**Universidad Politécnica de Madrid
Escuela Técnica Superior de Ingenieros
Aeronáuticos**

**BASES Y PROCESOS DE CERTIFICACIÓN DE
SISTEMAS AÉREOS NO TRIPULADOS**

Tesis Doctoral

Doctorando:
D. Jaime Cabezas Carrasco

Febrero de 2016

Universidad Politécnica de Madrid
Escuela Técnica Superior de Ingenieros
Aeronáuticos

Departamento de Aeronaves y vehículos Espaciales

BASES Y PROCESOS DE CERTIFICACIÓN DE
SISTEMAS AÉREOS NO TRIPULADOS

Tesis Doctoral

Doctorando:
D. Jaime Cabezas Carrasco

Director de la Tesis:
D. Rodrigo Martínez-Val Peñalosa

Febrero de 2016

POLITÉCNICA

Tribunal nombrado por el Sr. Rector Magfco. de la Universidad Politécnica de Madrid, el día.....de.....de 20....

Presidente:_____

Vocal: _____

Vocal:_____

Vocal:_____

Secretario:_____

Suplente:_____

Suplente:_____

Realizado el acto de defensa y lectura de la Tesis el día.....de.....de 20 ...
en la E.T.S.I. /Facultad.....

Calificación

EL PRESIDENTE

LOS VOCALES

*We few, we happy few, we band of brothers.
Henry V. Act 4, Scene 3
William Shakespeare*

AGRADECIMIENTOS

A Rodrigo por su dirección sabia, constante y atenta, a María y María Jesús por su ayuda, a mi familia por su paciencia durante el tiempo que no les he dedicado, y a los grupos de trabajo de los sistemas aéreos no tripulados desarrollados por el INTA, pioneros en España de estas tecnologías.

RESUMEN

El objetivo de la tesis es el de crear unas bases de certificación para sistemas aéreos remotamente pilotados teniendo en consideración los siguientes requisitos:

- 1) La base ha de tener una estructura similar a la existente para los aviones tripulados. De esta manera se favorecerá una futura convergencia entre las bases de certificación según las misiones realizadas y las tecnologías empleadas por aviones tripulados y pilotados a distancia vayan convergiendo. La CS 23 y FAR 23 van a ser modificadas en profundidad en un futuro inmediato. Se ha considerado la redacción de la nueva normativa propuesta.
- 2) Los requisitos han de considerar los cambios definidos por las autoridades que gestionan el espacio aéreo. En Europa es SESAR JU quien gestiona el proceso.
- 3) Los organismos reguladores de la aviación están emitiendo consejos y recomendaciones para permitir la operación de los RPAS en el espacio aéreo no segregado. Asimismo han establecido unos principios fundamentales en los que han de basarse las bases de certificación. Se analizarán los documentos publicados al respecto por OACI, FAA y EASA que han aumentado significativamente en 2015.
- 4) Los altos niveles de seguridad alcanzados por la aviación han sido principalmente conseguidos gracias a la existencia de unas bases de certificación que se han actualizado frecuentemente considerando la experiencia en el diseño y la operación. Esta experiencia en los RPAS es reducida pero puede aportar importante información de seguridad.

ABSTRACT

The Goal of the Thesis is to create a certification specification for remotely piloted systems (RPAS). The methodology used for the development of the standard considers the following constraints:

1. The Base shall be defined in a similar way as the standards used for manned aircraft of the same category. This procedure will make possible a future merging of the standards for manned and unmanned system. It is foreseen that the missions performed and the technology used will be similar in a near future. CS23 and FAR 23 are going to be completely modified in a near future. The changed proposed will also be considered.
2. The standards developed must consider all the changes that are being defined by the air traffic management authorities around the globe. In Europe the program is being managed by SESAR Joint Undertaking.

3. The regulatory organizations are providing technical advice and recommendations in order to permit the operation of the RPAS in non-segregated airspace. There has been a big amount of documentation issued in the last year by ICAO, EASA and FAA. The standards developed should consider and implement these requirements.
4. The high safety record obtained by the manned aviation has been mainly due to the continuous update of the certifications standards based on the experience. The experience in the design and operation of RPAS is reduced but can already provide important safety information.

Contenido

NOMENCLATURA	13
Capítulo 1 INTRODUCCIÓN	15
1.2 LINEAS GENERALES	17
1.3 CONTRIBUCIONES	19
1.4 ANÁLISIS DE INVESTIGACIONES RELACIONADAS	21
1.4.1 System level airworthiness tool (David A. Burke and Charles E. Hall Jr)	21
1.4.2 O. Hirling, F. Holzapfel. “Applicability of Military UAS Airworthiness regulations to civil fixed wing Light UAS in Germany”	22
1.4.3 Decision support for the safe design and operation of unmanned aircraft systems. Tesis doctoral de Reece A. Clothier. B.E AeroAV	23
1.4.4 La seguridad en la aviación y la OACI. Tesis doctoral de Jiefang Huang 2009	24
1.4.5 Propulsion system safety analysis Methodology for commercial Transport Aircraft. Tesis doctoral de Sara Knife.....	26
1.4.6 Thesis of L.A Ingham. “Considerations for a roadmap for the operation of unmanned aerial vehicles in South African Airspace”	27
1.5 CONDICIONANTES A PRIORI	30
1.5.1 El sistema futuro de gestión del espacio aéreo.....	30
1.5.2 Anexos y prácticas recomendadas de OACI.....	31
1.5.3 Iniciativas FAA y EASA.....	33
1.6 CONCLUSIONES	40
1.7 REFERENCIAS Capítulo I.....	42
Capítulo 2 REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA UAS	45
2.2 APLICACIÓN Y CUMPLIMIENTO (CAPÍTULO 2).....	46
2.2.1 Aplicación Territorial del reglamento del aire (Apartado 2.1.1 de las reglas del aire).....	46
2.2.2 Responsabilidades del piloto al mando (Apartado 2.3.1 del Anexo-2).....	46
2.2.3 Acciones pre-vuelo (Apartado 2.3.2 del Anexo 2).....	47
2.3 REGLAS GENERALES (CAPÍTULO 3 del Anexo 2).....	48
2.3.1 Alturas mínimas (Apartado 3.1.1 del Anexo 2)	48
2.3.2 Niveles de crucero (Apartado 3.1.3 del Anexo 2).....	49
2.3.3 Descensos en paracaídas (Apartado 3.1.6 del Anexo 2)	49
2.3.4 Vuelos en formación (Apartado 3.1.8 del Anexo 2)	50
2.3.5 Aviones Pilotados a distancia (Apartado 3.1.9 del Anexo 2).....	50
2.3.6 Prevención de colisiones (Apartado 3.2 del Anexo 2).....	50
2.3.7 Luces que ostentarán los RPA (Apartado 3.2.3 del Anexo 2).....	51
2.3.8 Planes de vuelo (Apartado 3.3 del Anexo 2).....	52

2.3.9 Señales (Apartado 3.4 del anexo 2).....	53
2.3.10 Hora (Apartado 3.5 del Anexo 2).....	54
2.3.11 Servicios de Control de tránsito Aéreo (Apartado 3.6 del Anexo2)	55
2.3. 12 Interceptación (Apartado 3.8 del Anexo 2).....	55
2.3.13 Apéndice 4 del anexo 2	57
2.3.14 Ver y evitar para RPAS	57
2.4 CONCLUSIONES	65
2.5 REFERENCIAS (Capítulo 2)	66
Capítulo 3 GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO (ATM)	67
3.2 GESTION DE TRÁFICO AEREO EN EUROPA. SESAR	68
3.2.1 Introducción	68
3.2.2 El concepto del sistema de gestión.....	70
3.2.3 Líneas de cambio esenciales contenidas en Plan Maestro	72
3.3 REQUISITOS A RPAS SEGÚN ATM	78
3.3.1 Requisitos a la planificación	78
3.3.2 Requisitos a la navegación	86
3.3.3 Requisitos a la Vigilancia.....	87
3.3.4 Requisitos a Comunicaciones.....	89
3.4 CONCLUSIONES DEL CAPÍTULO 3	94
3.5 REFERENCIAS CAPÍTULO 3	95
Capítulo 4 LEGISLACIÓN	97
4.1 CONVENIO DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL.....	97
4.2 CONVENIOS Y PROTOCOLOS CONTRA INTERFERENCIAS ILÍCITAS Y TERRORISMO	101
4.3 LEY 48/1960 DE 21 DE JULIO SOBRE NAVEGACIÓN AÉREA	103
4.4 CONCLUSIONES DEL CAPÍTULO 4.....	106
Capítulo 5 CERTIFICACIÓN	107
5.1 METODOLOGÍA EMPLEADA.....	107
5.1.1 Selección de la normativa de referencia.....	107
5.1.2 Análisis y adaptación de requisitos	108
5.2 FIABILIDAD DE SUBSISTEMAS.....	113
5.2.1 Condiciones de fallo.....	114
5.2.2 Corolarios del análisis de fiabilidad	119
5.3 EL FACTOR HUMANO EN LA OPERACIÓN DE LOS SISTEMAS AÉREOS PILOTADOS A DISTANCIA	123
5.3.1 Lecciones aprendidas	123
5.3.2 Principales funciones del operador	126
5.4 ESTRUCTURAS	133

5.4.1 Introducción	133
5.4.2 Permisibles de diseño	134
5.4.3 Procesos de certificación. Factores de seguridad en ensayos.....	137
5.4.4 Sistemas de Supervisión de salud estructural.....	140
5.5 CONTROL DEL VUELO.....	144
5.5.1 Introducción	144
5.5.2 Especificación de navegación	145
5.6 RADIO ENLACE	155
5.7 CONCLUSIONES DEL CAPÍTULO 5	157
5.8 BIBLIOGRAFIA (Capítulo 5)	158
Capítulo 6 CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN	159
6.1 SUBPARTE A - GENERAL.....	159
6.1.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte A del nuevo código CS-23...	159
6.1.2 Consideraciones sobre Sub-parte A-General de la STANAG 4671	166
6.2 SUBPARTE B. VUELO-ACTUACIONES.....	167
6.2.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte B Vuelo-Actuaciones del nuevo código CS-23.....	167
6.2.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Subparte B Vuelo-Actuaciones	173
6.2.3 Consideraciones del apartado de actuaciones según STANAG 4671.....	185
6.3 SUBPARTE B VUELO-CARACTERÍSTICAS DE VUELO	186
6.3.1 Análisis y propuesta de cambios en la Sub-parte B Vuelo-Características del vuelo del nuevo código CS-23	187
6.3.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Subparte B Vuelo-Características de vuelo	193
6.3.3 Consideraciones sobre Características de vuelo en STANAG 4671.....	226
6.4 SUBPARTE C- ESTRUCTURA	227
6.4.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte C Estructura del nuevo código CS-23.....	227
6.4.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Subparte C Estructura.....	231
6.4.3 Consideraciones respecto Sub-parte C Estructuras de STANAG-4671.....	259
6.5 SUBPARTE D DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN.....	261
6.5.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte D Diseño y construcción del nuevo código CS-23	261
6.5.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Subparte D Diseño y construcción	272
6.5.3 Consideraciones respecto a sub-parte D. Diseño y construcción de la STANAG 4671	280
6.6 SUBPARTE E PLANTA DE POTENCIA	281

6.6.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte E Planta de potencia del nuevo código CS-23.....	281
6.6.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Sub-parte E. Plantas de potencia	292
6.7 SUBPARTE F SISTEMAS Y EQUIPOS	299
6.7.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte F Sistemas y equipos del nuevo código CS-23.....	299
6.7.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Sub-parte F Equipos y sistemas.	310
6.7.3 Consideraciones respecto a sub-parte F Equipos de la STANAG 4671	330
6.8 SUBPARTE G LIMITES DE OPERACIÓN E INFORMACION.....	331
6.8.1 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Sub-parte G. Límites de operación e información.....	331
6.8.2 Consideraciones de límites de operación e información de la Norma STANAG-4671	348
6.9 CONCLUSIONES DEL CAPÍTULO 6 Y DE LA TESIS.....	349
6.10 BIBLIOGRAFÍA CAPITULO 6.....	351

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.5-1 Vuelo del SIVA en Corral de Ayllón (Segovia).....	39
Figura 2.3.14-1 Parámetros del modelo para tráficos en conflicto.....	61
Figura 2.3.14-2 Tiempo de impacto	62
Figura 2.3.14-4 Agudeza visual en función de excentricidad.	64
Figura 3.2.3.1 Rodadura del SIVA en Matacán (Salamanca)	77
Figura 3.3.4-1 Interfaces con ATM.....	89
Figura 5.2.1-1 Diagrama de fallo catastrófico.....	116
Figura 5.2.1-2 Diagrama de vuelo a zona de seguridad	116
Figura 5.2.2-1 Configuración y asignación de fiabilidades atendiendo al coste	121
Figura 5.2.2-3 Recuperación del SIVA Corral de Ayllón Segovia	122
Figura 5.3.2-1 Evaluación de planificación.....	127
Figura 5.3.2-2 Evaluación de control del vuelo.....	129
Figura 5.3.2-3 Evaluación de monitorización del vuelo.....	130
Figura 5.3.2-4 Tipos de actividades de los operadores	132
Figura 5.4.3-1 Fiabilidad para distintas cargas de ensayo (95% conf. n=1)	138
Figura 5.4.3-2 Fiabilidad para distintas duraciones de ensayo (95% de conf. n=1).....	139
Figura 5.4.3-3 Deformaciones registradas.....	141
Figura 5.4.3-5 Curvas Esfuerzos ciclos de vida. Obtenida de [10]	142
Figura 5.4.3-6 Ensayos estructurales Fuselajes del Sistema Diana.....	143
Figura 5.5.2-1 Frecuencia absoluta error horizontal de pilotaje. Subida.....	152
Figura 5.5.2-2 Frecuencia absoluta error vertical de pilotaje. Subida.....	152
Figura 5.5.2-3 Frecuencia absoluta error horizontal de pilotaje. Vuelo a nivel	152
Figura 5.5.2-4 Frecuencia absoluta error vertical de pilotaje. Vuelo a nivel.	152
Figura 5.5.2-5 Frecuencia absoluta error horizontal de pilotaje. Bajada.....	152

Figura 5.5.2-6 Frecuencia absoluta error vertical de pilotaje. Bajada.....	152
Figura 5.5.2-7 Frecuencia absoluta y error de control de velocidad (TAS) Subida.....	153
Figura 5.5.2-8 Frecuencia absoluta y error de control de velocidad (TAS) vuelo nivel	153
Figura 5.5.2-9 Frecuencia absoluta y error de control de velocidad (TAS) Bajada.....	154
Figura 5.5.2.10 Despegue del SIVA en Ferral de Bernesga (León).....	156
Figura 6.1.1.2-2 Corrección de dimensión longitudinal del área afectada	165
Figura 6.2.1.3-1 Requisitos derivados por fallo de motor	171
Figura 6.2.2.5-1 Determinación gradiente para fallo de motor en nivel 3	180
Figura 6.2.2.8-1 Determinación de gradientes para aterrizajes abortados (distancias m)	184
Figura 6.2.2.8-2 Superficies de transición, cónica y horizontal interna (dist. m).....	184
Figura 6.2.3-1 Lanzamiento del SIVA Corral de Ayllón (Segovia).....	185
Figura 6.3.2.1-1 Monitorización de fase de despegue	197
Figura 6.3.2.1-1 Monitorización de carrera de despegue	199
Figura 6.3.2.3-1 Monitorización del aterrizaje	205
Figura 6.3.2.9-2 Maniobra tirón simétrico	216
Figura 6.3.2.9-2 Admitancia índice	217
Figura 6.3.2.14-1 Forma en planta trayectoria MD5 (4.11.2003)	224
Figura 6.3.2.14-2 Distancia al piloto función del tiempo MD5 (4.11.2003).....	224
Figura 6.3.2.14-3 Forma en planta trayectoria MD6 (8.05.2006)	224
Figura 6.3.2.14-4 Distancia al piloto función del tiempo MD6 (8.6.2006).....	224
Figura 6.3.2.14-5 Forma en planta trayectoria ALO2 (13.07.2005)	225
Figura 6.3.2.14-6 Distancia al piloto función del tiempo ALO2 (13.07.2005).....	225
Figura 6.3.2.14-7 Forma en planta trayectoria ALO2 (22.06.2005)	225
Figura 6.3.2.14-8 Distancia al piloto función del tiempo ALO2 (22.06.2005).....	225
Figura 3.3.3-1 El SIVA en cabecera de pista Ferral del Bernesga	226
Figura 6.4.2.2-1 Deflexiones de timón de profundidad en función de la velocidad para diversos factores de carga.....	240
Figura 6.4.2.8-3 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas SIVA #5 1/3/2006. Ayllón.....	251
Figura 6.4.2.8-4 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas SIVA #5 28/2/2006. Ayllón.....	251
Figura 6.4.2.8-5 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas SIVA #7 21/1/2010. San Gregorio	251
Figura 6.4.2.8-6 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas SIVA #7 17/11/2009. El Teleno	251
Figura 6.4.2.8-7 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas ALO2 21.07.2004. San Gregorio.....	252
Figura 6.4.2.8-8 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas Diana. Mazagón	252
Figura 6.4.2.9-1 Aceleraciones registradas. Lanzamiento SIVA	256
Figura 6.5.3-1 Lanzamiento del Diana en El Arenosillo (Huelva).....	280
Figura 6.7.1.6-1 Susceptibilidades encontradas Receptor GPS. De referencia (15)	304
Figura 6.7.1.6-2 Susceptibilidad radiada Sistema SIVA. Rango (30-150 MHz)	304
Figura 6.7.1.6-3 Susceptibilidad radiada Sistema SIVA. Rango (400-1000 MhHz) ..	304
Figura 6.7.2.10-1 Estación de control SIVA y Terminal de datos en Tierra.....	330

LISTA DE TABLAS

Tabla 3.2.1 Objetivos SESAR Master Plan 2015 (Comparado con parámetros 2012) ..	69
Tabla 5.1.2.1-1 Porcentaje de fallos asignados a subsistemas	113
Tabla 5.2.1-1 Descripción de fallos.....	115
Tabla 5.2.1-2 Efectos de los fallos	115
Tabla 5.2.1-3 Modelo de fiabilidad motor.....	117
Tabla 5.2.1-4 Fallo por hora de vuelo Turbinas	118
Tabla 5.2.2-1 Impactos de rayos.....	122
Tabla 5.3.1-1 Tasa de fallos humanos por códigos (Referencia [5]).....	125
Tabla 5.4.2-1 Parámetro de forma en resistencia. Referencia [10]	136
Tabla 5.4.2-2 Parámetro de forma en fatiga. Referencia [10]	136
Tabla 5.5.1-1 Especificaciones de navegación.....	144
Tabla 5.5.2.3-1 Punto de visada para longitudes establecidas	148
Tabla 5.5.2.3-2 Anchura de pista aeródromo	149
Tabla 5.5.2.3-3 Precisiones horizontal y vertical EGNOS	149
Tabla 5.5.2.3-4 Errores 95% del pilotaje horizontal para semi-anchuras de pista	150
Tabla 5.5.2.3-5 Errores 95% del pilotaje vertical en función de longitud de pista	150
Tabla 5.5.2.3-6 Superficies limitadoras de obstáculos pistas de despegue	151
Tabla 6.1.1.2-1 Accidentes aviación con víctimas en tierra (tabla1)	163
Tabla 6.1.1.2-2 Accidentes aviación con víctimas en tierra (Tabla 2)	164
Tabla 6.2.2-1 Comparativa con CS23 (enmienda 4). Actuaciones	173
Tabla 6.3.2-1 Comparativa con CS 23. Características de vuelo	194
Tabla 6.4.2-1 General	232
Tabla 6.4.2-2 Cargas en vuelo	232
Tabla 6.4.2-3 Cargas en superficies y sistemas de control.....	233
Figura 6.4.2-5 Superficies verticales	233
Tabla 6.4.2-6 Alerones y dispositivos especiales	234
Tabla 6.4.2-6 Cargas en tierra	234
Tabla 6.4.2-7 Condiciones de aterrizaje de emergencia.....	234
Tabla 6.4.2-8 Evaluación de fatiga.....	235
Tabla 6.4.2.8-1 Comparación de modelos.....	252
Tabla 6.5.2-1 General	272
Tabla 6.5.2-2 Superficies de control.....	273
Tabla 6.5.2-3 Sistemas de control	273
Tabla 6.5.2-4 Tren de aterrizaje.....	274
Tabla 6.6.2.1-1 Especificaciones de aeronavegabilidad detallada. Plantas de potencia	294
Tabla 6.6.2.2-1 Requisitos específicos de aeronavegabilidad. Fuego en planta de potencia.....	297
Tabla 6.7.1-1 Probabilidad de fallos.....	300
Tabla 6.7.1-2 Efectos de fallos	301
Tabla 6.7.2-1 General	310
Tabla 6.7.2-2 Instalación de equipos e instrumentación	310
Tabla 6.2.7-3 Equipos eléctricos	311
Tabla 6.2.7-4 Sistemas de luces	311
Tabla 6.2.7-5. Sistemas de seguridad y equipos varios	312
Tabla 6.8.1-1 General	331
Tabla 6.8.1-2 Marcas y placas	332
Tabla 6.8.1-3 Manual de vuelo.....	332

NOMENCLATURA

ABAS	Air Based Augmentation System
ACAS	Airborne Collision Avoidance System
ACC	Area Control Centre
ADS	Airworthiness Design Standard; Autonomous Dependent Surveillance
AIO	Aeronautical Information Office
AIP	Aeronautical Aviation Publication
AIS	Aeronautical Information System
ALO	Avión Ligero de Observación
AMC	Acceptable Means of Compliance
APU	Auxiliary Power Unit
APV	Approach Procedure Vertical Guidance
ASM	Airspace Management
ASTM	American Society for Testing Materials
ATC	Air Traffic Control
ATFM	Air Traffic Flow Management
ATM	Air Traffic Management
ATS	Air Traffic System
BLOS	Beyond Line of Sight
CAS	Calibrated Airspeed
CS	Certification Standard
EAS	Equivalent Airspeed
EASA	European Aviation Safety Agency
EEUU	Estados Unidos de América
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service
ETSIA	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FBG	Fibre Bragg Grating
FIR	Flight Information Region
FMEA	Failure Modes Effects Analysis
FMECA	Failure Modes Effects and Criticality Analysis
FOD	Foreign Object Debris
FOV	Field of View
FTA	Failure Tree Analysis
FUA	Flexible Use of Airspace
GBAS	Ground Based Augmentation System
GCS	Ground Control Station
GM	Guidance Material
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
HFACS	Human Factor Analysis and Classification System
IFR	Instrumental Flight Rules
IGFR	International Geomagnetic Reference Field
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
ITRS	International Terrestrial Reference System
LOS	Line of Sight
MoD	Ministry of Defence

CAPITULO 1. INTRODUCCION

MTOW	Maximum Take-off Weight
NOTAM	Notice to Airman
NPA	Notice of Proposed Amendment
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OPA	Optionally Piloted Aircraft
OTAN	Organización del Tratado del Atlántico Norte
PHA	Preliminary Hazards Analysis
PIB	Pre-flight Information Bulleying
PRNAV	Precision Area Navigation
QNH	Query Nautical Height
RNAV	Area Navigation
RPA	Remotely Piloted Air vehicle
RPAS	Remotely Piloted Aerial System
RPV	Remotely Piloted Vehicle
SARPS	Standards and Recommended Practises
SBAS	Space Based Augmentation System
SESAR	Single European Sky ATM Research
SHM	Structural Health Monitoring
SIVA	Sistema Integrado de Vigilancia Aérea
SSR	Secondary Surveillance Radar
STANAG	Standardization Agreement
SWIM	System Wide Information Management
TAS	True Airspeed
TC	Telecomando
TCAS	Traffic Collision Avoidance System
TM	Telemedida
TMA	Terminal Manoeuvre Area
UAS	Unmanned Aerial Vehicle
UAV	Unmanned Aerial Vehiche
UTC	Coordinated Universal Time
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VLA	Very Light Aircraft
VMC	Visual Meteorological Conditions
WAAS	Wide Area Augmentation System
WAM	Wide Area Multilateration
WGS	World Geodetic System
WMM	World Magnetic Model

Capítulo 1

INTRODUCCIÓN

“Los drones ofrecen nuevos servicios y aplicaciones que van más allá de la aviación tradicional y prometen realizar los servicios existentes de una manera más económica y más respetuosa con el medio ambiente. Ellos son una verdadera tecnología transformadora” (Declaración Riga. Marzo 2015).

Los sistemas aéreos tripulados remotamente y sus tecnologías asociadas han experimentado un sorprendente auge y una relativa madurez en los últimos años. Este avance ha propiciado que su empleo deje de ser exclusivo para misiones militares y se comiencen a ofrecer para propósitos civiles una “miríada de nuevos servicios” [1]. El dominio de las tecnologías asociadas a estos sistemas va a ser la clave para la futura competitividad de la industria aeronáutica. Sin embargo son los aspectos regulatorios los que están impidiendo que estos sistemas puedan desarrollar toda su potencialidad.

Los altos niveles de seguridad alcanzados en la aviación son en buena parte debidos a una normativa y unos procesos de certificación que están siendo constantemente actualizados y mejorados con la experiencia. La carencia de normativa para certificar los sistemas aéreos pilotados remotamente y la incipiente y poco armonizada regulación establecida para poder operarlos [2], impiden sobremanera el desarrollo y la validación de estos sistemas y sus tecnologías, que son las bases en las que se asienta la certificación. La situación actual es de estancamiento y puede considerarse como la de la pescadilla que se muerde la cola.

En los desarrollos de los sistemas aéreos no tripulados, las enseñanzas y su realimentación en el proceso han sido hasta la fecha muy reducidas y, como declara EASA [3], “emergerán códigos dedicados según se gane experiencia en la certificación de UAS”. La situación de interinidad en las bases de certificación es similar en el resto de países y áreas analizadas [4 y 5]. La normativa militar existente para aviones no tripulados [6] es una adaptación muy directa de los estándares empleados para los aviones convencionales y por ello no aprovecha la capacidad de los sistemas aéreos no tripulados.

CAPITULO 1. INTRODUCCION

EASA ha definido cuatro principios [7] para establecer las bases de certificación de los sistemas no tripulados. A estos cuatro criterios, que son los cuatro primeros de los abajo listados, se van a añadir en esta tesis dos criterios adicionales que matizan y condicionan el resultado final.

- ✓ **Imparcialidad**: La regulación debe ser justa, consistente y equitativa con todos los regulados. Siempre que sea posible se aplicarán las regulaciones y procedimientos existentes para los aviones tripulados.
- ✓ **Equivalencia**: Los estándares de regulación de la aeronavegabilidad no serán ni más ni menos exigentes que los que se aplican a aviones tripulados comparables.
- ✓ **Responsabilidad**: Las bases legales han de ser claramente definidas de modo similar a lo realizado para aviones tripulados. Se consideran diseño, fabricación, operación y mantenimiento.
- ✓ **Transparencia**: Los UAV habrán de operar en la medida de lo posible dentro del sistema de gestión de espacio aéreo actual.
- ✓ **Oportunidad**: Se favorecerán las características del diseño y los procedimientos que estén en línea con las estrategias del cambio establecidas por las autoridades aeronáuticas. Se propondrán alternativas más exigentes en algunos conceptos si el esfuerzo en el cumplimiento es compensado por los beneficios obtenidos.
- ✓ **Convergencia**: Las normativas para los RPAS y los aviones convencionales han de ser inicialmente diferentes (al menos los requisitos detallados). Sin embargo a medida que evolucione la tecnología y que aumenten la experiencia y fiabilidad de este tipo de sistemas, las misiones realizadas y las tecnologías empleadas serán similares y ambas normas deberían de converger. Para facilitar este proceso se propone utilizar la misma estructura que la normativa para los aviones tripulados.

1.2 LINEAS GENERALES

La experiencia en el diseño y operación de los sistemas aéreos no tripulados es reducida pero existente. El objetivo de este estudio es el ayudar en el proceso de mejora de la incipiente normativa publicada. Para ello se procederá a:

- Introducir en los requisitos y en el proceso de certificación unos condicionantes a priori considerando:
 - o Estrategias de cambio definidos por SESAR [8] en el sistema de gestión del espacio aéreo.
 - o Legislación y reglamentación aplicables. Se revisará la legislación internacional aplicable [9] derivando requisitos y responsabilidades a los sistemas y a los operadores, y el Reglamento de Circulación Aérea [10], que establece las reglas de operación de los aviones sean o no tripulados.
 - o Cambios programados en la normativa actual de certificación Part 23 y CS-23 [11] y [12].
 - o Diversa documentación publicada por EASA y FAA en relación con la certificación y operación de los RPAS.
- Analizar los requisitos de las bases de certificación existentes [13] y adaptarlos, si ello es posible, utilizando criterios más acordes con el diseño y operación de los sistemas no tripulados. Alguno de los problemas que se pretende abordar han sido esbozados por publicaciones especializadas [14]. Para ello se desarrollará y empleará una metodología en este estudio que pretenderá favorecer el desarrollo de sistemas más eficientes sin disminuir por ello los objetivos de seguridad exigidos.
- Aportar al proceso de certificación la experiencia y los criterios obtenidos por el autor de este estudio, en el diseño, operación y certificación de los sistemas aéreos no tripulados desarrollados por el INTA desde el año 1992.
- Establecer requisitos a los subsistemas que son específicos de los RPAS y que en consecuencia no han sido nunca contemplados en la certificación de la aviación tripulada. En concreto se considerarán el subsistema de comunicaciones entre la estación de control y el avión, los subsistemas de lanzamiento y recuperación y el subsistema de potencia eléctrica cuyo grado de criticidad es mayor en un RPA.

Analizados los condicionantes externos y una vez establecidos y justificados los requisitos a priori, se analizará cada artículo de la normativa existente. Se comprobará su aplicabilidad a los UAS y se establecerán nuevos criterios y valores si con ello se mejora la seguridad o se obtiene un producto más competitivo.

Una normativa considera todos los aspectos del diseño, operación y mantenimiento de la aeronave. No en todos los apartados se han obtenido los cambios o avances señalados en el párrafo anterior. Aun así, estos apartados también se han introducido en este trabajo para de este modo conseguir que la normativa sea completa.

CAPITULO 1. INTRODUCCION

En los procesos y bases de certificación propuestos se premiará la excelencia en el diseño rebajando en consecuencia los requisitos establecidos y se considerarán avances significativos en la monitorización de la salud estructural de las aeronaves y en los sistemas de navegación y vigilancia. Esto reducirá los costes de fabricación y certificación y favorecerá el desarrollo de sistemas más eficientes.

1.3 CONTRIBUCIONES

El objetivo de este estudio es el de establecer unas bases y procesos de certificación para sistemas RPAS, basadas en la experiencia, que sean completas y compatibles con los objetivos de cambio iniciados por las autoridades certificadoras a nivel mundial. El objetivo global es en sí una contribución ya que las bases de certificación existentes (STANAG 4671 (150kg<MTOW<20000kg) y STANAG 4703(MTOW<150kg) no cumplen con ninguno de los criterios que se han considerado para el desarrollo de la tesis:

- No están basadas en las propuestas de cambio establecidas recientemente por la CS23 y FAR 23 ya que son muy anteriores a esta iniciativa.
- Tampoco incluyen las directrices y recomendaciones emitidas por OACI en el Manual para RPAS publicado en marzo de 2015 por ser muy anteriores a la publicación
- No incluyen los cambios que están definiéndose para el próximo sistema de gestión del espacio aéreo.
- En muchos apartados de la normativa son una copia demasiado directa de la normativa civil que no aprovecha las posibilidades de los sistemas RPAS para conseguir sistemas más eficientes y seguros.

Adicionalmente se han aportado las siguientes contribuciones:

1) Se han desarrollado requisitos de certificación para subsistemas y funcionalidades que son únicos de los sistemas aéreos pilotados remotamente. Los requisitos impuestos se apoyarán con experiencias y datos obtenidos durante en el desarrollo y operación de estos sistemas por el autor de esta tesis. Estos subsistemas y funcionalidades comprenden el enlace de datos ascendente y descendente, lanzamiento, recuperación y sistemas de control de vuelo para sistemas tripulados remotamente.

2) Desarrollada una metodología original con el objetivo de analizar y condicionar la aplicación de los requisitos impuestos a los aviones tripulados a los sistemas no tripulados. Adicionalmente esta metodología incluye herramientas originales:

- Siguiendo un esquema similar al empleado en las gráficas Cooper-Harper se establecen criterios para evaluar las cualidades del sistema para ser operado con seguridad. Esta herramienta considera las principales funciones que ha de realizar un operador de sistemas no tripulados y que se engloban en Planificación, Control y Monitorización.
- Mediante el desarrollo de árboles de fallos, se asignan fiabilidades a los subsistemas, pudiéndose extraer conclusiones relevantes en la configuración de la aeronave.

3) Se ha desarrollado un modelo original semi-empírico que permite determinar las características que han de tener los aviones pilotados remotamente equiparando las consecuencias de los daños provocados con respecto de los tripulados. De este modo se determinan los distintos niveles de seguridad para ambos tipos de aviones.

CAPITULO 1. INTRODUCCION

4) Se han justificado unos requisitos que permiten dotar a los sistemas no tripulados de la capacidad de ver otros tráficos, con igual grado de cumplimiento que los de un piloto embarcado. Esta es una función crítica que está impidiendo la integración plena de estos sistemas en el espacio aéreo no segregado.

5) Se ha realizado una novedosa definición de conceptos y parámetros que son clave en las bases y procesos de certificación: Nueva definición de la velocidad de pérdida y de la velocidad de maniobra para RPAS. La velocidad de pérdida es uno de los conceptos fundamentales de la certificación y la definición original realizada es más completa y segura que las definiciones existentes. Asimismo se ha realizado un nuevo enfoque en los requisitos de actuaciones considerando como principal factor de seguridad el evitar daños a personas y propiedades en tierra.

6) Se han establecidos nuevos criterios para certificar las estructuras de los RPAS. Estos criterios incluyen factores de seguridad definidos y justificados cuantitativamente y consideran la integración de sistemas de seguridad como son la terminación de vuelo y la integración de paracaídas.

7) Se imponen requisitos a la supervisión de la aeronave por un observador externo que puede controlar la aeronave manteniendo contacto visual. Esta funcionalidad está adquiriendo mucha relevancia para las operaciones de RPAS de todas las categorías.

1.4 ANÁLISIS DE INVESTIGACIONES RELACIONADAS

1.4.1 System level airworthiness tool (David A. Burke and Charles E. Hall Jr)

La investigación analizada [15] y [16], está centrada en la generación de una herramienta que permite a los diseñadores del sistema y a los responsables de certificación determinar los requisitos que han de satisfacer los UAS de un peso entre el rango de 2 y 350 lb para operar sobre regiones pobladas de Estados Unidos.

La metodología propuesta está basada en la determinación de los casos de fallos catastróficos y críticos utilizando un análisis FMECA (Failure Modes, Effects and Criticality Analysis) para los principales componentes del sistema y aspectos específicos de seguridad. El diseñador verifica el cumplimiento de los requisitos que evitan o reducen los modos de fallo establecidos (Análisis, ensayos o ensayos en vuelo) y cuantifica el grado de confianza considerando el método de verificación y el grado de similitud con los requisitos establecidos para la aviación tripulada y con los métodos de verificación exigidos para la aviación tripulada. Esa cuantificación permite establecer si los componentes principales y la seguridad alcanzan un valor mínimo establecido según el espacio sobrevolado. Ese valor mínimo se determina imponiendo que la probabilidad de ocasionar una víctima mortal sea de 10^{-7} por cada hora de vuelo del sistema considerando densidad de población y área afectada en el caso de caída.

Aunque los RPAS objetivo de la investigación de Burke son distintos a los planteados en la presente tesis, se han obtenido las siguientes conclusiones:

- En la tesis que se está desarrollando se pretenden alcanzar los mismos valores de seguridad que la aviación tripulada, siguiendo para ello las directrices de EASA en la categoría de “Certificados” estos valores no se reducirán según el espacio sobrevolado. De esta manera:
 - o Se mantiene la estructura y el enfoque que para la aviación tripulada. Así se facilitaría una no improbable convergencia en las bases de certificación y en el tipo de misiones realizadas incluyendo la de transporte de personas.
 - o Se aprovechan directamente las enseñanzas y experiencias implícitas y constantemente actualizadas de la normativa para la aviación tripulada.
- En la tesis que se está desarrollando se va a proponer un modelo de daños a terceros semi-empírico que incluye la masa y velocidad del avión así como los efectos provocados a personas en tierra. Este modelo no se empleará para establecer el nivel de seguridad según el espacio sobrevolado, si no para considerar un aumento de peso del avión compensando la actual ausencia de tripulantes.

1.4.2 O. Hirling, F. Holzapfel. “Applicability of Military UAS Airworthiness regulations to civil fixed wing Light UAS in Germany

Hirling analiza [17] la aplicabilidad a los UAS civiles de las regulaciones de aeronavegabilidad generadas para los UAS militares. El autor declara un especial interés en los de peso inferior a 150 kg ya que la responsabilidad de la regulación será de las autoridades de cada nación, lo que dificultará la armonización en las regulaciones (de operación y de aeronavegabilidad). Este supuesto ha cambiado. Según ha publicado EASA, también los RPAS de peso inferior a 150 kg serán regulados por la Agencia. La Comisión Europea introducirá los respectivos cambios legislativos en Noviembre de 2015.

El autor declara asimismo que “la comunidad de los UAS debe enfrentarse a un espacio aéreo sobresaturado y a una estructura regulatoria apabullante que se ha ido generando con los años para la aviación tripulada”.

El autor resume a su vez las iniciativas y documentos publicados sobre los UAS por OACI, FAA y EASA. Desde el año 2012 en el que publicó su estudio, se han producido actualizaciones significativas que serán actualizadas en los apartados 1.5.2 y 1.5.3 de la tesis que se está desarrollando.

La OTAN ha generado dos estándares de certificación la STANAG 4671 para sistemas con un peso entre 150 y 20.000 kg y la STANAG 4703 para sistema con un peso inferior a 150 kg pero con una energía de impacto superior a 66 J.

- STANAG-4671: adaptación de la CS-23 con el objetivo de que los sistemas no tripulados ganen fiabilidad. El autor destaca los aspectos más significativos de la norma. En concreto los valores de fiabilidad y definición de condiciones de fallo, la importancia de un sistema de terminación de vuelo y principalmente el peso máximo cubierto dentro de la normativa.
- STANAG-4703: Esta normativa se ha elaborado en forma y fondo de manera completamente distinta a la 4671. Se han elaborado una columna de requisitos generales, otra columna de argumentos que desarrolla como cumplir los argumentos esenciales y una tercera columna exponiendo medios aceptables para garantizar el cumplimiento. El autor destaca principalmente el apéndice 5 que relaciona la probabilidad de fallos acumulada con la masa del vehículo. La posibilidad de cada fallo catastrófico se calcula dividiendo la acumulada por el número de posibles fallos catastróficos.

Diferencias de la publicación analizada con respecto de la tesis que se está desarrollando:

- En la tesis en desarrollo se van a actualizar y analizar los documentos publicados al respecto por OACI, FAA y EASA.
- En la tesis en desarrollo se va a definir y justificar el peso máximo que podría emplearse para UAS considerando el hecho de no llevar personas a bordo. Este

modelo implica un solo escenario de caída y compensa el potencial número de víctimas en tierra con las que produciría un avión tripulado.

- El objetivo de la tesis en desarrollo es el de analizar la propuesta de cambio de la CS-23 y adaptarla a los UAV. También se generarán normativas específicas de diseño (ADS) para los UAS (cubriendo lo actualmente tratado por la CS-VLA y CS-23) realizando una aplicación menos directa que la realizada por la STANAG 4671 sin por ello aumentar el riesgo de daños a personas y propiedades. Esto facilitará una futura convergencia entre las normativas para aviones tripulados y no tripulados.

1.4.3 Decision support for the safe design and operation of unmanned aircraft systems. Tesis doctoral de Reece A. Clothier. B.E AeroAV

Tal y como se refleja en el capítulo de introducción de su tesis [18], el uso con mayor libertad del espacio aéreo por parte de los sistemas no tripulados sólo se producirá con el desarrollo de un marco de regulaciones que proporcionen como mínimo un nivel de seguridad equivalente (CAA, 2008; DoD, 2007; JAA/Eurocontrol, 2004).

El aparente consenso de los grupos de regulación es que dichas bases de regulación deberían estar basadas en las existentes para los aviones pilotados convencionalmente en una categoría equivalente. Esta aproximación está basada en la premisa de que aplicando una normativa equivalente se traduciría en un nivel equivalente de seguridad. El autor es crítico a esta aproximación debido a las diferencias fundamentales existentes entre los aviones convencionales y los no tripulados. Esas diferencias incluyen diferencias en riesgos asociados, filosofías de diseño, aplicaciones, conceptos operacionales y diferencias sociales y políticas entre ambas tecnologías.

El autor indica que tal y como señala ICAO, la política y las funciones regulatorias de las autoridades del espacio aéreo firmantes de la convención de Chicago deberían de seguir un proceso de gestión del riesgo (Risk Management Process). Este RMP definido en ISO 31000:2009 (ISO, 2009A) es intencionadamente generalista y extremadamente de muy alto nivel por lo que no proporciona guías a como puede ser aplicado al desarrollo de regulaciones de seguridad para los UAS. Ese es precisamente el objetivo principal de su tesis. Este objetivo principal lo descompone en otros sub-objetivos parciales:

- ¿Cómo especificar los objetivos de seguridad para los UAS?
- ¿Qué es seguridad, como puede medirse y como se relaciona con los UAS?
- ¿Cómo modelizar los riesgos de la operación de UAS sobre áreas habitadas?
- ¿Cómo estructurar la regulación de aeronavegabilidad para UAS?

En la tesis que se está desarrollando se pretende conseguir un marco lo más similar posible para la certificación de los UAS que los ya existentes para los aviones convencionalmente pilotados. Eso tiene las ventajas ya señaladas de utilizar la experiencia obtenida en décadas de operación y en facilitar la futura y posible convergencia de las tecnologías y de las operaciones. Adicionalmente la nueva estructura y redacción de la CS-23 va encaminada a facilitar la introducción de cambios

CAPITULO 1. INTRODUCCION

y nuevas tecnologías en los aviones tripulados. Esto sin duda apoya las principales supuestos de la tesis. Adicionalmente se pretende establecer los requisitos de diseño específicos (ADS) considerando, algunas de las diferencias expresadas por Recce:

- 1) Tecnológica- Nuevos o complejos sistemas y arquitecturas (radio-enlace, automatismo, inteligencia artificial ...)
- 2) Actuaciones- Diferencias en actuaciones y capacidades
- 3) Operaciones-
- 4) Humanas- roles y comportamiento del personal, interfaz hombre máquina...
- 5) Sociológicas- aceptación de la sociedad a los UAS y el riesgo...
- 6) Condicionantes comerciales-
- 7) Integración en el espacio aéreo.

1.4.4 La seguridad en la aviación y la OACI. Tesis doctoral de Jiefang Huang 2009

El propósito de la tesis de Huang [19] es el de explorar desde un punto de vista legal el mandato asignado a OACI. En su estudio no analiza las implicaciones que la operación de los UAS tendrá en la seguridad de la aviación civil internacional. En este sentido las aportaciones e investigaciones de J. Huang serán empleadas en la tesis en desarrollo considerando dos objetivos:

- Derivar requisitos a priori que pudieran establecerse para la certificación de UAS. Estos requisitos no sólo se extraen de las normas y prácticas recomendadas, sino también de los mismos convenios internacionales aprobados por la OACI.
- Considerar que aspectos de la convención de Chicago serían susceptibles de modificación o bien que características en el diseño de los RPAS deberían modificarse para considerar su empleo en la aviación civil internacional.

En los siguientes puntos van a resumirse las principales conclusiones de Huang y su implicación en la presente Tesis.

Definiendo la seguridad de la aviación considerando el interés global

La seguridad en la aviación se consigue según OACI “cuando no existen riesgos inaceptables de producir lesiones a las personas y daños a las aeronaves o a las propiedades”. El autor considera que la seguridad requiere una aproximación multidisciplinar: técnica, económica, de gestión y de legislación. Pero cada estado soberano sujeto a las obligaciones impuestas por la convención de Chicago y otras fuentes de leyes internacionales, ha de legislar en sus áreas de competencia. Por lo tanto en última instancia la seguridad es un asunto de legislación e implementación.

La OACI, como agencia de las Naciones Unidas especializada en aviación, es la guardiana de la seguridad de la aviación civil internacional responsable global de la gestión y toma de decisiones de los riesgos de la aviación civil.

CAPITULO 1. INTRODUCCION

- El convenio de Chicago estableció una **estructura legal** para regular la seguridad.
- Se puso el énfasis en estándares internacionales que una vez adoptados por el Consejo de OACI **pasan a ser aplicables** a todos los miembros excepto en aquellos estados que notifiquen que no puede satisfacerlos.
- El convenio creó un marco institucional, la OACI, para establecer las **regulaciones que afectan a la seguridad**. Estas se implementan en anexos (estándares internacionales y prácticas recomendadas) que están siendo constantemente renovados.

OACI promueve la seguridad técnica y operacional de la aviación mediante una serie de mecanismos:

- Estableciendo que la responsabilidad en la vigilancia de la seguridad recaiga en cada estado soberano.
- Adoptando estándares internacionales y prácticas recomendadas
- Estableciendo e implementando programas de auditorías para verificar que los estados cumplen con los estándares y prácticas recomendadas.

Vigilancia

El artículo 17 del convenio de Chicago establece un principio fundamental. “Los aviones tienen la nacionalidad del estado en el que han sido registrados” El concepto de registro supone responsabilidades y obligaciones para el estado (El artículo 83 bis permite que estas obligaciones podrían recaer en el estado del operador):

- Asegurarse de que el avión cumple las reglas del aire en los vuelos y en las maniobras, persiguiendo los incumplimientos (Artículo 12 Convenio Chicago).
- Entregar, o validar un certificado de aeronavegabilidad a los aviones que realicen vuelos internacionales (Artículo 31). Se ejercerá vigilancia continua.
- Entregar o validar certificados de competencia y licencias al piloto y otros miembros de la tripulación operativa (artículo 32). Se ejercerá vigilancia continua.
- Entregar licencias para instalar, operar y utilizar los aparatos de transmisión de radio de los aviones. (Artículo 30).
- Otros: asistencia a aeronaves con dificultades, investigación de accidentes, establecer jurisdicción en delitos y actos cometidos en el avión (artículos 25 y 26).

La responsabilidad de ejercer una supervisión también afecta en cierta manera al estado en cuyo territorio está operando el avión. En concreto:

- Cumplimiento de las reglas del aire (Art 12)
- Asistencia a la aeronave en caso de necesidad (Art 25)
- Investigación en caso de accidente (Art 26)
- Inspección de certificados y otra documentación obligatoria al aterrizar o antes de despegar. (Art 16)
- Y tanto como sea posible, proporcionar en su territorio aeropuertos, servicios de radio, servicios meteorológicos, servicios de gestión de tráfico aéreo, instalaciones de navegación, servicios de Rescate que faciliten la navegación internacional según los estándares y prácticas recomendadas (Art. 28).

CAPITULO 1. INTRODUCCION

Aunque el estado puede ceder parte de las actividades a otro estado, organización internacional o empresa, el estado es responsable último en su territorio del cumplimiento. Esto incluiría los servicios GNSS para la navegación aérea.

Estándares internacionales y prácticas recomendadas

En numerosas provisiones del convenio de Chicago **obliga a los estados contratantes a cumplir sus responsabilidades** “de acuerdo con los procedimientos que pueda recomendar OACI”. Son estándares internacionales y prácticas recomendadas. Estos SARPS se generan y modifican considerando Uniformidad, Fiabilidad y Asequibilidad.

Los estándares internacionales son especificaciones de características físicas, configuraciones, materiales actuaciones, personal o procedimientos cuyo cumplimiento se reconoce como *necesario* para la seguridad o la regulación de la navegación aérea internacional a los cuales se ajustarán los estados miembros; en el caso de imposibilidad de cumplimiento, la notificación a la OACI es obligatoria bajo el artículo 38 de la Convención.

Las prácticas recomendadas “...se reconoce como deseable en el interés de la seguridad, regulación o eficiencia de la navegación aérea y a las cuales se esforzará en ajustarse los estados miembros de acuerdo con la convención”. **Las resoluciones de OACI tienden a difuminar las diferencias entre estándares y prácticas recomendadas.**

En el presente estudio se considerarán los Anexos de la OACI como vinculantes en aquellos estados en los que no exista notificación a la OACI en contra.

Reforzar la seguridad de la aviación frente a las interferencias ilícitas

El autor evalúa en este capítulo los tratados e instrumentos desarrollados por OACI para combatir las acciones terroristas y otras interferencias ilícitas. Los cinco serán analizados en el capítulo 4.2 de la tesis considerando su aplicabilidad a los UAS y aquellos aspectos que deberían considerarse para evitar el potencial uso terrorista de los sistemas aéreos no tripulados.

1.4.5 Propulsion system safety analysis Methodology for commercial Transport Aircraft. Tesis doctoral de Sara Knife

La autora presenta una tesis [20] sobre análisis de seguridad de los sistemas de propulsión que son normalmente requeridos por la autoridad certificadora. En el estudio propone y desarrolla una nueva metodología para la certificación desarrollando los siguientes temas:

CAPITULO 1. INTRODUCCION

- Los objetivos del análisis de seguridad son: convencer a las autoridades de certificación, descubrir debilidades del diseño antes de su entrada en servicio, prevenir los riesgos y minimizar sus consecuencias.
- Evaluación de las técnicas y procedimientos habitualmente utilizados en la industria para realizar el análisis: Análisis preliminar de riesgos (PHA), Valoración de fallos funcionales (FHA), Análisis de efectos de modos de fallo (FMEA), análisis de árbol de fallos (FTA), técnicas de estimación de fiabilidad
- Se comparan los estudios realizados antes de la entrada en servicio de varios turbo-fanes de altos índices de derivación empleados en la aviación comercial con los valores reales obtenidos durante la vida operativa. Se Concluye que las predicciones producen valores de fiabilidad varios órdenes de magnitud inferiores a los realmente obtenidos en la flota y que no aciertan ni en los componentes que fallan ni en los tipos de fallos acaecidos.
- Se propone una nueva metodología. Identificar y centrar los análisis en los fallos considerando la experiencia en servicio de motores similares. Se analizan la secuencia de fallos que ha ocasionado el accidente y como podrían haberse evitado. Se consideran la interacción del hombre con el sistema de propulsión como un elemento importante a analizar ($1.1 \cdot 10^{-7}$). Se estima la fiabilidad basándose en desarrollos similares previos.
- Se aplica la nueva metodología a motores de nueva generación comparando las predicciones con los valores reales obtenidos en servicio.

El estudio analizado va a ser empleado en la tesis que se está desarrollando considerando los siguientes conceptos:

- Se justificará el empleo de la herramienta de árbol de fallo para establecer una arquitectura de subsistemas válida para los desarrollos de los sistemas aéreos no tripulados.
- Se utilizarán los valores de fiabilidad alcanzados en los sistemas de propulsión para asignar fiabilidades a principales bloques que componen los UAS según su configuración. Por ejemplo el apagado del motor en vuelo presenta una tasa de fallos en servicio de 160/millón de horas de operación (en una flota que ha alcanzado su madurez operativa).
- Emulando parte de la metodología propuesta por la autora, se señalarán en un capítulo los fallos que afectan a la seguridad de los UAS. Se utilizarán datos publicados en artículos y la experiencia del autor de este estudio. También se considerarán los fallos en los que el factor humano ha sido determinante.

1.4.6 Thesis of L.A Ingham. “Considerations for a roadmap for the operation of unmanned aerial vehicles in South African Airspace”

El objetivo de su tesis [21] es realizar un análisis de las iniciativas a nivel internacional (documentación y lecciones aprendidas) en la creación de regulaciones y estándares para los UAS. El autor califica la situación actual de estancamiento: Las autoridades necesitan evidencias de que los UAS tienen un nivel aceptable de seguridad antes de

CAPITULO 1. INTRODUCCION

generar las regulaciones y estándares y las industrias esperan la existencia de las especificaciones y regulaciones antes de desarrollar y vender tecnología certificada.

El autor establece que para acceder al espacio aéreo, los UAS tendrán que integrarse en la estructura regulatoria existente para la aviación tripulada hasta que dicha estructura evolucione y se creen nuevas políticas y regulaciones para los UAS. El autor declara que “debido a que generar las regulaciones y estándares con inmediatez parece difícil e improbable, una aproximación más apropiada sería utilizar los UAS en áreas específicas mientras se desarrollan las tecnologías habilitantes. Según madure la tecnología y se evidencie la seguridad alcanzada, se ampliarán incrementalmente las áreas en las que se permitirá la operación de UAS”. El resto de la hoja de ruta “consiste en fijar los procesos a seguir para certificar los UAS y generar las regulaciones del espacio aéreo que los UAS tienen que cumplir para operar en el mismo espacio que los aviones tripulados”.

Se hace notar que este es el enfoque propuesto y desarrollado en la presente tesis. Adaptarse a lo existente en regulación y normativa pero proponiendo alternativas en aquellos aspectos que los UAS no pueden cumplir. El objetivo adicional que se persigue es el facilitar una futura convergencia con la aviación tripulada. Según se estudiará en los correspondientes capítulos, los cambios ya establecidos para el espacio aéreo van a requerir unos procedimientos y tecnologías más propias de los UAS que de los aviones tripulados actuales.

En el capítulo 2 Ingham resume las iniciativas existentes en el año 2008 sobre regulaciones y estándares de aeronavegabilidad para UAS. Como se ha citado previamente en los apartados 1.5.2, 1.5.3 se ha actualizado la documentación.

Adicionalmente el autor presenta algunos problemas que han serán abordados en otros capítulos de la presente tesis.

- Reglas del aire considerando la irrupción de UAS para la aviación tripulada y el cumplimiento de las reglas por parte de los UAS.
- Integridad del enlace entre estación y avión. Dependencia con el grado de autonomía alcanzada.
- Evitación de colisiones
- Responsabilidades y autonomía
- Terminación de vuelo y contingencias
- Aeronavegabilidad continuada
- Monitorización del sistema.
- Gestión de tráfico aéreo.
- Estaciones de control.
- Competencias del operador según el grado de automatismo.
- Seguridad

En el capítulo 2.5 se realiza un breve resumen de los estándares relacionados con el diseño operación y mantenimiento de los UAS. Esta información va a ser actualizada y en algunas materias analizadas en la presente tesis.

En el capítulo 3.1 del trabajo analizado se establece que para para priorizar y enfocar los esfuerzos en la generación de regulaciones y estándares es necesario centrarse en

CAPITULO 1. INTRODUCCION

aquellas aplicaciones de los UAV que tienen la mayores oportunidades de éxito. Se requiere identificar los requisitos de los potenciales inversores. Con posterioridad ambas regulaciones deberán converger.

Esa es la estrategia prevista en el presente estudio, facilitar una futura convergencia en tecnologías y misiones entre aviones tripulados y no tripulados tomando para ello la experiencia recogida en las normas durante décadas de vuelos tripulados y añadiendo la experiencia aún escasa pero existente que existe de operaciones de sistemas tripulados. Esa futura convergencia únicamente se alcanzaría mediante regulaciones y normativas comunes. La modificación prevista de la FAR-23 y CS-23 facilitará esta aproximación.

En el capítulo 4 del trabajo analizado se han señalado particularidades en relación con los ensayos en vuelo:

- La correcta planificación de los ensayos puede acelerar el proceso de certificación debido a que los datos son obtenidos sistemáticamente.
- La regulación de la aviación tripulada ha evolucionado según las enseñanzas obtenidas en la investigación de los accidentes. La divulgación es esencial.
- Los procedimientos estándar de los ensayos en vuelo.
- La validación de las cualidades de vuelo el autor menciona los utilizados para la aviación tripulada (Cooper-Harper, ADS-33E, Bedford workload rating).
- La problemática citada en relación con la Interfaz hombre máquina: carga de trabajo, aburrimiento, conciencia situacional,
- Ensayos del software
- Ensayos de los sistemas de terminación del vuelo

1.5 CONDICIONANTES A PRIORI

Se van a considerar las siguientes referencias que serán analizadas para establecer condicionantes a priori en la certificación de los sistemas aéreos no tripulados. Estos condicionantes a priori se traducirán en requisitos concretos aplicados a las bases de certificación.

- La evolución de la gestión del espacio aéreo
- Anexos y prácticas recomendadas de OACI
- Normativa, directrices y publicaciones realizadas por FAA y EASA

1.5.1 El sistema futuro de gestión del espacio aéreo

El sistema actual de gestión del tráfico aéreo fue diseñado hace décadas y se basa en un concepto operacional y en unas tecnologías que están llegando a su límite. Como respuesta al desafío, la Comisión Europea lanzó el programa SESAR con los siguientes objetivos generales [22] comparadas con la situación existente en el año 2009:

- Triplicar la capacidad del sistema reduciendo retrasos (tierra y vuelo).
- Aumentar la seguridad por un factor de 10
- Reducir el 10% los efectos que los vuelos tienen en el medio ambiente
- Reducir los costes de los servicios ATM en al menos el 50%

Estos objetivos, que han sido actualizados en Julio de 2015, se alcanzarán mediante cambios en los procedimientos y tecnologías que, como se pretende demostrar, son en gran parte los empleados en los sistemas aéreos no tripulados actuales. Para facilitar el proceso, se analizarán las líneas de cambio derivando de ellas requisitos a los sistemas no tripulados que serán incluidos en las bases de certificación.

Operaciones: Las operaciones estarán basadas en trayectorias 4D, voladas con gran precisión, sin necesidad de adherirse a una estructura de rutas fijas (en áreas de baja o media densidad de tráfico). Las trayectorias serán planificadas y validadas por los servicios de tráfico aéreo. La información será compartida entre usuarios y autoridades por redes de información ATM para facilitar la toma de decisiones. Este cambio, de fácil cumplimiento en un sistema UAS, va a ser una de las claves de la metodología propuesta. Se propondrá un modelo sencillo de gestión de trayectorias que permitirá cuantificar los beneficios obtenidos.

Comunicaciones: Tanto de voz como de intercambio de datos entre los distintos actores del sistema. El objetivo es el de crear un sistema de información compartida y un proceso colaborativo en la toma de decisiones. A corto plazo las operaciones de control de tráfico aéreo continuarán realizándose en el espectro VHF para las comunicaciones de voz. Las comunicaciones mediante datos serán el modo principal redundadas por las comunicaciones por voz. Esto condiciona el subsistema de radio enlace UAV-GCS.

Navegación: La navegación primaria estará basada en sistemas satelitales para todas las fases de vuelo. Se utilizarán dos constelaciones de doble frecuencia y servicios de

CAPITULO 1. INTRODUCCION

“Aumentación” como GBAS o SBAS (EGNOS, WAAS). La integridad proporcionada por los sistemas actuales requeriría pistas de aterrizaje muy superiores a las de mayores dimensiones definidas por OACI. Se impondrán requisitos al sistema UAS que permitan su utilización en pistas convencionales cumpliendo los requisitos de integridad, precisión, continuidad en el servicio y disponibilidad.

1.5.2 Anexos y prácticas recomendadas de OACI

Legislación

En noviembre de 1944 los representantes de cincuenta y cuatro naciones se reunieron en Chicago para diseñar las regulaciones a nivel mundial de la aviación civil internacional. El resultado fue la adopción el 7 de diciembre de 1944 de la Convención de la aviación civil internacional (Convención de Chicago) y la creación el 4 de abril de 1947 de la Organización de la Aviación Civil Internacional. (OACI). El principal objetivo de OACI es el de asegurar un crecimiento seguro y ordenado a nivel mundial de la aviación civil internacional. El preámbulo del convenio de Chicago [9] establece:

Se han convenido ciertos principios y arreglos, a fin de que la aviación civil internacional pueda desarrollarse de manera segura y ordenada y de que los servicios internacionales de transporte aéreo puedan establecerse sobre una base de igualdad de oportunidades y realizarse de una manera sólida y económica.

Los sistemas aéreos no tripulados bien de forma pasiva como activa están irrumpiendo en la aviación civil internacional. No en vano la OACI en su circular 328 [23] y en el manual para RPAS [24] declara que estos sistemas, “... se basan en novedades tecnológicas aeroespaciales de última generación, que ofrecen avances que pueden abrir nuevas y mejores aplicaciones comerciales o civiles así como mejoras de la seguridad operacional y eficiencia de toda la aviación civil”. Asimismo consideran en la citada circular “...que cada categoría de aeronave tendrá posiblemente versiones no tripuladas en el futuro”. Esto avala el objetivo de convergencia en las normativas establecido en el presente estudio.

Según los mismos documentos, OACI sólo considera integrables en la Aviación Civil Internacional a las aeronaves sin piloto que puedan ser pilotadas a distancia, ya que “...las funciones y responsabilidades del piloto remoto son fundamentales para la operación segura y predecible de la aeronave en sus interacciones con otras aeronaves civiles y con el sistema de gestión del tránsito aéreo (ATM)”.

Al formar parte de la aviación civil internacional, los principios y arreglos convenidos deben considerarse aplicables a los RPAS. En este sentido se analizarán el convenio de Chicago así como los convenios de aviación civil internacional auspiciados por OACI.

CAPITULO 1. INTRODUCCION

Reglamentación

Los estándares y prácticas recomendadas se consideran vinculantes al desarrollo y operación de los UAS. Tal y como se declara en la circular 328 “La integración completa de los UAS en los aeródromos y en las diversas clases de espacio aéreo exigirá, no obstante, la elaboración de SARPS específicos sobre UAS para suplementar los ya existentes” Identificar esas posibles dificultades de aplicación directa es también objetivo del presente estudio. Los documentos analizados con distintos objetivos son:

- El Anexo 1 de la OACI de Licencia del personal: Describe la competencia, habilidades y estado del personal que desempeña actividades aeronáuticas operativas. Establece los mínimos que los estados contratantes han de satisfacer. Las competencias, habilidades y estado del operador de un UAV son diferentes a los de un piloto y serán analizados en consecuencia.
- El Anexo 2 establece las reglas del aire. Muchos de estos requisitos han de ser modificados. Serán revidados en el capítulo de condicionantes a priori. El principal objetivo de la regulación para RPAS es proteger a la sociedad de las colisiones con otras aeronaves y los choques. En este documento se establece que los RPAS serán operados de modo “...que se minimicen los peligros a las personas, propiedades y otras aeronave...”
- Anexo 14 de aeródromos. Los UAV han de poder operar en los aeródromos definidos por OACI. Esto impondrá asimismo condicionantes a priori (actuaciones, planificación y monitorización).
- El Manual RPAS [24] cuyo propósito es aportar guías técnicas y operacionales aplicables a la integración de los RPAS en espacio aéreo y aeródromos no segregados va a ser analizado en detalle en el capítulo de espacio aéreo.

Certificados de Aeronavegabilidad

La OACI requiere que los RPAS que realicen operaciones internacionales tengan un certificado de aeronavegabilidad. La referencia [24] expone unos principios generales a las bases y procesos de certificación que van a ser considerados en esta Tesis.

- El estado de registro es el de la aeronave
- El certificado de aeronavegabilidad considerará todos los componentes
- Una estación de control sólo controlará a un avión en un tiempo determinado
- Se espera que el operador tendrá continuamente *capacidad* de control. La palabra en cursiva ha sido añadida por el autor de esta Tesis. Se establecerán procedimientos de emergencia.
- La aeronave recibe el certificado del sistema completo que incluirá estaciones y el enlace.
- El avión es aeronavegable si el RPAS corresponde a un tipo de diseño aprobado y se han realizado acciones de mantenimiento e inspección para la aeronavegabilidad continuada.
- El avión tendrá los equipos correspondientes para operaciones VFR, IFR

CAPITULO 1. INTRODUCCION

- Habrá un único diseño tipo RPA. Puede haber certificado tipo para estaciones, motores, hélices pero no es esencial. Esos certificados serán parte del certificado tipo de la aeronave RPA.
- El radio enlace, en el estado actual de la tecnología, puede no ser capaz de proporcionar los niveles de integridad y fiabilidad requeridos desde el despegue al aterrizaje en todas las condiciones operativas. Se requiere condicionantes al diseño o a la operación para obtener un nivel aceptable de seguridad.

1.5.3 Iniciativas FAA y EASA

1.5.3.1 Iniciativa de EASA en la operación de Drones

Tal y como se estableció en el Comunicado de la Comisión Europea publicado en abril de 2014 [1], la Agencia de Seguridad Aérea Europea (EASA) ha de ser la encargada de desarrollar la normativa que regule la operación de los RPAS en el espacio aéreo europeo. Las reglas han de ser compatibles con los estándares de OACI.

Según se estableció en la declaración de Riga [25], la regulación ha de estar basada en los siguientes principios regulatorios:

- La reglamentación ha de ser proporcional a los riesgos de cada operación
- Las reglas han de ser desarrolladas con inmediatez.
- Se han de desarrollar las tecnologías y los estándares que permitan la integración plena en el espacio aéreo Europeo
- La aceptación publica es clave en el crecimiento de los servicios
- El operador del dron es responsable de su uso.

La regulación básica actual europea sólo considera a los Drones de más de 150 kg siempre que no realicen misiones militares, aduaneras, policiales, de lucha contra incendios forestales, de búsqueda y salvamento o de investigación. La Comisión planea entregar la propuesta legislativa al Parlamento y Consejo europeo incluyendo la operación de todos los drones sin limitaciones de peso antes del fin de 2015. La regulación será implementada localmente por las Autoridades de Aviación Nacionales de cada estado miembro.

Los motivos que justifican el cambio de legislación son varios: por un lado la falta de armonización en la legislación de los estados que impide el reconocimiento mutuo de los certificados emitidos. Asimismo incluso los pequeños drones están alcanzando una gran complejidad y unas actuaciones que permitirían recorrer distancias y efectuar misiones atravesando fronteras, por lo que el supuesto de operaciones locales no estaría justificado. También y aunque no está explícito en el documento analizado, sin duda ha influido en la decisión del cambio, el carácter liberalizador adoptado en EEUU para facilitar el desarrollo de un sector dinámico, innovador y con grandes expectativas económicas.

CAPITULO 1. INTRODUCCION

EASA publicó en julio de 2015 un avance de propuesta de enmienda NPA-2015-10 [26] con el objetivo de regular el sector de los drones. Ese documento se ha traducido en una Opinión Técnica (18 dic 2015) [27], en la que EASA establece los fundamentos del trabajo futuro para el desarrollo de reglas, material guía y requisitos de seguridad. A continuación se realiza un resumen del contenido de la Opinión Técnica publicada por EASA.

Según el borrador de la regulación Básica para la aviación publicado, se exige a los RPAS el cumplimiento con los requisitos esenciales de diseño, producción operación y mantenimiento. En la Opinión Técnica indican tres métodos para demostrar que dichos requisitos esenciales son satisfechos. Según el riesgo asociado a la operación, los métodos son en orden de riesgo creciente: Regulación del mercado, Declaración y Certificación.

Se ha propuesto en el documento analizado un marco regulatorio para la operación de los drones en la Unión Europea, y regulaciones concretas para la operación de drones de baja peligrosidad. Existen estudios que consideran que la clasificación y categorización de los RPAS y las operaciones que realizan toman son claves para su integración, y que las actuales parámetros empleados (peso, tamaño, espacio aéreo empleado un papel y operaciones LOS o BLOS) deberían ser revidados [28]. Sin embargo son los empleados por todos los reguladores a nivel mundial. En este sentido EASA propone las siguientes categorías:

Categoría “Abierta” de bajo riesgo

El cumplimiento de los requisitos esenciales de la Regulación Básica estará garantizado mediante regulaciones del Mercado. La Agencia publicará Reglas de implementación.

Es esta categoría se van a regular las operaciones de operando de RPAS con MTOW<25 kg, volando al alcance visual del piloto, a una distancia segura de las personas sin sobrevolarlas, y separados de otros usuarios del espacio aéreo (altura<150 m). Se requerirá un mínimo de competencia al piloto de los sistemas que no tienen limitadas las actuaciones. Existe una subcategoría de RPAS inofensivos que no requiere esta mínima competencia.

Las operaciones no requerirán, ni certificación del sistema, ni licencias, ni permisos de las autoridades del espacio aéreo. El espacio aéreo se dividirá en zonas prohibidas para drones, zonas permitidas y zonas con limitaciones en las que los drones deberían cumplir ciertos requisitos.

Se ha considerado el desarrollo e implementación de funcionalidades en cada sistema que limiten automáticamente la utilización de ciertos espacios aéreos (Geofencing) y que posibiliten la identificación del aparato (I-Drone).

Categoría de operación “Específica” de riesgo medio

Cuando se exceden alguna o varias de las condiciones impuestas a la categoría “Abierta”. Para estas operaciones se requerirá que el operador proporcione a las

CAPITULO 1. INTRODUCCION

autoridades del espacio aéreo un análisis y en su caso una mitigación de los riesgos detectados. Los factores a considerar incluyen (susceptibilidad de áreas de operación, espacio aéreo, funciones del sistema, redundancias, elementos de seguridad, procedimientos de operación, competencia del piloto...).

También se emitirá un manual conteniendo: descripciones, condiciones y limitaciones de la operación, entrenamiento y calificación del personal, mantenimiento...

Se emplearán formularios elaborados por la Agencia en el que considerarán: Zona y tipo de operaciones, espacio aéreo, características de diseño, competencia del piloto y factores organizativos del operador. Las autoridades proporcionarán, si procede, una autorización de ese tipo concreto de operación, estableciendo condiciones y limitaciones a la operación.

Categoría “certificada” de mayor riesgo

Son aquellas operaciones que entrañan un riesgo similar al de la aviación normal tripulada. Las operaciones y los drones involucrados han de ser tratados de seguir los mismos procedimientos que la aviación convencional tripulada:

- Se requeriría la obtención de un certificado tipo o certificado tipo con restricciones y cada avión concreto necesitaría su certificado de aeronavegabilidad. Estos certificados tipo podrían cubrir el sistema completo con los componentes en tierra y las comunicaciones.
- Las organizaciones responsables del diseño producción y mantenimiento demostrarían su capacidad mediante los respectivos certificados de capacitaciones.
- Los pilotos tendrían las licencias apropiadas.

Se adoptarán Especificaciones de Certificación cubriendo un amplio rango de configuraciones y definirán los objetivos de seguridad (tal y como se pretende organizar las CS-23 y Parte 23). Estos objetivos serían complementados con estándares desarrollados por la industria y aprobados por la agencia. De esta manera se alcanzarían las ventajas expresadas en 1.3.3.2.

En el documento se declara que no hay un límite inferior fijado para la categoría “certificada” y que los códigos serán proporcionales al riesgo que suponga el avión.

1.5.3.2 Iniciativas de FAA

Regulación para operar UAS pequeños [29]

La integración considera inicialmente los UAS de menos de 25 kg al ser estos sistemas los que implican menor peligro a personas y propiedades en tierra, a otros usuarios del espacio aéreo y a la seguridad nacional. Paralelamente la FAA continuará trabajando en la integración de operaciones que impliquen mayor riesgo a la seguridad y emitirá

CAPITULO 1. INTRODUCCION

Propuestas de regulación una vez abordados los principales problemas identificados (ROADMAP Y COMPREHENSIVE PLAN).

- Aeronave: UAS de menos de 25 kg, con una velocidad máxima de 87 nudos,
- Operación: Condiciones diurnas, visibilidad de 5 km, operado al alcance visual del piloto y una altura de 150 m. Operando en espacio aéreo B, C, D, E con permiso ATC y G sin permiso de ATC. Son misiones comerciales, académicas y de investigación y desarrollo. Se excluyen el transporte de personas, Cargas externas o remolcadas, operaciones internacionales, aviones no registrados en EEUU, operaciones Públicas, Aeromodelos, cometas globos, cohetes amateurs.
- Operador: Realizará un examen de capacitación aeronáutica que será repetido cada 24 meses y obtendrá su licencia de operador.
- Certificación: No se requiere. Si es obligatorio el registro y el marcado de identificación de la aeronave.

Orden 8900.1 Volumen 16 Unmanned Aircraft Systems

Se establecen procesos y procedimientos recopilando las mejores prácticas y procedimientos utilizados por la FAA en aprobaciones previas de operaciones de UAS y en la obtención de Certificados de aeronavegabilidad especiales. Según establecen, cada aplicación debe ser evaluada por sus méritos técnicos y deberá incluir una planificación de gestión de riesgos operacionales. En general, se deben solicitar autorizaciones específicas para realizar operaciones de UAS fuera de las áreas restringidas.

Existen actualmente dos formas para obtener autorización de FAA para operar UAS: Obtener un certificado de aeronavegabilidad especial para aviones del sector privado (civil) en operaciones típicas de investigación y desarrollo, entrenamiento, y demostraciones en vuelo; U Obtener un Certificado de Aeronavegabilidad para aviones Públicos, y para los civiles solo para aquellos aviones que han recibido un certificado de aeronavegabilidad de un servicio de certificación de aeronaves (AIR).

NOTA: el capítulo 12 del volumen 16 permanece (To Be Defined).

Certificación de sistemas UAS y aviones pilotados opcionalmente Orden 8130.34C

Esta orden [31] establece los procedimientos para obtener un certificado especial de aeronavegabilidad en la categoría de experimental o un permiso especial para vuelo (vuelos de aviones nuevos) a los sistemas UAS y a los aviones tripulados que integran tecnologías de UAS (Optionally Piloted Aircraft). Se define la categoría de OPA/UAS para aquellos aviones que puedan ser operados tanto como OPAS como UAS. Esta nueva categoría creada por FAA es una prueba adicional que avala la convergencia entre la aviación tripulada y no tripulada.

1.5.3.3 Reorganización de las normas Parte 23 y CS-23

Desde el año 2011 y a instancias de la FAA se abordó la necesidad de modificar la estructura y el contenido de la FAR 23 así como de los procesos de certificación empleados. Para ello la FAA formó el grupo PART23 ARC con el encargo de

CAPITULO 1. INTRODUCCION

implementar la iniciativa. El grupo, con participación de EASA, se dividió en subgrupos compuestos por expertos de industrias y organizaciones gubernamentales de las materias tratadas.

El resultado fue la publicación de un informe final titulado “Recommendations for increasing the safety of small general aviation aeroplanes certified to CFR Part 23. Junio 2013”

Los motivos con los que se ha justificado el cambio han sido:

- La norma cubre un amplio abanico de aviones considerando unos criterios como son el peso y el tipo de motores empleados que no focaliza los requisitos solicitados atendiendo a la complejidad de la aeronave (aviones sencillos y pesados han de satisfacer requisitos muy exigentes, mientras que aviones pequeños y muy complejos reciben requisitos poco exigentes.) Se pretende establecer criterios según las actuaciones y la complejidad de las aeronaves. De este modo podrían incluirse a los aviones que en la fecha actual se certifican según la categoría de aviones muy ligeros (VLA).
- La norma en su estado actual incluye objetivos de seguridad prescribiendo soluciones de diseño que impiden a los fabricantes encontrar otras soluciones más económicas para conseguir una seguridad aceptable. Esa estructura actual resulta ineficaz para incorporar cambios según evoluciona la tecnología al requerirse largos y costosos procesos de aprobación (procedimientos legislativos).
- Aunque similares, las distintas normativas internacionales (CS-23, Part 23...) mantienen diferencias. Esto ocasiona que los procesos de validación en distintos países sean costosos y complejos.

Puntos esenciales de la reestructuración

1) Retener los objetivos de seguridad de alto nivel en la parte 23 y quitar los métodos detallados de implementación del texto e incluirlos en estándares de diseño de aeronavegabilidad (ADS) aceptados. Es decir los requisitos específicos de diseño han sido sustituidos por la intención en la seguridad que tienen esos objetivos. Las modificaciones a la ADS serán realizados por la industria permitiendo así la rápida inserción de nuevas tecnologías. La aceptación de las ADS será responsabilidad de las Agencias de certificación.

2) Las regulaciones de seguridad se definirán de modo independiente de las actuaciones, complejidad o configuración del avión. Las regulaciones no necesitan pues ser cambiadas con frecuencia (los procesos son largos y complejos).

3) La nueva regulación será redactada de modo que pueda integrarse fácilmente nuevas tecnologías en el avión manteniendo o mejorando la seguridad reduciendo o al menos no incrementando los costes de certificación.

4) Se garantizará que los objetivos de seguridad de Parte 23 están escritos lo suficientemente amplios para que puedan englobar todo el rango de productos que

CAPITULO 1. INTRODUCCION

pueda incluir la parte 23 y que recoja tecnologías que previstas y no previstas en los siguiente 20 años.

5) Los estándares actuales podrían utilizarse como métodos de cumplimiento de la nueva PART 23 o como material guía. Mantener asimismo un proceso para que los solicitantes puedan proponer métodos que no están contenidos en los estándares consensuados (Mantener lo existente hasta la fecha) aunque la opción preferida debería ser emplear los ADS consensuados.

6) Se asegurará que los estándares consensuados incluyan métodos de cumplimiento apropiados al amplio espectro de aviones y tecnologías gobernadas por la parte 23.

Requisitos de los estándares de diseño de aeronavegabilidad

En las nuevas ADS (Airworthiness Design Standards) se intentará captar el “que”, “por qué” “Cuando” y “donde” en la máxima extensión posible, pero no deberían restringir soluciones técnicas; las guías capturan el “cómo”.

Según se redactan las ADS, se determinará si hay necesidad de incluir niveles para considerar diseños simples, tecnologías maduras y/o simples (robustos) métodos de análisis. Se diferenciará si se necesitan niveles según las actuaciones, complejidades o riesgos operacionales. Las ADS son de hecho AMC (Acceptable Means of Compliance) de los objetivos de seguridad definidos y por ello se pueden proponer futuros estándares o modos de cumplimiento de proyectos específicos.

Enfoque de EASA

EASA ha publicado en marzo de 2015 un avance de Nota de aviso de propuesta de modificación 1015-06 para la reorganización de las partes 23 y CS-23 en consonancia con lo realizado por la FAA [12]. La Nota de aviso será publicada en el último trimestre de 2015. La intención es publicar la decisión de modificar la CS-23 el primer trimestre de 2017.

Las categorías normal, utility, commuter no son aplicables. En las ADS se determinará la aplicabilidad atendiendo a condiciones técnicas y operacionales (velocidad de pérdida, operación VFR, empleo de turbinas...). Asimismo se considerarán niveles de seguridad atendiendo a la capacidad de pasajeros y un nuevo criterio considerando si el avión es de alta o de baja velocidad.

La nueva CS-23 constará de tres libros:

- El libro 1 con los objetivos de seguridad. Se ha introducido una nueva numeración de la normativa idéntica a la empleada para la nueva Part 23. LA A-NPA ha publicado en el Anexo A la presente redacción de estos objetivos.
- Libro 2: los métodos aceptados de cumplimiento (AMC) que contendrá un listado de los ADS aplicables. Estos ADS están siendo desarrollados por ASTM F44.

CAPITULO 1. INTRODUCCION

- Libro 3: Material guía (GM) para conseguir los objetivos definidos en el libro 1 ya que al ser unos requisitos abstractos de alto nivel se juzga necesario dar interpretación práctica o reflejar el estado de la tecnología.

Figura 1.5-1 Vuelo del SIVA en Corral de Ayllón (Segovia)

1.6 CONCLUSIONES

En este capítulo se han establecido los objetivos principales del estudio. El objetivo es establecer unas bases de certificación para los sistemas aéreos no tripulados. Para ello se seguirá el siguiente procedimiento:

- 1) Establecer los condicionantes a priori. Estos condicionantes se establecerán tras analizar las normas y leyes publicadas para la aviación. En el análisis se extraerán conclusiones que pudieran afectar a las bases y procesos de certificación.
 - Normativa y legislación: Estos sistemas están llamados a ser una parte significativa de la aviación civil internacional. Se analizarán los requisitos impuestos en el anexo 2 de la OACI y la aplicación del convenio sobre aviación civil internacional.
 - Gestión del Espacio aéreo: Los sistemas han de operar en el sistema de gestión del espacio aéreo que existe en la actualidad pero considerando que hay definidas unas claras líneas de cambio que son *plenamente compatibles* con las funcionalidades propias de los UAS.
 - Bases de certificación existentes: Las bases de certificación de la aviación tripulada están siendo actualmente modificadas siendo el principal leitmotiv del cambio el permitir la incorporación de nuevas tecnologías. Se pretenderá compatibilizar la estructura de la nueva normativa CS-23 propuesta y la que es objeto de esta tesis. De este modo se facilitará la convergencia de ambas normativas a medida que las tecnologías, funcionalidades y misiones de los aviones tripulados y no tripulados converjan.
- 2) Se va a analizar si los objetivos de seguridad definidos en la nueva CS23 son necesarios y suficientes para los sistemas aéreos no tripulados. En caso contrario se propondrá una redacción alternativa. Asimismo se considerarán:
 - Niveles de seguridad (Inicialmente tendrán que definirse en función del peso)
 - Otros criterios para estratificar los requisitos además de: operación nocturna, máxima altitud, Vs, Vmo complejidad estructural
- 3) Las bases de certificación han de complementarse con unos estándares de diseño que quedarán fuera del proceso legislativo. Se van a definir dichos estándares de diseño, considerando distintos niveles de seguridad, en drones que supongan un grado de peligro similar a los de la aviación tripulada cubierta actualmente por la CS-VLA y CS-23. Para crear estos estándares de diseño se seguirá una metodología desarrollada para este estudio que combina los requisitos a priori, parte del contenido existente en las normas actuales y la experiencia del autor de esta tesis en el diseño, operación y adiestramiento de sistemas aéreos no tripulados.

Este enfoque se ha contrastado con distintos estudios previos relacionados con el tema en el apartado 1.2 en donde se han puesto de manifiesto las diferencias. Asimismo al incluir los requisitos a priori y considerar las iniciativas previstas por los principales reguladores de la aviación para los próximos años, el estudio puede ayudar al diseñador de sistemas no tripulados a establecer las bases de certificación obteniendo los beneficios pretendidos por los reguladores en el cambio (capacidad de innovación y

CAPITULO 1. INTRODUCCION

reducción de costes). También al aportar las experiencias en la operación de los UAS, que son aún muy escasas; el estudio actual puede ayudar a los diseñadores y operadores de sistemas aéreos no tripulados a diseñar sistemas más seguros.

1.7 REFERENCIAS Capítulo I

- [1] European Commission, “Communication from the Commission to the European Parliament and Council, A new era for Aviation. Opening of the aviation market to the civil use of remoted piloted aircraft systems in a safe and sustainable manner”. COM(2014)207 final. April 2014.
- [2] Cuerno-Rejado C. “Comparative Study of European RPAS Regulations”. Challenges in European Aerospace 5th CEAS Air & Space Conference
- [3] Policy statement: “Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft System (UAS)” Rept.E.Y013-01 EASA, Koln, Germany, 2009.
- [4] Cuerno Rejado, C. and Martínez-Val, R, “Integration of UAS in the civil airworthiness regulatory system: a case study”, Journal of Aircraft, Vol. 49, N° 8, pp. 1351-1359, 2011.
- [5] Komstantinos Dalamagkidis, Kimon P. Valavanis, Les A. Pieg, “A survey of Unmanned Aircraft Systems Regulation: Status and future perspectives” 16th Mediterranean conference on Control and Automation, Ajaccio June 2005
- [6] NATO Standardization Agency. “Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements (USAR)”, 1st ed., STANAG 4671, 2007”
- [7] “Policy for Unmanned Aerial Vehicles (UAV) Certification”, European Aviation Safety Agency, NPA 16/2005, Köln, Germany, 2005
- [9] Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) “Convenio sobre aviación civil internacional novena edición Doc 7300/9”.
- [10] Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) “Annex 2 to the Convention on International Civil Aviation” Tenth Edición July 2005”.
- [11] “Recommendations for increasing safety on small general aviation airplanes certified to 14 CFR Part 23” 14CFR Part 23 Reorganization Aviation Rulemaking Committee to the Federal Aviation Administration”, 5 Junio 2013.
- [12] “Advance Notice of Proposed amendment 2015-06 Reorganization of Part 23 and CS-23”, European Aviation Safety Agency, 27.03.2015.
- [13] European Aviation Safety Agency (EASA). “Certification Specifications for Normal Utility, Aerobatic and Commuter Category Airplanes”. CS-23 Amendment 4. 15 July 2015.
- [14] Dr. Stephen P. Cook, “Tailored airworthiness Standards for Unmanned aircraft Systems”, The MITRE, 2011 IEEE/AIAA 30th Conference publications.
- [15] D. A. Burke. “Thesis System Level Airworthiness Tool: A comprehensive Approach to Small Unmanned Aircraft System Airworthiness” Raleigh, January 1010:
- [16] System level airworthiness tool (David A. Burke and Charles E. Hall Jr.). North Carolina State University Raleigh. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting 4-7 AIAA 2010-970. January 2010.
- [17] O. Hirling, F. Holzapfel. “Applicability of Military UAS Airworthiness regulations to civil fixed wing Light UAS in Germany”. Institute of Flight System Dynamics. Technische Universitat München. Garching, D-85748 Germany. Año 2012
- [18] Decision support for the safe design and operation of unmanned aircraft systems. Tesis doctoral de Reece A. Clothier. B.E AeroAV.

CAPITULO 1. INTRODUCCION

- [19] Jieffang Huang. “Aviation Safety and ICAO Tesis doctoral”. ISBN-13 9789041131157. 2009.
- [20] Sara Knife. “Propulsión system safety analysis Methodology for Commercial Transport Aircraft”. Tesis doctoral. Cranfield University. 1997
- [21] L.A Ingham. “Considerations for a roadmap for the operation of unmanned aerial vehicles in South African Airspace”. Tesis doctoral. Universidad Stellenbosch. Dec 2008.
- [22] SESAR Joint Undertaking, “European Air Traffic Management Plan”, Ed1 March 2009
- [23] Organización de la Aviación Civil Internacional OACI. “Sistemas de Aeronaves no tripuladas UAS” Circular 328 AN/190 OACI 2011.
- [24] Organización de la Aviación Civil Internacional, OACI. “Manual on Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS)” Doc 10019. AN/507 1st Ed. 2015.
- [25] “Riga declaration on remotely piloted aircraft (drones): framing the future of aviation”. March-2015.
- [26] European Aviation Safety Agency (EASA) “N.P.A 2015-10 Introduction of a Regulatory framework for the operation of Drones”, 31.7.2015.
- [27] European Aviation Safety Agency (EASA). “Introduction of a regulatory framework for the operation of Unmanned Aircraft”. Technical Opinion. Dec 2015.
- [28] R.S. Stansbury, K. Rigby, J. Clifford and D. Rudolph. “An Alternative UAS Classification and Analysis Approach for Integration into the National Airspace System”, AIAA Infotech @ Aerospace, 2015, (AIAA 2015-1197).
- [29] Federal Aviation Administration (FAA). “Notice of proposed rulemaking. Operation and certification of small UAS” 15/02/2015.
- [30] Federal Aviation Administration (FAA). “Interim Operational Approval Guidance” UAS operations in U.S NAS 13 marzo 2013 FAA.
- [31] Federal Aviation Administration (FAA). “Airworthiness certification of Unmanned Aircraft Systema and Optionally Piloted Aircraft” Orden 8130.34C 2/8/2013 .
- [32] EASA. Rulemaking directorate: Policy Statement Airworthiness Certification of UAS, E.Y13-01, 25 August 2009

(Página intencionadamente en blanco)

Capítulo 2

REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA UAS

El objetivo de este capítulo es doble:

- Obtener requisitos de certificación a priori tal y como se justificó en el capítulo 1. Los requisitos a priori serán indicados tras la redacción del artículo correspondiente.
- Revisar el anexo 2 de la OACI en su versión actual [2] incluyendo la enmienda 43 [1] y la correspondiente aceptación de EASA en la NPA-2014-10 [3], modificando el reglamento del aire [20] publicado para la Unión Europea. En los documentos analizados no se han considerado algunos aspectos importantes en la aplicación de las reglas del Aire a los RPAS que sí serán incluidos en este estudio.

Si un artículo del anexo o de su enmienda es citado para justificar un requisito a priori, ese artículo parcial o totalmente se expondrá en su versión actual incluyendo la enmienda 43.

Los cambios a la redacción del anexo 2 incluyendo la enmienda 43, se señalarán tachando la redacción actual del anexo 2 e imponiendo un fondo gris los cambios que adicionalmente el autor de esta tesis considera que han de incluirse. Sólo se propondrá el cambio en aquellas disposiciones que pudieran afectar a la seguridad del vuelo o que tuviesen implicaciones jurídicas relevantes. En el caso de que no exista ninguna objeción a la redacción de los cambios propuestos en la enmienda 43 se incluirá la redacción actual de dicha enmienda.

Para el análisis de este capítulo se estudiarán las recomendaciones propuestas por el Manual para RPAS publicado por OACI (referencia [24] del capítulo 1).

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

Tal y como se establece en el apartado 1.4 del Manual, su propósito es el de proporcionar guías en aspectos técnicos y operacionales para la integración de los aviones pilotados a distancia en el espacio aéreo y aeródromos no segregados.

2.2 APLICACIÓN Y CUMPLIMIENTO (CAPÍTULO 2)

2.2.1 Aplicación Territorial del reglamento del aire (Apartado 2.1.1 de las reglas del aire)

El reglamento se aplica a la aeronave que llevan nacionalidad y marcas de registro del estado contratante, independientemente de donde se encuentre, siempre que no se opongan con las normas del país que tenga jurisdicción sobre el espacio sobrevolado.

Análisis y justificación

- **Requisito a priori:** Es el avión y no la estación de control el que determina la nacionalidad y por ende las reglas del aire aplicables.

La redacción de este artículo del anexo 2 indica que la nacionalidad del sistema es la del avión. En aviones convencionales no hay otra alternativa. Para los RPAS podrían existir otras alternativas (aeronave, estación de control y conjunta de aeronave y estación de control). El problema es analizado en el capítulo 4.

2.2.2 Responsabilidades del piloto al mando (Apartado 2.3.1 del Anexo-2)

El piloto al mando de la aeronave, manipule o no los controles del avión, será responsable de que la operación, durante los periodos a él asignados, se realice según las reglas del aire, excepto que el piloto al mando puede desviarse de estas reglas en circunstancias que hagan que dicha desviación sea absolutamente necesarias en el interés de la seguridad.

Antes del inicio del vuelo quedarán claramente definidos los pilotos que sucesivamente vayan a asumir el mando de la aeronave. El cambio de pilotos al mando durante la operación seguirá un protocolo inequívoco con intervención del piloto saliente y reconocimiento positivo por parte del piloto entrante.

Análisis y justificación

Este artículo no fue modificado por la enmienda 43. Sin embargo para RPAS es importante considerar la definición de los sucesivos pilotos antes del vuelo y que se

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

realicen las acciones de inspección y comprobación antes de recibir el control. Los hechos de que un piloto no esté definido o no haya cumplido sus responsabilidades previas, puede afectar a la seguridad del vuelo y tener implicaciones jurídicas (por ejemplo el avión no tiene autonomía para regresar y el piloto inicial no tiene enlace garantizado para continuar el vuelo). En este sentido se considera relevante que el sistema tenga capacidad de planificar misiones 4D.

- **Requisito a priori:** Planificación de misión compartida. Necesidad de considerar **misiones 4D**.

2.2.3 Acciones pre-vuelo (Apartado 2.3.2 del Anexo 2)

~~Antes de comenzar el vuelo~~ Antes de asumir el mando, el piloto ~~al mando~~ llamado a asumir el mando, se familiarizará con toda la información apropiada disponible para la operación pretendida bajo su responsabilidad. Las acciones pre-vuelo para vuelos lejos del aeródromo de partida, y para todos los vuelos IFR, y para todos los vuelos de RPAS, incluirán un estudio minucioso de los informes y pronósticos meteorológicos actualizados disponibles, considerando combustible y planes alternativos si el vuelo no puede realizarse como se ha planificado.

Adicionalmente para los RPAS el piloto comprobará las alturas mínimas a las que esté garantizado el enlace de comunicaciones y conocerá el comportamiento y las trayectorias seguidas en el caso de pérdida de comunicaciones entre avión y estación. Asimismo determinará las zonas de emergencia en la operación bajo su mando, en el caso de que el avión no pudiese completar la misión.

Análisis y justificación

Este artículo no fue modificado por la enmienda 43 pero en este estudio se añaden aspectos clave de la seguridad de RPAS (enlace, zonas de seguridad y comportamientos automáticos) con el objetivo de minimizar los daños a personas y propiedades en tierra.

2.3 REGLAS GENERALES (CAPÍTULO 3 del Anexo 2)

2.3.1 Alturas mínimas (Apartado 3.1.1 del Anexo 2)

Excepto cuando sea necesario para ~~despegar o aterrizar~~ **iniciar o terminar el vuelo**, o cuando se tenga autorización de la autoridad competente, las aeronaves no volarán sobre aglomeraciones de edificios en ciudades, pueblos o lugares habitados, o sobre una reunión de personas al aire libre, a menos que se vuele a una altura que permita en caso de emergencia efectuar un aterrizaje sin peligro para las personas o propiedades que se encuentren en la superficie.

Análisis y justificación

Este artículo no ha sido modificado por la enmienda 43. Se sustituye despegue y aterrizaje por inicio y fin del vuelo para incluir las acciones de lanzamiento y recuperación que han de ser contempladas.

- **Requisito a priori:** Es necesario que el operador pueda en todo momento determinar la zona sobrevolada en lo concerniente al daño a personas o propiedades. Se requiere la **presentación de la posición del avión en un mapa que represente los núcleos urbanos** para evitar su sobrevuelo por debajo de las alturas establecidas y para evitar la recuperación o la activación del fin de vuelo en caso de emergencia.

Asimismo el volar a una altura determinada sobre poblaciones o zonas sensibles no exime del peligro. Al contrario que en los aviones convencionales, los RPAS tienen otros modos de fallo no extremadamente improbables que impiden el control de la aeronave (Telecomando, motor o potencia eléctrica nominal). Por estos motivos se imponen los siguientes requisitos para minimizar los daños también en el caso de esos fallos que no se consideran en los aviones tripulados:

- **Requisito a priori:** El fallo de telecomando no ha de tener efectos graves o catastróficos en la seguridad del vuelo. El UAV ha de poder continuar el vuelo estable siguiendo una **trayectoria de emergencia planificada que no implique daños a personas propiedades y otros aviones**. Esta trayectoria dirigirá al avión a las proximidades de un aeródromo para poder aterrizar de emergencia o por comando redundante. En caso de no ser posible el aterrizaje no abandonará la zona de espera que ha de ser despoblada.
Si el fallo de Tc implicase que el avión no pudiese continuar el vuelo, el avión podría desplomarse sobre zonas sensibles con independencia de la altura de sobrevuelo.
- **Requisito a priori:** Si se produce un fallo que impide que el avión pueda completar la misión programada (i.e. motor o potencia eléctrica principal), el UAV podrá dirigirse a una zona despoblada y no la abandonará una vez alcanzada. El fallo de motor ha de permitir que el avión se pueda dirigir

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

estabilizado y al menos semiautomáticamente a zonas poco sensibles sin para ello requerir comandos continuos.

Si requiriese comandos continuos para cambiar la trayectoria o estabilizar el vuelo, en caso de fallo de motor, al perder altura se podría producir un fallo del enlace que impediría alcanzar la zona de seguridad.

El fallo de motor no puede suponer la pérdida de potencia eléctrica al menos hasta alcanzar una zona de seguridad.

2.3.2 Niveles de crucero (Apartado 3.1.3 del Anexo 2)

Análisis y justificación

Este apartado obliga a volar en niveles de vuelo por encima del nivel de vuelo más bajo utilizable o cuando sea aplicable por encima de la altitud de transición; y en altitudes para vuelos por debajo del nivel de vuelo más bajo utilizable o donde sea aplicable a o por debajo de la altitud de transición. Este requisito no ha sido modificado por la enmienda 43, se considerará en el apartado 3.3.1 de gestión de tráfico aéreo.

2.3.3 Descensos en paracaídas (Apartado 3.1.6 del Anexo 2)

Los descensos en paracaídas, salvo los descensos de emergencia y los efectuados nominalmente por los RPAS, no serán realizados excepto bajo las condiciones prescritas por la autoridad competente y según se indica en la información relevante, aviso o aprobación de las unidades de servicio aéreo apropiadas.

Los descensos nominales realizados por los RPAS se realizarán siguiendo los procedimientos y la información establecidos en el manual del vuelo.

Análisis y Justificación

Este artículo no ha sido modificado por la enmienda 43. El paracaídas en un elemento muy extendido en el uso de los sistemas aéreos no tripulados. Hay que introducir requisitos a priori que garanticen la seguridad de la operación y eviten una autorización expresa de las autoridades del espacio aéreo para esos hechos tan frecuentes.

Los paracaídas pueden ser utilizados en la operación nominal o bien como medida de emergencia. En cualquiera de estos usos se tiene que considerar los siguientes factores que afectan a la seguridad de personas y propiedades.

- **Requisito a priori: Establecimiento en el manual de vuelo** de las condiciones nominales de recuperación, considerando altura, velocidad, peso de la aeronave y vientos. Se requiere asimismo que el sistema proporcione datos al operador del

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

sistema **para estimar zona probable** de recuperación en función de altura viento y velocidad de la aeronave. Esta estimación estará basada en datos experimentales o en un análisis conservativo.

2.3.4 Vuelos en formación (Apartado 3.1.8 del Anexo 2)

Análisis y justificación

Según el manual para RPAS publicado por OACI (apartado 13.5.1 de la referencia 24 del capítulo 1) no se podrán controlar más de un avión simultáneamente desde una estación de control. Esto puede dificultar los vuelos en formación al obligar a controlar desde otra estación de control.

2.3.5 Aviones Pilotados a distancia (Apartado 3.1.9 del Anexo 2)

Un avión remotamente pilotado será operado de tal modo que se minimicen los peligros a las personas, propiedades y otros aviones según las condiciones especificadas en el apéndice 4.

NOTA: Este es el único artículo del Anexo 2 modificado por la enmienda 43. El anexo 4 será analizado en el apartado 2.3.12

2.3.6 Prevención de colisiones (Apartado 3.2 del Anexo 2)

Los aviones no tripulados están obligados al cumplimiento de todas las disposiciones incluidas en el apartado 3.2 del anexo 2 (Ninguna ha sido modificada por la enmienda 43). Los apartados son: Proximidad (3.2.1); Derecho de paso (3.2.2); Luces que ostentarán las aeronaves (3.2.3); Operaciones en un aeródromo o en sus inmediaciones (3.2.5) y Operaciones en agua (3.2.6). La 3.2.4 de vuelos instrumentales simulados no es aplicable ya que hacen referencia a vuelos con piloto a bordo.

Se debería incluir un requisito adicional para los RPA en relación con la operación en aeródromo:

3.2.2.7.4 Para RPAS el fallo del enlace entre la estación de control y el avión en el aeródromo no supondrá un peligro grave para la seguridad.

Análisis y justificación

- **Requisito a priori:** El piloto del UAV podrá detectar otros tráficos aéreos cooperativos y no cooperativos. Para ello ha de tener implementada la función

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

“**ver y evitar**”, que implica capacidad de detectar e iniciar maniobras evasivas de activación inmediata (Ver apartado 2.3.14)

En las reglas operativas propuestas por FAA y EASA los RPAS cederán siempre el paso al resto de aeronaves. Sin embargo, dadas las limitaciones de los RPAS y debido a que la función de ver y evitar no está aún desarrollada quizás sería recomendable una fase inicial en la que los aviones tripulados cedan el paso a las aeronaves no tripuladas. Una función que afecta a la seguridad no debería recaer en una tecnología incipiente.

La pérdida de tele-medida y tele-comando en un ambiente de aeródromo con múltiples obstáculos y con el avión en tierra no es improbable. Las posibles situaciones a evitar serían: salidas de pista, irrupción en zonas sin autorización de ATC, no detectar obstáculos y no maniobrar la aeronave para ceder el paso.

Las operaciones durante el taxi, requieren la capacidad de ver otras aeronaves y ceder el paso. Esto implica los siguientes requisitos:

- **Requisito a priori de monitorización:** El operador ha de tener **visión en tiempo real del entorno de la aeronave y de la posición de dicha aeronave** en una cartografía del aeródromo. En caso de perderse esta capacidad el avión ha de poder ser detenido con immediatez. Esto podrá garantizarse si existe un piloto externo con VLOS de la aeronave y capacidad de comando. Si la operación se realiza automáticamente, el operador tendrá representada la ruta programada en la cartografía.
- **Requisito a priori de ejecución:** Si la maniobra de taxi se realiza automáticamente, la trayectoria tendrá un punto de parada antes de entrar en zonas que requieran autorización ATC. El RPA sólo entrará en dicha zona con el envío del respectivo comando tras la parada. El operador ha de tener capacidad de maniobra para evitar otros tráficos
- **Requisito a priori de control:** **El fallo de TC implicará que el avión se detenga automáticamente. Los operadores tendrán comando para parar de forma inmediata la aeronave.** Estos requisitos se cumplirán tanto para el modo automático como para el manual.

2.3.7 Luces que ostentarán las aeronaves (Apartado 3.2.3 del Anexo 2)

Se aplicarán todos los sub-apartados 3.2.3 del Anexo 2. Se propone en este estudio añadir un sub-apartado adicional no considerado en la enmienda 43.

3.2.3.6 Los RPAS ostentarán las luces anticollisión también fuera del periodo especificado en 3.2.3.2 en los siguientes casos:

- a) Cuando el avión esté en vuelo o en un lanzador con el motor arrancado.

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

b) Durante el descenso en paracaídas. Adicionalmente si el paracaídas desplegado tiene una longitud superior a 15 m, el paracaídas tendrá que ser asimismo iluminado durante recuperaciones entre la puesta y la salida del sol.

Análisis y justificación

Adicionalmente a lo estipulado en las Reglas del Aire, un UAV también estaría en operación cuando esté en el lanzador neumático con el motor encendido. El objetivo es alertar a los tráficos circundantes del lanzamiento inminente.

Se requiere asimismo que las luces anticollisión estén encendidas durante toda la fase de operación para facilitar la detección de los RPAS cuyas dimensiones en muchos casos son más reducidas que en los aviones convencionales.

Durante la recuperación de la aeronave con paracaídas el UAV llevará encendidas las luces anticollisión. El requisito de 15 metros es lo exigido para visibilidad de componentes en las operaciones con globos libres.

Quizá fuese conveniente el incluir en la aeronave no tripulada alguna iluminación especial de modo que alerte a los usuarios del espacio aéreo del hecho de que la aeronave es no tripulada.

2.3.8 Planes de vuelo (Apartado 3.3 del Anexo 2)

Contenidos de plan de vuelo

El plan de vuelo contendrá la siguiente información considerada relevante por las autoridades apropiadas del sistema de tráfico aéreo:

- Identificación de aeronave (Indicando RPAS si fuese el caso)
- Reglas de vuelo y tipo de Vuelo (Siempre se considerará IFR para RPAS)
- Para RPAS se incluirán:
 - o Las rutas de emergencia que el RPA va a seguir en caso de pérdida del enlace ascendente de comunicaciones
 - o Zonas de emergencia designadas
 - o Capacidad de terminación de vuelo del sistema
 - o Delimitación geográfica de zona de trabajo
 - o Hora de entrada y salida a zona de trabajo.
-

Análisis y justificación

Tan importante como la ruta nominal es la de emergencia que el avión seguirá en caso de pérdida del enlace (evento no extremadamente improbable). La importancia radica en el aumento del riesgo para la seguridad que supone el vuelo en caso de pérdida de TC.

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

Las reglas de vuelo VFR pueden considerarse poco eficaces incluso para vuelos pilotados. Hasta el completo desarrollo de la capacidad ver y evitar se considerará que los UAS vuelan **bajo las reglas IFR**. Apartado de Ver y Evitar.

Dado las misiones que actualmente realizan los UAS, es preciso especificar la **zona de trabajo** y hora de entrada y salida de dicha zona.

2.3.9 Señales (Apartado 3.4 del anexo 2)

Señales de socorro

No aplicable al no ser aplicable a un RPA los motivos que originarían la comunicación: “un peligro grave e inminente que requiera asistencia inmediata”. No se requiere la emisión de códigos de socorro (Morse, radiotelefonía, bengalas con paracaídas ...).

Señales de urgencia.

- **Requisito:** Se implementará la capacidad **de encendido intermitente de las luces** de navegación o de aterrizaje.
 - Apagando y encendiendo sucesivamente los faros de aterrizaje; o
 - Apagando y encendiendo sucesivamente las luces de navegación, de forma tal que se distingan de las luces de navegación de destellos

Se requiere el encendido y apagado intermitente de las luces (aterrizaje o navegación) para indicar por parte de un UAV que tiene dificultades que le obligan a aterrizar pero que no necesita asistencia inmediata. Esta situación si puede acontecer por ejemplo para efectuar un aterrizaje de emergencia en un aeródromo, y no pudiera establecerse comunicaciones con los controladores.

Señales de interceptación

Se analizarán en el apartado 2.3.12.

Señales visuales para advertir a aeronaves del que ha entrado o va a entrar en zona restringida, prohibida o peligrosa.

Estas señales tienen una elevada posibilidad de no ser captadas por un sistema RPA. Se analizará en el apartado de ver y evitar.

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

Señales para el tránsito de Aeródromo

Las señales con luces corrientes o luces pirotécnicas no son fácilmente observables por un UAV. Se requiere una cámara apuntando a la torre y un operador monitorizando destellos y colores.

Un problema similar se presenta en la observación de señales visuales en tierra del aeródromo. Si se representan en las cabeceras serían captadas por la cámara de proa.

Estas señales tienen una elevada posibilidad de no ser captadas por un sistema RPA.

Señales para maniobrar en tierra

- **Requisito:** Se requiere disponer de un control manual de taxi que permita a la aeronave seguir las instrucciones del señalero. Un sistema en el que solo exista un sistema automático de taxi no sería aceptable ya que podría crear inconvenientes en los procedimientos habituales de control en los aeródromos.

Las señales del señalero a la aeronave son aplicables ya que existe cámara en proa que permite al operador de la estación de control visionar y seguir las instrucciones del señalero. Se aplicarán las señales contenidas en el reglamento de circulación aérea.

Señales del UAV al señalero: Sólo serían aplicables en el caso de un pilotaje externo del avión para la rodadura.

2.3.10 Hora (Apartado 3.5 del Anexo 2)

Se utilizará el Tiempo Universal Coordinado UTC tanto para planificar las misiones como para generar el plan de vuelo. El sistema de navegación en la navegación aérea será el GPS. Este tiempo se hizo coincidir con UTC el día 6 de enero de 1980. El tiempo UTC va variando debido a los segundos de salto que se restan al tiempo UTC para compensar la disminución de velocidad de rotación de la tierra (1 sg cada 2 años aproximadamente). En la fecha de redacción de este estudio (12/sep./2015) UTC es 17 segundos menor que GPS.

El requisito de mantener una precisión de 1 segundo con respecto de UTC siempre que se utilice el tiempo, implica corregir el tiempo GPS restando los “leaps seconds” en vigor.

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

2.3.11 Servicios de Control de tránsito Aéreo (Apartado 3.6 del Anexo2)

Anadir: 3.6.5.2.3 Para RPAS cuyo fallo de comunicaciones entre la estación de control y el avión implique el de las comunicaciones con los servicios de ATC, el avión seguirá la trayectoria de emergencia especificada para RPAS en el plan de vuelo tal y como se determinó en el apartado 3.3.2.

Concordancia con el plan emitido

Los aviones deberían avisar en el caso de que exista una discrepancia del 5% en la TAS con respecto de lo establecido en el plan.

Requisito a priori: Se utilizará ese 5% de desviación como referencia en el diseño del control de velocidad.

Comunicaciones

Requisito: Los sistemas RPAS operados como IFR han de mantener escucha continua de comunicaciones ~~aire-tierra~~ de voz en los apropiados canales y establecer comunicaciones bidireccionales con las unidades de control de espacio aéreo apropiado. Tal y como se analizó previamente las comunicaciones entre los operadores del RPA y los controladores aéreos no han de ser necesariamente aire - tierra, pero si han de ser por los canales establecidos y con los centros asignados.

En caso de que se pierdan las comunicaciones con ATC el comportamiento en el caso de UAV es distinto y debería ser establecido.

- Si el fallo también incluye la pérdida de TC (i.e. se emplea el mismo sistema para voces y para comando) el avión entra en modo emergencia establecido en el apartado de protección de personas y propiedades, y no tiene opción de modificar el vuelo programado.
- Si el fallo no implica el del telecomando al avión sí podrá seguir el procedimiento establecido

Requisito a priori: Comunicación bidireccional entre operador y ATC.

2.3. 12 Interceptación (Apartado 3.8 del Anexo 2)

Añadir 3.8.2 La interceptación de sistemas RPAS, cuando sean interceptados cumplirá con los protocolos declarados en el apéndice 2 secciones 2 y 3, interpretando y respondiendo a las señales visuales para RPAS contenidas en el Anexo.

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

NOTA: El piloto de la aeronave interceptora, al percatarse de que la aeronave interceptada es un RPA, ha de ser consciente de lo siguiente:

- De que los operadores tienen mayor dificultad de percatarse de la interceptación y de interpretar sus órdenes.
- El RPA, al ser apartado de su ruta planificada no tiene garantizada las comunicaciones LOS con los operadores. Este problema se acentúa en el caso de disminuir la altura del vuelo.
- El aterrizaje en una pista no prevista ni planificada previamente no es una funcionalidad extendida entre los RPAS actuales.

Justificación y análisis

Los operadores de UAV recibirán imágenes utilizando una cámara en proa de una posible interceptación. Este dispositivo permitirá cubrir el espacio aéreo situado frente a la aeronave con una resolución suficiente como para interpretar las señales visuales de la aeronave interceptora que podrá estar a una distancia de 300 m.

- **Requisito.** Se requiere una **cámara de proa** para poder reconocer que la aeronave ha sido interceptada.

En caso de que el la aeronave interceptada sea un avión, la aeronave interceptadora se colocará por encima y a la izquierda de la aeronave interceptada. Si fuese un helicóptero se situará por encima y a la derecha. Las señales que ha de poder efectuar el UAV para comunicarse con la aeronave interceptadora son:

- Alabear el avión y Apagar y encender las luces de navegación a intervalos irregulares para reconocer que se ha comprendido la interceptación

El Avión ha de seguir el rumbo de la interceptora. Ese modo debe de ser implementado en el Sistema.

- Al no ser descartable que no disponga de luces de aterrizaje y que el tren sea fijo, se propone sustituir el asentimiento de la ejecución del aterrizaje por la misma señal de reconocimiento anterior (alabear el avión y encender luces a intervalos irregulares).
- Si el avión no puede efectuar el aterrizaje (lo que será bastante probable) se propone realizar un viraje a la derecha con un radio amplio (para facilitar la visualización de la aeronave interceptadora) describiendo círculos de manera continua que deberá ser interpretado como operación no posible. Si el avión interceptador persiste en el mensaje de aterrizar, el avión activará la terminación del vuelo.

El aterrizaje en una pista no programada previamente puede ser una maniobra arriesgada o no posible de efectuar para la mayoría de los UAV. Adicionalmente, si el sistema tiene únicamente comunicaciones LOS con GCS, al seguir a la interceptora y sobre todo al descender en el aeródromo es alta la probabilidad de perder las comunicaciones de TM y de TC por lo que el avión entraría en modo de emergencia. La orden de aterrizar ha de ser sustituida por “active el sistema de recuperación”

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

El sistema UAV ha de permitir comunicación bidireccional entre sus operadores y la aeronave interceptora utilizando radio frecuencia a 125 MHz. Al poder existir una gran distancia entre aeronave interceptora y GCS, esto implica la necesidad de un transceptor embarcado en el UAV que actuaría de relé (analizada en el capítulo de requisitos ATM).

2.3.13 Apéndice 4 del anexo 2

En el apéndice 4 del anexo 2 OACI establece tres apartados de los que se extraen las siguientes conclusiones:

Reglas generales de operación: Para operar un RPAS internacionalmente se requieren autorizaciones previas del estado de partida y de los sobrevolados. Si la operación es en altamar se requiere autorización ATS. Asimismo se operara según las reglas del estado de matrícula, del estado del operador y del estado sobrevolado. Se exige la emisión de un plan de vuelo.

Certificados y licencias: Al no haber estándares internacionales para RPAS los emitidos por el estado de registro se reconocerán como válidos por el resto de estados para los propósitos del vuelo, incluido despegues y aterrizaje (Resolución de Asamblea AC38-12). Se garantiza la soberanía del estado a autorizar el vuelo de un RPV en su territorio (Artículo 8 del convenio). Exige el certificado de aeronavegabilidad (nacional) que sea consistente con los Anexos OACI cuando se publiquen las correspondientes SARPS.

Peticiones de autorización: En este apartado se establece la información mínima que debe incluirse en la petición del permiso especial de vuelo sobre otro estado miembro.

2.3.14 Ver y evitar para RPAS

Según se define en el Anexo 2 de la OACI, Detectar y evitar es “la capacidad de ver o detectar tráficos en conflicto u otros peligros y efectuar la acción evasiva apropiada”. Asimismo la OACI indica en el Manual de RPAS, ref. [24] del capítulo I, que los RPAS tendrán que ser tanto o más seguros que las actuales operaciones tripuladas.

También en la Ref. I-24, OACI señala los principales peligros contra los que se refiere esa capacidad.

- a) Tráficos en trayectoria de conflicto.
- b) Terrenos y obstáculos,
- c) Condiciones meteorológicas peligrosas
- d) Operaciones en tierra (aviones, vehículos, estructuras o personas en tierra) y
- e) Otros incluyendo estelas turbulentas, cizalladuras, pájaros o cenizas volcánicas

El documento establece tres fases distintas de la funcionalidad de Detectar:

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

- Fase estratégica en la que el conflicto se evita organizando el espacio aéreo y gestionándolo. Las herramientas son el plan de vuelo, NOTAMS, previsiones meteorológicas.
- Fase táctica en la tanto los operadores del RPAS como los controladores del tráfico aéreo mantienen los aviones a una amplia distancia de seguridad. Se consigue principalmente por equipos embarcados, (SSR, ACAS TCAS) y la vista del piloto a grandes distancias.
- Fase de evitación de la colisión en la que tras superarse unas distancias de seguridad establecidas es necesario ejecutar la maniobra evasiva. Se emplean los mismos equipos que en la fase táctica y la vista del piloto a medias y cortas distancias.

En la referencia [15] se señala que es uno de los principales problemas que impiden la integración de los RPAS en espacio aéreo no segregado. Los autores realizan una revisión de las regulaciones, estándares y prácticas aplicables a la capacidad de detectar y evitar para los sistemas aéreos no tripulados. Se han considerado los problemas a), b) y d) señalados por OACI. Concluyen que se requieren más investigación para garantizar y validar un nivel similar de equivalencia con respecto de la aviación tripulada. En la referencia [18] los autores proponen procedimientos en despegues y aproximaciones de modo que se minimice la interferencia con tráficos que operen en condiciones VFR.

En 3.3.13.1 se va a analizar el problema a) Muchas de las conclusiones que se obtengan podrían aplicarse a los problemas b), c) d) y parcialmente a e). Adicionalmente el problema asociado a b) se va a considerar en 3.1.13.2.

2.3.14.1 Tráficos en trayectoria de conflicto

Se establece como esencial la vigilancia del piloto para evitar colisiones con otras aeronaves. Este problema es mayor en los sistemas no tripulados:

- La conciencia situacional de los operadores muy reducida.
- La capacidad de ver y evitar ha de ser equivalente a la de los aviones tripulados [7]
- Según se analiza en sendos documentos publicados por FAA (TCAS on UAV) y Eurocontrol [9], los sistemas anti-colisión no están diseñados para las actuaciones y características de los UAS. Por consiguiente se desaconseja la integración de los TCAS actuales de los aviones tripulados en un sistema aéreo no tripulado. Se deberán definir arquitecturas a las limitaciones de diseño de los UAS y analizar la seguridad del sistema en su conjunto [13].

Problemas detectados por FAA

- Antenas situación en UAV, ambiente RF, congestión de frecuencias 1030/1090 MHz.
- Las actuaciones del UAV son distintas que las de los aviones para los que fue diseñado el sistema TCAS.

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

- Arquitectura y requisitos del TCAS no están diseñados para la arquitectura distribuida de los UAS.
- Representación de información a los operadores UAS.
- Latencia de telemetría y telecomando, disponibilidad y fiabilidad del enlace.

Eurocontrol en el documento de análisis también indica que los sistemas TCAS han sido diseñados para ser utilizados en aviones tripulados y su uso en sistemas no tripulados ha de ser analizado con precaución. En este sentido, de manera similar a lo expresado por la FAA, los problemas que impiden conseguir los beneficios de seguridad del sistema ACAS serían:

- Limitaciones de actuaciones del ACAS: Posicionamiento de antenas, algoritmos de seguimiento...
- Limitaciones del UAV a la hora de ejecutar las órdenes de resolución, actuaciones del UAV, latencias de TM/TC ...

En la referencia [11] se expone asimismo que los sistemas TCAS se han definido para aviones dedicados a transporte aéreo y no son aplicables a los utilizados en la aviación general que presentan una mayor maniobrabilidad y una proximidad mayor a otros tráficos. Adicionalmente los TCAS utilizan interrogación directa que implica una mayor incertidumbre en el estado del avión, unos algoritmos simples, unos márgenes de seguridad elevados y una tasa elevada de falsas alertas.

La referencia [14] desarrolla algoritmos que implementan una capacidad autónoma en un RPAS para detectar y evitar otros tráficos que transmiten sus estados mediante un ADS-B en modo S. El resultado son controles de guiado al rumbo y altitud del avión minimizando los comandos que garanticen una separación mínima.

La referencia [16] desarrolla algoritmos reactivos para aviones no tripulados con el objetivo de evitar objetos fijos y móviles. Dentro de los móviles se incluyen las estrategias de control en los casos de que los tráficos sean colaborativos o no colaborativos. Los autores descartan modelos en la literatura especializada como los que emplean la teoría potencial (computacionalmente intensivo), e. g. referencia [17], o los RRT, Rapidly-exploring Random Tree (no garantizan una trayectoria factible). Otros métodos aplican la filosofía del cono de colisión para detectar colisiones y minimizan el esfuerzo de guiado hacia el punto de apuntamiento. Los autores perfeccionan el método imponiendo que el vector velocidad también se alinee hacia el punto determinado.

La introducción de sistemas ADS-B para los RPAS será analizada en el capítulo 4. La transmisión de datos de posicionamiento y velocidad desde cada avión tanto a los servicios de tránsito aéreo como a los aviones situados en el entorno del avión emisor supondría una drástica reducción de los cifras de colisiones de aviones en vuelo. Sin embargo estos sistemas no resuelven uno de los principales problemas que existen para la integración de los UAS en el espacio aéreo no segregado, poder ver y evitar a los aviones no cooperativos. Algunos de estos sistemas ADS-B (in) tendrán la capacidad de recibir información directa de otros tráficos colaborativos e indirecta desde los suministradores del servicio de vigilancia de otros tráficos no colaborativos (estos últimos con las incertidumbres en el estado transmitido). En algunos estados de la

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

Unión Europea, es obligatorio la integración de un transpondedor de radar secundario incluso para vuelos VFR.

La regulación les obliga a incorporar un SSR modo S nivel 2 cumpliendo parte A si pesa menos de 5700 kg, Parte B si más de 5700 kg y adicionalmente parte C si son de ala fija (Regulación EU N° 1207/2011). Ver apartado 3.3.3 en donde se definen las funciones implementadas en cada uno de estos tipos de sistemas.

Requisito a priori: Integración de un sistema ADS-B. Se requiere al ser un requisito no gravoso y que supone un aumento de seguridad que podría paliar la dificultad de que otros tráficos detecten a una aeronave no tripulada.

Capacidad de ver y evitar de los pilotos embarcados

Los pilotos al mando han de ejercer supervisión constante con el objeto de detectar y evitar tráficos no cooperativos [4], [5]. Ese requisito es asimismo aplicable a los sistemas aéreos no tripulados. Para ejercer esa función ha de tener la misma capacidad en la detección y de evitar los posibles conflictos que si la nave tuviese un piloto a bordo [6] y [7]. Tal y como se ha señalado esa funcionalidad no está aún desarrolladas para UAS.

- La capacidad nominal media del ojo humano apto para pilotar aeronaves es de 1 minuto de arco (6/6 o 20/20) para pilotos de líneas aéreas o comerciales y de 2 minutos de arco para pilotos privados. Se considera este mismo valor para los operadores de UAS.
- Según las reglas de paso, una aeronave que alcanza a otra ha de variar su trayectoria para evitar el choque. Se supone alcance cuando forma un ángulo de $\pm 70^\circ$ con la parte posterior del plano de simetría de la nave alcanzada. Por lo tanto un UAV es responsable de monitorizar horizontalmente el sector cubierto desde $\pm 110^\circ$ (Anexo 2 de OACI) y de $\pm 15^\circ$ en elevación. FAA P-8740-51 indica que bastaría con una cobertura en azimut de $\pm 60^\circ$.
- Para volar en condiciones VFR, la visibilidad ha de ser superior a 5000 m (si se vuela por debajo de 3050) u 8000 m (por encima de 3050m). La velocidad siempre inferior a la del sonido.

Solución propuesta para operadores de RPAS

Se propone demostrar que una cámara de alta definición embarcada en un UAV y transmitiendo imágenes en tiempo real según los requisitos expuestos a continuación permitirían realizar la función de ver y evitar con un nivel equivalente de seguridad que a la obtenida en un avión tripulado.

Las dimensiones mínimas observables por la cámara han de ser menores o iguales que las que observa un piloto eso se consigue aumentando el zoom es decir disminuyendo el

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

FOV. Las regulaciones permiten que un piloto tenga una agudeza visual lejana de 20/40 lo que se traduce en 2 minutos de arco. También interesa que la cámara abarque el mayor ángulo posible es decir el mayor FOV. El valor que se selecciona sería el que iguala ambas resoluciones:

$$\left(\frac{2}{60}\right) \cdot \frac{\pi}{180} \cdot D = Res_{piloto} \geq Res_{uav} = HFOV \cdot \left(\frac{\pi}{180}\right) \cdot D \cdot \frac{1}{1920}$$

$$H_FOV=64^{\circ}$$

- La cámara de alta definición tiene una matriz con 1920 pixeles horizontales y 1080 verticales (resolución 16/9). Un FOV vertical de 64° cubriría 36°.
- El sensor deberá cubrir los ángulos de observación requeridos (+/-110 H y +/-15 V). Ningún sector será desatendido de supervisión por un tiempo mayor que el tiempo de impacto de cualquier tráfico intruso a 5000 m (VMC) menos 12.5 sg.
- El sensor permitirá al operador observar durante al menos 1 segundo sectores de 10°. La FAA recomienda a los pilotos observar realizando saltos de 10° en azimut permaneciendo entre 1 y 3 segundos.
- El operador ha de poder ver cada pixel de la pantalla situándose según su agudeza visual (1 o dos minutos de arco), es decir a una distancia entre 0.78 y 1,56 la diagonal de la pantalla.

Se va a calcular el tiempo de conflicto de aviones situados a 5000 metros y localizados en un azimut de la aeronave de +/-110°. En la figura se indican los parámetros utilizados. Se consideran las velocidades de UAV y avión, distancia D hasta conflicto del UAV distancia d desde el avión hasta el conflicto, el azimut con el que el UAV observa al avión a una distancia R=5000 m, y el ángulo de ambas trayectorias.

Figura 2.3.14-1 Parámetros del modelo para tráficos en conflicto

De la figura se obtienen las siguientes relaciones:

$$D + d \cdot \cos(\gamma) = R \cdot \cos(\beta)$$

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

$$d \cdot \text{sen}(\gamma) = R \cdot \text{sen}(\beta)$$

$D = r \cdot d$ Siendo r el cociente entre la velocidad del UAV y la velocidad del avión.

Despejando obtenemos las siguientes relaciones

$$\beta = \text{atan}\left(\frac{\text{sen}(\gamma)}{r + \cos(\gamma)}\right) \quad ; \quad d = \frac{R \cdot \text{sen}(\beta)}{\text{sen}(\gamma)}$$

Para unos valores dados de la velocidad del UAV y del avión, si realizamos un barrido de 0 a 110° en gamma obtenemos los valores de d y D, lo que nos permite calcular el tiempo que tarda el avión situado a una distancia de R=5000 m en alcanzar el momento de impacto con el UAV. La estrategia de ver y evitar sólo sería efectiva si el tiempo de revisita supera al de impacto en 12.5 segundos, tiempo necesario para evitar el choque. En las siguientes figuras se presentan los tiempos hasta el impacto en función del ángulo de la trayectoria considerando tres velocidades con respecto de tierra. También se representa el ángulo de azimut con respecto de la trayectoria del avión en el momento en el que el avión en conflicto se encontraba a una distancia de 5000 m y por lo tanto en el umbral de ser detectado.

Figura 2.3.14-2 Tiempo de impacto

Figura 2.3.14-3 Ángulos inicial

Se han dibujado unas combinaciones de velocidad para el UAV y el avión de las que se van a extraer conclusiones.

- UAV con baja velocidad: 60m/s y 150 m/s para UAV y Avión representan una velocidad máxima habitual de un UAV y una velocidad máxima para el avión (limitado a TAS=130 m/s a 10.000 pies y 20 m/s de viento).
- UAV a máxima velocidad permitida: 130 m/s para UAV y avión representan valores máximos nominales sin viento a una altitud inferior a 10.000 pies.
- Viento fuerte que hace aumentar la velocidad con respecto a tierra sin incumplir el requisito de TAS máximo: 150 m/s y 140 m/s para UAV y avión

CAPITULO 2. REGLAMENTO DEL AIRE APLICACIÓN PARA RPAS

respectivamente que representa una velocidad de UAV con viento en cola de 20 m/s y el valor que alcanzaría un avión sumando la proyección de ese viento que produciría la velocidad más elevada con respecto a tierra.

Conclusiones:

- 1) Si la velocidad del UAV es inferior a 60 m/s y la altitud de vuelo es inferior a 10000 pies, se cumplen lo siguiente:
 - El tiempo de impacto es siempre superior a 24 segundos si el avión intruso se encuentra a una distancia superior a 5000 m.
 - El azimut con el que el UAV vería a 5000 m al avión intruso con una trayectoria rectilínea de choque sería inferior a $\pm 90^\circ$.
 - Una cámara visible de alta definición cubriendo un FOV horizontal de $\pm 64^\circ$ apuntando a $(-64, 0, +64, -64, 0 \dots)$ permaneciendo 6 segundos antes de saltar o conmutar cumple los requisitos de ver y evitar.
- 2) Si el UAV va a 130 m/s y la altitud de vuelo es inferior a 10000 pies, se cumple lo siguiente:
 - El tiempo de impacto es superior a 20 segundos si el avión intruso se encuentra a 5000 m.
 - El azimut con el que el UAV vería a 5000 m al avión intruso con una trayectoria rectilínea de choque sería inferior a $\pm 60^\circ$.
 - Una cámara visible de alta definición cubriendo un FOV horizontal de $\pm 64^\circ$ apuntando a $(-32, +32, -32, +32 \dots)$ permaneciendo 6 segundos antes de saltar o conmutar cumple los requisitos de ver y evitar.

Según experimento realizado por NASA ERAST, los pilotos humanos identifican un F-16 (10 m de envergadura) a 1.6 millas náuticas, es decir, subtendiendo 11 minutos de arco que se verían hasta a 20° de excentricidad de la fovea. Si hay que cubrir $220^\circ \times 30^\circ$ y lo podemos hacer de 20 en 20 serían 16,5 zonas y habría 22 s. para cubrirlas (muy alta probabilidad de detección). Si el objetivo precisa 3 minutos de arco, sólo se detectan con una excentricidad de 5° , El sector ocupa 220×30 y lo hacemos en sectores de $5^\circ \times 5^\circ$ es decir habría 264 zonas y sólo 22 segundos ($P=0.083$).

El objetivo ha sido demostrar que un operador en la estación de control tiene igual capacidad que un piloto humano para detectar tráfico con posibles trayectorias de conflicto si se cumplen las condiciones establecidas. Esta capacidad puede verse aumentada en el caso de implementarse detección automática del blanco e incluso leyes de control directamente implementadas en el sistema de control de vuelo. La referencia [12] muestra ensayos reales realizados demostrando esa capacidad.

Figura 2.3.14-4 Agudeza visual en función de excentricidad. Figura obtenida de [7]

2.3.14.2 Terrenos y obstáculos

Requisito a priori: Para evitar los peligros derivados con trayectorias del avión que pudieran tener conflictos con terrenos y obstáculos se van a realizar las siguientes deducciones para justificar que el operador ha de tener un **modelo digital del terreno**:

- El operador tiene una conciencia situacional limitada.
- El objetivo fundamental en la seguridad de RPAS es evitar colisiones con otros tráficos y no dañar por impacto a personas y propiedades en tierra.
- El sistema ha de poder hacer que el operador discrimine en el terreno las zonas susceptibles de recibir daños a personas y propiedades. Eso implica un mapa con el detalle y precisión suficiente.
- Si tiene que tener esa cartografía calibrada, es un aumento significativo para la seguridad el implementar un modelo digital del terreno en esa cartografía.
- El coste asociado a este último requisito no es significativo comparado al beneficio alcanzado en seguridad.
- Por el criterio de Oportunidad indicado en el capítulo 1

Requisito a priori: Para evitar el peligro asociado a impactos contra obstáculos en el aeródromo, tal y como se van a determinar en el capítulo de control de vuelo se exige que el avión tenga las actuaciones necesarias para no **invadir las superficies delimitadoras de aeropuertos**. Si algún aeropuerto no cumple con los requisitos el estado está obligado a notificarlo a OACI. Esa función ha de ser implementada en las funciones de planificación, control y monitorización del sistema.

2.4 CONCLUSIONES

En este capítulo se ha revisado el Anexo 2 de la OACI (Reglas del Aire) con la enmienda 43 que incluye la operación de los RPAS. Se resumen las conclusiones obtenidas.

- 1) Como ha quedado de manifiesto, existen aspectos significativos de la seguridad que la actual redacción del Anexo 2 no ha considerado:
 - Secuencia y protocolo de cambio de estaciones de control y pilotos
 - Definición de actividades y comprobaciones previas al vuelo de pilotos
 - Para proteger a personas y propiedades no es suficiente limitar el sobrevuelo de zonas sensibles.
 - Modificación del contenido del plan de vuelo indicando trayectorias de emergencia y zonas de emergencia
 - Considerar que en un RPAS el empleo de paracaídas puede ser parte de la operación
- 2) Se han identificado requisitos que han de considerarse en las bases de certificación para RPAS para que estos sistemas puedan cumplir los requisitos de seguridad establecidos:
 - Es necesario presentar al operador mapas en los que se puedan dilucidar esas zonas sensibles y la posición actual
 - Es necesario considerar otros fallos no muy improbables (Tc, Motor, eléctrico) eliminando la influencia que pudieran ejercer sobre personas y propiedades.
 - Se han de cumplir requisitos de diseño e incluir procedimientos e información en el manual de vuelo para operaciones con paracaídas.
 - Se ha identificado la problemática de los RPAS en volar en niveles de vuelo.
 - Se han identificado riesgos en la operación de rodaduras los RPAS
 - Se han impuesto requisitos y elaborado un medio aceptable de cumplimiento para la capacidad de ver y evitar
 - El sistema proporcionará al operador un modelo digital del terreno que tendrá que ser implementado en las distintas funciones realizadas por los operadores.
 - El sistema ha de tener las actuaciones y funcionalidades requeridas para no invadir las superficies delimitadoras de obstáculos definidas en el Anexo 14 OACI.

2.5 REFERENCIAS (Capítulo 2)

- [1] International Civil Aviation Organization (ICAO) “Amendment 43 to the international Standards Rules of the Air (Annex 2)”. Marzo 2012
- [2] International Civil Aviation Organization (ICAO) Annex 2 to the convention on international Civil Aviation tenth Edition”. July 2005
- [3] EASA: “Note of Proposed amendment (NPA) 2012-10 transposition of amendment 43 to annex 2 to the Chicago Convention on RPASs into common rules of the Air”. 21 agosto 2012.
- [4] FAA “Advisory Circular AC90-48C Pilots Role in collision avoidance”, 3/18/83.
- [5] M.J Antuñano” Medical facts for pilots” Publication AM-400-98/2 Agosto 2002.
- [6] ASTM “Standard Spec. for Design and performance of an Airborne Sense and Avoid System”, F2411-04
- [7] F. Cardullo, B. Sweet “The human visual system and its role in motion preception” AIAA Modelling and Simulation Technologies Conference 08-11 August 2011 Portland Oregon
- [8] Federal Aviation Administration. (2011b). Evaluation of candidate functions for traffic alert and collision avoidance system II (TCAS II) on unmanned aircraft system (UAS) (FAA/AFS-407).
- [9] Eurocontrol. “UAS ATM Collision avoidance requirements” CND/CoE/CNS/09-156 mayo 2010.
- [10] Federal Aviation Administration. “Evaluation of candidate functions for Traffic Alert and Collision Avoidance System II (TCAS II) on Unmanned Aircraft System (UAS)” FAA/AFS-407. March 2011.
- [11] Fabrize Kunzi. “Development of a High Precision ADS-B Based Conflict Alerting System for Operations in the airport environment”. Defensa de tesis doctoral. Agosto 2013.
- [12] FAA: “Literature overview on Detect, sense and avoid technology for Unmanned Aircraft Systems” DOT/FAA/AR-08-41 Sep 2009.
- [13] Trevor E. Anderson and K. D. Hoffler “UAS Sense and avoid requ. assessment” AIAA 2012-0961
- [14] M. Melega, S. Lazarus, M. Lone, and A. Savvaris. “Autonomous sense & avoid capabilities based on aircraft performances estimation”, Proc IMechE Part G, Journal of Aerospace Engineering, March 2014; vol. 228, 4: pp. 492-517.
- [15] X. Prats, L. Delgado, J. Ramírez, P. Royo and E. Pastor. “Requirements, Issues, and Challenges for Sense and Avoid in Unmanned Aircraft Systems”, Journal of Aircraft, 2012, Vol.49: 677-687.
- [16] A. Mujumdar, R. Padhi. “Reactive Collision Avoidance using Nonlinear Geometric and Differential Geometric Guidance”. Journal of Aircraft, 2011, Vol.34 N° 1.
- [17] Y. Eun, H. Bang. “Cooperative control of Multiple AerialVehicles Using the potential Field Theory”. Journal of Aircraft, 2006 Vol. 43 N° 6.
- [18] X. Prats, L. Delgado, P. Royo, M. Pérez-Batlle and E. Pastor, “Departure and Approach procedures for UAS in a Visual-Flight-Rule Environment”, Journal of Aircraft, 2011, Vol.48: 1280-1290
- [19] M.A Olivares, L. Mejías, P. Campoy, I. Mellado. “Cross-entropy optimization for scaling factors of a fuzzy controller: a see-and-avoid approach for unmanned aerial systems”. Journal of Intelligent & Robotic Systems, v. 69 (n. 1-4); pp. 189-205. ISSN 0921-0296. 2013
- [20] Comisión Europea. “Reglamento de Ejecución (UE) N° 923/2012 de la comisión” Diario Oficial de la Unión Europea. 13.10.2012.

Capítulo 3

GESTION DEL ESPACIO AEREO (ATM)

La OACI define la Gestión del Tráfico Aéreo [1] como Todas las actividades cooperativas realizadas por las autoridades encargadas por los servicios de tránsito aéreo, encaminadas a la planificación y operación de flujo de aeronaves, de forma que se garantice la seguridad, orden y fluidez de todos los vuelos, al mismo tiempo que se consigue que, en cualquier punto del espacio, la totalidad del tráfico sea compatible con la capacidad de control.

Los servicios que ha de aportar la gestión del tráfico aéreo ATM y sobre los que se van a analizar la situación actual, los desarrollos previstos a medio y largo plazo y la influencia que estas directrices pueden tener en el diseño y en consecuencia en la normativa para la certificación de estos sistemas aéreos no tripulados son:

- Servicios de tráfico aéreo (ATS) (incluyendo control de tráfico aéreo, información de tráfico, avisos y alertas para áreas, aproximaciones y aeródromos)
- ATFM Air Traffic Flow Management (Gestión de flujo de tráfico aéreo)
- Servicio de Gestión y Estructuración del Espacio Aéreo (ASM)
- Servicios de apoyo: CNS (Communications, navigation, Surveillance), Meteorología y AIS (Aeronautical Information system).

En la mitad de la década de los 80 se produjo un fuerte incremento en la demanda de viajes aéreos que produjo una condición caótica debido a la incapacidad de los sistemas de control de tráfico aéreo y de los mayores aeropuertos para absorber el gran aumento producido en la demanda de servicios. A instancias de los ministros europeos de transporte se establecieron dos programas liderados por Eurocontrol:

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

1. Se creó una unidad de gestión de tráfico aéreo centralizada a nivel europeo.
2. Se desarrolló un programa para armonizar e integrar los diversos sistemas de control de tráfico aéreo a nivel europeo.

Las limitaciones del sistema actual de gestión del tráfico aéreo son:

- Los servicios prestados por el Servicio de Gestión de tráfico difieren de unas zonas a otras.
- Los servicios dependen fuertemente de las comunicaciones audio entre los aviones y los servicios de control de tráfico aéreo.
- La división del espacio aéreo es muy rígida y las rutas se definen sobrevolando ayudas en tierra.
- Hay carencias en los servicios de intercambio de información entre los distintos actores del tráfico aéreo. Principalmente en la elaboración de los planes de vuelo.
- Se produce un gran periodo de tiempo en desarrollar y desplegar sistemas nuevos en los aviones y en las ayudas en tierra.

Estudios realizados por Eurocontrol señalan lo siguiente:

- Los retrasos producidos por ATM tienden a crecer exponencialmente cuando el sistema se aproxima a la saturación
- La principal causa de las demoras se produce por la gestión de las rutas aunque la gestión en aeropuertos y áreas terminales son una fracción creciente.
- Conviene económicamente mantener la capacidad ligeramente por encima de la demanda.

Los vuelos civiles comerciales de pasajeros son los principales usuarios de los servicios de tráfico aéreo y normalmente vuelan en espacio aéreo controlado. Algunos aviones de negocios, bastantes aviones recreativos y la mayoría de los aviones militares vuelan en espacio aéreo no controlado y utilizan los servicios de Gestión de tráfico en mucho menor grado.

Hasta la actualidad, el aumento de la demanda se ha abordado dividiendo los sectores aéreos más saturados en sectores más pequeños. Pero este aumento de la capacidad tiene un límite que se alcanza cuando las tareas de coordinación entre sectores son tan elevadas como el trabajo que se ahorran.

3.2 GESTION DE TRÁFICO AEREO EN EUROPA. SESAR

3.2.1 Introducción

El boletín oficial de la Unión Europea del 9 de Abril de 2009 establece la primera edición del plan Maestro de la Gestión del Espacio Aéreo Europeo. Según este plan [3], las principales características del concepto de operación son:

- 1) Gestión de trayectorias que introduce un nuevo enfoque al diseño y gestión del espacio aéreo. Cambio de operaciones basadas en espacio aéreo en operaciones basadas en trayectorias, de modo que cada avión consiga su ruta preferida y su tiempo de llegada.
- 2) Planificación colaborativa continuamente reflejada en la red de Plan de Operaciones.
- 3) Integración de las operaciones del aeropuerto contribuyendo a un aumento de capacidad.
- 4) Nuevos modos de separación que permitan aumentar la seguridad, capacidad y eficiencia
- 5) Nuevas tecnologías proporcionando una navegación embarcada más precisa optimizando el espacio entre aeronaves para maximizar las capacidades del espacio aéreo y de los aeropuertos.
- 6) System Wide Information Management (SWIM) integrando y diseminando los datos relacionados con el negocio de la gestión del espacio aéreo
- 7) Papel central para el humano, ampliamente apoyado por herramientas avanzadas que permitan trabajar con seguridad y sin presión innecesaria.

El sistema actual de gestión del tráfico aéreo fue diseñado hace décadas, y está basado en un concepto operacional y en unas tecnologías que están llegando a su límite. Como respuesta al desafío, la Comisión Europea lanzó el programa SESAR con unos objetivos que han ido evolucionando según se refleja en las sucesivas ediciones publicadas del Plan Maestro (Abril 2009). Estos cambios son consecuencia directa de la reciente crisis económica mundial y que se ha traducido en una estimación que supone entre 3.4 millones y 5.2 millones de vuelos menos para 2030 que los estimados en 2010. Esta estimación fue la base utilizada para el Plan Maestro editado en octubre de 2012. En la última edición publicada como borrador en Julio de 2015 los objetivos perseguidos están reflejados en la tabla 3.2-1.

Eficiencia en coste: Productividad de servicios de navegación aérea	30-40% de reducción en costes de servicios de navegación aérea por vuelo (960€ año 2012)
Eficiencia operacional	3-6% reducción de tiempo de vuelo (127 min vuelo medio 2012) 5-10% reducción combustible quemado (4,800 kg fuel consumo medio 2012) 10-30% de reducción en retrasos en salida
Capacidad	5-10% vuelos adicionales en grandes aeropuertos Soportar 80-100% de aumento de tráfico (alcanzará 14.4 mill. de vuelos en 2035)
Medioambiente	5-10% de reducción del CO2
Seguridad (safety)	Mejorarla en un factor 3-4
Seguridad (security)	No incrementar los incidentes debidos a ATM en la interrupción del tráfico

Tabla 3.2.1 Objetivos SESAR Master Plan 2015 (Comparado con parámetros 2012)

En esta edición del Plan Maestro explícitamente se incluyen a los RPAS. En el apartado 4.5 del nuevo plan maestro establecen:

El desarrollo de las tecnologías RPAS, puede crear derivados con un potencial impacto en la aviación tripulada, aumentando los niveles de seguridad y eficiencia y reduciendo el impacto medioambiental.

...[Los RPAS] deberán cumplir con los requisitos de comunicaciones, navegación, y vigilancia aplicables a la clase de espacio aéreo en la que vayan a operar. Deberán también cumplir con las evoluciones en los conceptos operacionales de ATM que están actualmente siendo investigados en el proyecto SESAR, por ejemplo el concepto de gestión de trayectoria

SESAR indica seis áreas en las que existen problemas para garantizar la plena integración de estos sistemas en el espacio aéreo no segregado: 1) Sistemas de detectar y evitar y procedimientos operativos; 2) Enlace de datos incluyendo problemas de espectro; 3) Operaciones en tierra incluyendo despegue y aterrizaje e integración en el ambiente ATM; 4) Contingencias; 5) Factores humanos; 6) Problemas de seguridad.

Estas funcionalidades serán estudiadas en el capítulo 5. Según el análisis realizado se impondrán requisitos de certificación cubriendo las carencias señaladas por SESAR al menos en lo concerniente a data link, operaciones en tierra, contingencias y factores humanos. De los aspectos de detectar y evitar y seguridad (safety) solo se van a obtener procedimientos operativos que no se incluyen en las bases de certificación.

3.2.2 El concepto del sistema de gestión

Las operaciones estarán basadas en trayectorias definidas por los usuarios sin necesidad de adherirse a una estructura de rutas fijas (en áreas de baja o media densidad de tráfico). Estas rutas (4D), serán efectuadas con gran precisión respetando los umbrales establecidos. Las trayectorias serán planificadas y validadas por los servicios de tráfico aéreo. La información será compartida entre usuarios y autoridades por redes de información ATM (System Wide Information Management). De esta manera, los participantes tendrán acceso a la información relevante necesaria para la toma de decisiones. Sólo existirá una estructura de rutas fijas en aquellas áreas y momentos en los que la alta densidad de tráfico así lo recomiende. Las trayectorias 4D serán lo suficientemente flexible para absorber pequeñas perturbaciones debidas a las condiciones atmosféricas.

Existirá una comunicación bidireccional de datos entre los aviones y las instalaciones en tierra que permitirán mantener actualizadas las trayectorias para conocimiento de todos los actores.

El espacio Aéreo y los aeropuertos han de ser gestionados como un continuo. Se distinguirán los siguientes espacios aéreos:

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

- espacio aéreo gestionado: En donde se comparte toda la información de las trayectorias, y la separación entre los aviones las realizan los servicios de tráfico aéreo, aunque bajo ciertas premisas este puede ser delegado a los pilotos.
- Espacio aéreo no gestionado, donde la separación recae en los pilotos

Comunicaciones

Mejoras en las tecnologías de comunicaciones tanto de voz como de intercambio de datos entre los distintos actores del sistema. El objetivo es el de crear un sistema de información compartida (SWIN) System Wide information, y proceso colaborativo en la toma de decisiones (Colaborative Decisión Making).

A corto plazo las operaciones de control de tráfico aéreo continuarán realizándose en el espectro VHF para las comunicaciones de voz. Podrá ser VHF con 8.33 Khz o comunicaciones por satélite para áreas oceánicas o remotas.

A Largo plazo, las comunicaciones por voz será el medio de comunicación de seguridad redundante. Las comunicaciones mediante datos serán el modo principal.

Navegación

Cambio desde instalaciones terrestres para ayudas a la navegación y rutas fijas ligadas a las infraestructuras a navegación basada en satélites y rutas flexibles. El medio de posicionamiento primario será la navegación por satélite en todas las fases del vuelo. Se utilizarán dos constelaciones de doble frecuencia y servicios de “Aumentación” como ABAS o SBAS (EGNOS, WAAS). El sistema de navegación principal para todas las fases de vuelo será el basado en satélite. Se utilizarán un mínimo de dos constelaciones de satélites con doble frecuencia.

Vigilancia

Vigilancia cooperativa será la norma, complementado con vigilancia no cooperativa. Para los aeropuertos, serán necesarios ambos sistemas de vigilancia (Cooperativo y no cooperativo independiente).

- Vigilancia independiente no cooperativa (Radar primario de vigilancia): continuará operativo mejorando la infraestructura actual.
- Vigilancia independiente cooperativa: Será el modo principal de vigilancia en sus dos opciones.
 - SSR Modo S
 - WAM: (Wide Area Multilateración)
- Vigilancia cooperativa dependiente: El avión proporciona posición, altitud e identidad mediante radio enlace obtenido de los sistemas embarcados de la aeronave. Esta será la solución para espacios aéreos poco transitados o espacios aéreos sin radar o bien como sistema redundante para espacios de densidad media.

1090 ES-ADS-B OUT será obligatorio a corto plazo como mejora del sistema ATM actual.

3.2.3 Líneas de cambio esenciales contenidas en Plan Maestro

En este apartado se van a resumir las principales líneas de cambio establecidas por SESAR para el nuevo concepto de gestión del espacio aéreo. Cada línea de cambio principal se divide en funciones concretas listadas según el grado de implementación y su posible fecha de entrada en servicio de la funcionalidad. Como va a quedar de manifiesto en este apartado debido al alto grado de automatismo que se requiere en los sistemas RPAS, la mayoría de las funcionalidades o ya pueden ser realizadas por estos sistemas o su implementación podría ser realizada en un plazo significativamente inferior que el requerido para la aviación tripulada.

Lines of change LoC 2 Cambio de operaciones en espacio aéreo a operaciones basadas en trayectorias

Nivel 0: Ya disponible para poder operar. Aproximaciones con descenso continuo, sectorización flexible y modular adaptada a variaciones en el flujo de tráfico, salida ascenso continuo, PRNAV y FUA.

Nivel 1: A implementar a corto plazo. Unificación en Europa de los 7 tipos de espacio aéreo. Implementar rutas óptimas donde y cuando sea posible. Implementar estructura de espacio aéreo (rutas/sectores) para adaptarlos al flujo del tráfico. Diseño de espacio terminal utilizando PRNAV.

Nivel 2: A implementar a corto plazo. Rutas optimizadas mediante PRNAV1, Espacio aéreo terminal RNP1, redefinición de áreas de espera, procedimientos con guiado vertical. Descenso continuo para aproximación y ascenso continuo para salidas. Rutas libres por encima de un cierto nivel.

Nivel 3: Disponible para operación a plazo medio (2015-2018). Trayectorias libres, manteniendo las fijas sólo donde y cuando sean necesarias. Nuevo modelo de espacio aéreo con solo tres categorías (iNtended, Unknown, Known). Ajuste dinámico del espacio aéreo fronterizo en las áreas terminales según tráfico y pistas en uso.

Nivel 4: Disponible a largo plazo (2020). Mantener sólo dos categorías de espacio aéreo iNtended y Unknown. Poder efectuar exclusiones móviles temporales. Trayectorias libres de TMA a TMA.

Nivel 5: Disponible a muy largo plazo (2025). Las formas y volúmenes de los sectores ATC adaptados en tiempo real a cambios en los patrones de tráfico o cambios a corto plazo en las intenciones de los usuarios.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

AFFECTAN AL DISEÑO DE UAS:

Utilización de sistemas GNSS y GBAS para UAS (en ruta y en TMA). Ajuste dinámico del espacio aéreo en fronteras de zonas terminales.

Lines of change LoC 3 y LoC4. Planificación colaborativa utilizando red de planificación de operaciones y gestión de network ATM

Nivel 0: Ya disponible para poder operar. Planificación interactiva,

Nivel 1: A implementar a corto plazo (actualidad). Planificación interactiva presentando información del tráfico aéreo desde planificación estratégica hasta operaciones en tiempo real. La información disponible a todos los actores implicados.

Nivel 2: A implementar a corto plazo. Implementar la red de planificación de operaciones en SWIM (System Wide Information Management).

Nivel 3: Disponible para operación a plazo medio (2015-2018). Usar 4D trayectorias en el ATFM (air traffic flow management).

Nivel 4: Disponible a largo plazo (2020). Nada programado

Nivel 5: Disponible a muy largo plazo (2025). Nada programado

AFFECTAN AL DISEÑO DE UAS:

Estandarización de Planificación. Definición de waypoints (cartografía, altitudes e implementar niveles de vuelo en UAS) Compartir plan con los actores del ATM. Planificaciones 4D, es decir incluyendo el tiempo de paso.

Lines of change LoC 5. Gestionar las trayectorias en tiempo real.

Nivel 0: Ya disponible para poder operar. Soporte automático para gestión de tráfico. Comunicación de voz complementada con enlace de datos.

Nivel 1: A implementar a corto plazo. Coordinación entre pilotos y controladores para permitir cruceros con subidas según se consume el combustible.

Nivel 2: A implementar a corto plazo. Despliegue de sistemas en tierra para monitorización continua y evaluación del tráfico. Herramientas automáticas de apoyo a la gestión de tráfico.

Nivel 3: Disponible para operación a plazo medio (2015-2018). Enlace de datos como medio principal de comunicación (apoyado circunstancialmente por comunicación de voz). Sin necesidad de coordinación en las transferencias de control salvo situaciones no nominales.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Nivel 4: Disponible a largo plazo (2020). Nada programado

Nivel 5: Disponible a muy largo plazo (2025). Nada programado

AFECTAN AL DISEÑO DE UAS:

Estandarización de enlace de datos según evolucionen los cambios.

Lines of change LoC 6. Herramientas de decisión colaborativas.

Nivel 0: Ya disponible para poder operar. Asistencia automática en planificación de ATC para evitar conflictos en ruta. Monitorización automática de conformidad de los vuelos.

Nivel 1: A implementar a corto plazo. Nada programado.

Nivel 2: A implementar a corto plazo. Detección y resolución de conflictos inmediatos y monitorización de conformidad de trayectorias. Herramientas de monitorización de conflictos y asignación de rutas en TMA.

Nivel 3: Disponible para operación a plazo medio (2015-2018). Todas las herramientas disponibles de detección de conflictos en trayectorias 4D y acción previa en la velocidad programada para eliminar conflicto.

Nivel 4: Disponible a largo plazo (2020). Nada programado

Nivel 5: Disponible a muy largo plazo (2025). Nada programado

AFECTAL AL DISEÑO DE UAS:

Estandarización de definición de trayectorias 4D

Lines of change LoC 7. Herramientas de gestión de colas.

Nivel 0: Ya disponible para poder operar. Gestión básica de salidas y Gestión de llegadas considerando las mejoras en TMA como P-RNAV y Aproximaciones con descenso continuado.

Nivel 1: A implementar a corto plazo. Gestión básica de salidas y gestión de llegadas extendidos al espacio aéreo en ruta. Integración de gestión básica de salidas y llegadas incluyendo ayudas al controlador en el TMA para identificar y resolver interacciones complejas de flujo de tráfico.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Nivel 2: A implementar a corto plazo. Gestión integrada de colas paso 1: gestión de superficies en gestión de llegadas, y en gestión de salidas. Gestión de salidas desde múltiples aeropuertos

Gestión integrada de colas Paso2: Gestión integrada de llegadas en múltiples aeropuertos, salidas optimizadas en la gestión de colas. Gestión integrada de salidas y llegadas en el contexto de aeropuertos con interferencias.

Control de tiempo de llegada mediante el uso de enlace de datos para optimizar secuencia de llegada.

Nivel 3: Disponible para operación a plazo medio (2015-2018). Introducir múltiples CTOs (Controlled times over-fly) mediante enlace de datos. Estos son imposiciones de tiempo por parte de ATM en sucesivos puntos de confluencia para propósitos de gestión de colas.

Nivel 4: Disponible a largo plazo (2020). Nada programado

Nivel 5: Disponible a muy largo plazo (2025). Nada programado

AFECTAN AL DISEÑO DE UAS: Planificación estandarizada y compartida. Planificaciones 4D.

Lines of change LoC 8. Nuevos métodos de separación

Nivel 0: Ya disponible para poder operar. Nada programado.

Nivel 1: A implementar a corto plazo. Conciencia situacional del tráfico aéreo en la superficie y en vuelo presentada en la cabina. (ATSAW).

ATSA-ITP Asegurar la separación del tráfico aéreo oceánico ATP (Assurance trail procedure)

ASAS Secuenciado y confluencia con control manual en TMA requiriendo al piloto seguir comandos de velocidad manualmente.

Nivel 2: A implementar a corto plazo (2013-2015). Mejoras al secuenciado de llegadas. La tripulación se asegura tiempo o distancia basada en distanciamiento a aeronaves designadas.

Nivel 3: Disponible para operación a plazo medio (2015-2018). ASEP-ITP: Separation application in time procedure en rutas oceánicas

Implementar separaciones en trayectorias de precisión para trayectorias 2D de usuario

Implementar separaciones en trayectorias de precisión para trayectorias 3D predefinidas

Nivel 4: Disponible a largo plazo (2020). Deploy clearances para trayectorias de precisión 2D para trayectorias preferidas de usuarios

Delegación de separación del controlador al avión

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Nivel 5: Disponible a muy largo plazo (2025). Nada programado

AFFECTAN AL DISEÑO DE UAS:

Presentación en cabina del tráfico en superficie y en vuelo según evolucione la tecnología.

Line of change LoC #9 Redes de seguridad embarcadas y en tierra independientes y cooperativas

Nivel 0: Redes de seguridad en tierra (TMA y en ruta)

Nivel 1: ACAS unido al auto piloto o director de vuelo.

Nivel 2: Nada programado

Nivel 3: Mejorar las actuaciones de la red de seguridad en tierra compartiendo posiciones de aviones y datos de intenciones.

Representar mediante enlace descendente a los controladores en el caso de que ACAS genere un aviso de conflicto (Resolution Advisory).

Nivel 4: Adaptar ACAS a los nuevos modos de separación y mínimos de separación más reducidos.

Adaptar STCA (short term collision avoidance) a los nuevos modos de separación en particular si se consideran mínimos de separación más reducidos.

Aunque las redes de seguridad en tierra y embarcada (ACAS y STCA) son y necesitan ser independientes a un nivel funcional, se requieren mejorar los procedimientos para evitar detecciones y resoluciones de conflicto inconsistentes.

Loc #10 Aeropuertos

Nivel 0: Salida y entrada rápida en pistas de rodadura, reducir peligro de incursión en pista, mejorar procedimientos para condiciones adversas, mejorar conciencia situacional del controlador en tierra. Asistencia al guiado en tierra de los aviones,

Nivel 1: Mejora de procesos de baja visibilidad. Aproximación con guiado vertical para permitir operaciones CAT-I

Mejorar aproximaciones con separación visual

Reducir separación de aeronaves (no necesidad de aplicar mínimos de separación de estela en caso de vientos cruzados). Separación fija reducida basada en predicción de vórtices. Procedimientos en pistas paralelas y detección de FOD al controlador.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Proporcionar al piloto asistencia al guiado, utilizando display de mapa, ruta a la pista, tráfico. Procedimientos de Separaciones de llegadas basadas en el tiempo.

Nivel 2: Asistencia Automatizada al operador de la planificación y ejecución de los movimientos de la aeronave en superficie. Redes de seguridad de aeropuerto: herramientas para detectar conflictos o incursiones en pistas, rodaduras y áreas de aeropuerto con alarmas a pilotos, controladores y conductores de vehículos incluyendo consejos de resolución de conflictos. Frenado automático de la aeronave hasta una velocidad fijada según la salida de la pista, coordinada mediante radio enlace con ATC. GNSS /GBAS para aterrizajes de precisión. Implementar ajustes dinámicos de separación basados en la detección en tiempo real de vórtices de estela.

Nivel 3: Mejoras de la gestión de trayectorias usando sistemas avanzados automatizados del avión incluyendo freno automatizado y auto-carreteos.

Nivel 4: Introducir en cabina un sistema de visión sintética para usar en condiciones de baja visibilidad incluir imágenes del terreno e información de la posición y altitud. Desarrollar control remoto de los servicios de aeropuerto.

Nivel 5: Nada programado

AFECTAN AL DISEÑO DE UAS

- ***Definición de función de aterrizaje para UAS. Sistemas GNSS y GBAS aterrizajes de precisión.***
- ***Planificación y ejecución del movimiento en aeródromo despegue y tras aterrizaje. Frenado automático.***
- ***Conciencia situacional del operador. Presentación de mapas y tráfico.***

Figura 3.2.3.1 Rodadura del SIVA en Matacán (Salamanca)

3.3 REQUISITOS A RPAS SEGÚN ATM

3.3.1 Requisitos a la planificación

Según se determinó en el apartado anterior, la futura gestión del espacio aéreo va a estar basada en trayectorias planificadas, acordadas entre el usuario y las autoridades del espacio aéreo. Asimismo, el sistema ha de ser flexible para poder acomodar variaciones de última hora de esas trayectorias.

Considerando esta tendencia se van a obtener unas conclusiones que han condicionar el diseño y en consecuencia la certificación de los sistemas no tripulados en relación con las planificación de las misiones.

1) La estabilización del avión y el guiado con respecto de la trayectoria nominal no podrán estar basados en correcciones mediante comandos constantes enviados desde la estación de control en tierra.

Control de actitud: Requiere la recepción de los parámetros del vuelo (TM) y el envío de comandos al avión de forma continuada. El fallo en las comunicaciones no puede considerarse como muy improbable (fallos de componentes, efectos de rayos, interferencias, pérdida de línea de vista radio-eléctrica) y sus consecuencias serían catastróficas.

Control de trayectoria: También requiere el correcto funcionamiento de la telemetría y el telecomando aunque se podrían permitir interrupciones ocasionales. Una pérdida no demasiado prolongada de TM o TC ocasionaría que el UAV se apartase de su trayectoria pudiendo ocasionar un fallo muy grave con una frecuencia que no es muy improbable.

2) Habrá una trayectoria nominal, previamente planificada y existirá la capacidad de modificar esa trayectoria nominal durante el vuelo.

Esta conclusión se apoya en la conclusión nº1 que requiere una planificación y en el hecho de coincide con una estrategias establecidas por OACI para la gestión del tráfico aéreo.

Adaptarse a las estrategias de gestión de tráfico aéreo acordadas para la Unión Europea y por OACI, que fueron expuestas en el capítulo anterior. Es decir trayectoria prefijada y compartida con el resto de usuarios y actores del espacio aéreo.

Esa trayectoria planificada ha de poder ser cambiada durante el vuelo como consecuencia de: cambio en condiciones meteorológicas, requisitos de control de tráfico aéreo.

3) No será posible por parte del operador el modificar los tramos terminales durante el vuelo, aunque si seleccionar entre varias opciones previamente planificadas que han de considerar posibles variaciones en la dirección del viento.

Planificar los tramos finales o modificarlos durante el vuelo puede producir un fallo grave en unas tareas de planificación por parte del operario que son complejas y requieren el conocimiento del aeródromo y su entorno. Este problema viene agravado por la conciencia situacional más reducida del operador del UAV con respecto de un piloto de avión.

El poder seleccionar entre varias trayectorias planificadas no supone ningún riesgo en la operación y hace que la operación se adapte a las condiciones ambientales (i. e. dirección del viento).

El ajuste dinámico del espacio aéreo en fronteras de zonas terminales según establece SESAR (L.o.c 2) podría solucionarse con comandos enviados en tiempo real a la aeronave con esta ya en la proximidad de la zona. En este entorno la altitud de vuelo ha de ser necesariamente relativamente elevada por lo que no existen los peligros expuestos.

4) La coordenadas utilizadas en la planificar la misión han de ser WGS84.

Según establece OACI, las coordenadas geográficas indicando longitud y latitud serán expresadas en el sistema World Geodetic System 1984 (WGS-84). El requisito de compartir los planes de misión con todos los actores de ATM requiere esta estandarización de coordenadas. Adicionalmente los UAS utilizan el sistema GNSS que utiliza WGS 84. Sin embargo se exponen dos hechos que han de ser resueltos para conseguir la completa estandarización.

Altitud con respecto del Geoide o con respecto del Elipsoide

Tal y como establece OACI (Anexo 11 cap 2 y anexo 14 Vol I y II, cap 2), las cartas aeronáuticas se expresan en altitud con respecto del nivel del mar que coincide con la altitud con respecto al geoide. El sistema WGS84 refiere la altitud con respecto del elipsoide. Las diferencias entre ambas oscilan entre varias decenas de metros según el lugar geográfico. OACI obliga a publicar la ondulación del geoide (referida al elipsoide WGS-84) para cada carta particular.

Niveles de vuelo utilizados por los aviones tripulados

Los aviones tripulados por encima de la altura de transición utilizan Niveles de vuelo. Por debajo del nivel de transición emplean altitudes. Los niveles de vuelo ocupan una altitud distinta según la temperatura y la presión existentes. Se opta por implementar ambas referencias en los UAS de modo que la planificación y el control puedan ser expresados según selección del operador en altitudes o en niveles de vuelo (para así coincidir con todos los actores de la gestión del espacio aéreo.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Si el avión se encuentra por debajo de la altitud de transición, normalmente el altímetro está regulado para proporcionar altitudes barométricas (reglaje QNH). Este reglaje y la altitud GPS pueden considerarse equivalentes si se utiliza la altitud del geoide. Si el avión se encuentra por encima del Nivel de transición, el altímetro está regulado tomando como referencia la presión 1013.25

Al planificar una misión (que se hace mediante altitud GPS), y tramitar el plan de vuelo correspondiente a las autoridades de tráfico aéreo, el operador puede:

1) Calcular el nivel de vuelo de la planificación realizada (esto requiere calcular la presión atmosférica que se obtendrá al realizar el vuelo presión y temperatura). Para ello es necesario estimar las discrepancias en presión con respecto de la atmósfera estándar durante el vuelo y en las zonas sobrevoladas.

2) Solicitar un nivel de vuelo, planificar la misión y poder variarla para adaptarse al plan autorizado en el caso de que existieran discrepancias. Solución obligatoria.

El eliminar de facto la misión nominal obliga a volar bajo comandos de WP en tiempo real todo el vuelo. Esta solución conlleva elevados riesgos y una carga de trabajo excesiva a los operadores.

Al realizar comandos en tiempo real al UAV, el operador ha de conocer previamente los niveles de vuelo asociados al comando. Adicionalmente, las autoridades de espacio aéreo emitirán comandos en niveles de vuelo. Por estos motivos, el operador ha de poder traducir de forma inmediata altitudes a niveles de vuelo, y evitar ajustar mediante comandos posteriores el vuelo a el nivel de vuelo autorizado. Esto se conseguirá utilizando la siguiente formulación:

Volar a un determinado nivel de vuelo H_p se consigue obteniendo la siguiente diferencia de presión en el altímetro.

$$P_{Ref} = 1013.25 \cdot \left(1 - \left(\frac{288.15 - 6.5 \cdot 10^{-3} \cdot H_p}{288.15} \right)^{5.2561} \right) \quad (1)$$

Pero esa diferencia de presión depende de las condiciones atmosféricas de la zona. En concreto para obtener esa misma diferencia en función del QNH y de la temperatura a nivel del mar, tendríamos:

$$QNH \cdot \left(1 - \left(\frac{T_1 - 6.5 \cdot 10^{-3} \cdot H}{T_1} \right)^{5.2561} \right) = P_{Ref} \quad (2)$$

En donde $T_1 = 288.15 + \text{INC}(T)$ Siendo INC la diferencia con respecto de la estándar.

Despejando la altura:

$$H = \frac{10^3 \cdot T_1}{6.5} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{P_{Ref}}{QNH} \right)^{1/5.2561} \right] \quad (3)$$

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

De esta manera el avión volará a presión estática requerida con independencia de las condiciones atmosféricas.

Se han de poder realizar offsets sobre la altura planificada para hacer que coincida el plan de vuelo en poder de las autoridades de tráfico con el vuelo (altitud gps) real del avión.

5) Disquisición sobre organización de trayectorias en el espacio aéreo

Siguiendo la referencia [11], en 1963 y como consecuencia de analizar la propuesta de reducir la separación lateral de las aeronaves en la región del Atlántico Norte se generó el primer modelo de riesgo de colisión de aeronaves. Este modelo y sus evoluciones emplean información relacionada con las distribuciones de probabilidad de las posiciones laterales y verticales de las aeronaves, el flujo en las rutas, las velocidades relativas entre los aviones y las dimensiones de las aeronaves para estimar el riesgo de colisión. Los modelos de riesgo de colisión han ido constantemente evolucionando, lo que demuestra la importancia del tema en la seguridad aérea.

El objetivo de esta disquisición no es la generación de un modelo de riesgo de colisión de aeronaves, sino el desarrollar un método sencillo que calcule la posibilidad de impacto con el único objeto de comparar varias configuraciones del espacio aéreo utilizado, sin considerar el espacio aéreo cercano a los aeropuertos.

En la referencia [12] se muestra la importancia del entorno del aeródromo en los riesgos de colisión. El estudio analiza los accidentes y casi accidentes de colisión entre aeronaves acaecidos en EEUU durante el periodo comprendido entre enero de 2000 y Junio de 2010. Según este análisis la mayoría de los incidentes o accidentes ocurrieron en las inmediaciones del aeródromo. (59% accidentes y 64% y 47% en las dos bases de dato de incidentes analizadas). Pese su importancia y debido a su complejidad, el entorno del aeródromo no se considerará en esta disquisición.

Para conseguir comparar distintas configuraciones del espacio aéreo no se consideraran los factores normalmente utilizados en los modelos existentes de riesgo de colisión. La posibilidad de impacto en vuelo de dos aeronaves puede descomponerse en las siguientes posibilidades de las cuales únicamente va a desarrollarse la probabilidad de la primera.

- 1) Las trayectorias seguidas por las aeronaves producen la colisión
- 2) Fallo en los protocolos de separación de tráfico aéreo
- 3) Fallo en el sistema anticolidión de las dos aeronaves
- 4) Falla la maniobra evasiva

En la referencia [13] se presenta la fórmula normalmente utilizada para calcular la tasa de colisión en vuelo que se compone de tres factores: Tasa de encuentro, probabilidad de que producido el encuentro suceda una Casi colisión y la de que producida una casi colisión esta suceda realmente.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

La referencia [14] realiza un listado de algunos estudios realizados para calcular los riesgos de una colisión aérea en la que enumera los métodos empleados (densidades de tráfico constantes, métodos semi-empíricos, modelos de colisiones de moléculas de gases...). El autor propone un modelo de tráfico empleando datos registrados por radares de tráfico aéreo de la USAF en el que se incluyen tráficos cooperativos y no cooperativos, estos últimos son de aviación general.

En esta disquisición se supone que ha sucedido un encuentro y se pretende calcular la posibilidad de que suceda una Casi colisión, definida en la referencia (separación vertical 100 ft y lateral 500 ft).

SIN RESTRICCIONES

Suponemos que un volumen determinado del espacio aéreo va a ser sobrevolado por N aviones **en una hora determinada**. La probabilidad de impacto de un avión con respecto de otro se estima según la siguiente fórmula:

$$P = \frac{1}{52} \cdot \frac{7.5}{60 \cdot 60} = 4.01 \cdot 10^{-5}$$

Coincidencia de altitud: La posibilidad es el inverso del número de niveles de vuelo disponible. Consideramos únicamente hasta el nivel de vuelo FL290. Si se supone como nivel más bajo de vuelo el FL30, eso supone 52 niveles de vuelo posibles.

Coincidencia del tiempo: Uno de los aviones está en la intersección. Hay conflicto cuando el otro avión ha salido exactamente a la hora que hace que este segundo avión esté también en la intersección. Suponemos que hay conflicto si difieren menos de 7.5 segundos, que es el tiempo que tarda en atravesar una circulo de radio 500 ft centrado en la intersección, considerando la velocidad de 1.3 veces la definida para la pérdida 1.3*113 km/h (40.8 m/s). Se toma una velocidad muy reducida lo que proporciona un valor conservativo de la posibilidad.

La probabilidad de que no se produzca conflicto es 1-probabilidad de conflicto es decir 0.9999599.

La posibilidad de que ese avión no coincida con todos los aviones es de:

$$P = (0.9999599)^{N-1}$$

La probabilidad de que el segundo avión no tenga conflicto con los N-2 aviones restantes es de:

$$P = (0.9999599)^{N-2}$$

La del último de los aviones (avión N) sería

$$P = (0.9999599)^{N-N}$$

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Si multiplicamos todas las probabilidades tenemos la probabilidad total de que no suceda ningún conflicto:

$$P = (0.9999599)^{0.5 \cdot (N^2 - N)}$$

CON RESTRICCIONES EN ALTURA SEGÚN RUMBO

Se divide el espacio aéreo en seis capas según la altitud GPS en cientos de pies CAPA 0-50, capa 50-100, capa 100-150, capa 150-200, capa 200-250, capa 250-300. Cada una de estas se vuelve a subdividir en 10 subcapas: desde la capa 50, 55, 60, 65, 70, 75, 80, 85, 90, 95. Cada una de esas 10 subcapas se le obliga a volar a un rumbo entre 0 +36 para la primera, 36 y +72 la segunda etc. Se repiten los rumbos para cada capa.

Sea f_1 el número de aviones que vuelan en el rango de rumbo 0-36° dividido por el número de aviones y así hasta f_{10} que corresponde al número de aviones entre 324 y 360.

Se supone que el avión denominado 1 tiene la misma posibilidad de conflicto con el avión número 2 que ha de llevar un rumbo dentro del margen que lleva el avión 1. La posibilidad al haber solo 5 niveles disponibles por rango de direcciones es de:

$$P = \frac{1}{5} \cdot \frac{7.5}{60 \cdot 60} = 4.166667 \cdot 10^{-3}$$

La posibilidad de que ese avión no coincida con el resto de los aviones es de:

$$P = (0.999585)^{N \cdot f_1 - 1}$$

La probabilidad de que el segundo avión no tenga conflicto con los $N \cdot f_1 - 2$ aviones restantes es de:

$$P = (0.999585)^{N \cdot f_1 - 2}$$

La del último de los aviones (avión $N \cdot f_1$) sería

$$P = (0.999585)^{N \cdot f_1 - N \cdot f_1}$$

Si procedemos hasta el último avión de la dirección 0-36 y multiplicamos todas las probabilidades tenemos la probabilidad total de que no suceda ningún conflicto:

$$P = (0.999585)^{0.5 \cdot (N^2 \cdot f_1^2 - N \cdot f_1)}$$

La probabilidad de no conflicto considerando los 10 rangos de direcciones es de

$$P = (0.999585)^{\frac{1}{2} \cdot (N^2 \cdot f_1^2 + N^2 \cdot f_2^2 + \dots + N^2 \cdot f_{10}^2 - N)}$$

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Las restricciones sólo tienen sentido cuando la probabilidad de que no suceda conflicto sea mayor:

$$P = (0.999585)^{\frac{1}{2}(N^2 \cdot f_1^2 + N^2 \cdot f_2^2 + \dots + N^2 \cdot f_{10}^2 - N)} \geq (0.9999599)^{\frac{1}{2}(N^2 - N)}$$

Tomando logaritmos a la expresión, se considerarían las restricciones si:

$$N \leq \frac{0.9033917}{f_1^2 + f_2^2 + \dots + f_{10}^2 - 0.0966083}$$

De la anterior expresión se obtiene un número mínimo de vuelos por encima del cual si resulta mejor el vuelo por subcapas según la dirección. De este modo tenemos:

Si consideramos varios casos en todos ellos el tráfico se divide por igual en dichas direcciones:

Si sólo tenemos una dirección: $f_1=1$ y el N obtenido de la fórmula es 1.

Dos direcciones $f_1=0.5$ y por ejemplo $f_2=0.5$, el resto es cero y sale: N menor 2.2

Tres direcciones $f_1=0.3$, $f_2=0.3$ y $f_3=0.3$, el resto cero y sale menor 5.2

Cuatro direcciones $f_1=f_2=f_3=f_4=0.25$, el resto cero y sale N menor 5.9

Cinco direcciones $f_1=f_2=f_3=f_4=f_5=0.2$ el resto cero y N menor 8.7

Seis direcciones $f_1=f_2=f_3=f_4=f_5=f_6=0.167$ el resto cero y N menor que 12.9

Siete direcciones $f_1=f_2=f_3=f_4=f_5=f_6=f_7=0.143$ el resto cero y sale $N=19.5$

Ocho direcciones $f_1=f_2=f_3=f_4=f_5=f_6=f_7=f_8=0.125$ $f_9=f_{10}=0$ Sale $N=27$

Nueve direcciones $f_1=f_2=f_3=f_4=f_5=f_6=f_7=f_8=f_9=0.11$ y el resto cero. Sale $N=62.3$

Si son diez las direcciones: $f_1=f_2=f_3=f_4=f_5=f_6=f_7=f_8=f_9=f_{10}=0.1$ y sale $N=266.77$

Sólo es mejor la zona con restricciones en rumbo y altura si existen al menos esas direcciones con ese número de vuelos.

CON RESTRICCIONES EN ALTURA Y TRAYECTORIA SEGÚN RUMBO

En este caso se supone un área con dimensión β en longitud y β en latitud en el que se impone las mismas restricciones en altitud de vuelo y rumbo que en el caso anterior pero para cada nivel de vuelo las trayectorias son paralelas y fijadas es decir no se permite varios rumbos por subcapa, sino uno solo fijo.

Suponemos por ejemplo la dirección oeste-este. En este caso solo habrá conflicto entre dos aviones si el segundo avión entra en ese espacio a) con más velocidad que el primero y b) lo hace en un tiempo tal que va a alcanzar al primer avión antes de que éste abandone el área.

El tiempo empleado por el primer avión en recorrer el sector es t_a+t_b , siendo t_a el tiempo que ha tardado el primer avión en alcanzar un punto tal que si en ese instante

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

entra en el sector el segundo avión, alcanzaría al primero justo cuando abandona el sector, es decir tras haber recorrido b tenemos:

$$D = V_1 \cdot t_a + V_1 \cdot t_b = V_2 \cdot t_b$$

Es decir si el segundo avión entra antes de haber transcurrido t_a habrá conflicto.

$$t_a = \beta \cdot 1.852 \cdot 1000 \cdot \left(\frac{V_2 - V_1}{V_1 \cdot V_2} \right) \text{ En segundos}$$

La probabilidad será máxima si el T_a es máximo. Eso sucede cuando V_1 es la más pequeña posible (40.8 m/s) y V_2 lo mayor posible (125 m/s). En este caso tenemos la siguiente probabilidad de que se produzca el choque entre dos aviones

$$P = \frac{1}{5} \cdot \frac{t_c}{60 \cdot 60} \cdot \frac{1}{\beta} = 1.6987 \cdot 10^{-3} \text{ LA PROBABILIDAD DE NO CONFLICTO SERÍA } 0.9983013$$

Siendo:

cinco posibles niveles de vuelo por cada uno de los 10 rumbos permitidos,
 t es el tiempo característico de impacto

Se ha supuesto aerovías paralelas imaginarias con una separación de 1 millas náuticas. Si se suponen áreas cuadradas de 30 minutos de arco tanto en longitud como en latitud, y se considera que en esos sectores hay igual de posibilidad de tomar cualquiera de las 30 rutas separadas 1 minuto de arco. (ver división establecida en especificación de trayectorias para cada nivel de vuelo). Esas área de 30 minutos de arco se supone que tiene la misma posibilidad al ser la dimensión típica establecidas para las áreas terminales TMA (30 MN).

Considerando la probabilidad de que no se produzca ningún choque entre los aviones para cada subcapa (de forma análoga a lo realizado en el apartado anterior), obtenemos la siguiente expresión:

$$N \leq \frac{0.9764133}{f1^2 + f2^2 + \dots + f10^2 - 0.0235867}$$

En este caso excepto para una dirección única, la probabilidad es menor que la obtenida en vuelo sin restricciones para cualquier N .

HIPOTESIS

La estrategia propuesta tiene al menos tres veces más capacidad de absorber tráfico aéreo que la estrategia actual basada en rutas ATS.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Una ruta ATS tiene una anchura de 5MN a cada lado de la línea central hasta una distancia de 50MN desde la ayuda de la navegación. Estas rutas utilizan desde FL30 a FL290 esos son 52 niveles que se dividen según el rumbo del avión en dos sentidos (0-179 y 180-359). Es decir 21 posibles trayectorias en un sentido

La estrategia propuesta utiliza 30 MN aunque únicamente con cinco niveles de vuelo. Eso se traduce en 150 posibles trayectorias en una dirección. Es decir aumenta más de 7 veces las rutas solo suponiendo que se conservan las mismas aerovías pero con las restricciones impuestas.

El sistema de navegación GPS aumentado con EGNOS cumple los requisitos de integridad, precisión, disponibilidad y continuidad en el servicio para separaciones horizontales entre las trayectorias (1 minuto de arco) y también las separaciones verticales 500 pies.

Según se determinará en el capítulo de GPS los valores de alarma del GPS son de 40 m en horizontal y de 20 m en vertical. Estos valores garantizan la posibilidad de separación de 1 minuto de arco incluso en longitud y en los tramos más septentrionales de Europa ($0.5 \times 1.8 \times \cos 74 = 240$ metros a cada lado).

La estrategia propuesta supone una probabilidad de colisión diez veces inferior a la situación actual, aumentando en esa proporción la seguridad: hay 7 veces más rutas posibles con la estrategia definida que la estrategia actual de aerovías.

3.3.2 Requisitos a la navegación

1) Los sistemas UAS van a utilizar sistemas de navegación basados en satélite

Según la estrategia de gestión de espacio aéreo expuesta dentro del programa SESAR, la navegación futura se realizará mediante sistemas satelitales.

2) El sistema de navegación utilizado ha de cumplir los requisitos de precisión, integridad, continuidad en el servicio y disponibilidad establecidos por OACI

El sistema de navegación GPS utilizado sin ser mejorado mediante SBAS no garantiza el cumplimiento de los requisitos establecidos por OACI. En especial el requisito de integridad que limita la posibilidad de que el sistema esté proporcionando valores erróneos sin que el usuario sea advertido de la incidencia.

Esto se soluciona empleando un sistema SBAS en Europa está funcionando el EGNOS que sí que garantiza ciertos valores de integridad, precisión, continuidad en el servicio y disponibilidad. Sin embargo los límites de alerta y de alarma especificados son muy elevados para garantizar las operaciones de las aeronaves en las fases de despegue, aterrizaje y operaciones en pista. Estos valores requerirían unas dimensiones muy

grandes de longitud y de anchura de pista que impediría la operación en los aeródromos definidos por OACI, incluidos los de mayores dimensiones.

3) La integración de un sistema de navegación por satélite para sistemas UAS

El error total cometido por la aeronave con respecto de una trayectoria definida se compone de tres errores:

- Error de definición de la trayectoria con respecto de la trayectoria requerida,
- Error del sistema de navegación
- Error del pilotaje

El sistema SBAS proporciona al usuario una estimación del error máximo cometido. Esa estimación se realiza calculando las desviaciones típicas horizontal y vertical [6]. Esos valores se multiplican por unos coeficientes de modo que limitan el error máximo cometido con una probabilidad de $1-10^{-7}$. A esos límites horizontal y vertical se los denomina niveles de protección. EGNOS garantiza hasta APV-II, de modo que si los niveles de protección superan un valor de 20 metros en vertical o 40 metros en horizontal emiten la correspondiente alarma al receptor. Los valores utilizados son $K_h=6$ ($2 \cdot 10^{-9}$) y distribución Rayleigh en el plano horizontal, y $K_v=5.33$ (10^{-7}) y distribución normal para la dimensión vertical.

Esos valores de esta manera así definida no son aplicables para las operaciones autónomas de los UAS, ya que se requerirían unas pistas de unas dimensiones excepcionales. Adicionalmente hay que considerar el error de pilotaje. Adicionalmente, según se establece en análisis realizado en la referencia [7], la probabilidad de producir un riesgo de integridad en aproximaciones CAT-I el día de la toma de muestras de su análisis es muy inferior al exigido por ICAO.

Para poder utilizar EGNOS en pistas convencionales los RPAS puede emplear la metodología propuesta en este estudio. La metodología será explicada en el subapartado 5.2.

3.3.3 Requisitos a la Vigilancia

El RPV ha de llevar integrado un transpondedor de radar secundario transmitiendo altitud de vuelo. Estos componentes de peso volumen y potencia eléctricas reducidas no suponen ningún problema de integración salvo la necesidad de poder cambiar de código por contingencias o exigencias de los servicios ATC que implica introducir parámetros de control en la trama de comando ascendentes desde GCS. Existen en la actualidad sistemas comerciales con esta capacidad.

El tipo de misiones que están realizando en la actualidad muchos RPAS suponen niveles de vuelo bajos y espacios aéreos poco transitados. La vigilancia basada en radar primario y radar secundario podría resultar insuficiente.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Debido al incremento de tráfico aéreo previsto, los sistemas clásicos de vigilancia no permiten alcanzar los niveles deseados de capacidad, flexibilidad y eficiencia. Por este motivo se va a requerir a medio plazo la implementación de los sistemas denominados ADS (Autonomous Dependent Surveillance). Este sistema es técnica de vigilancia en la que el avión proporciona mediante radio-enlace a los control de control los datos de navegación empleando los propios medios de navegación.

Las autoridades reguladoras han identificado el ADS-B como el elemento clave en torno al cual se va a construir el futuro sistema de vigilancia. Y que posibilitará los cambios requeridos por el concepto operacional ATM.

- Permite rutas más flexibles al independizar la vigilancia a instalaciones de radares fijos en tierra
- Permite ampliar el espacio aéreo al poder utilizar con seguridad áreas y regiones que antes no podían ser utilizadas por falta de la función de vigilancia
- Supone un abaratamiento de los costes de operación
- Supone que la vigilancia cumplirá el requisito de Gate-To-Gate al poder permitir la vigilancia en todos los tramos.

Tal y como se comentó en el capítulo 2, para los vuelos IFR, la regulación obliga a incorporar un SSR modo S (Interrogación selectiva) nivel 2 cumpliendo parte A si pesa menos de 5700 kg, Parte A+B si más de 5700 kg y parte A+B+C si son de ala fija (Regulación EU N° 1207/2011). Según regulación N° 1028/2014 de la comisión Europea, debido a la imposibilidad de los operadores de equipar a los nuevos aviones con las funcionalidades ADS-B Out y Modo S aumentado en la fecha prevista (8 enero 2015) se retrasa la fecha de aplicación hasta 8 junio 2016.

Parte A: SSR Modo S Nivel 2 transmitiendo ID (24 bits), altitud presión, Informe de capacidad de transmisión, estado de emergencia.

Parte B: Posición geodésica, altitud geométrica, precisión vertical geométrica, velocidad respecto tierra (este-oeste, norte sur), calidad de indicador de velocidad, anchura y longitud del avión, velocidad vertical,

Parte C: Balance, rumbo, IAS, velocidad ascensional (barométrica o baro-inercial),

3.3.4 Requisitos a Comunicaciones

Dentro del ATM existen tres servicios: Servicio de Tránsito aéreo (ATS), servicio de Flujo de tráfico aéreo (ATFM) y servicio de Gestión y Estructuración del Espacio Aéreo (ASM). A su vez los servicios de tránsito aéreo incluyen el Servicio de control de tráfico (ATC), el servicio de Información de vuelo AIS y el Servicio de Alerta (ALS). En el diagrama 2.3-1 se representan las distintas comunicaciones entre los principales componentes del tráfico aéreo aplicados a UAVs

Figura 3.3.4-1 Interfaces con ATM

3.3.4.1 Comunicaciones de voz

Será obligatoria la comunicación audio entre el comandante de UAV y los servicios de control de tráfico aéreo cuando el UAV opere o atraviese espacio aéreo controlado o vuele como IFR.

El servicio móvil aeronáutico proporciona los medios técnicos necesarios y suficientes para garantizar las comunicaciones de los servicios de control de tránsito aéreo con las aeronaves que operan dentro del espacio aéreo español. Las comunicaciones se realizan en la banda VHF (117.975 y 137 MHz). El sistema actual soporta comunicaciones analógicas y paulatinamente se convertirán en comunicaciones digitales incluyendo la transmisión de datos. Este cambio se realizará según normativa OACI.

La problemática para los sistemas UAV es que el controlador del UAV está en una estación de control en tierra posiblemente a gran distancia del UAV. En algunos casos el UAV y la Estación de control estarán en distintos sectores de control. Se han de implementar alguna de las siguientes soluciones:

1) Incluir en el UAV un relé de las comunicaciones con el control de tráfico. El enlace entre GCS y UAV ha de tener el mismo alcance que el de teledirigido y telecomando del sistema. Adicionalmente desde GCS ha de poder sintonizarse el relé a las frecuencias según el sector sobrevolado. La ventaja es la equivalencia completa con los sistemas tripulados. La desventaja es la necesidad de embarcar sistema con servidumbres en el avión. En la fecha de la redacción de este apartado, existen pocas alternativas comerciales fiables de relé de comunicaciones aeronáuticas.

2) La comunicación no se realiza a través de un relé embarcado, si no desde la misma estación de control. Hay tres alternativas dentro de esta solución:

- a) Si existe cobertura entre GCS y el transceptor en tierra del Tráfico aéreo se emplea un transceptor en banda aeronáutica en la estación para comunicaciones ATC. Cambiar de sector implica cambiar de estación de control.
- b) Realizar enlace satélite entre GCS a ACC.
- c) Solución a desarrollar: Realizar otro enlace entre GCS y ACC (SWIM, voz sobre IP...). ACC re-direccionaría el enlace al controlador del sector sobrevolado.

Esta segunda solución presenta las siguientes ventajas:

1. No requiere integrar en el UAV receptores VHF, con el consiguiente ahorro en peso, volumen y en requisitos de potencia eléctrica.
2. Simplifica las comunicaciones entre UAV y Estación de control ya que no hay que añadir comandos de sintonización de frecuencia desde la Estación de control, ni transmitir las comunicaciones audio utilizando el UAV como relé.
3. La solución (2b y 2 c) Independiza al sistema UAV de comunicaciones VHF que en muchos sectores está próximo a la saturación.

3.3.4.2 Servicio de Radiodifusión aeronáutica. Información meteorológica

Servicio VOLMET: Proporciona a las aeronaves en ruta información meteorológica operacional continua y actualizada, al menos cada 30 minutos. Esta información se proporciona en VHF a una frecuencia distinta para cada área.

Servicio ATIS: proporciona a las aeronaves en fase de aterrizaje o despegue la información meteorológica del aeropuerto actualizada (en España cada 10 minutos), así como información operacional del aeropuerto. Esta información se proporciona en VHF a frecuencias distintas para cada aeropuerto.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

La información suministrada impondría utilizar receptor VHF sintonizado a frecuencias variables en el vehículo aéreo. La información audio tendría que ser transmitida a la GCS desde el UAV. Desde GCS tendría que enviarse los comandos de sintonización a las frecuencias establecidas. Se propone que los sistemas UAV no utilicen estos servicios por presentar los mismos inconvenientes que se enumeraron en 3.3.4.1.

La solución más plausible es que la estación de control pueda recibir la información meteorológica en ruta y en los correspondientes aeropuertos. Para ello se podría utilizar enlace VHF (VOMET ATIS) o accediendo a los servicios meteorológicos aeronáuticos disponibles mediante enlace a internet.

3.3.4.3 Gestión de capacidad y de flujo de tráfico aéreo

La estrategia de Eurocontrol es realizar un cambio al ATFCM (air Traffic Flow and capacity management) desde ser un mecanismo regulador a ser una herramienta que ayude de forma colaborativa a equilibrar la capacidad de los servicios ATM con la demanda requerida por los usuarios del Espacio Aéreo.

Las operaciones con sistemas UAV utilizando principalmente el concepto de rutas libres, deberá en un futuro incluir la posibilidad de planificación interactiva del vuelo en la que se pueda visualizar el estado planificado del tráfico aéreo. El planificador de la operación UAV realizará la planificación considerando simultáneamente el tráfico existente. Esta planificación será una garantía para evitar conflictos de tráfico aéreo.

Adicionalmente en las reglas de planificación del vuelo de UAV debería estar implícita una baja posibilidad de conflicto aéreo.

3.3.4.4 Servicios de Información Aeronáutica

El Servicio de Información aeronáutica (AIS) en España es responsable de recopilar, verificar, tratar, publicar y distribuir toda la información aeronáutica necesaria para garantizar la seguridad, regularidad y eficiencia de las operaciones aéreas. Este servicio es proporcionado por las siguientes oficinas:

- División AIS. Servicios centrales
- Oficina NOTAM internacional
- Oficinas de Información Aeronáutica de los Aeropuertos y Centros de Control.

La Documentación de información Aeronáutica es un conjunto de publicaciones editadas por el AIS que comprende los siguientes elementos:

Publicación de información Aeronáutica (AIP)

El operador de UAVs ha de tener acceso a la información contenida en el AIP. Esta publicación es el manual básico de información aeronáutica y contiene información de

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

carácter permanente y cambios temporales de larga duración. El AIP puede estar disponible en la Estación de control de dos modos:

- En Papel
- En Formato magnético
- Acceso al AIP mediante internet

El AIP es el manual básico de información aeronáutica que contiene información de carácter permanente y cambios temporales de larga duración, un año o más, esencial para la navegación aérea y las operaciones aeroportuarias. El contenido descrito en este apartado corresponde al modelo publicado por la OACI en su anexo 15 “Servicios de información Aeronáutica”, Documento 8126 “Manual para los servicios de información aeronáutica”. La información proporcionada se divide en tres partes.

Parte 1. Generalidades (GEN): Se divide a su vez en cinco partes que son Generalidades, Reglamentos y requisitos nacionales, Tablas y códigos, Servicios y tarifas por uso de aeródromo/heliuerto y servicios de navegación aérea.

Esta información deberá estar disponible y actualizada en la Estación de Control o en el aeródromo de operación, en especial la relativa a reglamentos y requisitos nacionales.

Parte 2. En ruta (ENR): Reglas y procedimientos generales, Espacio aéreo de los servicios de tránsito aéreo, rutas ATS, Radio/ayudas sistemas de navegación, Avisos a la navegación y cartas en ruta.

Esta información deberá estar disponible en la Estación de Control o en el aeródromo de operación. El comandante del UAV tendrá que conocer cualquier modificación que se produzca en esta parte, principalmente las reglas y procedimientos generales, y la delimitación de espacios aéreos, rutas y zonas prohibidas restringidas y peligrosas.

Parte 3. Aeródromos (AD): Incluye ficha técnica de cada aeropuerto: radio ayudas, cartas del aeródromo, movimientos en tierra, estacionamiento, obstáculo rutas SID y STAR.

Enmiendas y suplementos

La información incluida en el AIP se actualiza regularmente por medio de enmiendas y suplementos al AIP. Las enmiendas contienen información que sustituye a la contenida en el AIP, los suplementos complementan o varían temporalmente la información. Las enmiendas y suplementos pueden ser regulares o AIRAC.

CAPITULO 3. GESTIÓN DEL ESPACIO AÉREO

Las enmiendas y suplementos regulares contienen cambios menores y la información que contienen es efectiva el mismo día de su publicación. Las enmiendas y suplementos AIRAC contienen información predecible y de importancia para las operaciones. Se publica y entra en vigor de acuerdo con el sistema reglamentado de publicación AIRAC.

- Boletines de información previa al vuelo
- Listas de Verificación y Sumarios

Circulares AIC

Contiene información de índole administrativa explicativa o de asesoramiento que pueden afectar a largo plazo a las operaciones. Por lo general suelen adelantar información sobre cambios en la legislación o reglamentos o implementación de nuevas instalaciones.

NOTAM/PIB (Información previa al vuelo)

En los NOTAMS (Notice to Airman) se incluye cierta información aeronáutica importante que ha de tener en cuenta para planificar y realizar cualquier misión. Esta información o es de carácter temporal o no ha sido posible por su inmediatez publicarla en un AIP o en una enmienda posterior. Son objeto de publicación de NOTAM los siguientes eventos:

- Cambios en aeródromos o pistas que afecten a la operación
- Cambios en los servicios aeronáuticos
- Prohibiciones de vuelo en zonas por realizarse operaciones de búsqueda y salvamento o maniobras militares

Para poder realizar una misión, el operador ha de consultar la información previa al vuelo (PIB). Estos PIB se confeccionan en la AIO de cada aeródromo y existen distintos tipos de Boletines: Boletín local (afecta al aeropuerto y no es motivo para ser publicado en NOTAM), Boletín de aeródromo (incluye listado de NOTAMS en vigor relativo a uno o más aeródromo), Boletín de área (afecta a un área definida FIR o conjunto de FIRs. Puede seleccionarse los relativos a un nivel de vuelo determinado), y Boletín de ruta (que incluye los NOTAMs que afectan a una ruta concreta seleccionada por el operador).

El comandante de UAV ha de consultar el PIB previamente a la planificación de la misión. Existen varias posibilidades de obtener la información:

- Petición al AIO del aeródromo de partida si la GCS está ubicada en un aeródromo.
- Acceso al PIB por Internet.
- Instalación en GCS de terminal conectada al sistema (Terminal ARO).
- Petición al sistema del PIB y envío del informe por correo electrónico.

En el caso de que el vuelo sea VFR, el sistema va a proporcionar toda la información asociada a cada región de información. El seleccionar aquellas que puedan afectar a la ruta planificada podría ser un trabajo arduo.

3.4 CONCLUSIONES DEL CAPÍTULO 3

En este capítulo se han analizado los requisitos que los servicios de gestión del tráfico aéreo imponen a los sistemas RPAS. Tal y como se ha explicado, el sistema de gestión está siendo revisado en profundidad y se han establecido unas líneas maestras de cambio con distintas funcionalidades que están siendo implementadas o que lo van a ser a corto, medio o largo plazo. Dado el alto grado de automatismo que necesariamente poseen los RPAS, el cumplimiento de los nuevos procedimientos y tecnologías resulta más inmediato en los RPAS que en los aviones tripulados actuales. Muchas de las líneas de cambio están o pueden estar implementadas en los sistemas actuales:

- Planificación de trayectorias 4D
- Automatismo del movimientos en superficie
- Visión sintetizada de terreno relieves
- Empleo de sistemas GNSS cumpliendo requisitos establecidos por OACI

SESAR ha puesto de manifiesto las problemas detectados para integrar los RPAS en el sistema de gestión del tráfico aéreo: 1) Sistemas de detectar y evitar; 2) Enlace de datos incluyendo problemas de espectro; 3) Operaciones en tierra incluyendo despegue y aterrizaje e integración en el ambiente ATM; 4) Contingencias; 5) Factores humanos; 6) Problemas de seguridad. Estos temas serán tratados en el capítulo 5 y se derivarán cuando corresponda los correspondientes requisitos al capítulo 6 de certificación.

En los apartados 3.3.1, 3.3.2, 3.3.3 y 3.3.4 se ha comprobado que no existen dificultades en garantizar el cumplimiento de los RPAS con los requisitos establecidos por la gestión del espacio aéreo salvo los señalados en el párrafo anterior, y se han aportado posibles soluciones que garantizan la integración en el espacio aéreo.

3.5 REFERENCIAS CAPÍTULO 3

- [1] International Civil Aviation Organization. “Procedimientos para los servicios de navegación aérea” Doc4444 ATM/501 15th ed. 2007.
- [2] No aplicable
- [3] SESAR Joint Undertaking: “The roadmap for sustainable Air traffic management European Master Plan” Ed.2. Oct 2012.
- [4] SESAR Joint Undertaking: “ATM Master Plan Update Working Group Report” March 2010 Ed 00.00.14
- [5] International Civil Aviation Organization. “Annex 14 to the convention on international Civil Aviation Aerodromes, Volume1 Aerodromes Design and Operations” Jul 09
- [6] Eurocontrol GNSS Tool Review team: “Pegasus Technical note on SBAS”. PEG-TN-SBAS Jun 2003.
- [7] H. Kannemand “A statistical Outlier Detection Methods of EGNOS Integrity performance Data”. NLR-TP-2008-139 May 2008
- [8] European commission Directorate-General for Energy and Transport: “Service Definition document Open Service” EGN-SDD OS V1.1 Oct 2009.
- [9] Eurocontrol, IfEN: “WGS 84 Implementation Manual” V2.4 Feb 1998
- [10] GPS NAVSTAR y DoD USA: “Global positioning system standard positioning service performance standard” 4th ed sep 2008
- [11] E.J. García Gonzalez “Development of a 3-D mathematical collision risk model based on recorded aircraft trajectories to estimate Safety level in high density en-route Airspace”. Tesis doctoral. Universidad Politécnica de Madrid 2013.
- [12] F. Kunzi, R.J. Hansman. “Mid-Air collision Risk and Áreas of High Benefit for Traffic Alerting”. AIAA 2011-6994 Massachusetts Institute of Technology.
- [13] M.J. Komchenderfen et al. “On estimating Mid-Air Collision Risk”. AIAA 2010-9333 Lincoln lab Massachusetts Institute of Technology. 2010
- [14] H.T Lee, L. A. Meyn and S.Y. Kim. “Probabilistic Safety Assessment of Unmanned Aerial System Operations”. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, Vol.36: 610-617.

Página intencionadamente en Blanco

Capítulo 4

LEGISLACION

En este capítulo se realiza una revisión a la aplicación del Convenio de Chicago [10] del capítulo I a los RPAS. Se han considerado asimismo las directrices de la Circular 328 y el manual para RPAS publicados por OACI, referencias [23] y [24] del capítulo I.

También se analizará la aplicación de la ley española 48/1960 de 21 de Julio sobre Navegación aérea los sistemas aéreos tripulados remotamente.

4.1 CONVENIO DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL

Como se comentó en el capítulo 1 el convenio de Chicago estableció una estructura legal para regular la seguridad. Tal y como se establece en el artículo 37 del convenio, la OACI adoptará y enmendará estándares internacionales y prácticas recomendadas en asuntos que conciernan a la seguridad, regularidad, y eficiencia de la navegación aérea. Por el artículo 38 del convenio, cualquier estado en el que no se cumplan en su totalidad dichos anexos y prácticas recomendadas tendrán que notificarlo con inmediatez a la OACI.

De los dos artículos arriba citados se establecen requisitos a priori: Los anexos y las prácticas recomendadas de la OACI son de obligado cumplimiento para la operación de RPAS en aquellos estados que no hayan notificado a OACI en contra.

Capítulo II Vuelo sobre territorio de los estados contratantes

El artículo 3 bis (abstención del uso de armas en contra de aeronaves civiles en vuelo) debería ser modificado para RPAS. Si la aeronave no fuese no tripulada los estados contratantes deberían tener la potestad de decidir si los daños causados al derribar la aeronave compensan los posibles daños que la aeronave no tripulada pudiera provocar en el caso de que fuese utilizada con fines delictivos. No se ha contemplado tampoco en la circular 328 ni en el manual para RPAS.

CAPITULO 4. LEGISLACIÓN

Asimismo cabe señalar la dificultad que supone implementar en el diseño la posibilidad de que una aeronave no tripulada pueda ser interceptada (Percatarse del hecho de interceptación, responder a instrucciones visuales, aterrizar en un aeródromo no planificado, posible pérdida de comunicaciones en descenso). El problema fue analizado en el Capítulo 2 y se establecieron los correspondientes requisitos.

El artículo 8 excluye a los aviones remotamente pilotados de efectuar misiones sobre otro estado sin una autorización especial de este estado. El apéndice 4 del Anexo 2 de OACI especifica los contenidos de la petición de permiso. Este apartado, que supone una discriminación con respecto de los aviones tripulados, se considera necesario como consecuencia de la incipiente e incompleta regulación de los RPAS que impide una armonización global en su empleo y en la posibilidad de su utilización con fines delictivos y terroristas. Este problema se analizó en el capítulo 2 y se establecieron los correspondientes requisitos.

El artículo 12 relativo al cumplimiento de las reglas del Aire ha sido analizado en el capítulo 3 de esta Tesis.

El artículo 15 relativo a derechos aeroportuarios y otros similares establece la no discriminación de empleo de aeropuertos según nacionalidades. Esta no discriminación, que también ha sido resaltada en el Manual RPAS [24] del capítulo 1 solo es considerando el estado contratante. Sin embargo sí podría considerarse discriminación de empleo de aeropuertos en función de que la aeronave sea o no tripulada. Puede haber aeródromos que dado el entorno (orografía para LOS, poblaciones sobrevoladas, zonas sensibles próximas), sí pudieran discriminarse los RPAS. Esto debería considerarse en este artículo.

El artículo 16 relativo a la inspección de aeronaves. Este apartado ha de ser modificado dada la posibilidad de que la operación se esté realizando desde una estación de control situada en otro estado. La documentación del avión y del personal no estaría disponible para la inspección. Podría definirse el acceso a la documentación electrónica bien en el mismo avión (obtenida por conexión o radio enlace o p.e en unidad ADS previa interrogación (futurible), o bien en servidores apropiados (se ha de reglamentar).

Capítulo III. Nacionalidad de la aeronave

Artículo 17: La nacionalidad de un sistema UAV planteaba una problemática especial que ha sido resuelta por el manual RPAS [24] del capítulo I. El elemento que determina la nacionalidad es la aeronave. Otras alternativas “...requerirían complejos aspectos jurídicos y acuerdos entre estados antes de que este escenario pueda ser posible”. Un vehículo aéreo puede ser controlado por distintas estaciones de control incluso durante un mismo vuelo según la fase de la misión y la zona sobrevolada.

Según este artículo, es el estado en el que se registra el avión el que otorga la nacionalidad al sistema. La supervisión es más crítica en el avión al ser sus fallos potencialmente más peligrosos. Se registra un sistema completo avión y estación como una unidad. Tal y como se establecen la Circular 328, “... la estación de piloto remoto relacionada con la aeronave sería una entidad separada, que probablemente se trate de

CAPITULO 4. LEGISLACIÓN

forma similar a los motores y hélices en el sentido de que el Estado de diseño de la estación de piloto remoto podría expedirles un certificado de tipo”. No implicaría ningún cambio al convenio. Durante el vuelo habría cambio de comandante. Aplicarían las leyes del estado del registro de la aeronave o del estado operador artículo 83 bis.

Se indican los siguientes condicionantes para las estaciones de control según el grado de aplicabilidad de las funciones o componentes:

- Comunes a todos los RPAS: Por ejemplo potencia eléctrica, acondicionamiento, monitores, ordenadores... No necesariamente han de ser componentes también pueden ser funciones: cartografía, funciones meteorología...
- Comunes a un diseño tipo de RPAS: Presentaciones en pantalla, valores de alerta, valores de alarma, validación de misión, transmisores, receptores....
- Específicos para cada aeronave concreta: Bases de datos (parámetros de telemetría, telecomando, ajustes de calibraciones, modelos.

El primer grupo tienen un desarrollo que es común con independencia del tipo de avión (que sí podría estar contemplado en el certificado tipo de estación). Los relativos al segundo y tercer grupo sí van a ser contemplados en estas bases de certificación.

Ha de existir una estación principal que se incluye en el certificado tipo del Sistema y en el certificado de aeronavegabilidad. Podrán existir otras estaciones de control que implementen todas o alguna de las funciones (i.e sin incluir las fases terminales). En el certificado de aeronavegabilidad se podría incluir también las secundarias. Estas estaciones secundarias (i.e en fase de crucero, ¿podrían considerarse como ayudas a la navegación’ ya que solo monitorizan y actuarían con comandos muy específicos?).

El autor de esta Tesis, ha participado en el desarrollo dos estaciones de control que pueden controlar dos aviones de características muy diferentes (MTOW 300 y 950 kg) empleando comunicaciones LOS y LOS y BLOS. Ambas estaciones tienen un núcleo común y una interfaz específica para cada tipo de avión (Principalmente bases de datos y programas que pueden ejecutarse en las mismas máquinas).

Capítulo IV. Medidas para facilitar la navegación aérea.

Artículo 28 (Instalaciones y servicios y sistemas). La aplicación de este artículo para los RPAS va a requerir por parte de los estados contratantes las siguientes responsabilidades

- Proporcionar el sistema de navegación GNSS aumentado para cumplir los requisitos de integridad, disponibilidad, continuidad y precisión. En Europa esta exigencia está cumplida con el sistema EGNOS y el sistema Galileo cuando alcance su operatividad. Para fases de despegue y aterrizaje se requieren requisitos adicionales que se desarrollarán en esta tesis.
- Establecer y supervisar frecuencias apropiadas para su uso en las comunicaciones entre avión y estación de los sistemas aéreos no tripulados.

CAPITULO 4. LEGISLACIÓN

- Mapas y cartas aeronáuticas con la precisión requerida para su empleo por los UAS y considerando los aspectos que son claves en RPAS (daños a personas y propiedades en tierra y evitar colisiones con tráficos tripulados).

Capítulo V. Requisitos a cumplir relativos a la aeronave.

Artículo 29 (Documentos a bordo). Las dificultades para RPAS para llevar en las aeronaves los documentos exigidos: registro, aeronavegabilidad, licencias del piloto, diario de abordó, licencia de radio, pasajeros y carga ha sido. Han sido expuestos en el artículo 16.

Artículo 30 (Equipos de Radio). No es suficiente el tener aparatos de comunicaciones con licencias emitidas por el estado de registro sí no se ha contemplado la armonización global de frecuencias y requisitos de comunicaciones para RPAS. En caso contrario se limitaría la operación de estos sistemas a nivel regional. Se requiere enmendar el artículo 30 en consecuencia.

Capítulo VI. Normas y métodos recomendados internacionales

Artículo 31. Los Certificados de aeronavegabilidad emitidos por el estado de registro, obligatorias para realizar vuelos internacionales.

Artículo 32. Las licencias emitidas por el estado de registro son obligatorias para efectuar vuelos internacionales. No hay una regulación global en los contenidos y requisitos de operadores de RPAS. El Manual indica que no es aplicable a los RPAS

Artículo 33. El reconocimiento de certificados y licencias entre los entados contratantes. El Manual RPAS de OACI establece: que la licencia debería expedirla el estado donde esté ubicada la estación y no el estado de registro. Por resolución A38-12 se considera que aun estando pendientes las regulaciones de licencias de operadores, han de considerarse válidas las regulaciones emitidas por un estado contratante en el resto de estados a pesar de no haberse establecido a nivel internacional los requisitos homogéneos.

Artículo 38. Desviaciones respecto de las normas y procedimientos internacionales. Los aviones no tripulados presentan desviaciones manifiestas con respecto de las normas y procedimientos internacionales (i.e Reglas del aire). Existen asimismo claras diferencias con respecto a las capacidades y conocimientos que han de tener el personal de operación. Ambos problemas se analizarán en otros capítulos de este estudio.

Capítulo VII. La Organización

Artículo 47: La organización OACI gozará en todo estado contratante la capacidad jurídica necesaria para el ejercicio de sus funciones. Esto confiere a los estándares enumerados en el artículo 38 carácter vinculante salvo que no se notifique a la OACI de los correspondientes incumplimientos. En este sentido se han considerado en esta Tesis.

4.2 Convenios y protocolos contra interferencias ilícitas y terrorismo

En este capítulo analizaremos las implicaciones que la tesis de J. Huang (Apartado 1.4) tiene para los sistemas aéreos no tripulados. No se analizarán ni el protocolo suplementario de Montreal al legislar actos contra las instalaciones aeroportuarias ni la convención MEX cuyo objetivo es el de conseguir marcar los explosivos plásticos para facilitar su detección.

En el diseño de los sistemas aéreos no tripulados, existen unas funcionalidades y capacidades que deberían ser analizadas empleando un enfoque preventivo contra las actividades terroristas similar a lo realizado en la convención MEX:

- Seguridad (security) en la estación de control
- Interferencias delictivas en las comunicaciones avión-estación de control
- Interceptación de aeronaves no tripuladas
- Furtividad de las aeronaves
- Despegues y aterrizajes desde pistas improvisadas

Convención de Tokio

El objetivo era combatir los actos, sean o no delitos que pongan o pudieran poner en peligro la seguridad de la aeronave o de las personas o propiedades dentro de la aeronave o hicieran peligrar el buen orden y la disciplina abordó.

En el artículo 3 establece que el estado de registro del avión es competente (y debe) ejercer jurisdicción sobre los delitos y actos cometidos a bordo. Sólo sería aplicable en el caso de que se considere a bordo al personal presente en la estación de control en tierra de un UAS cuando esté en servicio. Incluso cuando el avión esté sobrevolando otro estado, el convenio establece las condiciones sobre la que este último podría ejercer la jurisdicción. Si fuese el Estado de registro del avión distinto del de la GCS podría ser un problema adicional (ver apartado 4.1)

No necesariamente han de estar controlando al avión, basta con estar en servicio (p.e realizando chequeos previos, antes de que le sea transferido el control desde otra GCS, ya que el no tener la estación preparada podría suponer un problema de seguridad).

Convención de la Haya (1-16 septiembre 1970)

El objetivo era evitar la proliferación de secuestros aéreos que estaban ocasionando una crisis severa a la aviación internacional.

En el artículo 1 vuelve a expresarse que para que exista el delito la persona ha de estar a bordo. La solución es análoga a la expresada en la redacción de la convención de Tokio.

CAPITULO 4. LEGISLACIÓN

Cualquier persona que a bordo de un avión en vuelo:

- a) De manera ilegal, por fuerza o amenaza o por cualquier otra forma de intimidación, capture o ejerza control de ese avión o intente realizar alguno de esos actos, o*
- b) Sea cómplice de una persona que realice o intente alguno de esos actos*

En el artículo 7 indica que el país en el que se encuentre el presunto delincuente estará obligado, en cualquier caso, con independencia de que el delito se haya cometido en su territorio, a someter el caso a las autoridades competentes para su *enjuiciamiento* o en su defecto *extraditarlo*. También indica que las autoridades tomarán la decisión del mismo modo que en un delito ordinario de carácter grave según las leyes de ese estado. En un UAV sin personas a bordo implicadas, podría considerarse que el secuestro per se no reviste la gravedad que si tiene en la aviación tripulada. Quizá podrían considerarse otros condicionantes como las implicaciones en la seguridad de otras aeronaves o la capacidad del sistema de provocar posibles daños a personas o bienes.

Convención de Montreal (Septiembre 1971)

El objetivo de esta convención fue el de proteger a la aviación internacional no solo ante el delito del secuestro, sino ampliar la lucha contra otros delitos que pudieran suponer un peligro para la seguridad de los aviones en vuelo.

El artículo 1 establece que comete delito toda persona que ilícita e intencionadamente:

- a) realice contra una persona a bordo de una aeronave actos de violencia que por su naturaleza constituye un peligro contra la seguridad de la aeronave;
- b) destruya una aeronave en servicio o le causen daños que la incapaciten para el vuelo o que, por su naturaleza, constituyan un peligro para la seguridad de la aeronave en vuelo;
- c) coloque o haga colocar en una aeronave en servicio, por cualquier medio, un artefacto o sustancia capaz de destruir tal aeronave, o de causarle daños que la incapaciten para el vuelo o que, por su naturaleza, constituyan un peligro para la seguridad de la aeronave en vuelo;
- d) destruya o dañe las instalaciones o servicios de la navegación aérea o perturbe su funcionamiento, si tales actos, por su naturaleza, constituyen un peligro para la seguridad de las aeronaves en vuelo;
- e) comunique, a sabiendas, informes falsos, poniendo con ello en peligro la seguridad de una aeronave en vuelo;

La convención condena asimismo la intención de cometer esos delitos o a los cómplices de quienes lo cometan o intenten cometer.

Como se ha indicado previamente, sería factible limitar las penas severas que impone el artículo 3 considerando la capacidad de producir daños de la aeronave (peso, velocidad).

CAPITULO 4. LEGISLACIÓN

Para los UAS conviene nuevamente destacar que debería considerarse a la estación o estaciones de control como parte del sistema así como los elementos necesarios para su correcto funcionamiento (i.e los equipos de comunicaciones) y equiparar al personal en la estación como personal a bordo. No se ha considerado como delito interferir deliberadamente en los sistemas de comunicaciones entre el avión y la estación de control que pueden ser determinantes en la seguridad de la aeronave.

En el artículo 3 las definiciones de cierre y apertura de puertas externas no sería aplicables para inicio de vuelo de un UAS y sí por ejemplo cuando una estación de control concreta toma o deja el control de la aeronave. La entrada en servicio de la estación de control se consideraría al iniciarse las comprobaciones previas al vuelo. Estas comprobaciones pueden iniciarse con el UAV en vuelo siendo controlado por otra estación y puede influir significativamente en la seguridad de la aeronave.

En el artículo 4 se indica que para aplicarlo el punto de despegue o aterrizaje ha de estar situado fuera del Estado de matrícula o el delito se comete en el territorio de un Estado distinto del de matrícula de la aeronave. En un UAV es delito contra el sistema se puede cometer o en la o las estaciones de control o en la aeronave (posible confusión en el caso de Estado de registro de GCS y UAV diferentes).

4.3 LEY 48/1960 DE 21 DE JULIO SOBRE NAVEGACIÓN AÉREA

Capítulo I. Disposiciones generales

- En el artículo 2 habría que considerar aeronave a los vehículos aéreos no tripulados. La definición de aeronave en el artículo 11 (capítulo III), **incluye a los UAS**.
- El artículo 5 y 7 establece que esta ley regula la navegación aérea nacional y se aplica también a las aeronaves extranjeras que estén el espacio aéreo nacional. El artículo 6 establece que las aeronaves españolas estarán sometidas a las leyes cuando sobrevuelen el espacio libre o se hallen en territorio extranjero o lo sobrevuelen si a ello no se oponen las leyes del estado subyacentes. Para los sistemas UAV, la Estación desde donde se controla y el vehículo aéreo están en posiciones distintas, incluso pueden encontrarse en lugares con distinta legislación. A efectos de la legislación es la **posición del avión** la que determina el territorio de la operación.

Capítulo III De las aeronaves. De su definición, clasificación y nacionalidad

Artículo 11: Se entiende por aeronave toda construcción apta para el transporte de personas o cosas, capaz de moverse en la atmósfera merced a las reacciones del aire, sea o no más ligera que este, y tenga o no componentes motopropulsores.

CAPITULO 4. LEGISLACIÓN

- Esta definición debería no sólo incluir como objetivo de la aeronave el transporte de personas o cosas. “...apta para el transporte de personas o cosas” aunque esta definición no restringe su aplicación a los UAV. Adicionalmente hay que considerar que el sistema se compone de otros elementos independientes como son la **estación de control**, el lanzador si lo hubiera y componentes externos para comunicaciones. Estos componentes también han de ser objetos de esta ley.

Artículo 16: La inscripción de una aeronave en el registro de matrícula determina su nacionalidad.

- Estos artículos deberían contemplar todos los componentes del sistema de forma independiente: Aeronave, Estación de control y lanzador. Un avión puede ser controlado desde diversas estaciones y una estación puede controlar diversos UAS. Estos elementos pueden pertenecer a distintas nacionalidades

Capítulo IV de los documentos de a bordo

Artículo 20: Las aeronaves llevarán a bordo los siguientes elementos:

Primero. Certificación de matrícula, en la que constará el título de propiedad.

Segundo. Certificado de aeronavegabilidad

Tercero. Licencia de aptitud de cada uno de los tripulantes.

Cuarto. Cualquier otro documento que reglamentariamente pueda exigirse

- **La documentación** del avión no estará disponible en el avión, sino **en la estación de control** del aeródromo base de las operaciones del avión. Esto también afecta al resto de documentación exigida. El cuaderno de la aeronave, la cartilla de motores y la de hélices, en su caso, se mantendrán al día en lugar seguro y a disposición de las autoridades que puedan requerirlo.

Capítulo VI. De los prototipos y certificados de aeronavegabilidad.

Artículo 36 ninguna aeronave será utilizada para el vuelo sin la previa expedición de un certificado de aeronavegabilidad. Se entiende por certificado de aeronavegabilidad el documento que sirva para identificar técnicamente al componente, definir sus características y expresar la calificación que merece para su utilización, deducida de su inspección en tierra y de las correspondientes pruebas en vuelo.

- Cada estación ha de tener su **certificado** propio que será incluido en el certificado de aeronavegabilidad del avión junto con el de otras estaciones que pudieran controlar a la aeronave. Y así se considerará en esta tesis.

CAPITULO 4. LEGISLACIÓN

Capítulo VII De los aeropuertos y aeródromos

Artículo 39 Las superficies dispuestas para la llegada y partida de aeronaves se clasifican en aeródromos y aeropuertos

Artículo 42: Corresponde al Ministerio del Aire la construcción, calificación, inspección y explotación de los aeródromos militares y de los aeropuertos y de los aeródromos públicos así como la determinación de los requisitos exigibles para otorgar concesiones dentro de ellos.

- Se debe de contemplar el hecho de que la llegada y partida de los vehículos aéreos que utilicen sistemas de lanzamiento y sistemas de recuperación no requieren de infraestructuras ni instalaciones especiales. Sin embargo estos emplazamientos han de ser regulados. Por lo tanto el artículo 39 ha de ser complementado con definición para áreas de lanzamiento y áreas de recuperación. Adicionalmente el artículo 42 ha de contemplar estas áreas. Se desarrollaría una **regulación para las áreas de lanzamiento y recuperación**.

Capítulo X. Del personal aeronáutico

Artículo 56: El personal de vuelo es el destinado al mando, pilotaje o servicio de a bordo de la aeronave y que constituye la tripulación.

- Este artículo debería de incluir una nueva definición de personal de vuelo que incluya las **funciones de los UAS**. Será personal de vuelo aquel directamente relacionado con la monitorización y control de la misión:
 - Planificación y supervisión de la misión a realizar
 - Mando y pilotaje del vehículo aéreo
 - Control y monitorización los subsistemas embarcados
 - Supervisión y control subsistemas en estación
 - Operación de los sistemas de lanzamiento

Artículo 60: El comandante tendrá la condición de autoridad en el ejercicio de su mando. Y será responsable de la aeronave y su tripulación, de los viajeros y equipajes, de la carga y del correo desde que se haga cargo de aquella para emprender el vuelo, aunque no asuma su pilotaje material.

Cesará esta responsabilidad cuando, finalizado el vuelo, haga entrega de la aeronave, pasajeros, correo y carga a cualquier autoridad competente o al representante de la empresa.

- Es **responsable del sistema completo** incluyendo la estación de control donde esté ubicado. Su responsabilidad se inicia al realizar las comprobaciones del sistema previas al vuelo (o cuando se le transfiere el control desde otra estación de control siguiendo el protocolo establecido) y termina cuando finaliza el vuelo realizándose el apagado de los componentes de la aeronave (o cuando cede el control a otra estación siguiendo el protocolo establecido).

CAPITULO 4. LEGISLACIÓN

Capítulo XI. Del tráfico aéreo

Artículo 67: Se considera tráfico aéreo regular el prestado para transporte comercial de pasajeros, correo o carga y con arreglo a tarifas, itinerario y horarios fijos de conocimiento general.

Será tráfico aéreo eventual o no regular, cualquier otro de carácter comercial no comprendido en el párrafo anterior.

- Las misiones actualmente realizadas por los UAS son **tráficos aéreos eventuales**. Esta definición puede ir modificándose según evolucione el sector.

Capítulo XIII. De la responsabilidad en caso de accidente

Artículo 119: Son indemnizables los daños que se causen a las personas o a las cosas que se encuentren en la superficie terrestre por acción de la aeronave, en vuelo o en tierra, o por cuanto de ella se desprenda o arroje...

Artículo 120: La razón de indemnizar tiene su base objetiva en el accidente o daño...

4.4 CONCLUSIONES DEL CAPÍTULO 4

ICAO es la Agencia de las Naciones Unidas responsable de la aviación. La convención de aviación civil internacional estableció la estructura legal que regula la seguridad de la aviación civil internacional. Se ha analizado la aplicabilidad de los artículos de las Convenciones de Chicago, Tokio, La Haya y Montreal, y la ley española 48/1960 de Navegación Aérea extrayéndose los siguientes temas que podrían requerir una revisión de la redacción del articulado al afectar a la seguridad y tener consecuencias jurídicas:

- Inspección de documentación embarcada (posible regulación)
- Aumento de las responsabilidades de los Estados del Registro/Operadores y Estados donde se realicen operaciones con RPAS (GNSS, asignación y vigilancia del espectro, mapas y cartografías de uso en RPAS, regulación de zonas de lanzamiento y recuperación)
- Reconocimiento mutuo de certificados y licencias. Establecimiento de estándares
- Revisión del concepto a bordo, inclusión de delitos no estipulados con consecuencias graves (interferencias intencionadas)

Otra conclusión de este capítulo es la consideración de los Anexos y Prácticas Recomendadas por OACI como mandatorios para el diseño operación y mantenimiento de los RPAS en aquellos estados que no hayan notificado incumplimientos.

Capítulo 5

CERTIFICACIÓN

5.1 METODOLOGÍA EMPLEADA

En este apartado se va a realizar una descripción de la metodología empleada para establecer las bases de certificación que van a desarrollarse en el capítulo 6 de la tesis. Tal y como se expresó en el capítulo 1, van a emplearse en la medida de lo posible la estructura de la base de certificación y los requisitos establecidos para los aviones tripulados con dos objetivos:

- 1) Incorporar la experiencia en el diseño operación y mantenimiento de los sistemas aéreos que han sido reflejados en las normativas existentes,
- 2) Facilitar una futura convergencia entre las normativas de la aviación tripulada y la no tripulada, ya que las misiones que realicen ambos sistemas van a ir convergiendo y se emplearán en ello las mismas tecnologías.

5.1.1 Selección de la normativa de referencia

Que la certificación tenga una estructura similar implica emplear el mismo índice que el empleado en las norma para la aviación tripulada. Existen tres normativas según el peso de la aeronave que para Europa son la CS-VLA para aviones ligeros de hasta 750 kg, la CS-23 que regularían las aeronaves entre 750 kg y 5670 kg o 8618 kg si son bimotores con hélice y menos de 19 pasajeros y la CS-25 que considera los aviones de turbina de mayores dimensiones.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

En esta tesis se va a considerar como referencia la CS-23 en su nueva redacción por los siguientes motivos:

- 1) Según se ha reflejado en el capítulo 1, las autoridades reguladoras a nivel europeo van a considerar tres categorías de operación de RPAS según el riesgo que implique. Sólo para los RPAS de mayor riesgo se exigirá la necesidad de certificación siguiendo bases y procesos similares que para la aviación tripulada. El criterio para considerar a un RPA dentro de esta categoría, tal y como se expresa en la nota técnica publicada por EASA sería “cuando el nivel de riesgo se eleva hasta un nivel similar al de la aviación tripulada normal”. La separación “no se expresaría fácilmente en términos de masa ya que está relacionada con la complejidad de la operación” el diseño se considera apropiado para una variedad de operaciones.
- 2) El avión no tripulado de mayor peso existente en la actualidad es el Global Hawk de 6781 kg desarrollado por Northrop_Grumman. Adicionalmente la propuesta de cambio prevista para las CS23 y Part-23 va a incluir la categoría cubierta previamente por la VLA. Es decir la nueva Cs 23 va a cubrir desde los aviones más ligeros hasta 8618 kg. Este margen engloba a la mayoría de los aviones no tripulados que suponen un riesgo similar que la aviación tripulada y que por lo tanto deberían entrar en la categoría Certificada tal y como se ha señalado en 1).

5.1.2 Análisis y adaptación de requisitos

A los requisitos establecidos en cada una de las sub-partes en las que se dividen las especificaciones de certificación de los aviones tripulados se va a realizar un análisis preliminar identificando si pueden ser aplicados a los no tripulados o si se identifican diferencias o carencias en su aplicación a los RPAS. Este análisis permitirá:

- 1) Identificar las diferencias o carencias que han de ser desarrolladas en este capítulo antes de abordar la normativa para los RPAS (5.1.2.1).
- 2) Sistematizar una metodología de análisis (5.1.2.2)

5.1.2.1 Análisis preliminar de sub-partes de normativa CS-23 enmienda 4

Se requiere analizar el objetivo del requisito impuesto para el avión tripulado y ver si se requiere o es aplicable a los no tripulados. Los objetivos pueden ser muy variados según la subparte a la que pertenezca. En este sentido se van a considerar las principales diferencias en cada una de estas subpartes y se van a desarrollar herramientas y metodologías para considerar dichas diferencias.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Sub-parte A General. Se divide en aplicabilidad y categorías. Para RPAS se considera necesario establecer distintos *niveles de seguridad* empleando criterios basados en los riesgos en la operación del sistema. Estos riesgos son los posibles *daños a personas y propiedades en tierra y a otros usuarios del espacio aéreo*.

Sub-parte B Vuelo-actuaciones. En esta parte la normativa establece requisitos de determinación de datos que permitan que el piloto pueda operar con seguridad el sistema y requisitos de actuaciones que han de cumplir. Se considera que estos datos han de ser distintos si los va a utilizar un operador de un RPAS (diferencia en *funciones y las habilidades de los operadores*). En relación con las actuaciones requeridas también se considera necesario imponer otros criterios para garantizar los objetivos de seguridad (aumentar la seguridad antes de la VR): redefinición de las *velocidades de pérdida, de rotación y de despegue* considerando la seguridad de personas y propiedades; *distancia de aceleración-parada, criterios de abortar* el despegue.

Sub-parte B Vuelo-cualidades de vuelo. Los requisitos establecidos en la normativa de los aviones tripulados pretenden asegurar las cualidades del vuelo considerando un piloto embarcado. Un operador de RPAS ha de realizar tres funciones diferentes Planificar, Controlar y monitorizar el vuelo y los sistemas. Se van a establecer unos criterios de valoración a estas funciones en 5.3.2.1 5.2.2-2 y 5.3.2-3. Se impondrán requisitos al sistema de control de vuelo en 5.5.

Sub-parte C Estructura. En la definición de las velocidades de la envuelta de vuelo se van a utilizar criterios y maniobras considerando que el control lo ejerce un sistema de control de vuelo con una precisión en el control de la velocidad y maniobra superiores. En este se pueden redefinir la velocidad de maniobra V_A , V_D y velocidad de caída inferiores a los aviones tripulados si se imponen requisitos al control. Esto garantiza aviones más ligeros y eficientes.

Sub-parte D Diseño y construcción. Se considera que los *permisibles del material empleado y a los factores de seguridad* del diseño han de ser definidos considerando el riesgo a personas y a propiedades y la variabilidad de las propiedades del material empleado. También se considera necesario *modificar completamente* los requisitos al diseño de los *sistemas de control* (pensados para su interacción con un piloto embarcado).

Sub-parte E Motor. Muchos de los requisitos establecidos a la planta de potencia son directamente aplicables a los sistemas no tripulados. Sin embargo se requiere implementar requisitos considerando las funciones que realiza el operador de RPAS (planificación, control y monitorización)

Sub-parte F Equipos y sistemas. La criticidad de los fallos puede ser re-definida considerando que el objetivo de seguridad es distinto que en los aviones tripulados. En este sentido se debe desarrollar una *asignación de fiabilidad* ad-hoc para los RPAS. Los sensores de presión estática y dinámica se emplean en los RPAS para distintos objetivos y de distinta manera que en los aviones tripulados. Se considera necesario *elaborar requisitos de control* para RPAS. Los que se establecen para aviones tripulados no son aplicables.

Sub-parte G Límites operativos e información. Se considera eliminar información de parámetros que no son necesarios dado el alto grado de automatismo. Se requiere descripción general de los modos automáticos y de las transiciones entre modos. Se considera necesario describir los modos de control, los parámetros y las limitaciones existentes. Se considera necesario información sobre la planificación de las misiones.

5.1.2.2 Sistematización de metodología

- 1) Aplicabilidad del requisito. Este será analizado en función de la sub-parte a la que pertenezca el requisito analizado:
 - 1.1 ¿Son necesarios los datos requeridos para poder operar el sistema con seguridad?
 - 1.2 ¿Los requisitos impuestos garantizan el objetivo primario de seguridad (personas y propiedades en tierra)? ¿Se requiere redefinirlo?
 - 1.3 ¿Los requisitos impuestos garantizan el objetivo secundario de seguridad (daños a la propia aeronave)? ¿Se requiere redefinirlo?
 - 1.4 ¿Consideran esos requisitos funciones o componentes habitualmente empleados por el UAV?
- 2) Suficiencia: ¿El objetivo está completamente alcanzado con la redacción actual del requisito? hay que imponer más requisitos atendiendo a:
 - 2.1 Idoneidad de los valores definidos para RPAS.
 - 2.2 Diferencias en la criticidad del fallo entre aviones tripulados y no tripulados. Considerar el apartado 5.2
 - 2.3 ¿Contempla el requisito todas las funciones de Planificación, Ejecución/comandos y monitorización? ¿es apropiada la carga de trabajo? Considerar 5.3.2.1, 5.2.2-2 y 5.3.2-3.
 - 2.4 Conciencia situacional más reducida de los operadores del sistema no tripulado. Considerar el apartado 2.3.14.
 - 2.5 Posibilidad de pérdida del enlace de comunicaciones. Considerar 5.6
- 3) Eficiencia: ¿Pueden definirse criterios o límites no gravosos que garanticen sistemas más eficientes o seguros considerando las capacidades y funciones de un RPAS?
 - 3.1 Criterios en estructuras. Considerar apartado 5.4
 - 3.2 Criterios en control de vuelo. Considerar apartado 5.5
 - 3.3 Criterios de radio-enlace. Considerar apartado 5.6
- 4) ¿Está condicionado con alguno de los requisitos a priori establecidos en este estudio?
 - Aunque la norma afecta a los componentes del sistema (avión, estación de control...), es el avión el que determina la nacionalidad del sistema. Apartado 2.2.1. Al existir la posibilidad de que existan varias estaciones de control para

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

una única aeronave. La norma de certificación para RPAS va a considerar únicamente los requisitos de interfaz con esa aeronave.

- El operador ha de poder determinar en todo momento la susceptibilidad de provocar daños a terceros. Apartado 2.3.1. Se requiere un mapa con esa capacidad y que presente en todo momento la posición del avión.
- En caso de fallo del enlace el avión entrará en un modo seguro de vuelo realizando una misión planificada hasta un aeródromo de destino. El avión no requerirá durante la *operación nominal* aquellos comandos que de no enviarse provocarían fallos graves o catastróficos. (2.3.1) (3.3.1).
- En caso de fallo de motor el avión podrá continuar el vuelo hasta una zona próxima poco susceptible de provocar daños a terceros (2.3.1), incluso pudiendo realizar un aterrizaje automático, si dispone de tal capacidad, declarando a ATC la situación.
- Los procesos de recuperación por paracaídas estarán establecidos en el manual de vuelo e incorporarán información para estimación del punto de caída. (2.3.3)
- El operador podrá realizar la función de ver y evitar con un nivel de seguridad igual al conseguido mediante un observador humano embarcado (2.3.6). Esto afectará asimismo a las operaciones de rodadura en el aeródromo.
- Durante el taxi el operador observará el entorno de la aeronave y su posicionamiento en un mapa. (2.3.6).
- El fallo de Telecomando no supondrá riesgo de colisión o provocar daños a terceros o a la propia aeronave (2.3.6). En caso de fallo del telecomando, el avión ha de detenerse de modo automático.
- El operador podrá encender y apagar intermitentemente las luces de navegación de la aeronave (2.3.9)
- El avión dispondrá de la capacidad de ser controlado de modo manual durante el taxi (2.3.9) para poder seguir las instrucciones emitidas por el señalero. Para ello dispondrá de una cámara de proa. Esta cámara de proa también podría ser utilizada para evitar la interceptación (2.3.12).
- El operaciones en el espacio aéreo controlado, se dispondrán de comunicaciones bidireccionales de audio con las autoridades del espacio aéreo (2.3.11)
- Se requiere que el avión mantenga el +/-5% del valor de la TAS de referencia. (2.3.11).
- El avión dispondrá de un sistema ADS-B para compensar la dificultad de detección de estas aeronaves por otros tráficos (2.3.14.1)

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

- El sistema tendrá en la estación un modelo digital del terreno (2.3.14). Este requisito es poco gravoso y puede suponer una mejora significativa de la seguridad del vuelo.
- Se implementarán la capacidad de evitar superficies delimitadoras de obstáculos (2.3.14.2).
- Los UAS emplearán sistemas de navegación basados en GNSS y GBAS cumpliendo los requisitos RNP establecidos por OACI (3.2.3) (4.4.2)
- Se empleará el sistema de referencia WGS84 para planificar misiones y comandar al avión. Podrán volar en niveles de vuelo por debajo de la altitud de transición y por niveles de vuelo por encima del nivel de transición (3.2.3) (3.3.1)
- Las trayectorias finales del vuelo han de estar planificadas previamente al inicio del vuelo (3.2.3).
- Disponibilidad de información meteorológica aeronáutica actualizada para los operadores del sistema (3.4.4.2)
- Disponibilidad de información aeronáutica actualizada (AIP, NOTAMS, PIB) de la zona de operación para los operadores (3.3.4.3)
- Cumplimiento de los Anexos y prácticas recomendadas de OACI. (4.1)

5.2 FIABILIDAD DE SUBSISTEMAS

La normativa ha de recoger las lecciones aprendidas en el diseño y operación de los sistemas e imponer requisitos para disminuir los riesgos contra la seguridad. La experiencia con los sistemas es limitada pero sin embargo sí existen estadísticas y experiencias de las que se pueden establecer conclusiones.

Según se declaró en el capítulo 1 se aplicará la metodología consistente en identificar y centrar los análisis en los fallos considerando la experiencia en servicio. Se analizará la secuencia de fallos que ha ocasionado el accidente y como podrían haberse evitado.

Los valores de fiabilidad obtenidos en la operación de los UAS militares de Estados Unidos alcanzan valores que son órdenes de magnitud superiores a los demostrados por los aviones tripulados. Tal y como han declarado fuentes del Departamento de Defensa [1] [2], las cifras de accidente por cada 10^5 son (cifras 2009): 9.78 del Predator RQ-1 (Valor total acumulado), 7.03 del Predator B MQ-9 Reaper (valor anual), 18,07 del Global Hawk RQ-4 (Valor total acumulado), 55 del Hunter RQ-5, 334 (dato en 2003) del Pioneer RQ-2 (dato en 2003). Estos valores son insatisfactorios comparados con las cifras habituales para los sistemas tripulados que son de un accidente cada 10^5 horas de vuelo.

El estudio de la oficina del secretario de defensa [1] publicó los porcentajes de las causas de fallos de los sistemas aéreos no tripulados. En la tabla 5.1.2.1-1 se resumen los porcentajes de fallos publicados.

	Power/ Prop	Control Vuelo	Comunic.	Human / ground	Otros	Accidentes 10^5 h
Predator (RQ-1A)	23	39	11	16	11	43
Predator (RQ-1B)	53	23	10	2	12	31
Pioneer (RQ-2A)	29	29	19	18	5	363
Pioneer (RQ-2B)	51	15	13	19	2	139
Hunter (RQ-5)	29	21	4	29	17	255 (-1996) 16 (1996-2002)
Shadow RQ-7	50	0	19	6	25	-

Tabla 5.1.2.1-1 Porcentaje de fallos asignados a subsistemas

De los resultados se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- Según van madurando los diseños la cifra son un orden de magnitud superior a la obtenida para los aviones tripulados.
- La cifra de fallo de propulsión es un orden de magnitud superior a la de los aviones tripulados tanto para turbinas como para motores alternativos. Estos valores implican que se están utilizando componentes no certificados ya que no deberían existir diferencias en relación a que sean o no tripulados.
- El fallo de comunicaciones suponen más del 10% de la tasa de fallos. Esto implica valores de superiores a 10^{-5} en todos los sistemas incluso los más maduros.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

- Los sistemas de control de vuelo (salvo en un sistema concreto) tiene tasas de fallo por encima de 10^{-5} .
- Como han señalado otras fuentes [2] y [3], el porcentaje de fallo asignado al factor humano es del 15% para los UAS mientras que para la aviación tripulada corresponde al 85%-90%. Esta reducción es sin duda una consecuencia de la disminución en la intervención de los operadores en todas las fases del vuelo.

Se pretende en los siguientes apartados imponer requisitos de certificación tanto en los aspectos humanos como técnicos para que los RPAS puedan operar con cifras similares a la aviación tripulada.

La aproximación al problema viene a confirmar una de las principales hipótesis de este estudio. La convergencia de las normativas para aviones tripulados y no tripulados, permitiría reducción de los fallos humanos en los aviones convencionales y de los fallos técnicos en los no tripulados.

5.2.1 Condiciones de fallo

5.2.1.1 Clasificación de condiciones

Históricamente la aviación presenta una posibilidad de fallo por hora de vuelo de 10^{-6} . La asignación de fiabilidad según las autoridades de certificación se ha realizado atendiendo a los siguientes razonamientos: han considerado que el 10% es ocasionado por factores técnicos. Se asigna pues 10^{-7} la posibilidad de fallo técnico. Se supone que en aviones de CS-25 hay 100 de esos posibles fallos por lo que se asigna una posibilidad de 10^{-9} por hora de vuelo de que se produzca un fallo catastrófico.

Con los datos de fiabilidades obtenidos en el apartado anterior resulta muy difícil justificar la integración de los RPAS en el espacio aéreo no segregado. El objetivo pretendido en este apartado es el de establecer unos condicionantes en el diseño y arquitectura de los sistemas RPAS e incorporarlos a las bases de certificación para que los valores de fiabilidad se asemejen a los conseguidos en la aviación tripulada. Se pretende asimismo establecer criterios a la hora de asignar valores de fiabilidad a los subsistemas y establecer requisitos al sistema de recuperación para que pueda ser utilizado en el cumplimiento de los requisitos de certificación.

Existen estudios cuyo objetivo es el de desarrollar modelos para analizar la seguridad y que están centrados específicamente en UAS. El objetivo es identificar los procedimientos y tecnologías han de ser desarrolladas para minimizar los riesgos de la integración de los RPAS en el espacio no segregado [17].

La Clasificación de las condiciones de fallo según la normativa CS-25 y tal y como establece OACI en el documento “Safety Management Document 9859”

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Descripción	Definición
Catastrófico:	Condición de fallo que puede producir múltiples víctimas mortales, normalmente con la pérdida de la aeronave.
Peligroso:	Condición de fallo que reduciría la capacidad del avión o la habilidad de la tripulación produciendo: (i) Gran disminución en los márgenes de seguridad o en las capacidades funcionales; (ii) Malestar físico o excesiva carga de trabajo impidiendo que la tripulación realice sus tareas completamente y con exactitud; (iii) Heridas serias o fatales a un número relativamente pequeño de ocupantes sin considerar la tripulación. (iv) Daño material considerable
Mayor:	Condiciones de fallos que produjesen: Reducción significativa de los márgenes de seguridad Reducción de la capacidad de la tripulación de afrontar condiciones operativas adversas debido a un incremento de la carga de trabajo Incidente serio Heridas a personas.
Menor:	Condición de fallo que no reduciría significativamente la seguridad del avión, y que supondría acciones por parte de la tripulación que están dentro de sus posibilidades. Condiciones menores de fallo podrían incluir, por ejemplo, una ligera disminución en los márgenes de seguridad o en las capacidades funcionales, un ligero incremento en la carga de trabajo de la tripulación, como cambios de vuelo rutinarios o incomodidades físicas a los pasajeros o a la tripulación de cabina.
Sin efectos en seguridad:	Condiciones de fallo que no tienen efecto en la seguridad, por ejemplo, condiciones de fallo que no afectan a la capacidad operacional del avión, ni incrementen la carga de trabajo a la tripulación.

Tabla 5.2.1-1 Descripción de fallos

Seguridad	Sin efectos	Menor	Mayor	Peligroso	Catastrófico
Efectos en el avión	Sin efectos	Ligera reducción funcionalidad o márgenes segu.	Moderada reducción funcionalidad o márgenes segu.	Gran reducción funcionalidad o márgenes segu.	Pérdida
Efectos a Personas	Inconveniencia	Incomodidad	Heridas importantes	Reducido número de víctimas	Múltiples víctimas
Daños materiales	Sin daños	Ligeros	Moderados	Importantes incluida pérdida del avión >1M\$	Pérdida del avión >10M\$ (*)
Inconvenientes	Ligeros inconvenientes	Moderados inconvenientes Modificación planes vuelo	Graves inconvenientes (imposibilidad de operar)		
Probabilidad		<10 ⁻³	10 ⁻³ < <10 ⁻⁵ El fallo es probable que ocurra una o más veces durante la vida operacional de cada avión.	10 ⁻⁵ < <10 ⁻⁷ El fallo no es probable que suceda en un avión determinado durante su vida operativa, pero puede ocurrir varias veces considerando la vida operacional del total de aviones idénticos	10 ⁻⁷ < <10 ⁻⁹ Es improbable que ocurra a un avión determinado pero puede ocurrir pocas veces considerando todos los aviones de idénticos.

Tabla 5.2.1-2 Efectos de los fallos

(*) Con pérdidas superiores a 10M de dólares según System Safety (MIL-STD-882 E).

Fallo catastrófico

Si el coste es superior a 10M\$, falla la propulsión y falla o no existe el paracaídas, se produce un fallo catastrófico. Si el peso es mayor que $X=1174$ kg (es decir puede potencialmente ocasionar 5 víctimas mortales en tierra según 6.1.1.2), no puede alcanzar una zona de seguridad y falla el paracaídas, se produce un fallo catastrófico. Por similitud con uno de los niveles de seguridad asignados con posterioridad se toma este valor como 1140 kg que es más conservativo.

Se van a analizar y a cuantificar las posibilidades de cada uno de los fallos principales especificados en la figura 5.2-1 (Imposibilidad de alcanzar zona segura, fallo del paracaídas y fallo del sistema propulsivo).

Figura 5.2.1-1 Diagrama de fallo catastrófico

Figura 5.2.1-2 Diagrama de vuelo a zona de seguridad

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Fallo que impide alcanzar una zona de seguridad

El evento que impide que el avión pueda continuar el vuelo de modo que alcance una zona despejada donde pueda terminar el vuelo se descompone a su vez según el diagrama representado en la figura 5.2-2.

Asimismo se hace notar que el avión tampoco podría dirigirse hacia una zona de seguridad si los operadores no tienen en sus puestos operativos cartografía con la información que les permita discriminar las zonas seguras para efectuar la recuperación. Esto se ha de considerar en las bases de certificación.

Los fallos que pueden impedir el vuelo de modo que la aeronave no alcance la zona de seguridad son:

- Por fallo de potencia eléctrica. Es aquel que no permite a la aeronave disponer de potencia auxiliar a los componentes esenciales de vuelo durante un tiempo limitado.
- Fallo del control del vuelo es aquel que impide la estabilización y el guiado del avión.
- Fallo de estructura implica el fallo de un elemento primario de la estructura que impide la continuación del vuelo
- El fallo propulsivo y la no existencia de un modo de planeo pudiera provocar que se produjese la imposibilidad de alcanzar una zona de seguridad donde terminar el vuelo. El RCA obliga a volar 500 m por encima de poblaciones para un UAV depende de la capacidad de planeo.

5.2.1.2 Fallo Sistema de propulsión

En relación con el fallo del motor se dispone de información estadística relativa a fallos de **motor alternativo**. En concreto el documento [15] establece el siguiente modelo de fiabilidad para motores alternativos de aviación.

Metodología: Se registraron 864 fallos de motor obtenidos de los libros de registro pertenecientes a 33 aeronaves.

La media en horas de los tiempos de fallos fueron 4227 con una desviación estándar de 2340. Se introdujeron los datos en gráfica estadística para la distribución weibull. Se consideró una distribución weibull de dos parámetros obteniendo los siguientes valores.

	Beta inferior	Beta	Beta superior	Alfa inferior	Alfa	Alfa superior
Motor	1.49	1.58	1.67	4607	4822	5046

Tabla 5.2.1-3 Modelo de fiabilidad motor

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Probabilidad de fallo por hora de vuelo: Límite superior 95%: 6.5×10^{-7} . Límite inferior 95%: 3.4×10^{-6} . Tomamos el valor más bajo para obtener conclusiones conservativas.

Para analizar el fallo de turbinas se pueden utilizar estadísticas utilizadas para los aviones comerciales con **turbinas**. Los valores de fiabilidad por motor y por hora de vuelo establecido para aviones comerciales que operan en áreas en las que no se dispone de aeródromos de emergencia son de 5×10^{-5} (áreas para las que el aeródromo más cercano está a 120 minutos de vuelo). Es decir ese valor ya es un valor muy exigente para un motor de turbina. Según se estableció en el capítulo 1.4.5, la probabilidad de parada motor en turbinas que han alcanzado su madurez operativa es de 1.6×10^{-4} .

In Flight Shut Down Rates Number of Engines	Engine Hours ETOPS	ETOPS Authorization
2	.05/1000	Up to and including 120 minutes.
2	.03/1000	Beyond 120 minutes up to and including 180 minutes and 207 minutes in North Pacific.
2	.02/1000	Greater than 180 minutes (Except for 207 minutes in North Pacific.

Tabla 5.2.1-4 Fallo por hora de vuelo Turbinas

5.2.1.3 Fallo de paracaídas

A continuación se va a utilizar de modo conservativo una tasa de fallos del paracaídas de 10^{-2} . Se justifica el valor.

- 1) La tecnología actual permite una tasa de fallos en paracaídas personales próximas a 6×10^{-6} . (datos publicados por United States Parachute Association). Considerando que estas cifras se han conseguido incluyendo un paracaídas de emergencia en el equipo, tendríamos una cifra por paracaídas de 2.5×10^{-3} .
- 2) La fiabilidad de la operación del paracaídas puede dividirse en tres factores independientes:
 - i) Tasa de fallos del empaquetado de los paracaídas: El fallo se produce en el empaquetado y preparación del paracaídas. Según las fuentes consultadas, la tasa de fallos es de 2.7 fallos por cada 1000 operaciones de empaquetado.
 - ii) Tasa de fallos por fiabilidad de componentes: El fallo se produce cuando los esfuerzos sobre los componentes del sistema son mayores que la resistencia del material. Esta tasa puede calcularse estadísticamente realizando ensayos de resistencia de los principales elementos estructurales y efectuando ensayos instrumentados dentro de la envuelta de seguridad de operación para determinar las deceleraciones y cargas inducidas durante la operación. Analizando las distribuciones de los datos puede determinarse la probabilidad de que las cargas superen la resistencia de los componentes.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Esta tasa puede reducirse imponiendo factores de seguridad para dimensionar los componentes y limitando las condiciones de uso (velocidad, peso, altitud).

- iii) Tasa de fallos por otros factores: En este caso se consideran otros fallos aleatorios: inversión, fallos en el despliegue... Estos factores son de difícil estimación al depender de la geometría de la aeronave, porosidad... Solo es factible evaluar su fiabilidad mediante métodos estadísticos.

La fórmula que determina el número de ensayos N, en función del número de fallos FP, para garantizar una fiabilidad R con un grado de confianza es (distribución binomial o de Bernoulli):

$$1 - \gamma = \sum_{i=0}^{Fp} \frac{N!}{i! \cdot (N - i)!} \cdot (1 - R)^i \cdot R^{(N-i)}$$

Para demostrar una fiabilidad $R=0.99$ con una confianza de $\gamma=0.90$ sin fallos $FP=0$ obtenemos:

$$0.1 = 0.99^N$$

La fiabilidad si no se ha producido ningún fallo viene dada en función del número de pruebas por la expresión:

$$R = (0.1)^{1/N}$$

Para una fiabilidad de $1-10^{-2}$, $N=230$ que es un número elevado de ensayos aunque factible de realizar. Para una fiabilidad de $4.5 \cdot 10^{-2}$ se obtendría $N=50$.

5.2.2 Corolarios del análisis de fiabilidad

A un sistema se le aplicará la más restrictiva de las dos configuraciones asignadas por las figuras 5.2.2-1 y 5.2.2-2 para los siguientes condiciones de fallo catastrófico o grave:

Fallos catastróficos

- Si el coste del avión es superior a 10M€ o el avión es bimotor o bien tiene un paracaídas de emergencia y un motor alternativo. En caso contrario el fallo catastrófico tendría una probabilidad mayor que 10^{-7} de acontecer, tanto para motores alternativos ($3.4 \cdot 10^{-6}$) como para turbinas ($1.6 \cdot 10^{-4}$).
- Si el peso del avión es superior a 1140 kg:
 - El sistema ha de tener un modo de planeo y potencia eléctrica alternativa si tiene una única turbina o si lleva un único motor alternativo y no lleva paracaídas. En caso contrario la posibilidad de fallo catastrófico superaría 10^{-7} .

- La tasa de fallos de sistema de potencia, el control de vuelo y la estructura será inferior a $0.33 \cdot 10^{-7}$ si no dispone de paracaídas y $0.33 \cdot 10^{-5}$ si sí dispone.
- El UAV no será controlado modo manual como único modo de control. Si sólo existiese modo de control manual, éste tendría que cumplir con el requisito de tasa de fallo inferior a $1/3 \cdot 10^{-7}$, lo cual debería cumplirse con los requisitos de comando (telecomando y recepción de datos de monitorización). Se requiere pues la transmisión bidireccional de parámetros, la existencia de línea radio eléctrica, el procesamiento en la estación y en el UAV incluyendo su presentación en el puesto de control correspondiente. No puede conseguirse una tasa tan baja para el control manual, especialmente el requisito de LOS o de interferencias que no puede solucionarse mediante redundancias.

Fallos peligrosos

El diagrama que representa los fallos peligrosos sería el mismo que en 5.1.3-1 pero con los costes de la aeronave comprendidos entre 1M\$ y 10 M\$ y el peso inferior a 1140 kg. El árbol de fallos que representa la imposibilidad de alcanzar una zona segura para terminar el vuelo coincide con la figura 5.1.3-2. Se deducen los siguientes corolarios.

- Si el coste del avión está comprendido entre 1M\$ y 10 M\$ el avión de turbina debería o bien tener un paracaídas de emergencia o tener dos turbinas. En caso contrario la posibilidad de fallo peligroso sería superior a 10^{-5} .
- Si el peso del avión es inferior a 1140 kg, y el avión no dispone de paracaídas:
 - Si el avión es mono-turbina, ha de tener un modo de planeo y potencia eléctrica alternativa. En caso contrario la posibilidad de fallo peligroso superaría 10^{-5} y
 - La tasa de fallos de sistema de potencia, el control de vuelo y la estructura será inferior a $0.33 \cdot 10^{-5}$.
- Si el peso del avión es inferior a 1140 kg, y el avión dispone de paracaídas, la tasa de fallos de sistema de potencia, el control de vuelo y la estructura será inferior a $0.33 \cdot 10^{-3}$. Quizá en este caso los daños o perjuicios que podrían producirse en zonas no seguras recomendarían utilizar tasas de fallo más bajas para estos casos.
- El UAV no puede ser controlado de modo manual como único modo de control. Si sólo existiese modo de control manual, éste tendría que cumplir con el requisito de tasa de fallo inferior a $0.33 \cdot 10^{-3}$ para telemedida y telecomando. Estos valores tampoco están garantizados dependiendo de factores poco controlables como la existencia de línea radio eléctrica, posibles interferencias.
- Al ser la probabilidad de impacto de rayo por hora de vuelo de $3,3 \cdot 10^{-4}$, si el avión pesa menos de 1140 kg y dispone de paracaídas, no se requiere protección frente a rayos ni de la estructura ni de los componentes eléctricos o electrónicos. Sí del combustible (se exige a VLA y adicionalmente incluso con paracaídas podría suponer un peligro a personas y propiedades en caso de incendio).

- Los informes de accidentes mortales ocasionados por impactos con pájaros indican unas probabilidades muy reducidas (sólo 42 accidentes mortales entre 1912 y 1995. [19]. Salvo lo estipulado en los tubos pitot, no se va a considerar en esta tesis.

Figura 5.2.2-1 Configuración y asignación de fiabilidades atendiendo al coste

Figura 5.2.2-2 Configuración y asignación atendiendo al peso

	Newman (1950 – 1961)		Perry (1959 – 1974)		TOTALS		
	Strikes	Hours	Strikes	Hours	Strikes	Hours	No. hours per strike
Piston	808	2 000 000	—	—	808	2 000 000	2475
Turboprop	109	415 000	280	876 000	389	1 291 000	3320
Pure Jet	41	427 000	480	1 314 000	521	1 741 000	3340
ALL	958	2 842 000	760	2 190 000	1718	5 032 000	2930

Tabla 5.2.2-1 Impactos de rayos

Figura 5.2.2-3 Recuperación del SIVA Corral de Ayllón Segovia

5.3 EL FACTOR HUMANO EN LA OPERACIÓN DE LOS SISTEMAS AÉREOS PILOTADOS A DISTANCIA

5.3.1 Lecciones aprendidas

Con el objetivo de estandarizar el procedimiento de análisis de los fallos achacados para la aviación y crear una taxonomía homogénea, el Departamento de defensa de EEUU ha asumido la metodología denominada HFACS (Human Factor Analysis and Classification System) [5]. Esta metodología identifica y clasifica las causas de los fallos humanos en la aviación. La herramienta ha sido la utilizada por las Navy, Marine Corps, Army y Air Force y Coast Guard de los Estados Unidos para investigar y analizar los accidentes de aviación achacados a los factores humanos. La herramienta está siendo también utilizada por personal de la Federal Aviation Administration y del National Transportation Board para investigación de los factores humanos en los accidentes de aviación civil.

Siguiendo la línea de actuación propuesta en el capítulo 1 de este estudio se van a analizar los principales factores que han afectado a los accidentes de los UAS para incluir esta experiencia en las bases de Certificación a desarrollar.

La clasificación de los fallos humanos se divide en los siguientes bloques principales.

- Actos no seguros. Estos actos cometidos por los operadores del sistema se dividen a su vez en errores (no intencionados) y violaciones (intencionados).
- Precondiciones para actos no seguros: Son precondiciones negativas para que se produzcan fallos humanos. Estas pueden ser en el estado físico o anímico de los operadores, o bien en su preparación o en su manejo de los recursos de la tripulación.
- Supervisión insegura: La causa del fallo puede achacarse a una mala supervisión de los operadores. Este fallo no sería achacado a los operadores si no al personal jerárquicamente superior que lo supervisa. Estos pueden ser debidos a entrenamiento defectuoso, motivación, falta de corrección de problemas detectados.
- Influencias organizativas: Son las precondiciones achacables a la alta gestión de la organización y que tienen un efecto negativo en la seguridad. Estas precondiciones inducen fallos tanto en el nivel intermedio de los supervisores como en los mismos operadores. Entre las posibles causas están la mala gestión de los recursos de personal, monetario, instalaciones; el clima organizativo, comunicaciones, políticas, valores...

Cada uno de los bloques principales se descompone a su vez en otros bloques que llevan asociados fallos concretos descritos en un documento de referencia. La referencia [3] analiza el tipo de fallos en la operación de RPAS que han sido achacados a fallo humano por las comisiones de investigación de accidentes y han utilizado la

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

herramienta HFACS para analizar y catalogar las causas. Del análisis de los errores publicados se pueden extraer las siguientes conclusiones:

Fallos humanos más frecuentes achacados a actos no seguros

Los fallos achacados a actos no seguros y pre-condicionantes para actos no seguros son los únicos que pueden paliarse o eliminarse en unas bases de certificación. El resto depende de factores organizativos que están al margen de esta tesis. En la tabla 5.3.1-1 se exponen todos los fallos producidos y reportados según HFACS. Los principales han sido:

- Evaluación de riesgo en tiempo crítico: Porcentaje 15.4 % (34/221) del total de accidentes. Se produce cuando durante la operación, la persona falla evaluar adecuadamente los riesgos asociados con un proceder particular, y esa evaluación conduce a una decisión errónea y una subsecuente situación insegura. Este fallo ocurre en tiempo real cuando no es posible un análisis formal de riesgos.
- Errores de Gestión de operadores: Porcentaje 11.8% del total de accidentes. Comunicación (11/221) y coordinación de tripulación (14/221).
- Errores de procedimiento: Porcentaje 11.3% (25/221) del total de accidentes. En este fallo un procedimiento es realizado con una secuencia incorrecta, o utilizando una técnica equivocada, o cuando se utiliza un control o un interruptor equivocado. También captura errores de navegación, de cálculo o de operación de sistemas automatizados.

Como puede apreciarse el 38.5 % de los accidentes de los aviones no tripulados pueden achacarse a esas tres subcategorías de fallo humano.

El fallo de evaluación de riesgo en tiempo crítico implica que el operador no ha evaluado correctamente el riesgo de un proceder particular. Esto es, no ha sido alertado del riesgo o bien la información proporcionada no le permite determinar el grado de riesgo. Este fallo parece estar relacionado directamente con la conciencia situacional. Una manera de paliarlo sería mejorar aquellos aspectos de la monitorización que implican peligros y obligar a modificar el diseño en aquellas situaciones identificadas como más peligrosas.

Los errores de gestión de operadores que implican errores de comunicación y coordinación de tripulación y los errores de procedimiento sólo pueden paliarse aumentando la instrucción, disminuyendo la intervención humana (planificación previa) y mejorando los mecanismos de control. También mejorando los procedimientos editados (manual de vuelo). Solo serán objeto de esta tesis las dos últimas actuaciones.

Las acciones que tiene que hacer el operador en un RPAS son planificación, control y monitorización del vuelo. Estas tres acciones principales son distintas en la aviación tripulada actual y en la no tripulada y estas últimas sí pueden considerarse dentro de las bases de certificación. En 5.3.2 se categorizan las situaciones de riesgo en grado de peligrosidad. Las marcadas como deficiencia mayor serán implementadas en las bases de certificación.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Preconditions for Unsafe Acts	20	58.8%	46.5%	13	65.0%	25.5%	36	45.6%	28.3%
Physical Environment	0	0.0%	0.0%	1	5.0%	2.0%	8	10.1%	6.3%
Vision Restricted by Icing/Windows Fogged/Etc.	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Vision Restricted by Weather/Haze/Darkness/Etc.	0	0.0%	0.0%	1	5.0%	2.0%	6	7.6%	4.7%
Lighting of Other Aircraft/Vehicle	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Technological Environment	16	47.1%	37.2%	2	10.0%	3.9%	8	10.1%	6.3%
Instrumentation and Sensory Feedback Systems	9	26.5%	20.9%	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%
Visibility Restrictions	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Controls and Switches	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	3	3.8%	2.4%
Automation	10	29.4%	23.3%	1	5.0%	2.0%	2	2.5%	1.6%
Communications - Equipment	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	2	2.5%	1.6%

DoD HFACS categories (v5.7)	Air Force			Army			Navy/Marines		
	Mishaps	Human-Factor Mishaps* (n=34)	Total Mishaps† (n=43)	Mishaps	Human-Factor Mishaps* (n=20)	Total Mishaps† (n=51)	Mishaps	Human-Factor Mishaps* (n=79)	Total Mishaps† (n=127)
Physical/Mental Limitations	1	2.9%	2.3%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Learning Ability/Rate	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Motor Skills/Coordination or Timing Deficiency	1	2.9%	2.3%	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%
Cognitive Factors	9	26.5%	20.9%	3	15.0%	5.9%	15	19.0%	11.8%
Inattention	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	3	3.8%	2.4%
Channelized Attention	5	14.7%	11.6%	1	5.0%	2.0%	7	8.9%	5.5%
Cognitive Task Oversaturation	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	4	5.1%	3.1%
Confusion	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	1	1.3%	0.8%
Negative Transfer	1	2.9%	2.3%	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%
Distraction	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	4	5.1%	3.1%
Habit Pattern Interference	1	2.9%	2.3%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Adverse Physiological States	3	8.8%	7.0%	0	0.0%	0.0%	3	3.8%	2.4%
Pre-Existing Physical Illness/Injury/Deficit	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Fatigue - Acute	2	5.9%	4.7%	0	0.0%	0.0%	2	2.5%	1.6%
Fatigue - Chronic	1	2.9%	2.3%	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%
Psycho-Behavioral Factors	4	11.8%	9.3%	6	30.0%	11.8%	11	13.9%	8.7%
Pre-Existing Personality Disorder	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Pre-Existing Psychological Disorder	1	2.9%	2.3%	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%
Emotional State	0	0.0%	0.0%	1	5.0%	2.0%	0	0.0%	0.0%
Overconfidence	0	0.0%	0.0%	5	25.0%	9.8%	1	1.3%	0.8%
Pressing	2	5.9%	4.7%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Complacency	2	5.9%	4.7%	0	0.0%	0.0%	9	11.4%	7.1%
Perceptual Factors	3	8.8%	7.0%	2	10.0%	3.9%	6	7.6%	4.7%
Illusion - Visual	0	0.0%	0.0%	2	10.0%	3.9%	0	0.0%	0.0%
Misperception of Flight Conditions	3	8.8%	7.0%	0	0.0%	0.0%	5	6.3%	3.9%
Spatial Disorientation - Recognized (Type 2)	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	1	1.3%	0.8%
Crew Resource Management	6	17.6%	14.0%	7	35.0%	13.7%	25	31.6%	19.7%
Crew Coordination/Flight Integrity	4	11.8%	9.3%	4	20.0%	7.8%	6	7.6%	4.7%
Communication	1	2.9%	2.3%	2	10.0%	3.9%	9	11.4%	7.1%
Mission Preparation	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	6	7.6%	4.7%
Analysis	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	5	6.3%	3.9%
Crew Leadership	0	0.0%	0.0%	1	5.0%	2.0%	4	5.1%	3.1%
Authority Gradient	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%	3	3.8%	2.4%

Acts	24	70.6%	55.8%	16	80.0%	31.4%	44	55.7%	34.6%
Skill-Based Errors	17	50.0%	39.5%	6	30.0%	11.8%	21	26.6%	16.5%
Inadvertent Operation - Mechanically Induced	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	1	1.3%	0.8%
Checklist Error	3	8.8%	7.0%	1	5.0%	2.0%	1	1.3%	0.8%
Navigational Error	1	2.9%	2.3%	0	0.0%	0.0%	0	0.0%	0.0%
Procedural Error	14	41.2%	32.6%	1	5.0%	2.0%	10	12.7%	7.9%
Overcontrol/Undercontrol	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	7	8.9%	5.5%
Breakdown in Visual Scan	2	5.9%	4.7%	3	15.0%	5.9%	6	7.6%	4.7%
Judgment & Decision-Making Errors	13	38.2%	30.2%	9	45.0%	17.6%	30	38.0%	23.6%
Risk Assessment - Time Critical	9	26.5%	20.9%	4	20.0%	7.8%	21	26.6%	16.5%
Task Misprioritization	2	5.9%	4.7%	1	5.0%	2.0%	9	11.4%	7.1%
Necessary Action - Rushed	0	0.0%	0.0%	1	5.0%	2.0%	0	0.0%	0.0%
Necessary Action - Delayed	5	14.7%	11.6%	2	10.0%	3.9%	4	5.1%	3.1%
Caution/Warning Ignored	1	2.9%	2.3%	1	5.0%	2.0%	1	1.3%	0.8%
Misperception Errors	3	8.8%	7.0%	2	10.0%	3.9%	6	7.6%	4.7%
Violations	3	8.8%	7.0%	9	45.0%	17.6%	6	7.6%	4.7%

Tabla 5.3.1-1 Tasa de fallos humanos por códigos (Referencia [5])

5.3.2 Principales funciones del operador

Para los RPAS, y según se determinó en el capítulo de Gestión del espacio aéreo también en un futuro próximo para los aviones tripulados, la seguridad de la misión depende de tres funciones diferentes: Planificación, ejecución y monitorización del vuelo. En este apartado se van a evaluar las tres funciones utilizando para ello gráficas similares a la desarrollada por Cooper-Harper [6] para los aviones tripulados pero considerando las actividades propias en la operación de estos sistemas. Las tablas servirán asimismo como justificación de los requisitos impuestos en este estudio. En este sentido será necesario imponer requisitos de aeronavegabilidad para evitar riesgos inaceptables para la seguridad según las gráficas desarrolladas.

En la referencia [7] se desarrolla una herramienta denominada Modified Cooper Harper for Unmanned Vehicle Displays MCH-UVD que permite evaluar una presentación señalando los aspectos que supongan una deficiencia en su utilización por parte de un operador de sistemas no tripulados. El objetivo que persiguen es que la representación permita adquirir la información, analizarla, facilitar la toma de decisiones. En el documento citado ya modifican una herramienta anterior [8] corrigiendo algunas deficiencias en la nomenclatura utilizada y asignando alguna de las funciones a la correspondiente fase de modelo de procesamiento de información.

En el presente estudio se pretende evaluar al sistema desde el punto de vista del empleo que va a realizar el operador creando una herramienta específica para evaluar las funciones de planificación, control y monitorización del sistema ordenadas desde el punto de vista de la seguridad. Este enfoque original de la tesis es más completo y permitirá derivar requisitos para evitar las mayores deficiencias.

3.3.2.1 Planificación de misión:

Para que una misión planificada sea segura, se tienen que considerar los siguientes condicionantes: orografía del terreno, la línea de vista radio-eléctrica, las actuaciones del avión, la meteorología, el sobrevuelo de zonas susceptibles de provocar daños a terceros y la meteorología. Si la función que realiza el operador es similar a la que realiza el piloto no habría que considerar requisitos de diseño por el criterio de equivalencia (p.e meteorología, espacio aéreo). En caso contrario y si afectase a la seguridad del vuelo, sí habría que imponerlos.

Figura 5.3.2-1 Evaluación de planificación

La planificación no es segura existiendo posibilidad de provocar un fallo grave que afecte a la seguridad. La seguridad para un avión no tripulado es prioritariamente la que afecta a las personas y propiedades sobrevoladas o a la de otros usuarios del espacio aéreo. En este sentido se requeriría un rediseño obligatorio sí afectan a la seguridad de terceros o a la propia aeronave:

- La planificación no proporciona misiones con trayectorias deterministas en coordenadas WGS84; (p.e coordenadas respecto de un origen de misión, rumbos y distancias y velocidades respecto de tierra); En este caso podrían ejecutarse misiones con conflictos orográficos o que sobrevuelan zonas sensibles de producir daños a personas y propiedades. Esta posibilidad aumentarían en despegues y aterrizajes dada la baja conciencia situacional del operador.
- La trayectoria tiene que planificarse y o validarse considerando la susceptibilidad de producir daños a personas o propiedades. El espacio aéreo si podría validarse utilizando cartas aeronáuticas tal y como lo realizan los pilotos. La susceptibilidad de la zona sobrevolada requiere sobreponer la trayectoria sobre una cartografía con información detallada específica y precisa;
- El sistema no proporciona ayudas o resultan de difícil aplicación para determinar fallos del plan con respecto de la orografía. Es más fácil cometer un error en el plan de vuelo en por ejemplo la altitud de vuelo (error incluso tipográfico) que el

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

hecho de que un piloto cometa un error de pilotaje. Hay que proteger al sistema de esa posibilidad.

Rediseño requerido: La planificación presenta problemas que afectan a la seguridad. Las actuaciones y la línea de vista radio eléctrica no son factores tan determinantes como los anteriores pero si afectan a la seguridad ya que pueden hacer que el avión abandone la ruta planificada. Eso podría suceder en caso de pérdida del enlace o que el avión activase el modo de protección de la envuelta de vuelo que harían entrar al avión en un modo de emergencia.

- El sistema no proporciona ayudas o resultan de difícil aplicación para determinar fallos del plan con respecto de las comunicaciones entre el avión y la estación de control. La determinación de esta información es muy complicada sin ayudas o herramientas específicas. Tampoco sería seguro si el sistema no proporciona ayudas o estas son de difícil aplicación para determinar fallos del plan con respecto a las actuaciones del avión. Asimismo no es improbable cometer un error en el plan de vuelo (incluso tipográfico) por lo que hay que proteger al avión de este fallo.
- También es necesario generar rutas en caso de pérdida del enlace. Estas rutas han de ser evaluadas considerando los mismos requisitos que la misión nominal

El sistema justificaría mejoras en aspectos que afecten a la comodidad del planificador, y salvo que el esfuerzo fuese excesivo, no afectaría a la seguridad. Se ha ordenado la objeción según los la gravedad de los efectos.

- La validación de la misión con respecto de posibles conflictos orográficos no se realiza automáticamente. Requiere
- La validación de la misión con respecto de las actuaciones no se realiza automáticamente
- La validación de la misión con respecto a las comunicaciones no se realiza automáticamente.

5.3.2.2 Control de misión

Para que el control de una misión sea segura hay que imponer requisitos de diseño que impidan o reduzcan las posibilidades de que se produzcan fallos o errores graves contra la seguridad.

El rediseño sería obligatorio si el modo de control no pudiese mantener la trayectoria de referencia (planificada o comandada) y se superasen los márgenes de seguridad establecidos para cada fase de vuelo. Sería un control poco seguro si se requiriesen comandos continuos de los operadores o la monitorización continua de los parámetros del vuelo para controlar y guiar al avión en algún modo de vuelo (se incluye también el modo anti-pérdida), ya que la posibilidad de perder el enlace no es remota. También sería inaceptable que no se pudiera alterar de forma inmediata el rumbo, la altitud o la velocidad del vuelo (Ver y evitar, o seguir instrucciones de los controladores aéreos).

Figura 5.3.2-2 Evaluación de control del vuelo

Se requerirían mejoras si no el sistema no está protegido del envío de un comando que hiciera que el avión tuviese conflictos por orografía, zonas susceptibles o pérdidas de la línea radio-eléctrica para las comunicaciones (y por lo tanto se activase el modo automático en caso de pérdida de enlace). Esto podría garantizarse validando comandos o proporcionando ayudas al operador. En el caso de orografía, aunque no se requiere en aviones tripulados, si se requiere para RPAS con el objeto de compensar la baja conciencia situacional. En el caso de la pérdida LOS, el avión abandonaría la trayectoria de referencia (planificada o comandada). El cálculo del radio enlace es difícil sin ayudas por lo que este hecho podría acontecer con frecuencia.

La configuración de la aeronave para ejecutar fases de vuelo de manera segura será automática sin depender de comandos desde GCS. En caso contrario el fallo no extremadamente improbable de TC ocasionaría fallos graves o catastróficos.

También serían necesarias las mejoras si el comando al avión requiere un trabajo o atención excesivos que impidiesen al operador atender otras obligaciones de monitorización.

Se justificarían mejoras: Se justificarían mejoras si el sistema no está protegido frente a comandos a la aeronave que supongan unas trayectorias de referencia que el avión no puede realizar considerando las actuaciones. Esto no se exige a los aviones tripulados pero si se considera conveniente en RPAS debido a que el piloto va “interactuando” con

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

la trayectoria del avión de manera más continua y posee una conciencia situacional mayor (orografía...). El operador envía el comando y la trayectoria de referencia podría no ser seguida (posibles conflictos orográficos, o activación de anti-pérdida ...). Se justificarían las mejoras si el comando al avión requiriese un trabajo o una atención moderadas que dificulten al operador realizar otras obligaciones relacionadas con el vuelo.

5.3.2.3 Monitorización del Vuelo

Se ha modificado la propuesta de Cumming et al 2006 en relación a la evaluación de la monitorización de las fases de vuelo según la experiencia del autor de este estudio.

Figura 5.3.2-3 Evaluación de monitorización del vuelo

Rediseño obligatorio: El diseño es obligatorio si no se presenta al operador la información necesaria para realizar el vuelo con seguridad. La monitorización requiere considerar los siguientes aspectos, divididos en tres bloques:

- Entorno que incluye orografía, otros tráficos aéreos y zonas susceptibles y condiciones meteorológicas. Estos aspectos no son requeridos en aviones pilotados, habiéndose de compensar para los RPAS la baja conciencia situacional en orografía, zonas susceptibles y tráficos aéreos. En meteorología no hay aspectos que diferencien si el avión es o no pilotado (salvo determinación de condiciones VMC).
- Vuelo: Se requiere monitorizar los parámetros del vuelo como son actitud del avión, posición de la aeronave y velocidades aerodinámicas. Tanto la posición de la aeronave como en velocidades se requiere que el operador tenga información de los valores de referencia. En posición sería con respecto a trayectoria planificada o comandada, en velocidad se ha de presentar al operador el valor planificado o comandado. Para aviones no se exige tener la referencia con respecto de la velocidad ya que el piloto es quien la acabaría de comandar. Si el avión sigue una planificación hay que conocer la velocidad comandada.
- Subsistemas: Se requiere conocer el estado de los subsistemas esenciales para el vuelo: Propulsivo, eléctrico, navegación guiado y control...

Se ordenan consecuentemente con los objetivos de seguridad de los RPA. Daños a personas y propiedades y a la propia aeronave.

Se requieren mejoras: Los datos presentados son excesivos o bien si para obtener algunos datos críticos se requiere un proceso largo. El sistema no sería seguro si las posibles discrepancias en los valores críticos relativos a entorno, vuelo o subsistemas no fuese fácil e inmediatamente detectadas por los operadores del sistema. No sólo es necesario que esté presente la información, se debe de alertar a los operadores. También se requerirías mejoras si la monitorización no incluye un carácter preventivo, siempre que exista la posibilidad para ello, de alertar frente a ocasiones que pudieran derivar en un fallo que afecte a la seguridad (i.e, fallos de sistema principal de potencia, carrera de despegue por debajo de condiciones nominales, errores de trayectoria por encima de condiciones nominales, posible conflicto orográfico...).

Se justificarían mejoras si el operador no recibe o es incompleta la información relativa al tramo de la misión que se está ejecutando o al modo y parámetros del comando enviado por los operadores Incluida la posición estimada de caída en caso de recuperación. No basta con monitorizar desviaciones de trayectoria si no se tiene información de la trayectoria seguida. O bien que el sistema no presente recomendaciones autorizadas como ayuda al proceso de toma de decisiones.

5.2.3.4 Carga de trabajo de los operadores

Aunque si se permite a un piloto de aviones convencionales concentrar muchas de las actividades necesarias para el vuelo, el operador de UAV presenta las dificultades adicionales de (baja conciencia situacional orografía, actitud del avión, vigilancia de otros tráficos) que hay que considerar en la certificación del sistema. Se distinguen tres tipos de actividades que los operadores de RPAS han de realizar:

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

- Muy demandantes: Requiere una atención continua **y** una dificultad elevada o bien se realizan en condiciones de emergencia.
- Demandante: Requiere una atención continua **o** una dificultad elevada
- Poco demandante: No cumple ninguno de los requisitos anteriores

Considerando el grado de dificultad y su duración Se imponen los siguientes requisitos:

- Existirá una persona por puesto operativo
- No es posible realizar dos actividades muy demandantes simultáneas
- Solo es posible realizar una actividad muy demandante y otra demandante si existe alarma sonora que notifique al operador de una situación peligrosa en cualquiera de las dos realizadas.

	PREVIA AL VUELO	DURANTE EL VUELO
MUY DEMANDANTE	Planificación de misión Validación no automática de misión Ejecución del procedimiento pre-vuelo Verificación del sistema	Planificación de rutas Validación no automática de rutas Operación de la aeronave (sin validación automática de comandos) Operación de sensor de observación Monitorización tráficos
DEMANDANTE	Preparación de estación de control Preparación de Aeronave Preparación de lanzador Análisis de información previa al vuelo Análisis de datos meteorológicos Validación automática de misión	Vigilancia actitud y trayectoria Vigilancia subsistemas aeronave Vigilancia de sistemas de la estación de control Operación de la aeronave (sin validación automática de comandos) Ejecución de procedimiento de emergencia
POCO DEMANDANTE	Análisis de información previa al vuelo Análisis de datos meteorológicos	Navegación Comunicaciones ATC Operación de la aeronave (con validación automática de comandos) Validación de rutas automática

Figura 5.3.2-4 Tipos de actividades de los operadores

5.4 ESTRUCTURAS

5.4.1 Introducción

El uso de materiales compuestos en estructuras aeroespaciales ha aumentado significativamente en la última década. Los motivos del creciente interés en estos materiales son sus mejores propiedades de resistencia, resistencia a la fatiga y menor densidad. Sin embargo su empleo ha venido en gran parte limitado por la gran dispersión de las propiedades obtenidas. Esta dispersión viene ocasionada por la variabilidad del material en sí, en los procesos de fabricación empleados y en las condiciones ambientales de su empleo. Esta variabilidad supone una disminución en la fiabilidad de las estructuras y en una mayor dificultad en los procesos de certificación.

La inmensa mayoría de los aviones no tripulados están fabricados en materiales compuestos. Quizá este empleo ha venido favorecido por la falta de bases de certificación aplicables a estos sistemas, hecho que evita enfrentarse al problema de la variabilidad, única desventaja con respecto de los materiales metálicos.

Tal y como se estableció en el apartado 5.1, los fallos de estructura no han sido determinantes en las estadísticas de fallos de UAS, sí se considera necesario establecer nuevos criterios debido a dos motivos:

- 1) El criterio seguido para los aviones tripulados es ensayar la estructura a 1.5 veces la carga máxima esperada en servicio y ensayar hasta 2 veces vida en servicio establecido. Se demostrará que estas aproximaciones no garantiza la fiabilidad requerida. Se va a utilizar la estadística de los ensayos para garantizar la fiabilidad del diseño.
- 2) Los fallos de fatiga no aparecen en las fases iniciales de la entrada en servicio del sistema y sí pueden ocasionar problemas de seguridad [9]

Resistencia estructural

Los materiales compuestos presentan una respuesta lineal de esfuerzo deformación hasta la rotura. Esto se traduce en una gran sensibilidad a la concentración de esfuerzos. Asimismo las propiedades mecánicas están fuertemente influidas por temperatura y humedad. Todos estos hechos han de ser considerados en el diseño y los procesos de certificación.

Fatiga

El fenómeno de fatiga en materiales compuestos tiene diferencias significativas con respecto a los materiales metálicos. La principal diferencia es el comportamiento acusadamente superior de los materiales compuestos. En los compuestos, el proceso se inicia con la aparición de micro-grietas en la matriz del material en los ciclos iniciales de su servicio. La aparición de las estas micro-grietas decrece según va creciendo el número de ciclos aplicados. Las micro-grietas se van nucleando en grietas de mayores

dimensiones hasta que se produce el repentino fallo catastrófico del componente [11]. Este proceso presenta una mayor variabilidad que las experimentadas en los materiales compuestos y son muy difíciles de detectar. En los materiales metálicos la fatiga se produce por la propagación de una única grieta. Los metales son extremadamente sensitivos a la concentración de esfuerzos, siendo esta la principal causa de la aparición de los fenómenos de fatiga.

5.4.2 Permisibles de diseño

5.4.2.1 Distribuciones estadísticas

Según el documento de referencia [10], se va a utilizar una distribución Weibull de dos parámetros para describir la distribución de la resistencia y la vida de fatiga de los materiales compuestos. La función de densidad de probabilidad viene dada por:

$$D(x, \alpha, \beta) = \frac{\alpha}{\beta} \cdot \left(\frac{x}{\beta}\right)^{\alpha-1} \cdot \exp\left[-\left(\frac{x}{\beta}\right)^{\alpha}\right] \quad (1)$$

La expresión de la función de probabilidad acumulativa de supervivencia viene dada por

$$P(X < x) = \exp\left(-\left(\frac{x}{\beta}\right)^{\alpha}\right) \quad (2)$$

En donde α y β son los factores de forma y de escala respectivamente de la distribución. El parámetro x es la propiedad representada (resistencia mecánica o ciclos hasta la rotura por fatiga). La media de una distribución Weibull viene dada por la siguiente expresión:

$$\bar{X} = \beta \cdot \Gamma\left(\frac{\alpha+1}{\alpha}\right) \quad (3)$$

Para un set de datos determinados, los parámetros han de ser estimados. En el caso de una distribución Weibull con el parámetro de forma conocido, se demuestra que el parámetro de escala de las muestras aleatorias forma una distribución chi-cuadrado. El nivel de confianza del parámetro de escala está determinado por:

$$\widetilde{\beta}_{\gamma} = \frac{\hat{\beta}}{[X_{1-\gamma}^2(2n)/2n]^{1/\alpha}} \quad (4)$$

Y substituyendo en (2) la expresión de x y b obtenemos la fiabilidad de una estructura viene dada por la siguiente expresión:

$$R = \exp\left\{-\left(\frac{x}{\bar{X}} \cdot \Gamma\left(\frac{\alpha+1}{\alpha}\right)\right)^{\alpha} \cdot \frac{X_{1-\gamma}^2(2n)}{2n}\right\} \quad (5)$$

Siendo x el valor de la propiedad (resistencia o vida hasta fatiga), $\bar{X}$ la media de la resistencia, o la vida media a fatiga obtenido estadísticamente, α el parámetro de forma de la distribución, γ es el nivel confianza.

Para calcular la fiabilidad de un diseño que ha considerado resistir hasta 1.5 veces la carga límite experimentada, es decir si la estructura ha sido diseñada para soportar el permisible en base B dividido por 1.5. O bien que fiabilidad tendríamos si hemos diseñado para resistir la vida operativa del permisible base B obtenido dividido por un valor f_s .

$$\frac{x}{\bar{X}} = \frac{1}{1.5} \cdot \frac{N_B}{\bar{X}} \quad \text{y} \quad \frac{x}{\bar{X}} = \frac{1}{f_s} \cdot \frac{N_B}{\bar{X}} \quad (6)$$

La expresión que determina la relación entre el permisible y la media es

$$\frac{N_B}{\bar{x}} = \frac{1}{\Gamma\left(\frac{a+1}{a}\right)} \cdot \left[\frac{-\ln(0.9)}{X_\gamma^2(2n)/2n} \right]^{1/a} \quad (7)$$

Por lo tanto la expresión que nos da la fiabilidad de diseñar $NB/1.5$, o bien la de obtener una vida de la del permisible en base B dividido por f_s quedaría respectivamente tras sustituir en (4):

$$R = \exp\left\{-\left(\frac{1}{1.5^\alpha}\right) \cdot (-\ln(0.9))\right\} \quad (8)$$

$$R = \exp\left\{-\left(\frac{1}{f_s^\alpha}\right) \cdot (-\ln(0.9))\right\} \quad (9)$$

5.4.2.2 Fiabilidad en el diseño. Resistencia mecánica

Para la determinación de cada permisible de diseño de resistencia mecánica se emplearía el factor α obtenido para cada propiedad. Estos factores se determinarán mediante un proceso de caracterización de material o empleando bases de datos con los datos publicados. A modo de ejemplo, la referencia [10] propone utilizar como parámetro alfa de las propiedades de resistencia mecánica la moda de los obtenidos en los que se han ensayado materiales de grafito pre-impregnado en matriz epoxi y considerando tanto a nivel de probetas como de componentes : Alfa=20.0

Datos	Media α	Moda α	Base-B α
Navy	26.1	18.0	8.4
Baseline	21.2	22.0	9.2
Combinado	23.2	20.0	8.8

Tabla 5.4.2-1 Parámetro de forma en resistencia. Referencia [10]

Para los aviones fabricados con aleaciones de aluminio, se emplea el factor de seguridad 1.5 y en las estructuras primarias se requiere emplear la Base A. Según la expresión (8), y considerando que el factor de forma habitual de estas aleaciones es de 25, y usando el logaritmo neperiano de 0.99 en vez de 0.90 correspondiente a la Base A), se obtiene una fiabilidad en diseño de $1-3.98 \cdot 10^{-7}$, valor requerido para los aviones tripulados y que será empleado como referencia en diseño de los no tripulados. Este valor es peor que el asignado a la estructura en el capítulo 5.2. Sin embargo se utilizará este valor que ha sido aceptado para aviones tripulados.

Se consideran tres opciones:

- Estructura metálica sin paracaídas: Se emplea el factor de 1.5
- Estructura de carbono sin paracaídas: Para obtener la misma fiabilidad el factor de seguridad que hay que emplear es 1.66
- Estructura de carbono y con paracaídas: rebajando la tasa de fallo entre 100 saldría un factor de seguridad de 1.32 y base A. Si empleamos 1.5 y base B saldría una fiabilidad de $1-3.1 \cdot 10^{-5}$.
- Estructura metálica y con paracaídas: Podrá emplearse un factor de 1.25.

5.4.2.3 Fiabilidad en el diseño. Vida a fatiga

Para determinar la fiabilidad del diseño (vida del permisible obtenido dividido por un factor f_s) se considera los valores de parámetro de forma obtenidos durante ensayos de caracterización o el valor de la moda propuesto por el documento citado que es de 1.25.

Datos	Media α	Moda α	Base-B α
Navy	2.29	1.25	0.17
Baseline	1.68	1.25	0.26
Combinado	2.17	1.25	0.18

Tabla 5.4.2-2 Parámetro de forma en fatiga. Referencia [10]

Para los aviones tripulados metálicos se considera aceptable diseñar con permisibles en base A para dos veces la vida a fatiga. Considerando en la fórmula (9) que el factor alfa para metales es próximo a 7.5, y empleando el $\ln(0.99)$ se obtiene una fiabilidad en el diseño de $1-5.55 \cdot 10^{-5}$. Este valor es aceptado para los aviones tripulados y se utilizará como referencia.

Empleando el valor de referencia se obtienen los siguientes resultados:

- Estructura metálica sin paracaídas: Se emplea el factor de 2 vidas y base A
- Estructura metálica con paracaídas: Se emplea 1,1 vidas y base A
- Estructura de carbono sin paracaídas: Se emplean 64 Vidas y base A
- Estructura de carbono y con paracaídas: Al poder rebajar la fiabilidad a $1-5.55 \cdot 10^{-3}$ obtendríamos para base A diseñar a 1.6 vidas

5.4.3 Procesos de certificación. Factores de seguridad en ensayos

5.4.3.1 Ensayos de resistencia mecánica

Para validación de la resistencia estructural de elementos primarios de la aeronave se puede emplear la expresión (5). En este caso se pretende ensayar uno o varios componentes idénticos de una estructura. En la fórmula n es el número de componentes idénticos ensayados. En la figura 5.4.3-1 se muestra la fiabilidad para un único ensayo ($n=1$). No se ha considerado la degradación de la resistencia por factores ambientales. Este efecto se conseguiría multiplicando el factor f por un valor proporcional gradación estimada (el factor alfa empleado no se ve afectado por las condiciones).

La fiabilidad de referencia obtenida de un ensayo a 1.5 veces la carga límite para componentes metálicos y suponiendo el factor de forma habitual de 25 es de $1-6.97 \cdot 10^{-5}$ (Valor inferior al obtenido en 5.2 pero se emplea al ser admitido para los aviones tripulados). Considerando esta referencia se obtienen las siguientes conclusiones:

- RPAS de componentes metálicos sin paracaídas se ensayarán a 1.5 veces la carga límite
- RPAS de componentes de carbono y sin paracaídas deberán ensayarse a 1,66 veces la carga límite para obtener la misma fiabilidad
- RPAS de componentes de carbono y con paracaídas 1.32 veces la carga límite (*).
- RPAS de componentes metálicos y paracaídas 1.25 la carga límite (*).

Estos factores han de multiplicarse por un factor ambiental para considerar la degradación que producen las condiciones ambientales si el ensayo no hubiese sido realizado tras someter a los componentes a las condiciones más restrictivas (normalmente para materiales compuestos humedad y temperatura).

(*) Estos valores serían utilizables para aviones de nivel de seguridad 1. En el resto de aviones la recuperación incluso con paracaídas en ciertas zonas susceptibles podría considerarse un fallo grave.

Figura 5.4.3-1 Fiabilidad para distintas cargas de ensayo (95% conf. n=1)

5.4.3.1 Ensayos de resistencia a fatiga

En la figura 5.4.3-2 se muestra la fiabilidad obtenida para el ensayo a fatiga de un componente ($n=1$) en función de los factores de forma de la distribución weibull obtenida considerando distintas duraciones de ensayo (N representa la vida establecida).

Considerando que para metales se considera válido un ensayo de un componente durante dos vidas operativas y que el factor de forma para fatiga de estos materiales es de 7.5, la fiabilidad aceptable sería de 0,99 (para toda la vida operativa). Tomando este valor como referencia se obtienen las siguientes conclusiones:

- Si el componente del RPAS es metálico y no dispone de paracaídas se realizará el ensayo para dos vidas operativas.
- Si el componente del RPAS es de fibra de carbono con matriz epoxi y no dispone de paracaídas, para obtener una fiabilidad de 0.99 con un factor alfa de 1.25 tendría que realizarse el ensayo durante 90 vidas operativas. O bien considerar que la vida operativa es el 1/90 veces la nominal.
- Si el componente del RPAS es de fibra de carbono o de metal y dispone de paracaídas, el paracaídas nos va a proporcionar la fiabilidad de 0.99 requerida. No es necesario aportar más fiabilidad.

NOTA: con un ensayo de 13,5 horas, obtendríamos una fiabilidad de 0.90 para toda la vida operativa (fiabilidad Base B).

Estos factores han de multiplicarse por un factor ambiental para considerar la degradación que producen las condiciones ambientales y que no está considerado en el ensayo de certificación.

Figura 5.4.3-2 Fiabilidad para distintas duraciones de ensayo (95% de conf. n=1)

Como consecuencia de la tremenda duración exigida para certificar una estructura de materiales compuestos a fatiga, en el caso de que el avión no disponga de un paracaídas el diseñador puede optar alguno de los siguientes métodos para certificar:

- Aumentar la carga del ensayo con un factor determinado. El objetivo es obtener el permisible en base A o B con alguno de estos métodos.
- Diseñar la aeronave de modo que en ningún elemento de la estructura primaria se supere el umbral de micro-deformaciones definido para la aparición del fenómeno de fatiga.
- Implementar un sistema de monitorización de salud estructural en la aeronave. Se pueden emplear dos metodologías: 1) realizar una supervisión continua de modo que se determine que el estado de la estructura no corresponde con los niveles de referencia preestablecidos o; 2) garantizar la existencia de una resistencia residual considerando fiabilidades aceptables entre períodos de revisión.

5.4.4 Sistemas de Supervisión de salud estructural

5.4.4.1 Introducción sistemas SHM

Los sistemas de supervisión de salud estructural (Structural Health Monitoring) pretenden sustituir los métodos convencionales inspección y empleo de técnicas no destructivas para garantizar la integridad de las estructuras según los planes de mantenimiento establecidos. Los sistemas SHM realizan una supervisión continuada a lo largo de la vida operativa de las estructuras, generándose alarmas en el caso de detectarse que se superan unos indicadores establecidos.

Estas características tienen adicionalmente las siguientes ventajas para los sistemas aéreos no tripulados que están habitualmente fabricados en materiales compuestos:

- Estimación de la vida de fatiga restante en un avión: Tal y como ha quedado demostrado, para obtener una fiabilidad similar a la exigida para aeronaves fabricados en materiales metálicos, los componentes de material compuesto debido a la gran variabilidad de sus características mecánicas y procesos de fabricación, sería necesario efectuar ensayos de 97 veces la vida nominal establecida. Esto supondría la inviabilidad técnica y económica de un desarrollo certificado.
- Evaluación de los daños producidos en las estructuras por eventos fortuitos (impactos de objetos externos, ráfagas, tomas duras en aterrizajes). No hay piloto embarcado que pueda notificar de posibles incidencias para su posterior evaluación.
- Los daños son internos (p.e delaminación o rotura de fibras internas que no se manifiestan visualmente (encubiertas).
- Las operaciones habituales se producen desde lugares remotos con medios precarios disponibles.

Técnicas existentes

Siguiendo la referencia [11] del capítulo 6, los sistemas de supervisión de salud estructural se componen de:

- Sensores integrados permanentemente en la estructura. En algunas técnicas también se integran excitadores para generar el estímulo (vibradores, emisores de ondas acústicas, campos electro magnéticos).
- Sistema de adquisición de datos que registrar los datos proporcionados por los sensores durante el vuelo
- Técnicas de procesamiento y evaluación que permiten comparar los datos generados contra un modelo del fenómeno producido. Este modelo puede ser determinista o basado en datos experimentales. Las diferencias con respecto del modelo son indicios de fallos estructurales

En la última década el esfuerzo de investigación de esta tecnología se ha centrado en los sensores de fibra óptica tipo redes de Bragg (FBGS). Estos sensores son muy sensibles a

l temperatura y a las deformaciones permitiendo la integración de muchos sensores en una misma fibra. Al emitir luz desde una fuente en la fibra, la luz es recibida en cada sensor que actúa como un filtro permitiendo el paso de toda la señal excepto una señal a una frecuencia muy estrecha propia de ese sensor que es reflejada a un analizador. Cuando el sensor es sometido a deformación axial o a un gradiente térmico, la longitud de onda de la señal reflejada se desplaza. Este desplazamiento puede convertirse en medición de la deformación si se compensa adecuadamente el efecto de la temperatura.

5.4.4.2 Casos prácticos

El INTA ha desarrollado sistemas HMS que ha sido probado en el sistema aéreo no tripulado SIVA [18]. Se instrumentó un avión con quince sensores tipo FBGS y un equipo interrogador que registraba las deformaciones y temperaturas producidas en componentes críticos del fuselaje, del ala y del tren de aterrizaje. Los sensores han sido pegados individualmente en los componentes o bien pre-montados en parches con varios sensores integrados que se unieron a la estructura. Los datos obtenidos se corrigen con la temperatura registrada en las inmediaciones del sensor (variación por temperatura inducida por radiación solar o focos de calor).

Figura 5.4.3-3 Deformaciones registradas

Figura 5.4.3-4 Esfuerzos calculados

Los datos de deformaciones y temperaturas registrados durante el vuelo están representados en la figura 1. Los datos permiten determinar los esfuerzos y las cargas producidas en la estructura durante todas las fases del vuelo.

Un sistema similar al empleado va a ser montado en el fuselaje posterior de uno de los prototipos de vuelo del avión no tripulado Milano. Este avión es un avión de media altitud y gran autonomía que realizará misiones de inteligencia, reconocimiento y vigilancia. El material empleado es fibra de carbono de gran resistencia pre-impregnadas en matriz epoxi.

Se van a realizar ensayos estructurales en tierra al fuselaje posterior con el HMS integrado. Los ensayos se realizarán con el elemento sin daños y con el elemento sometido a diversos daños tipificados. Se determinarán en todos los casos los campos de micro-deformaciones en el elemento. Empleando diversas técnicas de reconocimiento

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

de patrones desarrolladas por la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos se pretenderá identificar y localizar los daños.

APLICACIÓN A ESTE ESTUDIO

- Detección de daños estructurales significativos producidos fortuitamente mediante HMS.
- Protección de la estructura frente a fallo por fatiga. Tal y como se justificó en 5.4.1, los efectos de fatiga en el material compuesto está dominado por la compresión y se genera en la matriz del material. Se produce una continua generación de micro grietas que van articulándose hasta un tamaño crítico en el que se produce el fallo rápido del material. El campo de deformaciones presenta durante la gran parte de la vida del material una variación limitada hasta que se produce el fallo completo del material. Esto implica una mayor dificultad en la identificación del fallo y un tiempo relativamente corto desde su identificación hasta el fallo.

El objetivo sería realizar un ensayo con un sistema HMS a los elementos más susceptibles de fallo por fatiga a una carga estática determinada cuando el ejemplar se acerca al límite de vida establecido. El hecho de superar con éxito una carga determinada implica garantizar cuantitativamente una probabilidad determinada de que no se produzca un fallo a fatiga. (Ver figura 5.4.3-5).

Figura 5.4.3-5 Curvas Esfuerzos ciclos de vida. Obtenida de [10]

Figura 5.4.3-6 Ensayos estructurales Fuselajes del Sistema Diana

5.5 CONTROL DEL VUELO

5.5.1 Introducción

Las principales referencias en la certificación de sistemas automáticos de control de vuelo son el apartado CS 23.1329 y los requisitos de Navegación basada en actuaciones [13] publicados por OACI.

Los requisitos de la 23.1326 estas dirigidos a facilitar la activación o desactivación de los sistemas automáticos, a que el sistema automático no genere cargas superiores a las establecidas para el diseño, y a indicar a la tripulación si se ha conectado la capacidad de navegación. Exige asimismo que el fallo de un componente único no afecte al control de más de un eje. En la normativa para aviones grandes, CS-25, se imponen además criterios en las transiciones tras la activación o desactivación de los sistemas. Estos requisitos, pensados para conseguir una rápida desactivación por parte de los pilotos solo regulan uno de los aspectos de los sistemas de control de vuelo de los RPAS. El control de estos sistemas ha de tener necesariamente un grado de autonomía mucho mayor debido a la no extremadamente remota posibilidad de perder el enlace de comunicaciones (ver tabla 5.1.2.1-1).

El documento de navegación basado en actuaciones, establece un método alternativo para definir los requisitos que han de imponerse a los sistemas de navegación. Para ello se edita una especificación de navegación que incluye requisitos de actuaciones en términos de precisión, integridad, disponibilidad, continuidad en el servicio y funcionalidad. Los requisitos han sido definidos con un nivel de detalle que permite una armonización global.

Las especificaciones de navegación se definen en función del error total de vuelo cometido en Millas Náuticas (95% del tiempo). En este sentido OACI ha definido las especificaciones reflejadas en la tabla 5.5.1-1. Las especificaciones para RNAV no incluyen requisitos de alarma ni monitorización del error a la tripulación, las especificaciones RNP sí.

Spec	En ruta Oceánica remota	En ruta Continental	llegada	Aprox. inicial	Aprox. Intermedia	Aprox. Final	Aprox. Abortada	Salida
RNAV 10	10							
RNAV 5		5	5					
RNAV 2		2	2					2
RNAV 1		1	2	1	1		1 ^b	1
RNP 4	4							
Basic RNP 1			1 ^{a,c}	1 ^a	1 ^a		1 ^{a,b}	1 ^{a,c}
RNP APCH				1	1	0.3	1	

- a. La aplicación de navegación se limita únicamente a rutas STARs y SID.
- b. El área de aplicación puede sólo tras la subida inicial de la fase de aproximación abortada
- c. A más de 30 NM del punto de referencia del aeródromo, el valor de precisión para alertas es 2NM

Tabla 5.5.1-1 Especificaciones de navegación

El objetivo perseguido en el presente estudio es el de definir una especificación RNP de navegación para sistemas aéreos no tripulados siguiendo como guía lo especificado en el documento de OACI y considerando las particularidades de la arquitectura y operación de los RPAS. Dada la gran interrelación existente entre los subsistemas y componentes integrados en un RPAS, de esta especificación van a derivarse requisitos que serán empleados en varias sub-partes de las bases de certificación.

5.5.2 Especificación de navegación

5.5.2.1 Monitorización y alerta

Los sistemas no tripulados han de tener una precisión total lateral y verticales superiores a los determinados en el apartado 5.5.3.3 para cada fase de vuelo el 95% del tiempo de vuelo. Esto incluye el error de navegación (NSE) y error de pilotaje (FTE). El error de definición de la trayectoria del vuelo se considera despreciable.

El sensor GNSS ha de cumplir con los requisitos establecidos en AC-20-138. En este caso se puede considerar para los análisis que la precisión es de 3 m (95%) si el sensor está aumentado con SBAS (referencia [13] apartado 6.3.3.2.2).

El sistema determinará si se están consiguiendo las actuaciones declaradas, y proporcionará al operador información relativa a si los requisitos operacionales se están cumpliendo. Proporcionar guiados lateral o vertical erróneos se considera una condición de fallo peligrosa ($<10^{-7}$).

5.5.2.2 Criterios funcionales

En este capítulo se van a listar los requisitos extraídos de [13] y [14] que son aplicables a una especificación de navegación para sistemas RPAS.

5.5.2.2.1 Requisitos generales

- a) Definición de trayectorias y transición entre tramos (planificación y comandos). El avión ha de poder ejecutar las siguientes trayectorias y transiciones entre tramos:
 - Mantener línea geodésica entre dos puntos
 - Tramo directo hacia un punto
 - Tramo específico definido por un rumbo hacia un punto
 - Tramo hasta una altitud
- b) Realizar virajes “fly-by” (planificación). Se seguirá una circunferencia tangente a los tramos que intersectan en el punto que define la transición. No se permitirán las transiciones “fly-over” entre tramos.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

- c) Resolución de definición de “waypoints”. La cartografía utilizada ha de proporcionar resolución suficiente para asegurar que el sistema alcanza la precisión requerida. Esta resolución será inferior a un metro para sistemas con aterrizaje en pista.
- d) Capacidad de comandar directo a un punto (comandos): La tripulación podrá comandar durante el vuelo un “waypoint” en tiempo real a cualquier punto indicado.
- e) Capacidad de definir trayectorias en plano vertical (planificación y comandos). Podrá definirse una trayectoria en un plano vertical indicando un ángulo de senda.
- f) Medios para editar datos planificados (Planificación): EL sistema proporcionará a los operadores la capacidad de edición de la planificación que está siendo volada. Esto incluirá información sobre los “waypoints”, velocidades especificadas para los tramos y ángulos de senda de vuelo para cada tramo. El operador podrá determinar de manera inmediata la distancia entre “waypoints que definen la misión.
- g) Variación magnética. Los tramos definidos por rumbos utilizarán el modelo del campo magnético actualizado existente.
- h) Cambios en la precisión de navegación. Los cambios que reducen la precisión requerida para la navegación se realizarán automáticamente en el sistema. Esto afectará a las actuaciones del sistema del control de vuelo y a las alertas, alarmas y representaciones en la estación de control de tierra.
- i) Secuenciación automática de tramos. El sistema de control de vuelo ejecutará secuencialmente todos los tramos planificados excepto los de inicio del vuelo, inicio de la fase terminal de vuelo, y tramos en taxi que requieran permiso de ATC.
- j) Fallos únicos. No existirán fallos únicos que pudieran causar la pérdida de guiado especificada.
- k) Pérdida de GNSS. Después de iniciar un “go-around” o un aterrizaje frustrado, el avión a de conmutar automáticamente a otro modo de navegación que cumpla con los requisitos de precisión.

5.5.2.2.2 Requisitos de representación

- a) Representación visual continua de la desviación. Representación continuada y en lugar preferente del operador de la posición horizontal y vertical del avión relativa a la trayectoria planificada o comandada con la apropiada escala y resolución según la precisión requerida para la navegación y la operación. No se considera aceptable la única presentación de valores numéricos de las desviaciones.
- b) Identificación del waypoint activo. Se representará de modo claro e inequívoco el waypoint activo al que se dirige el avión.

- c) Representación de distancia, rumbo y velocidad respecto a tierra o tiempo de llegada. Se presentará la distancia y rumbo y la velocidad o el tiempo de llegada desde la posición actual del avión hasta el “waypoint” activo.
- d) Anuncio de fallo. Se anunciará a los operadores el fallo de cualquier componente del sistema de control de vuelo que pudiera afectar a la seguridad del vuelo.
- e) Representación de altitud barométrica. Se presentará a los operadores la altitud barométrica de dos fuentes independientes.

5.5.2.3 Actuaciones

Suponemos que el error de definición es nulo y que los de pilotaje y navegación en dirección perpendicular a la trayectoria responden a una distribución normal [Ref 7 del cap 3] y son independientes, hipótesis realizada por OACI en el manual de navegación basada en actuaciones [13]. Con estas hipótesis obtenemos que la suma de los errores también responde a una distribución normal cuya desviación es la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados de las distribuciones.

$$\sigma_{TOTAL}^2 = \sigma_{NAV}^2 + \sigma_{PILOT}^2 \quad (1)$$

Siendo D_X la dimensión horizontal perpendicular a la trayectoria o vertical disponible, esa dimensión puede expresarse suponiendo una distribución normal de los errores horizontales y una distribución normal los verticales como la expresión de un factor (según la probabilidad) por la desviación típica total. Según se desprende de la referencia [Ref 7 del cap 3], los valores extremos que hacen que la distribución del error que se obtiene con EGNOS se aparten de la normal sólo se aprecian desde errores mayores a 3 m en horizontal y 4 m en vertical.

El error total (95%) podría expresarse como

$$D_X = K_X \cdot \sigma_{TOTAL} = 1.96 \cdot \sigma_{TOTAL} \quad (2)$$

Si perseguimos que la disponibilidad de la maniobra está garantizada con una probabilidad de $1-10^{-3}$ entonces el factor sería de 3.3. El obtener una posibilidad más baja ($1-10^{-2}$) implicaría que 5 de cada 100 maniobras serían abortadas produciendo un inconveniente significativo a otros usuarios.

Se puede expresar que el error al 95% del pilotaje es:

$$Err_{95} = 1.96 \cdot \sigma_{PILOT} = f \cdot D_X \quad (3)$$

Donde f es la fracción del total disponible.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Sustituyendo:

$$D_x = 3.3 \cdot \sqrt{\sigma_{NAV}^2 + \left(\frac{f \cdot D_x}{1.96} \right)^2} \quad (4)$$

Y despejando f obtenemos el requisito de error de pilotaje al 95% en función de la dimensión disponible y de la desviación típica del error de navegación.

$$f = 1.96 \cdot \sqrt{\left(\frac{1}{3.3} \right)^2 - \left(\frac{\sigma_{NAV}}{D_x} \right)^2} \quad (5)$$

La referencia [13] establece que el error de pilotaje es un proceso estocástico ergódico para cada modo de control:

"An ergodic process is one in which every sequence or sizable sample is equally representative of the whole. It is realized that this is not necessarily true for all operations envisaged by RNAV and RNP systems, especially where manual operation is involved, but when averaged over a large number of operations this assumption becomes valid."

Por este motivo la determinación de la actuación tendrá que hacerse para cada fase de vuelo si las leyes o ganancias empleadas en el controlador varían.

FASES DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE

El avión ha de aterrizar en alguna de las categorías de aeródromos definidos por OACI. Para estos aeródromos se especifican anchuras de pista y distancia desde cabecera de pista del punto de visada (punto nominal para la toma de la aeronave).

Tabla 5-1. Emplazamiento y dimensiones de la señal de punto de visada

Emplazamiento y dimensiones (1)	Distancia disponible para aterrizaje			
	Menos de 800 m (2)	800 m hasta 1 200 m (exclusive) (3)	1 200 m hasta 2 400 m (exclusive) (4)	2 400 m y más (5)
Distancia entre el umbral y el comienzo de la señal	150 m	250 m	300 m	400 m
Longitud de la faja ^a	30-45 m	30-45 m	45-60 m	45-60 m
Anchura de la faja	4 m	6 m	6-10 m ^b	6-10 m ^b
Espacio lateral entre los lados internos de las fajas	6 m ^c	9 m ^c	18-22,5 m	18-22,5 m

a. Está previsto utilizar las dimensiones mayores, dentro de la gama especificada, cuando se necesite una mayor visibilidad.
b. El espacio lateral puede variar dentro de los límites indicados, a efectos de minimizar la contaminación de la señal por los depósitos de caucho.
c. Se han calculado estas cifras mediante referencia a la anchura exterior entre ruedas del tren de aterrizaje principal, que constituye el elemento 2 de la clave de referencia de aeródromo en el Capítulo 1, Tabla 1-1.

Tabla 5.5.2.3-1 Punto de visada para longitudes establecidas

Núm. de clave	Letra de clave					
	A	B	C	D	E	F
1ª	18 m	18 m	23 m	—	—	—
2ª	23 m	23 m	30 m	—	—	—
3	30 m	30 m	30 m	45 m	—	—
4	—	—	45 m	45 m	45 m	60 m

Tabla 5.5.2.3-2 Anchura de pista aeródromo

Para aproximaciones estándar de las aeronaves se toma un ángulo de descenso de 3°. El error máximo vertical de navegación será aquel cuya trayectoria por debajo de la nominal pasa por la cabecera de pista.

$$D_v = D_{\text{Visada}} \cdot \text{tg}(3^\circ)$$

Esto se traduce en unos DV de 7.9 m, 13.1 m, 15.7 m y 21 metros y en DH (semianchura de pista) de 9 m, 11.5 m, 15 m 22,5 m y 30 m.

Se puede calcular el error vertical de pilotaje del 95% y el error horizontal de pilotaje que se requiere en función de la distancia de visada para los distintos tipos de pista.

Según se establecen en las actuaciones publicadas en la tabla 4 del documento publicado por la Dirección General de Energía y Transporte de la Comisión Europea [ref 8 cap 3]:

	Definition	Value
Horizontal Accuracy	Corresponds to a 95% confidence bound of the bi-dimensional position error in the horizontal local plane for the worst user location .	3 m
Vertical Accuracy	Corresponds to a 95% confidence bound of the uni-dimensional unsigned position error in the local vertical axis for the worst user location .	4 m

Tabla 5.5.2.3-3 Precisiones horizontal y vertical EGNOS

El 95% el error vertical de navegación es inferior a 4 m, Suponiendo distribución normal $\sigma_v=2$. El 95% el error en el plano horizontal es inferior a 3 m. Suponiendo una distribución Rayleigh. $\sigma_H=0.5$, en una dirección perpendicular a la dirección de vuelo sería $(0.5^2/2)^{0.5} = 0.35$ m.

Semi-anchura	Disponibilidad=99 Integridad: (error GCS)
9	+/-5.3 m
11,5	+/-6.8 m
15	+/-8.8 m
22.5	+/-13.3 m
30	+/-17.8

Tabla 5.5.2.3-4 Errores 95% del pilotaje horizontal para semi-anchuras de pista

Longitud	Disponibilidad=99 Integridad: (error GCS)
<800 (DV=7.9)	2.6 m
Entre 800-1200 (DV=13.1)	+/-6.7 m
Entre 1200 y 2400 (DV=15.7)	+/-8.4 m
>2400 (DV=21)	+/-11.8 m

Tabla 5.5.2.3-5 Errores 95% del pilotaje vertical en función de longitud de pista

El nivel de alerta sería alcanzado si el error de pilotaje supera el 95% tanto en horizontal como en vertical. El nivel de alarma se alcanza si el error de pilotaje se acerca a una superficie delimitadora de aeropuerto considerando márgenes de seguridad utilizando $5.327 \cdot \sigma_H$ y $5.327 \cdot \sigma_V$ (implican 10^{-7}). Si el avión está por debajo de 15 m (podrá utilizarse 4.417 como factor de seguridad multiplicando a las desviaciones (en este caso los daños sólo serían al avión por lo que puede subirse la probabilidad a 10^{-5}))

PARA FASE DE VUELO

En vuelo, el espacio disponible es +/-250 pies en sentido vertical (separación entre los niveles de vuelo asignados). Introduciendo la fórmula de la fracción destinada al 95% del error vertical de pilotaje tenemos:

$$f = 1.96 \cdot \sqrt{\left(\frac{1}{3.3}\right)^2 - \left(\frac{\sigma}{Dv}\right)^2} = 0.56 \quad (6)$$

El pilotaje vertical ha de tener un error 95% inferior a 42 m. Se toma como distancia horizontal la más baja distancia especificada para aeródromos OACI que corresponde a la superficie de ascenso en el despegue y que tiene una anchura final de 380 m. Empleando la fórmula, el error de pilotaje que garantiza permanecer el 99.9 % en la zona asignada es 113 m.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Para la fase de vuelo, no pueden utilizarse los errores GPS+EGNOS determinados en la posición de la propia estación de control para supervisar la integridad de los errores GPS del avión ya que no existe proximidad entre GCS y avión. En este caso las restricciones verticales y horizontales no son tan fuertes y pueden restarla a las dimensiones laterales y verticales de monitorización los valores de integridad proporcionados por EGNOS para APV-II: 40 m en horizontal y 20 m en vertical. Por lo que las distancias de alarma serían 76-20 son +/-56 m en vertical y 380-40=+/-340 m horizontal.

Tabla 4-2. Dimensiones y pendientes de las superficies limitadoras de obstáculos

Superficie y dimensiones ^a	Número de clave		
	1	2	3 ó 4
(1)	(2)	(3)	(4)
PISTAS DESTINADAS AL DESPEGUE			
DE ASCENSO EN EL DESPEGUE			
Longitud del borde interior	60 m	80 m	180 m
Distancia desde el extremo de la pista ^b	30 m	60 m	60 m
Divergencia (a cada lado)	10%	10%	12,5%
Anchura final	380 m	580 m	1 200 m 1 800 m ^c
Longitud	1 600 m	2 500 m	15 000 m
Pendiente	5%	4%	2% ^d

a. Salvo que se indique de otro modo, todas las dimensiones se miden horizontalmente.

b. Superficie de ascenso en el despegue comienza en el extremo de la zona libre de obstáculos si la longitud de ésta excede de la distancia especificada.

c. 1 800 m cuando la derrota prevista incluya cambios de rumbo mayores de 15° en las operaciones realizadas en IMC, o en VMC durante la noche.

d. Véanse 4.2.24 y 4.2.26.

4-8

Tabla 5.5.2.3-6 Superficies limitadoras de obstáculos pistas de despegue

En las siguientes figuras se representan los errores horizontales y verticales medidos durante un vuelo de pruebas con un prototipo RPAS en subida, vuelo a nivel y bajada. En el vuelo registrado se operó mediante lanzador neumático y paracaídas de recuperación. La figura contiene las desviaciones estándar de los errores cometidos. Este prototipo lanzado cumpliría los requisitos para vuelo pero requeriría modificar las leyes de control para aterrizajes (así se hizo).

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

Figura 5.5.2-1 Frecuencia absoluta error horizontal de pilotaje. Subida.

Figura 5.5.2-2 Frecuencia absoluta error vertical de pilotaje. Subida.

Figura 5.5.2-3 Frecuencia absoluta error horizontal de pilotaje. Vuelo a nivel.

Figura 5.5.2-4 Frecuencia absoluta error vertical de pilotaje. Vuelo a nivel.

Figura 5.5.2-5 Frecuencia absoluta error horizontal de pilotaje. Bajada.

Figura 5.5.2-6 Frecuencia absoluta error vertical de pilotaje. Bajada

En las figuras 5.5.2-7, 5.5.2-8 y 5.5.2-9 se representa el error de control de velocidad (velocidad medida-velocidad comandada) para los tramos de subida, vuelo a nivel y bajada correspondientes al mismo vuelo que en los ejemplos de desviación lateral y vertical previos. Para los tres tramos la velocidad comandada era de 40 m/s. Como

puede apreciarse el error el 95% del tiempo se mantiene en 2.2 m/s (5.9%) ($0.16+1.96*1.13$) que es un 5.5% del error en subida; 2.7 m/s (6.8%) en vuelo a nivel; y 1.8 m/s (4.6%)

Figura 5.5.2-7 Frecuencia absoluta y error de control de velocidad (TAS) Subida.

Figura 5.5.2-8 Frecuencia absoluta y error de control de velocidad (TAS) vuelo nivel.

Figura 5.5.2-9 Frecuencia absoluta y error de control de velocidad (TAS) Bajada.

5.6 RADIO ENLACE

En la referencia [24] del capítulo 1, se establecen los requisitos relativos a la fiabilidad del enlace de comunicaciones entre el avión y la estación de control en tierra. La OACI establece que se han de cumplir alguno de los siguientes requisitos:

- a) la pérdida del enlace C2 no provocará de manera directa lesiones a personas o daños a las propiedades; o
- b) la probabilidad de perder el enlace C2 debido a todas las causas será inferior a la probabilidad permitida de herir a personas o provocar daños en tierra.

Las estadísticas de fiabilidad analizadas en el capítulo 5.1 indican que el fallo catastrófico provocado por fallos en el radio enlace es muy superior a la probabilidad máxima permitida de producir daños a personas (10^{-7}). Asimismo la pérdida del enlace puede venir provocada por obstáculos orográficos o artificiales que interrumpen la línea de vista radio eléctrica; o por la pérdida de altura de la aeronave; o por interferencias electromagnéticas. Estos fallos tienen una probabilidad de acontecer mayores que el límite superior exigido. Y tal y como se cita en la referencia, “incluso en el caso de existir un radio enlace redundante”. Todos estos razonamientos obligan a considerar únicamente la opción a).

Existen líneas de investigación que implican la integración en la aeronave de agentes cognitivos que emplean métodos de procesamiento de la información basada en el conocimiento que permitirían resolver el caso de la pérdida de enlace [14]. Dado que las bases de certificación para RPAS no están establecidas, en esta tesis cuyo objeto es establecer dichas bases se considera implementar funciones que minimicen las consecuencias del fallo sin emplear unas soluciones aún en estado incipiente de investigación.

El requisito de minimizar las consecuencias del fallo se alcanza imponiendo unos requisitos a la planificación, el control y la monitorización del vuelo.

- El sistema no podrá tener como único modo de control uno que exija en enlace ascendente o descendente de manera continua entre el avión y estación de control en tierra. Tal y como se ha analizado en el apartado 5.2.2 para ninguno de los niveles de seguridad.
- El avión en un vuelo nominal no dependerá de comandos que de no ser recibidos pudiera provocar un fallo de consecuencias graves o catastróficas.
- Como resultado de los dos párrafos anteriores, la misión ha de realizar siguiendo una ruta planificada.
- En el caso de perderse el enlace, tras un periodo de demora, el avión ha de seguir una ruta programada ligada a la posición actual de la aeronave, que cumpla las siguientes requisitos con independencia del lugar en el que se produzca la pérdida del enlace:
 - o La posición de la aeronave podrá determinarse con exactitud en función del tiempo transcurrido desde la pérdida del enlace.

CAPITULO 5. CERTIFICACIÓN

- Excepto en la fase de aterrizaje, se evitarán zonas pobladas o sensibles de provocar daños a personas o propiedades.
- No existirán conflictos orográficos en la trayectoria seguida
- El avión se dirigirá a un aeródromo o zona segura de terminación de vuelo en donde podrá efectuarse un aterrizaje empleando un enlace redundante o un aterrizaje automático tras coordinación con los controladores de tráfico aéreo o bien una activación del sistema de terminación de vuelo.

La ruta o rutas de emergencia, al estar programadas permiten que el operador pueda seleccionar antes del vuelo la más apropiada según la zona en la que se produzca la pérdida. Esta opción es la implementada por los desarrolladores de sistema de control de vuelo del INTA y ha sido implementada en los aviones de reconocimiento RPAS en los que ha participado el autor de esta Tesis. Los requisitos impuestos permiten al operador seleccionar entre todas las opciones que se consideran en el apartado 11.6.23 de la referencia 24 del capítulo 1: (continuar el vuelo, aterrizar en el aeródromo más próximo, regresar al aeródromo de partida, efectuar la terminación de vuelo o ascender hasta recuperar el enlace).

Figura 5.5.2.10 Despegue del SIVA en Ferral de Bernesga (León)

5.7 CONCLUSIONES DEL CAPÍTULO 5

En este capítulo es que se han analizado las funcionalidades y subsistemas críticos de los RPAS.

- Se ha elaborado un sencillo y original árbol de fallos de dos niveles que puede emplearse para todos los sistemas RPAS. Analizando los casos de fallos catastróficos y graves y considerando las distintas características de RPAS se ha conseguido utilizando métodos inductivos asignar fiabilidades a los principales subsistemas y extraer corolarios que serán implementados en la elaboración de la certificación.
- Se han analizado los fallos humanos en sistemas RPAS que han ocasionado accidente utilizando las estadísticas publicadas por el Ministerio de Defensa de Estados Unidos. Casi el 40% de los fallos totales (técnicos y humanos) se atribuyen a tres categorías según la herramienta de fallos HFCAS (Evaluación de riesgos, gestión de operadores, errores de procedimientos). Se ha propuesto una herramienta para evaluación las funciones de planificación, control y monitorización.
- Se han establecido factores de seguridad a las estructuras considerando los niveles de seguridad de los RPAS y la variabilidad de las permisibles de diseño utilizado. Estos factores de seguridad serán empleados en el diseño y en los ensayos de certificación.
- Del control de vuelo se han elaborado unas especificaciones de navegación siguiendo el formato empleado por OACI para los sistemas RNP pero adaptándolos a las características de los RPAS. También se ha propuesto una metodología original para asignar actuaciones al sistema de navegación.
- Se han extraído requisitos al sistema de radio enlace siguiendo indicaciones OACI y los corolarios obtenidos dentro del apartado de fiabilidad

El capítulo concluye con un resumen de la metodología que va permitir analizar los requisitos de los aviones tripulados de cara a una posible utilización en las especificaciones de certificación que se elaborarán en el capítulo 6 tomando la estructura de la CS 23 enmienda 4. Esta metodología original, emplea las conclusiones del capítulo 5 y los requisitos a priori de los capítulos 2, 3 y 4.

5.8 BIBLIOGRAFIA (Capítulo 5)

- [1] Office of the Secretary of Defence USA “Unmanned Aerial Vehicle Reliability Study” Feb 03.
- [2] USA Air Force Flying Safety Magazine 2008.
- [3] Tvaryanas, A, Thompson T, Constable S. “USA Military UAV Mishap: Assessment of the role of human factors using Human Factors Analysis and Classification System (HFACS) Jul 2004.
- [4] Duane Petit y Andrew Turnbull “General Aviation Aircraft Reliability Study” NASA/CR-2001-210647
- [5] Shappel, S.A y Wiegman, D.A “The Human factor Analysis and Classification System” DOT/FAA/AM-00/7 Feb 2000.
- [6] Cooper, G. E and Harper. R. P.; “The use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities”, NASA TN D-5153 April 1969.
- [7] B. Donmez et al; “Modified Cooper Harper Scales for Assessing Unmanned Vehicle Displays”, Massachuetts Institute of Technology HAL2008-06 December 2008.
- [8] Cummings, el al. “Modified Cooper Harper Evaluation tool for Unmanned Vehicle display”, Proceedings for UVS Canada: Conference on UVS Montebello, Canada 2006.
- [9] T. Peng, Y. Liu “Probabilistic fatigue life prediction of composite laminates using Bayesian updating” AIAA SeiTech. AIAA 2015-1145. January 2015
- [10] R.S Whitehead, et al. “Certification testing Methodology for composite structure.Vol1 Data analysis, Vol 2 Methodology development” DOT/FAA/CT-86/39. October 1896.
- [11] R.S. Fertig, D.J. Kenik, “Predicting composite fatigue life using constituent level Physics”. AIAA 2011-1991. April 2011.
- [12] EASA. “Airworthiness Approval and Operational Criteria related to Area Navigation for GNSS approach operation to LPV with vertical guidance mínima using SBAS”. AMC 20-28, 14/09/2012.
- [13] International Civil Aviation Organization. “Performance-based Navigation (PBN) Manual”. Doc 9613 AN7937 ed. 3 2008.
- [14] Eurocontrol. “Eurocontrol Standard Document for Area Navigation Equipment, Operational Requirements and Functional Requirements”. 003-93 Ed 2.3 Dec 1998.
- [15] D. Pettit, A.Turnbull, “General Aviation Aircraft Reliability Study”, NASA/CR-2001-210647. Feb 2001
- [16] W.Wohler, A. Schulte, “A Cognitive Agent aboard Remotely Piloted Aircraft Systems: Development, evaluation, and certification issues, Proc IMechE Part G, Journal of Aerospace Engineering, DOI 0954410015613115, 1st issued Nov2015.
- [17] V. Kumar, S. Toussaint, J. Luxhoj and F. Wieland. “Unmanned Aerial System (UAS) Safety Analysis Model”. 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2014, (AIAA 2014-2285).
- [18] M. Frövel, G. Carrión, J. M. Pintado, J. Cabezas, “Health and Usage Monitoring of INTA unmanned Vehicles”, Structural Health Monitoring Journal, <http://shm.sagepub.com>, Print ISSN: 1475-9217, (mandado Julio 2014, en revision)
- [19] J. Thorpe, “Fatalities and destroyed civil aircrafts due to bird strikes 1912-2002” International Bird strike Committee, IBSC26/WP-SA1 Warsaw May 2003.

Capítulo 6

CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

6.1 SUBPARTE A - GENERAL

6.1.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte A del nuevo código CS-23

En este apartado se va a analizar la redacción propuesta en la Subparte A General de la normativa CS23 tal y como se anexa en A-NPA-2015-06. Sobre dicha redacción se van a indicar los cambios propuestos para que la normativa general sea también aplicable a los sistemas pilotados remotamente. Estos cambios serán destacados sobre un fondo Gris. Esta Subparte general contiene dos apartados: Aplicabilidad (CS-23.1) y Aviones de categoría normal (CS-23.5).

6.1.1.1 Aplicabilidad (CS-23.1)

Esta certificación es aplicable a los aviones en la categoría de Normal.

La certificación también se aplicará a los aviones pilotados a distancia e implícitamente a la estación de control en tierra, al enlace de datos entre la estación de control en tierra y la aeronave y a los componentes para realizar el despegue o lanzamiento y el aterrizaje o la recuperación.

6.1.1.2 Aviones de categoría Normal (CS-23.5)

a) La categoría Normal se limita a:

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- 1) Aviones con una configuración de asientos de 19 o menos, sin incluir los pilotos, y un peso máximo de despegue certificado de 8618 kg o menos).
 - 2) Sistemas aéreos no tripulados con aviones de peso máximo de despegue certificado de 14570 kg o menos
- b) Los aviones definidos para operaciones no acrobáticas incluyen:
- 1) Cualquier maniobra incidente al vuelo normal
 - 2) Pérdidas (excepto whip stall); y
 - 3) Ochos perezosos, chandelles y virajes fuertes, en los que el ángulo de balance no exceda las limitaciones operacionales.
- c) Los aviones definidos como acrobáticos cumplirán las especificaciones de certificación correspondientes y no tendrán restricciones, excepto las que se determinen necesarias según los análisis o los ensayos en vuelo realizados.
- d) Las especificaciones de certificación indican los siguientes niveles de aeronavegabilidad para los aviones.
- 1) Nivel 1- Configuración de asientos de 2 o menos
 - 2) Nivel 2- Configuración de asientos de 2 a 6, sin incluir los pilotos
 - 3) Nivel 3- Configuración de asientos de 7 a 9, sin incluir los pilotos
 - 4) Nivel 4- Configuración de asientos de 10 a 19, sin incluir los pilotos
 - 5) Para los Sistemas UAS se realiza la siguiente asignación con respecto de los niveles de seguridad:
 - i) Nivel 1 - RPAs con peso máximo al despegue inferiores a 1140 kg.
 - ii) Nivel 2 - RPAs con peso máximo al despegue entre 1140 y 8707 kg.
 - iii) Nivel 3 - RPAs con peso máximo al despegue entre 8707 y 14570 kg.
- e) Las Especificaciones de certificación se dividen en los siguientes niveles:
- 1) Baja velocidad- V_c o V_{MO} menor o igual que 250 KAS (o $M_{MO} < 0.6$)
 - 2) Alta velocidad- V_c o V_{MO} mayor que 250 KCAS (o $M_{MO} > 0.6$)

JUSTIFICACIÓN

Tal y como estipula OACI en el manual para RPAS [24 del capítulo I] (apartado 4.3 e), “los RPAS como sistema tendrá una aprobación implícita de diseño mediante un certificado de aeronavegabilidad emitido al Vehículo aéreo en sí mismo, pero considerando las estaciones de control y los enlaces.... Concluyendo, la aeronave recibe el certificado de aeronavegabilidad por el sistema entero basado en el certificado tipo y el asociado diseño tipo”. Un diseño tipo de RPA está limitado a una sola aeronave, pero puede contener múltiples estaciones, enlaces y otros componentes esenciales. El poseedor del certificado tipo del avión es responsable de la completa integración de todos los componentes.

También en el citado documento, la OACI establece (apartado 4.4.9): “los principales componentes podrán tener un certificado tipo como el a veces el caso de la aviación tripulada; sin embargo, no es esencial ya que el poseedor del certificado tipo de la aeronave, es responsable de la completa integración de los componentes”.

Determinación de niveles de seguridad para RPAS. Se pretende compensar el daño a las personas embarcadas en caso de accidente con las víctimas potenciales en tierra que se producirían en las zonas sobrevoladas en caso de colisión contra el terreno. El objetivo es determinar un peso máximo para cada nivel de seguridad de la nueva normativa.

- Se va a calcular el área de manera conservativa que podría verse afectada en función de la masa y de la velocidad de pérdida. Multiplicando esa área por una densidad de población elevada se obtendría las potenciales víctimas en tierra.
- Igualando las víctimas producidas en el sistema no tripulado con las producidas por el tripulado, al que habría que sumar el número de personas embarcadas, obtendríamos el peso máximo para RPAS según categoría.

EASA en la referencia [32] del capítulo 1 ha establecido dos escenarios de impacto, descenso no premeditado a baja velocidad, pérdida de control con impacto a alta velocidad. Sólo se considera el primer escenario por los siguientes motivos: 1) presenta víctimas más elevadas como demuestran los accidentes de aviación acaecidos con víctimas en tierra, 2) los núcleos urbanos son habitualmente sobrevolados en las fases de despegue y aterrizaje con una velocidad baja, 3) existe una gran posibilidad de que el ángulo de impacto con respecto del terreno sea elevado (menor área afectada).

La dimensión transversal se va a calcular de la siguiente expresión:

$$1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V_s^2 \cdot C_{L\max} = M \cdot g \quad (1)$$

El área puede expresarse en función de la envergadura y del alargamiento $S = b^2/A$

$$b = \sqrt{\frac{M \cdot g \cdot 2 \cdot A}{\rho \cdot V_s^2 \cdot C_{L\max}}} = 12.25 \cdot \frac{\sqrt{M}}{V_s} \quad (2)$$

En la expresión (2) se han empleado unos valores conservativos, es decir que proporcionan un valor elevado de la envergadura. En las aeronaves de bajo

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

alargamiento, el cociente A/C_{Lmax} , no es compensado por posibles valores más bajos de C_{Lmax}). Se han de considerar pues aeronaves de alto alargamiento para ser conservativos en el análisis. El alargamiento de las aeronaves es un parámetro que habitualmente varía entre 3 y 8 [16]. Para este análisis tomaremos un valor alto conservativo de 15. Las aeronaves de alto alargamiento y flechas moderadas presentan valores CL_{max} próximos a 1.6. Considerando que no se han contabilizado la contribución de los dispositivos hipersustentadores es una hipótesis conservativa (CL_{max} más reducido).

Como dimensión longitudinal de referencia para determinar el área afectada se emplea la longitud que igualaría la energía cinética de la aeronave con el trabajo efectuado por la fuerza de rozamiento para frenar el avión empleando una superficie lisa plana y el avión con una velocidad paralela a la pista y una velocidad al impacto de $f \cdot V_s$.

$$\frac{1}{2} \cdot M \cdot (f \cdot V_s)^2 = \mu \cdot M \cdot g \cdot D \quad (3)$$

Utilizaremos el coeficiente de rozamiento recomendado por la CS-23 de 0.5 para calcular distancia de frenado en el caso de fricción del aterrizaje por la pista sin tren. Esa será la longitud de referencia del área afectada.

$$D_{Ref} = 0.102 \cdot f^2 \cdot V_s^2 \quad (4)$$

La estimación conservativa del área que podría verse afectada en el caso de impactar contra el terreno quedaría.

$$Area = 1.25 \cdot V_s \cdot f^2 \cdot \sqrt{M} \quad (5)$$

Para determinar el número de personal que pudieran verse afectadas hay que multiplicar por una densidad de población conservativa. Se presentan algunos ejemplos. Según se analiza en la referencia [20] del capítulo1, se han realizado representaciones que reflejan las densidades de población en mapas de la FAA para las zonas urbanas de Estados Unidos. Estos datos se han volcado en sistemas de información geográfica (que podrían utilizarse en estaciones de control de UAS. Se han establecido cuatro categorías:

Reunión al aire libre 99.000 personas /milla²; Densamente poblado 9900 p/mill² (3818 per/km²), Poco poblado 500 per/mi² (193per/km²) y Despoblado 50 per/mi². (19 per/km²).

En este estudio se va a utilizar la densidad de población publicada por “Demographia world urban areas” 11th anual edition 2015.01, para núcleos de población de más de 500.000 habitantes y que se establece en 4400 habitantes por kilómetro cuadrado.

Se va a efectuar un estudio comparando las víctimas estimadas empleando la longitud de referencia con las victimas reales producidas en los principales accidentes de aviación en los que se han producido víctimas en tierra. Ese análisis permitirá modificar la longitud de referencia en consecuencia. Se han utilizado las densidades de población actuales de las ciudades. Se realiza pues la hipótesis de que aunque la población haya

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

podido cambiar desde la fecha del accidente, la superficie urbanizada de la ciudad también se ha modificado manteniendo dicha densidad constante.

Entorno	Datos del avión	Víctimas en tierra	Descripción
Da Nang (Vietnam) Fecha: 24.12.1966 Dens: 599 hab/km ²	Canadair CL-44D4-1 M=95.000 kg S=193 m ² Vs= 72 m/s	Reales: 107 Estim: 28 Factor: 3.82	Durante la aproximación a 1 km al sur de la pista. En avión produjo una franja de 273 m destruyendo 66 cabañas con techo de paja
Santa Cruz (Bolivia) Fecha: 13.10.1976 Dens: 3571 hab/km ²	Boeing 707-131F M: 150.000 kg S=283 m ² Vs=75 m/s	Reales:88 Estim: 219 Factor: 0.40	Durante la subida inicial el avión se elevó 6 metros destruyendo tejados de casas hasta estrellarse en un campo de fútbol a 560 m de la pista.
Kano (Nigeria) Fecha: 4.5.2002 Dens: 7070 hab/km ²	BAC one eleven 500 M=34.000 kg S=93,2 m ² Vs=62 m/s	Reales: 78 Estim: 170 Factor: 0.46	Tras despegar entro en pérdida a 800 m del aeropuerto. Colisionó con los techos de dos casas de cemento y una mezquita. Destruyó una escuela y 23 casas en el distrito de Gwammaja.
Maracaibo (Venezuela) Fecha: 16.3.1969 Dens: 3714 hab/km ²	Mc Douglas DC-9-32 M= 55.000 kg S=93 m ² Vs= 80 m/s	Reales: 71 Estim; 147 Factor: 0.48	Tras despegar con una carrera larga el avión colisionó con tendido eléctrico a una altura de 50 m, desplomándose sobre el distrito de la Trinidad.
Medan (Indonesia) Fecha: 5.09.2005 Dens=9026 hab/km ²	Boeing 737-230 M=52.000 kg S=102 m ² Vs=73 m/sn	Reales:49 Estim(*): 188 Factor: 0.26 (*) Se usa f=1	El avión no despegó saliéndose de la cabecera de pista atravesando un campo de hierba y un río, chocando a continuación con varios edificios.
Quito (Ecuador) Fecha: 18.9.1984 Dens=5703 hab/km ²	Douglas DC8-55F M=140.000 kg S=257,4 m ² Vs=87 m/s	Reales: 49 Estim; 232 Factor: 0.21 (□aire=0.94) f=1	Tras la carrera de despegue el avión apenas ascendió recorridos 48 m fuera de pista. Se estrelló sobre viviendas a 460 m de cabecera.
Habana (Cuba) Fecha: 13.9.1989 Dens=2932 hab/km ²	Ilyushin 62 M M=167.000 kg S=279,55 m ² Vs=80	Reales: 45 Estim; 175 Factor: 0.26 Se restan 11 m/s de Vs	Tras el despegue y debido a las condiciones de viento adversas el avión descendió colisionando con ayudas de navegación y con una colina antes de precipitarse a una zona residencial.
Irkutsk (Rusia) Fecha: 6.12.1997 Dens: 2185 hab/m ²	Antonov 124-100 M=392000 kg S=628 m ² Vs=82 m/s	Reales:45 Estim: 237 Factor: 0.20	Fallos de motor instantes después del despegue. El avión alcanzó 66 m antes de descender impactando contra varios edificios y estrellándose en una zona residencial.
Seoul (S. Corea) Fecha: 8.4.1967 Dens:17475 hab/km ²	C-46 Curtis M=22.000 kg S=126,8 Vs=43	Reales: 44 Estim; 235 Factor: 0.19	Tras el despegue, debido a problemas propulsivos, el avión chocó 5 minutos después del despegue contra un edificio estrellándose a continuación sobre zona poblada
Munich (Alemania) Fecha: 17.12.1960 Dens: 4153 hab/m ²	Convair C-131 M=21.000 kg S=85.5 Vs=51 m/s	Reales: 32 Estim. 65 Factor: 0.49	Tras el despegue el avión sobrevoló a baja altura la Ciudad de Munich impactando con un campanario y un tranvía.

Tabla 6.1.1.2-1 Accidentes aviación con víctimas en tierra (tabla1)

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Entorno	Datos del avión	Víctimas en tierra	Descripción
Bangkok (Tailandia) Fecha: 25.12.1976 Dens: 5278 hab/m ²	Boeing 707-366C MLW=98000 kg S=283 m ² Vs=61	Reales:19 Estim: 213 Factor: 0.08	El avión durante la aproximación impactó contra una fábrica a 3 km de la cabecera de pista.
Sao Paulo (Brasil) Fecha: 17.07.2007 Dens: 7.383 hab/km ²	Airbus 320 -233 MLW= 64500 kg S=122.6 m ² VS= 75 m/s	Reales: 12 Estim: 175 Factor:0.04 Se usa f=1	Tras el aterrizaje el avión no freno saliendo por cabecera de pista impactando contra un edificio de hormigón.
Teherán (Irán) Fecha: 6.12.2005 Dens: 9823	Hércules C-130E MTOW= 60000kg S=162 m ² VS=62 m/s	Reales:20 Estim:303 Factor:0.04	8 m después del despegue y por problemas de motor, el avión solicitó permiso un aterrizaje de emergencia. En la aproximación con ILS el avión colisionó contra un edificio de 10 plantas en el distrito de Azari.
Lagos (Nigeria) Fecha: 3.6.2012 Dens: 7.941	McDonnell Douglas MD83 MLW=63500 kg S=118 m ² VS=76 m/s	Reales: 10 Estim: 190 Factor=0.05 Se toma f=1	Por problemas en dos motores el avión se desplomó a 9.3 Km de la cabecera de pista. El avión impactó un edificio no terminado, dos árboles y tres edificios.
Cerritos (California) Fecha: 31.8.1986 Dens:2110 hab/m ²	McDonnell Douglas DC9 MLW= 50.000 S=93 m ² VS=76	Reales: 15 Estim:76 Factor:0.20	Colisión entre DC9 y Piper PA28 (970 kg). Se achacan las víctimas al DC9. El estabilizador sufrió daños por el choque en la fase final de la aprox. Los aviones se precipitaron a tierra destruyendo 5 casas y dañando 7.
San Diego EEUU Fecha: 25.9.1978 Dens=1356 hab/m ²	Boeing 727-214 MLW=70.000 S=158 m ² VS=69	Reales:7 Estim:52 Factor:0.13	No se contabilizan los efectos de la Cessna que impactó con el avión. Se dañó el ala derecha y se precipitó en una zona residencial a 5.3 km de la cabecera.
New Orleans (EEUU) Fecha: 9.7.1982 Dens 858 hab/km ²	Boeing 727-235 MTOW=95000 kg S=153 m ² Vs=81 m/s	Reales:8 Estim:45 Factor=0.17	Tras el despegue y debido a viento cizallado el avión perdió altura desde 150 ft AGL precipitándose sobre un área residencial.

Tabla 6.1.1.2-2 Accidentes aviación con víctimas en tierra (Tabla 2)

En la figura 6.1.1.2-1 puede apreciarse que excepto en el primer caso analizado en el que las casas estaban fabricadas de material poco resistente, considerar un factor de 0.5 a la carrera nominalmente definida es una hipótesis conservativa. Se empleará este valor de 0.5 para determinar la dimensión longitudinal del área afectada.

La probabilidad acumulada de fallo catastrófico según CS23 es 10^{-8} (CLASE III). El hecho de que pueden viajar 9 personas y el piloto implica que la cifra permitida sería de una víctima por 10^7 horas de vuelo, que coincide con la cifra estipulada para una víctima en tierra. Resulta aceptable pues **equiparar las víctimas en vuelo con las víctimas en tierra** (aunque al embarcar implicaría asumir un riesgo mayor). La expresión que iguala los riesgos es la abajo expresada en la que el primer término son diez pasajeros permitidos por CS23 más los producidos por la aeronave en el impacto contra el terreno. El segundo es el área amenazada por la densidad de población en m².

$$N^{\circ} \text{ pasajeros} + 0.5 \cdot 1.25 \cdot V_s \cdot f^2 \sqrt{M_T} \cdot 4,4 \cdot 10^{-3} = 0.5 \cdot 1.25 \cdot V_s \cdot f^2 \cdot \sqrt{M_{NT}} \cdot 4,4 \cdot 10^{-3}$$

Figura 6.1.1.2 Corrección de dimensión longitudinal del área afectada

La expresión anterior iguala las víctimas que pueden producirse en un accidente de un avión tripulado (en tierra y embarcados) con los que se pueden producir en tierra con un avión no tripulado.

El peso máximo que permite la norma que no tenga capacidad ascensional en caso de parada de motor es 2722 siempre y cuando la velocidad de pérdida sea inferior a 31.4. Ese será el daño máximo permitido a personas en tierra. Por lo tanto con $f=1.3$ se puede despejar:

$$N^{\circ} \text{ Pasajeros} + 7,614 = 4,648 \cdot 10^{-3} \cdot V_s \cdot \sqrt{M_{NT}}$$

Y si hacemos que para los UAS la V_s sea de 31.4 m/s, según se justifica en la parte final de este apartado, obtendríamos un peso máximo de 14570 kg.

De la misma manera podemos determinar los niveles de seguridad equivalentes en la nueva normativa CS-23 sustituyendo las 10 víctimas (nivel 3), por 6 (nivel 2) obteniéndose 8707 kg.

Determinar el nivel 1, se podría emplear la misma fórmula considerando que son sólo dos personas en el avión, que el peso máximo es de 750 kg, y que la velocidad máxima de pérdida es 23 m/s para el tripulado y 31.4 para el no tripulado. La fórmula quedaría:

$$2 + 2,927 = 4,648 \cdot 10^{-3} \cdot V_s \cdot \sqrt{M_{NT}}$$

Sustituyendo obtenemos un peso máximo de UAS de 1140 kg que podría certificarse usando como referencia la VLA o como nivel 1 para UAS de la nueva norma prevista para CS-23.

En último lugar, tal y como se analizó en el apartado 5.1, deberían entrar en categoría certificada aquellos sistemas que impliquen un daño similar al de la aviación tripulada (Opinión técnica de EASA). Igual riesgo supondría una víctima mortal ya que estos

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

están cubiertos con VLA que van a ser incluidos en la CS-23 de nueva redacción. Igualando la fórmula a dos víctimas, obtenemos un peso de aeronave a partir de 350 kg. Este valor podría ser un límite inferior al peso estipulado para la categoría certificada, sin embargo no se considera establecer dicho límite inferior en las bases de certificación al no haberse establecido tampoco en la CS-VLA.

Se analizan los siguientes hechos para determinar la velocidad de pérdida:

- 1) En la normativa CS23 los aviones de menos de 2722 kg tienen tres opciones (o la velocidad es menor que 113 km/h, o tienen capacidad de ascender en caso de fallo de un motor o bien la estructura es tal que impide daños graves o la muerte a los ocupantes.
- 2) En la CS23 los polimotores de más de 2722 han de tener un gradiente positivo en caso de fallo de motor.

En el caso 1 no se consideran daños a personas y propiedades ajenas, que para un RPAS es el factor clave. De las tres posibilidades que presenta la CS23, solo la primera ($VS < 113$ km/h) reduce de manera efectiva el daño a terceros. El tener un gradiente positivo no es efectivo en caso de fallo de potencia eléctrica o del sistema de control de vuelo. Adicionalmente a priori un UAS no tiene el “instinto” de un piloto de eludir daños a terceros.

El caso 2 obliga a tener gradiente positivo en fallo de motor. Eso significa que para aviones más pesados no es suficiente con proteger a los ocupantes haciendo una estructura que proteja a los ocupantes frente a impactos. El objetivo es también proteger a personas y propiedades o al propio avión. También en este caso, para un RPAS, el tener capacidad de ascender no elimina el peligro a terceros. El fallo del control de vuelo o de potencia eléctrica provocaría el daño. Por ello se requerirá limitar la velocidad de pérdida en los UAV. Asimismo el procedimiento empleado garantiza que los daños no superarán los máximos permitidos a los aviones tripulados en tierra.

6.1.2 Consideraciones sobre Sub-parte A-General de la STANAG 4671

La normativa establece un peso máximo de 20.000 kg. Según el modelo presentado en el que se han utilizado datos reales de accidentes es probable que los aviones produzcan un daño más elevado que los tripulados cubiertos por CS-23. Tampoco se han establecido limitaciones a las velocidades de pérdida distintas que las CS-23, a pesar de que existe el fallo del sistema de control de vuelo (de tasa de fallo similar al motor). Esto aumentaría el riesgo con respecto de los no tripulados.

Excluye el control de un piloto que manipule directamente los controles del UAV. Esta funcionalidad puede ser regulada y aumentar la fiabilidad del sistema si por ejemplo se considera en funciones de emergencia haciendo un bypass al sistema de control de vuelo. Este modo de control si ha sido considerado en los manuales emitidos por OACI.

6.2 SUBPARTE B. VUELO-ACTUACIONES

6.2.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte B Vuelo-Actuaciones del nuevo código CS-23

En este apartado se van a analizar la redacción de la Subparte B, Vuelo-Actuaciones de la nueva normativa CS23. Sobre dicha redacción se van a indicar los cambios propuestos para que la normativa general sea también aplicable a los sistemas pilotados remotamente. Estos cambios serán destacados sobre un fondo Gris. Esta Subparte de vuelo-actuaciones contiene los siguientes apartados: CS 23.100 Peso y centro de gravedad, CS 23.105 Actuaciones, CS 23.110 Velocidad de pérdida, CS 23.115 Actuaciones de despegue, CS 23.120 Subida y CS 23.125 Aterrizaje.

6.2.1.1 Peso y centro de gravedad (CS23-100)

- a) Para una operación segura del avión, se han de establecer los límites de peso y centro de gravedad del avión considerando en los RPAS cada configuración y modo de operación del sistema.
- b) El cumplimiento con cada especificación de esta sub-parte se demostrará para cada combinación apropiada de peso y centro de gravedad dentro del rango de las condiciones de carga empleando las tolerancias apropiadas a los niveles de seguridad y actuaciones del avión.

JUSTIFICACIÓN

En los sistemas UAV son muy frecuentes los cambios de configuración de la aeronave incluso en una misma fase de vuelo (por ejemplo extracción de sensor de observación). También puede darse el caso de que la configuración sea distinta de un vuelo a otro (operación con paracaídas o mediante lanzador, antenas LOS o Satélite...) Todo ello ha de contemplarse en los objetivos generales de la normativa.

Se considerará cambio de configuración a aquella que modifique la aerodinámica del avión. Habría que considerar e incluir dentro de las definiciones del peso máximo los siguientes:

- El peso más elevado al cual el sistema de recuperación es efectivo (si se ha utilizado para demostrar el cumplimiento de alguno de los requisitos impuestos).
- El peso máximo de lanzamiento. Cada lanzador que se pueda emplear para impulsar al UAV ha de tener la información que permita calcular cual es el peso máximo al que cada UAV puede ser lanzado. Esta información permitirá asimismo determinar las solicitaciones inducidas en el avión (que han de ser inferiores a las máximas determinadas para el UAV) en función de la altitud, la temperatura el peso del avión lanzado y la velocidad de salida.

Habría que considerar e incluir dentro de las definiciones del peso mínimo todos los componentes necesarios para poder realizar un vuelo en cada configuración definida que garantizan el cumplimiento de esta normativa:

- Sistema de control de vuelo con los componentes y funcionalidades
- Sistema de comunicaciones con componentes y funcionalidades.
- Sistema de recuperación si se ha utilizado para garantizar el cumplimiento de esta normativa.

6.2.1.2 Actuaciones (CS 23.105)

- a) Excepto si se prescribe de otro modo, los aviones cumplirán las especificaciones de esta sub-parte con:
 - 1) Aire en calma y atmósfera estándar para los aviones de baja velocidad y niveles de seguridad 1 y 2 y
 - 2) Condiciones atmosféricas ambiente para todos los aviones de alta velocidad, todos los aviones de nivel de seguridad 3 y 4 y para todos los RPAS.
- b) Excepto si se prescribe de otro modo, los datos de actuaciones requeridos incluirán los siguientes rangos de condiciones:
 - 1) Altitudes de aeródromo desde el nivel del mar hasta 3050 m (10 000 ft); y
 - 2) Temperaturas desde la estándar hasta 30°C por encima de la estándar o a la máxima temperatura atmosférica ambiente necesaria para refrigerar el sistema de propulsión durante las subidas, si es más baja.
- c) Los procedimientos para alcanzar las distancias de despegue y aterrizaje determinadas en esta sub-parte serán ejecutadas consistentemente por pilotos de habilidad media en condiciones atmosféricas que razonablemente puedan encontrarse en servicio. Para los RPAS las fases de despegue y aterrizaje nominales serán realizados de forma automática sin requerir comandos de los operadores.
- d) Los datos de actuaciones determinados según a) y b) de esta sección considerarán las pérdidas debido a las condiciones atmosféricas, requisitos de refrigeración y otras demandas en las fuentes de potencia.
- e) En los RPAS las misiones planificadas, incluidas las fases de despegue y aterrizaje, y los comandos enviados por los operadores, se ejecutarán sin que se produzcan desviaciones que afecten a la seguridad, siempre que se hayan empleado las actuaciones determinadas en b) y los procedimientos publicados.

JUSTIFICACIÓN

Los requisitos de actuaciones para los RPAS se han de cumplir para condiciones ambientales. Estos requisitos van a ser definidos para no invadir superficies delimitadoras de aeropuertos u otras zonas de seguridad, compensado de este modo la baja conciencia situacional de los operadores. Por este motivo al ser definidos por criterios de seguridad han de cumplirse en condiciones ambiente.

Los cambios en configuración, velocidad y potencia para distancias de despegue y aterrizaje serán los obtenidos en el funcionamiento automático. Estos hechos no pueden depender de comandos desde la estación de control ya que el fallo de comunicaciones, especialmente en entornos del aeropuerto y con el avión a baja altura, no es altamente improbable.

Cualquier misión ha de ser planificada con anterioridad al vuelo. No es posible un único modo de control que suponga comandos continuos al avión para dirigirlo por la trayectoria deseada. El sistema de radio enlace no tiene una tasa de fallo extremadamente improbable. Adicionalmente tal y como se justificó en el capítulo 3, la trayectoria previa predefinida está llamada a ser uno de los pilares donde se asiente la gestión de tráfico aéreo futuro.

La normativa para los aviones tripulados requiere que se cumplan los requisitos de actuaciones, y que además se determinen para un posible “uso” del piloto. Para los aviones no tripulados ese “uso” ha de estar implementado en el sistema. Por este motivo se añade el requisito e) que obliga a que las actuaciones declaradas queden implementadas y garantizadas en las misiones planificadas y en los comandos enviados por los operadores.

Si las actuaciones fueran inferiores a lo implementado en el sistema, podrían producirse fallos de consecuencias graves o catastróficas (i.e no alcanzar una senda de subida en un despegue o entre dos puntos de una ruta en zonas montañosas). Esto implicaría la necesidad de percatarse de la situación y enviar comandos correctivos desde GCS (con posibilidad de fallo no extremadamente remota), o bien que el avión se desvíe de la trayectoria planificada y realice maniobras o trayectorias de corrección (ascenso en espiral, modos anti-pérdidas...) variando la intención inicial e invadiendo espacios no previamente planificados (maniobras peligrosas dada la baja conciencia situacional de los operadores, pérdida de LOS al perder altitud en protección anti pérdida).

6.2.1.3 Velocidad de pérdida (CS-23.110)

- a) Se determinará la velocidad de pérdida del avión o la mínima velocidad estacionaria para las configuraciones apropiadas a cada fase del vuelo (despegue, ascenso, crucero, aproximación y aterrizaje) en condiciones normales de operación.
- b) Se determinará la velocidad de pérdida o la mínima velocidad estacionaria en las condiciones más desfavorables para cada configuración.

- c) En los RPAS el sistema de control de vuelo no va a permitir velocidades inferiores la velocidad de pérdida o mínima velocidad estacionaria, multiplicada por un factor de seguridad f_c . En el caso de alcanzarse dicha velocidad se activaría un modo automático de protección de la envuelta de vuelo.
- d) Salvo para las fases de despegue y aterrizaje, el sistema no generará misiones o comandos a la aeronave que impliquen velocidades de modo que se active con frecuencia la protección de la envuelta de vuelo. Se considerará la velocidad de pérdida o mínima velocidad estacionaria multiplicada por un factor de seguridad (f_p).
- e) La velocidad de pérdida máxima será de 31.4 m/s para RPA nivel 2 y 3 y 23 m/s para RPA de nivel 1.

JUSTIFICACIÓN

Este apartado sustituye a la CS 23.49.

Para los RPAS se requiere que el avión mantenga una velocidad con un cierto margen por encima de la velocidad de pérdida. Esa velocidad activaría el modo de protección de la envuelta de vuelo, lo que podría suponer una variación de la trayectoria nominal (p.e picando o reduciendo el balance de un giro) ($f_c \cdot V_S$). Adicionalmente hay que evitar que el avión se acerque a ese límite, es decir evitar que el modo de protección se active con frecuencia ($f_p \cdot V_S$), ya que apartarse de la trayectoria nominal puede tener también consecuencias graves.

De esta manera se establecen dos barreras una en la validación de misión y/o comandos y otra la protección del mismo avión. El objetivo es definir esas velocidades para determinar inequívocamente cuando debe de cambiar el modo de vuelo del avión (Modo antipérdida) y definir un margen seguro para que no suceda frecuentemente. Ese modo ha de ser automático ya que no puede depender de comandos (fallo no improbable). Adicionalmente el piloto en GCS tiene menor percepción del evento y probablemente requiera más tiempo para enviar un comando correctivo.

Velocidad máxima de pérdida para UAS

Esta justificación ha sido empleada en el apartado 6.1.1.2 para determinar los pesos máximos por niveles de seguridad. En la figura 6.2.1.3-1 se muestran la lógica empleada en la CS 23 para considerar los fallos de motor.

Para los RPAS no es aceptable tener un gradiente de ascenso positivo ya que existe un fallo de control de vuelo con el mismo orden de magnitud de tasa de fallo que el de motor (ver 5.1.2.1). Por lo tanto la velocidad de pérdida debería limitarse para no perjudicar más a terceros de lo que lo hace la aviación tripulada.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Es decir existiría un modo de fallo nuevo que podría provocar más daños a terceros que los estipulados para la aviación tripulada. Hay que reducir las consecuencias de ese fallo que sí estaba contemplado para la aviación tripulada pero no en la no tripulada.

Figura 6.2.1.3-1 Requisitos derivados por fallo de motor

6.2.1.4 Actuaciones de despegue (CS 23.115)

- a) Se determinarán las actuaciones de despegue del avión, considerando las velocidades de pérdida, mínimas velocidades de control y mínimos gradientes de subida, incluyendo los márgenes de seguridad apropiados.
- b) Las actuaciones de despegue del avión incluyen:
 - 1) La distancia requerida para despegar; y
 - 2) Las velocidades mínimas que deben tener el avión al alcanzar, tras el despegue, una altitud considerada segura.
- c) Se determinará la distancia recorrida para despegar y ascender en caso de fallo repentino del empuje en aviones de alta velocidad, multi-motor con niveles de seguridad 1, 2 y 3; y en aviones multi-motor de nivel de seguridad 4, incluyendo:
 - 1) Despegue abortado a la velocidad crítica
 - 2) Trayectoria de despegue
 - 3) Distancia de despegue; y
 - 4) Trayectoria neta de vuelo de despegue
- d) Se determinarán la distancia de aceleración parada para los RPAS de todos los niveles.

JUSTIFICACIÓN

Estos requisitos a) y b) estaban previamente definidos en los apartados 23.51, 23.53, de la CS 23 antigua. Los requisitos c) estaban definidos en 23.55, 23.57, 23.59 y 23.61 de la antigua Cs-23. Se ha corregido la redacción de la nueva CS-23 (que aún está en fase de borrador).

El principal objetivo de seguridad para los RPAS es garantizar la seguridad de personas y propiedades en tierra. Para ello y dada la baja conciencia situacional de los operadores se requiere imponer requisitos específicos de aeronavegabilidad para actuaciones de despegue.

Se incluye en la redacción la imposición de requisitos de despegue abortado en RPAS con independencia de la velocidad. Este requisito va a ser determinante en el cumplimiento del objetivo de seguridad.

6.2.1.5 Subida (CS 23.120)

- a) El avión cumplirá los requisitos mínimos apropiados a su nivel de aeronavegabilidad y a su nivel de actuaciones en las siguientes condiciones:
 - 1) Todos los motores funcionando. Se incluirá el aterrizaje abortado;
 - 2) Tras el fallo del motor crítico en los aviones de seguridad nivel 3 y 4;
- b) Se determinará las actuaciones de subida/bajada del avión
 - 1) Tras el fallo de motor crítico en el despegue
 - 2) Con todos los motores funcionando y tras un el fallo del motor crítico durante la fase de vuelo de en ruta
 - 3) Para los aviones mono-motores, tras una pérdida completa de propulsión;

6.2.1.6 Aterrizaje (CS 23.125)

Para las temperaturas estándar para cada peso y altitud dentro de los límites operacionales establecidos para el aterrizaje, se determinará lo siguiente:

- a) La distancia horizontal, desde una altura de 15 m sobre la superficie de aterrizaje, necesaria para de manera consistente y segura aterrizar y parar completamente; y
- b) La velocidad de aproximación y aterrizaje, la configuración y los procedimientos que permitan alcanzar la distancia de aterrizaje de manera consistente y segura.

6.2.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Subparte B Vuelo-Actuaciones

Este apartado contiene las especificaciones de aeronavegabilidad de detalle y que según la propuesta de reestructuración de la CS-23 no va a estar sometido a un proceso legislativo en su evolución. En este estudio, tal y como se ha justificado, tomando como base la certificación aún vigente de la CS-23 (enmienda 4) se van a desarrollar los requisitos de detalle para los sistemas aéreos no tripulados. En la tabla 6.2.3-1 se muestra un resumen de los apartados desarrollados.

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	COMENTARIOS
23.45	General	No aplicable	Se ha considerado en la nueva CS-23.105
23.49	Velocidad de pérdida	Se modifica	
23.51	Velocidad de despegue	Se modifica	
23.53	Actuaciones de despegue	Se modifica	
23.63	Subida: general	No aplicable	Incluidos en la nueva redacción CS 23.120
23.65	Subida: Todos los motores operativos	Se modifica	
23.66	Subida de despegue: un motor inoperativo	Se modifica	Se requiere para todo RPAS bimotor para W, H y T dentro de los límites operacionales. Se obliga a contemplar el fallo Garantizando la seguridad de personas y propiedades.
23.67	Subida con un motor inoperativo	No aplicable	Se han considerado en 23.66
23.69	Subida y bajada en ruta	Se modifica	
23.71	Planeo (motores con un motor)	No aplicable	Se ha contemplado en 23.69
23.73	Velocidad de referencia para aproximaciones de aterrizaje	No aplicable	Incluidos en 23.75 que impone requisitos al conjunto de la maniobra.
23.75	Aterrizaje	Se modifica	
23.77	Aterrizaje abortado	Se modifica	

Tabla 6.2.2-1 Comparativa con CS23 (enmienda 4). Actuaciones

6.2.2.1 Velocidad de pérdida (CS-23.49)

- a) VS0 y VS1 son las velocidades de pérdida o las velocidades mínimas estacionarias de vuelo (CAS) a las cuales el avión ES CONTROLABLE considerando -
 - 1) *Que los aviones pueden mantener vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme*
 - 2) *Que el avión se encuentra en las condiciones existentes en el ensayo en el cual se utilizan VS0 y VS1.*

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- 3) Centro de gravedad en la posición que resulte en el valor más alto de VS0 y VS1
 - 4) Los pesos utilizados cuando VS0 y VS1 se utilizan como un factor para determinar el cumplimiento con un requisito de actuaciones establecido.
 - 5) *Que el sistema de control de vuelo no va a permitir velocidades inferiores a f_{cVS0} o f_{cVS1} . En el caso de que la velocidad decreciese hasta alcanzar esos valores, se activaría el modo de protección de envuelta de vuelo que permitiría que el avión no siguiese el guiado vertical de referencia comandado.*
 - 6) *Que, salvo para las fases de despegue y aterrizaje, no podrán planificarse misiones o enviar comandos a la aeronave, o bien el avión no las aceptaría que impliquen velocidades inferiores a $f_p \cdot VS0$ o $f_p \cdot VS1$.*
- b) VS0 y VS1 se determinarán según el procedimiento y cumpliendo las características en vuelo especificadas en 6.3.2.10.
- c) Los valores serán:
- 1) $f_c=1.17$ y $f_p= 1.33$ para el nivel de seguridad 1
 - 2) $f_c= 1.12$ y $f_p= 1.25$ para los niveles de seguridad 2 y 3

JUSTIFICACIÓN

Se justifica f_c y f_p para que el avión esté protegido frente a ráfagas de modo que:

- Sea improbable que la velocidad se reduzca hasta la activación del modo de protección de la envuelta de vuelo
- Sea muy improbable que la velocidad se reduzca hasta la velocidad de pérdida

En la normativa MIL-F-8785-C [1], se presenta un modelo de las rachas a una altitud inferior a 2000 ft que es la altitud a las cuales la velocidad es más reducida para efectuar despegues y aterrizajes. Según el apartado 3.7.3.5 se obtienen los siguientes valores:

- El valor de $\sigma_w = 0.1 \cdot u_o$. El valor de U_o se obtiene de la figura 9 y consideramos un viento moderado 30 nudos (con una probabilidad de 10^{-3}). Para realizar un aterrizaje con viento racheado el operador comanda un incremento de velocidad (para compensar las variaciones producidas por las rachas). Para soportar una racha en toda su magnitud ha de haber ese viento racheado (10^{-3}) y además perder la capacidad de enviar comandos ($<10^{-2}$) tomando ese valor la posibilidad sería pues muy reducida ($<10^{-5}$).
- De la figura 11 se obtiene: $\sigma_u / \sigma_w = \sigma_v / \sigma_w = 2.0$ (Se consideran los valores mayores). Por lo tanto obtenemos $\sigma_u = \sigma_v = 6$ nudos.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- De la figura 8 y considerando las longitudes de escala de racha que proporciona las rachas más elevadas tenemos: $U_x=U_y=2.5*6 \text{ nudos} = 7.7 \text{ m/s}$
- Por lo tanto la probabilidad de encontrarse una racha de 7.7 sin haber podido compensar sería inferior a 10^{-5} (fallo catastrófico). Y la probabilidad de encontrar una racha de $7.7/2=3.9 \text{ m/s}$ (aumentando la velocidad hasta el valor medio de la racha que es el proceder habitual) sería de 10^{-3} (haría activarse el modo anti-pérdida fallo mayor).

Por lo tanto, la velocidad a la que puede ir el avión ha de estar 7.7 m/s por encima de la pérdida. Y la velocidad a la que se activaría el modo anti-pérdida 3.85 m/s.

Esos valores considerando $V_s=23 \text{ m/s}$ para VLA y $V_s=31.4$ para CS-23 supondrían

Para VLA: $f_c=1.17$ y $f_p= 1.33$ (Nivel de seguridad 1)

Para Cs23: $f_c= 1.12$ y $f_p= 1.25$ (Niveles de seguridad 2 y 3)

6.2.2.2 Velocidades de despegue (CS 23.51)

- a) Para los RPAS la velocidad de rotación VR es la velocidad a la cual se efectúan comandos de control con la intención de elevar al avión sobre la pista de aterrizaje. Esta velocidad cumplirá los siguientes requisitos.
 - 1) Para los aviones bimotores, VR no será inferior que el mayor de $1.05V_{MC}$ o f_c*V_{S1} .
 - 2) Para los aviones con un motor, VR no será inferior a f_c*V_{S1} .
- b) La velocidad del avión a una altura de 15 m por encima del nivel de la superficie de despegue no debe ser inferior a -
 - 1) Para los aviones bimotores, la mayor de -
 - i) Una velocidad que se demuestre segura para continuar el vuelo (o aterrizar si fuese aplicable) bajo todas las condiciones esperadas razonablemente, incluidas turbulencias y fallo total del motor crítico o.
 - ii) $1.1 V_{MC}$
 - iii) f_p*V_{S1}
 - 2) Para los aviones mono motores, la mayor de -
 - i) Una velocidad que se demuestre que es segura para continuar el vuelo bajo todas las condiciones esperadas razonablemente, incluidas turbulencias y fallo completo del motor o-
 - ii) $f_p* V_{S1}$

JUSTIFICACION

En las normas CS actuales estos son los requisitos impuestos:

- Para los aviones bimotores tripulados la norma CS23 vigente exige 1.1 VS1 para los bimotores y VS1 para los monomotores.
- En el caso de la categoría commuter obligan a que VR sea mayor que V1 que es la velocidad de decisión, poder alcanzar a los 11 m una velocidad V2 en el que se alcancen gradientes de subida con motor inoperativo, ser mayor que 1.05 VMC y que 1.1 VS1.
- La norma VLA no impone requisito.

Para los RPAS VR ha de ser igual a V1, pueden darse otros fallos y no solo el de motor (i. e. sistema de control de vuelo...) que hagan el vuelo inviable por lo tanto si no ha alcanzado VR ha de poder abortar el despegue y frenar. Al ser el objetivo de seguridad el de daños a personas y propiedades, este objetivo se garantiza abortando el vuelo. Por lo tanto es necesario definir e imponer requisitos a la distancia de aceleración parada sólo obligada en la CS23 para aviones commuter.

Con independencia del peso, para un RPA no sólo se han de imponer requisitos de actuaciones, también hay que implementar el automatismo de la secuencia de despegue. El avión comanda a las superficies de control a una velocidad determinada e implementada en la lógica de control. Esta velocidad tiene pues que estar claramente definida para su ejecución por parte del sistema de control y para la monitorización por parte de los operadores. Se aumenta la velocidad de rotación hasta al menos $f_c \cdot VS1$ con independencia del número de motores. Este valor fue justificado previamente e implica una probabilidad del 10^{-3} de encontrarse una racha.

Esta velocidad de rotación ha de ser función del peso, de la temperatura, de la altitud del aeródromo, de las condiciones atmosféricas del firme de la pista y de su inclinación (o bien que lo haga a una velocidad que contemple el peor de estos escenarios). Podrá ser generada de modo automático por el sistema una vez introducidas la configuración y condiciones para el vuelo, o ser calculada por los operadores con los datos y procedimientos del manual de operación e introducidas en el controlador del vuelo. Depender de un comando desde GCS (fallo no extremadamente improbable con el avión lejos, sin altura y en un entorno de aeródromo) puede tener consecuencias catastróficas o graves.

La CS-VLA exige 1.3 VS1 una vez alcanzado 15 m, la CS23 rebaja este valor a 1.2 VS1. Para RPAS se aumenta hasta $f_p \cdot VS1$ considerando que el vuelo ha de ser seguro tal y como se justificó previamente (probabilidad de 10^{-5}) de encontrar rachas.

6.2.2.3 Actuaciones de despegue (CS 23.53)

a) Deberán determinarse las distancias de despegue según establece el sub-párrafo b). Estas distancias se realizarán siguiendo la secuencia automática efectuada por el control del vuelo considerando las velocidades establecidas en 6.2.2.2.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

b) Se determinarán las distancias requeridas para despegar y ascender hasta una altura de 15 m por encima de la superficie de despegue para cada peso, altitud y temperatura dentro de los límites operacionales establecidos para el despegue con -

- 1) Potencia demandada por el control del vuelo.
- 2) Flaps en las posiciones de despegue según el sistema de control.
- 3) Tren de aterrizaje siguiendo la secuencia implementada por el control automático del vuelo.

c) Reservado

d) Se determinarán las siguientes distancias:

- 1) La distancia requerida para alcanzar la velocidad de rotación definida en 6.2.2.2 para cada peso, altitud, temperatura, tipo y pendiente de pista dentro de los límites operacionales establecidos para el despegue.
- 2) La distancia de frenado del avión desde el punto en el que alcanza VR hasta que el avión se detiene
- 3) Para cada operación en aeródromo se determinará la distancia máxima de rotación que es la menor de esas dos distancias:
 - i) Distancia estimada hasta la rotación multiplicada por un factor de seguridad.
 - ii) Longitud de pista menos la distancia de frenado desde la longitud nominal a la que se alcanza VR.

JUSTIFICACION

Para los aviones tripulados se establece la carrera de despegue hasta alcanzar 15 m. La ejecución de la maniobra recae sobre el piloto así como las decisiones de abortar la maniobra. Para los sistemas no tripulados la maniobra ha de ser ejecutada automáticamente y ha de ser supervisada por el operador.

La conciencia situacional del operador del RPA durante la fase de despegue es muy reducida. Es necesario que tenga referencias de la carrera de despegue para comprobar que la operación se está desarrollando satisfactoriamente y abortar en caso contrario. En este sentido el operador debe de conocer previamente cual va a ser la carrera nominal hasta alcanzar VR y establecer unos valores máximos de carrera. El abortado será automático dada la alta posibilidad de perder en enlace en el entorno del aeródromo y a baja altura.

6.2.2.4 Despegue con todos los motores operativos (CS 23.65)

- a) Los RPAS tendrán un gradiente ascensional de despegue de al menos 5% una vez alcanzada la siguiente configuración-
 - 1) La potencia comandada para despegue por el sistema de control en vuelo para las condiciones y configuración de cada vuelo;
 - 2) El tren de aterrizaje retraído;
 - 3) Los flaps en posición o posiciones de despegue;
 - 4) A una velocidad no inferior a la mayor de $1.1 V_{MC}$ y $f_p \cdot V_{S1}$.
- b) La fase de despegue cumplirá los requisitos establecidos en 6.3.2.1.

JUSTIFICACIÓN

El gradiente de 5% para todos los RPAS está justificado por la necesidad de superar las superficies delimitadoras de obstáculos definida por OACI. Esto deberá cumplirse en todas las condiciones y configuraciones operacionales definidas para el sistema. Este requisito tiene a compensar en parte la baja conciencia operacional de los operadores en estos sistemas. El gradiente libre de obstáculos para los aeropuertos definidos por OACI con Aeródromo clave 1 y clave 2 del Anexo 14 de OACI [2] es de 5% y 4% respectivamente tal y como se establece en la tabla 4-1 del Anexo 14. Esos aeródromos están definidos para una envergadura máxima de 15 m (tipo 1) o desde 15 m hasta 36 m (tipo 2). Se toma el valor 5% por ser más exigente.

Al ser la secuencia efectuada de forma automática, el tren podrá considerarse retraído.

6.2.2.5 Despegue o lanzamiento con fallo de motor (CS-23.66 y CS-23.67)

- a) Determinación de valores:
 - 1) Se ha de determinar el gradiente estacionario de subida o de descenso para cada peso, altitud y temperatura ambiente dentro de los límites operacionales establecidos por el solicitante con -
 - i) El motor crítico inoperativo y la hélice en la posición que adopte automáticamente o en su defecto la que adopte tras el envío del comando por parte de los operadores tras la detección del fallo.
 - ii) Los motores restantes evolucionando automáticamente o en su defecto según comandos desde GCS.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- iii) El tren de aterrizaje retraído.
- iv) Los flaps en la posición o posiciones de despegue.
- v) Una velocidad de subida igual a la conseguida a 15 m según 6.2.2.2

b) Requisitos de ejecución.

- 1) Para aviones de nivel 1 y 2, los valores obtenidos en a) 1) permitirán eludir las zonas sensibles frente a daños a terceros según se especifica en 6.3.2.1 a) 4); y
- 2) Los RPAS de nivel 3:
 - i) El gradiente de subida determinado en a) 1) será de al menos 3.2%
 - ii) podrán continuar el vuelo y realizar un aterrizaje de emergencia en la pista siguiendo una trayectoria definida en 6.3.2.1.a) 5) ;
 - iii) El control será automático salvo el posible envío del comando inicial cambiando de modo de control.
- 3) Las maniobras especificadas en 2 y 3 serán ejecutada automáticamente excepto el envío de un único comando activando el modo.

JUSTIFICACIÓN

Según la CS-23, los aviones de peso inferior a 2722 kg han de tener un gradiente de subida a máxima potencia continua y una altura de 1524 m si su velocidad de pérdida es superior a 113 km/h. Si dicha velocidad es inferior sólo requiere que se conozca el gamma de subida o bajada en esas condiciones. Para RPAS los niveles de seguridad equivalentes sería 1 y 2 tal y como se determinó en 6.1.1.2.

También según estipula CS-23, los aviones de más de 2722 kg y con turbina tienen que tener un gradiente positivo a 122 m de la superficie en condiciones de despegue y mayor que 0.75% a una altura de 457 y en condiciones máxima potencia continua. Además se requiere conocer el gradiente de subida para cada peso, temperatura y altitud dentro de los límites operativos.

Estos requisitos para los aviones no tripulados no garantizan en su redacción actual el objetivo de seguridad principal de los RPAS. Tener gradientes de subida puede en este sentido ser más peligroso en un UAV si por ejemplo no se imponen requisitos de planificación de ruta y de ejecución y monitorización de la maniobra. Al no ser aplicable el criterio tampoco lo son los parámetros y límites establecidos.

La trayectoria ejecutada en caso de fallo empleará los datos de planificación y tendrá implementado los apropiados modos de control. Se requiere el automatismo de la maniobra (avión en aeródromo y a baja altura suponen un fallo de radio enlace mas probable).

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- Nivel 1 y 2: Se definirán zonas seguras alcanzables según la altura del tramo en las fases iniciales. El daño a terceros se considera que sería evitado por un piloto embarcado eludiendo el aterrizaje de emergencia en zonas sensibles. Esa capacidad ha de imponerse predeterminando la zona a la que dirigir el avión en caso de fallo del sistema de propulsión.
- Nivel 3: trayectoria planificada que ha de ejecutar el avión. Se impone el requisito de gradiente 3.2% dentro de los límites operacionales para no invadir las superficies delimitadoras de obstáculos con el avión a 15 m de altura y a 120 m (15% de 800 m) de fin de pista. Se toma aeródromos OACI con número de clave 2. La superficie de despegue tiene un gradiente del 4% y se inicia a 60 metros desde el fin de pista. (Se han considerado aeródromos tipo 2 de 800 m).

Figura 6.2.2.5-1 Determinación gradiente para fallo de motor en nivel 3

6.2.2.6 En ruta subidas/descensos para RPAS (CS 23.69)

a) Determinación de datos

- 1) Se determinará el gradiente y la velocidad de ascenso estacionaria de los RPAS para cada peso, altitud y temperatura dentro de los límites operacionales establecidos por el solicitante con todos los motores funcionando y –
 - i) No más que la potencia máxima continua en cada motor;
 - ii) Tren de aterrizaje retraído;
 - iii) Flaps retraídos; y
 - iv) En el rango de velocidades de subida no inferiores a $f_p \cdot VS1$ a las que el gradiente sea positivo.
- 2) Se determinará el gradiente y la velocidad de ascenso/descenso estacionaria de los RPAS para cada peso, altitud y temperatura dentro de los límites operacionales establecidos por el solicitante con un motor inoperativo y –
 - i) El motor crítico inoperativo y la hélice en su posición de mínima resistencia;
 - ii) El resto de motores a no más que la potencia máxima continua ;
 - iii) Tren de aterrizaje retraído;
 - iv) Flaps retraídos;

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- v) A una velocidad no inferior a $fc \cdot VS1$ para los de nivel 1 y 2 y $fp \cdot VS1$ para los de nivel 3;

1. En relación con las rutas o trayectorias en caso de fallo de motor el operador dispondrá:

- i) En los RPAS de nivel 1 y 2 un mapa que permita determinar las zonas susceptibles de ocasionar daños a personas y propiedades.
- ii) En los RPAS de nivel 3, una trayectoria o trayectorias definidas para alcanzar un aeródromo y realizar un aterrizaje. Esas trayectorias serán compatibles con las actuaciones del avión y con la orografía del terreno, con independencia del lugar donde se produzca el fallo.

b) Requisitos de ejecución

- 1) Para los RPAS de nivel de seguridad 1) y 2) en caso de fallo de motor se cumplirá:
 - i) El avión entrará en un modo automático a una velocidad superior a $fc \cdot VS1$
 - ii) El modo permitirá el envío de comandos que dirijan al avión hacia una zona segura compatible con los datos determinados en a) 2), donde se pueda realizar la terminación del vuelo.
- 2) Para los RPAS de nivel 3, en caso de fallo de motor el avión podrá alcanzar un aeródromo siguiendo la ruta planificada y realizar un aterrizaje.
- 3) Las maniobras 1) y 2) cumplirá los requisitos establecidos en 6.3.2.2

JUSTIFICACIÓN

Se requiere obtener los datos de actuaciones nominales de subida en ruta para que pueda planificarse misiones o comandarse durante el vuelo.

Se han de tener valores no para una única velocidad. En ese caso habría desconocimiento de los operadores de las actuaciones de subida a otras velocidades lo que podría provocar que el avión abandonase la trayectoria.

También se requiere obtener actuaciones en casos de fallo de un motor para garantizar la seguridad de personas y propiedades en tierra.

- Niveles 1 y 2) poder alcanzar zonas seguras donde acabar el vuelo en caso de fallo de un motor (y probablemente del suministro principal de potencia).
- Nivel 3) Poder efectuar la trayectoria hacia un aeródromo, compatible con la posición del avión, la orografía y actuaciones.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

6.2.2.7 Aterrizaje (CS 23.75)

a) La ruta final de aterrizaje será planificada con antelación al vuelo y cumplirá los siguientes requisitos:

- 1) El gradiente de descenso será inferior o igual a un valor seguro máximo definido por el solicitante.
- 2) El avión podrá aterrizar sin invadir las superficies delimitadoras de obstáculos de los aeródromos que no hayan sido expresamente excluidos en el manual de vuelo del sistema.

(NOTA: los gradientes están comprendidos entre 2% Aeródromo con aproximación de precisión y 5% OACI tipo 1).

b) Las velocidades de la ruta de aterrizaje cumplirán los siguientes requisitos:

- 1) No serán inferiores al mayor de VMC y $f_p \cdot VS1$ hasta que el avión se encuentre a una altura de Href respecto de la superficie. Este requisito se cumplirá considerando posibles variaciones en el peso final del aterrizaje por cambios en la misión efectuada con respecto de la planificada, o bien se tomarán valores conservativos.
- 2) El operador podrá compensar la existencia de vientos racheados incrementando mediante comandos la velocidad de aproximación.

c) Se determinará la distancia desde que el avión se encuentra a Href por encima de la superficie de aterrizaje a una velocidad no inferior a la definida en a) hasta que se detiene completamente para cada peso y altitud de aeródromo dentro de los límites operacionales y a temperatura estándar.

- 1) Podrán utilizarse otros medios de frenado además de los frenos si dichos medios son seguros y ofrecen un resultado predecible en el frenado.
- 2) Si se emplea un dispositivo de frenado que depende de la operación del motor, la distancia de frenado se determinará con ese motor inoperativo.

d) La maniobra de aterrizaje se realizará de una manera segura sin producirse aceleraciones verticales, rebotes, volcado o cabeceos excesivos.

e) En cualquier instante de la maniobra hasta la altura de referencia, el aterrizaje podrá ser abortado garantizándose una transición suave al modo de aterrizaje abortado.

JUSTIFICACIÓN

Se requiere que la aproximación final se realice de modo automático para evitar errores del operador (la ruta planificada antes del vuelo) o del radio enlace (configuración o control) que como ya se ha expresado no tiene una baja tasa de fallo con el avión cerca del terreno y en el ambiente radio eléctrico de un aeródromo. Se requiere poder compensar vientos racheados y que las velocidades finales se adapten a las posibles variaciones de peso y temperatura con respecto del plan inicial (p.e, determinando el combustible o la temperatura exterior o bien empleando valores conservativos o enviando por TC antes de enviar la orden de aterrizaje).

En los requisitos de ejecución se incluyen además los impuestos a los aviones tripulados den relación con la suavidad de la toma.

No se han establecido niveles de seguridad. En la norma vigente CS-23 no se establecen diferencias según peso salvo las correspondientes a las velocidades VMC. La VLA requiere asimismo la medición de la distancia de frenado [a) 3)], seguridad en la toma [b) 3)], y una transición suave y segura a la condición de aterrizaje abortado [b) 2)],

6.2.2.8 Aterrizaje abortado (CS 23.77)

- a) El avión tendrá un gradiente de subida estacionario mayor o igual a 2.6 % con
 - i) A la potencia o empuje alcanzado de modo automático 8 segundos después de recibir el comando de abortar o de que el avión autónomamente aborte la maniobra.
 - ii) El tren de aterrizaje y los flaps evolucionando según comandos del sistema de control automático del vuelo
 - iii) A una velocidad de ascenso igual VREF según se determina en 23.75 a) 2).
- b) El avión en la maniobra automática no invadirá las superficies delimitadoras de aeropuertos manteniendo el eje de la pista hasta que la altura de 80 m momento en el que podrá dirigirse al punto de espera.
- c) La maniobra cumplirá los requisitos establecidos en 6.3.2.3

JUSTIFICACIÓN

El automatismo de la maniobra se justifica con los mismos razonamientos que en casos anteriores. El punto de espera ha de estar definido y consensuado con ATC para evitar confusiones e incertidumbres tras la maniobra.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Al imponerse los requisitos de actuaciones para no invadir las superficies delimitadoras de aeropuertos, se establecen para las temperaturas y las altitudes dentro de los límites establecidos.

Adicionalmente se exige 2.7% de pendiente para que si se aborta al inicio de una pista de 800 m OACI tipo 1, y considerar 5% de superficie delimitadora no invada a los 1600+30 m la superficie delimitadora. No han de invadirse las superficies delimitadoras de aeropuerto para compensar la baja conciencia situacional del operador. El valor de 80 metros es para no invadir la superficie cónica en Aeródromos OACI (tipo I) Ver figuras 6.2.2.8-1 y 2.

Figura 6.2.2.8-1 Determinación de gradientes para aterrizajes abortados (distancias m)

Figura 6.2.2.8-2 Superficies de transición, cónica y horizontal interna (dist. m)

6.2.3 Consideraciones del apartado de actuaciones según STANAG 4671

Para la definición de velocidades de pérdida esta normativa militar permite una determinación mediante cálculos o mediante ensayos en vuelo. Se propone una alternativa de demostración a una velocidad V_{demo} que tiene que ser 0.95 la de activación de la envuelta de vuelo. Esto supone que si V_{demo} es muy cercana a la pérdida, la velocidad de protección sería 1.05 VS. Esto quizá sea un margen de seguridad muy reducido.

Con los requisitos de subida establecidos en caso de fallo de motor (USAR 67), es probable que no se superen las superficies limitadoras de obstáculos en los aeropuertos más pequeños que son los más empleados en esta categoría de RPAS. Eso se permite a los aviones tripulados pero el piloto de RPAS tiene una conciencia situacional reducida.

Adicionalmente los objetivos de seguridad de RPAS son la protección a personas y bienes en tierra, por lo que en la tesis se han añadido criterios para monitorizar la carrera de despegue, y se añade un criterio adicional para evitar que el avión despegue en el caso de que el comportamiento nominal sea inferior al estimado considerando un margen de seguridad.

Figura 6.2.3-1 Lanzamiento del SIVA Corral de Ayllón (Segovia)

Página intencionadamente en blanco

6.3 SUBPARTE B VUELO-CARACTERÍSTICAS DE VUELO

6.3.1 Análisis y propuesta de cambios en la Sub-parte B Vuelo- Características del vuelo del nuevo código CS-23

En este apartado se van a analizar la redacción propuesta en la Sub-parte B Vuelo- Características de vuelo de la nueva normativa CS23. Sobre dicha redacción se van a indicar los cambios propuestos para que la normativa general sea también aplicable a los sistemas pilotados remotamente. Estos cambios serán destacados sobre un fondo Gris. Esta Sub-parte de vuelo-características de vuelo contiene los siguientes apartados: CS 23.200 Controlabilidad, CS 23.205 Trimado, CS 23.210 Estabilidad, CS 23.215 Características de entrada en pérdida, aviso anti-pérdida, barrenas, CS 23.220 Características de manejo en tierra y CS 23.225 Vibración, sacudidas y características de alta velocidad

6.3.1.1 Controlabilidad (CS 23.200)

- a) La planificación, control y monitorización de la misión por parte de los operadores del sistema serán realizadas de manera segura:
 - 1) Sin requerir una habilidad, fuerza o atención especiales
 - 2) En toda la envuelta de vuelo operacional (incluyendo los cambios de configuración y los controles de vuelo aplicables y fallos del sistema propulsivo); y
 - 3) En todas las condiciones de carga, fases de la misión y configuraciones del sistema.
- b) El avión será capaz de efectuar un aterrizaje seguro considerando un margen de seguridad respecto de V_{REF} , usando la aproximación con mayor ángulo de descenso aprobado para aterrizaje y en la configuración de aterrizaje.
- c) Para los aviones multi-motores se definirá una velocidad mínima de control V_{MC} a la cual, cuando el motor crítico queda repentinamente operativo, es posible mantener el control del avión, realizando a continuación un vuelo rectilíneo a la misma velocidad. NOTA: La redacción original de la A- NPA-2015-06 resulta ininteligible por lo que se ha redactado nuevamente para esta tesis.
- d) Los aviones acrobáticos realizarán con seguridad las maniobras para las que se requiere certificación. Se determinarán las velocidades seguras a las que se podrán realizar las maniobras.

JUSTIFICACIÓN

Según se establece en la CS-AMC guías de ensayos en vuelo Sección 3 Párrafo 45:

Controlabilidad es la capacidad del sistema para mediante la correcta manipulación de los controles, establecer, mantener o alterar la actitud del avión con respecto de la trayectoria de vuelo. Maniobrabilidad es la capacidad del sistema para mediante la correcta manipulación de los controles, alterar la dirección de la trayectoria de vuelo.

Para poder controlar con seguridad un sistema pilotado remotamente se requieren imponer requisitos a las tres funciones que ha de efectuar un operador: planificar, controlar y monitorizar. Las condiciones que han de cumplir estas tres funciones para que la operación sea segura fueron analizadas en el capítulo 5.3.2.

6.3.1.2 Trimado (CS 23.205)

Considerando los estados del vuelo y su duración:

- a) El avión deberá mantener el trimado longitudinal, lateral y direccional sin que los pilotos o el sistema de control automático de vuelo ejerzan fuerzas o movimientos de los controles primarios o los correspondientes controles de trimado. Esto se considerará para la operación normal y, si fuera aplicable, a aquellas condiciones asociadas con la pérdida de empuje más crítica.
- b) Adicionalmente para otras condiciones de carga, configuraciones y potencia, el piloto no se fatigará o distraerá excesivamente debido a la necesidad de aplicar fuerzas residuales de control.
- c) Estos requisitos se aplicarán a los aviones tripulados remotamente en el caso de existir un pilotaje manual de emergencia y únicamente a ese modo de control.

JUSTIFICACIÓN

El equilibrado lo realiza automáticamente el sistema de control de vuelo. Los requisitos especificados serían únicamente aplicables al pilotaje manual que sólo se emplearía en caso de emergencia.

6.3.1.3 Estabilidad (CS 23.210)

- a) Según sea apropiado para cada tipo de categoría, el avión será longitudinal, lateral y direccionalmente estables tanto estática como dinámicamente. Adicionalmente el

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

avión tendrá estabilidad estática en cualquier condición normalmente encontrada en servicio.

- b) La estabilidad dinámica se aplicará a los aviones tripulados remotamente en el caso de existir un pilotaje manual de emergencia y únicamente a ese modo de control.

JUSTIFICACIÓN

El sistema de control automático estabiliza la aeronave para los modos automáticos de vuelo. Sin embargo, para los RPAS se recomienda que las aeronaves sean estáticamente estables en los tres ejes y también dinámicamente si el control se realiza de modo manual (sólo considerado en emergencias). Ver justificación en 6.3.2.7.

6.3.1.4 Características de entrada en pérdida, aviso anti-pérdida y barrenas (CS 23.215)

- a) El avión tendrá unas características satisfactorias de entrada en pérdida en vuelo rectilíneo, virajes y virajes acelerados con un claro y distinguible aviso anti-pérdida que proporcione suficiente margen para que el piloto evite la pérdida de control.
- b) Los aviones no diseñados para maniobras acrobáticas tendrán:
 - 1) Un comportamiento benigno cuando se aparten de las condiciones de vuelo controlado
 - 2) Tener un sistema que evite que se aparten de las condiciones de vuelo controlado
- c) Los aviones diseñados como acrobáticos tendrán la capacidad de recuperarse de cualquier maniobra, sin exceder sus limitaciones ni exhibir características no seguras.
- d) En los sistemas pilotados remotamente, la planificación de la misión, y la ejecución y monitorización del vuelo se diseñarán para evitar la entrada en pérdida de la aeronave.

JUSTIFICACIÓN

Es necesario imponer requisitos a la planificación, ejecución y monitorización de vuelo. Estos requisitos se especificarán en las correspondientes Especificaciones de aeronavegabilidad de diseño (ADS).

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

6.3.1.5 Características del manejo en tierra (CS 23.220)

- a) El avión tendrá características de manejo en tierra longitudinal y direccional satisfactorias durante las operaciones de taxi, despegue y aterrizaje.
- b) El avión podrá realizar el taxi, despegue y aterrizaje con unas componentes de viento transversal (a especificar en las correspondientes ADS).

Para hidroaviones o aviones anfibios:

- 1) Las salpicaduras de agua no interferirán peligrosamente en las operaciones y
 - 2) Se establecerán altura de olas límite para una operación segura
- c) Para los aviones no tripulados los operadores podrán planificar, ejecutar y controlar los movimientos de las aeronaves en tierra de una manera satisfactoria.

JUSTIFICACIÓN

Es necesario imponer requisitos a la planificación, ejecución y monitorización de vuelo. Estos requisitos se especificarán en las correspondientes ADS.

6.3.1.6 Vibración, sacudidas y características de alta velocidad (CS 23.225)

- a) Las vibraciones y las sacudidas no provocarán condiciones inseguras hasta VD/MD.
- b) Si se ha establecido una velocidad máxima operacional VMO/MMO, no se producirán sacudidas en vuelo rectilíneo y configuración de crucero hasta VMO/MMO excepto las sacudidas propias de las pérdidas.
- c) Para aviones de alta velocidad o aviones con una altitud máxima operativa mayor que 7625 m (25000 ft), se determinará el límite al que aparecen sacudidas perceptibles dentro del límite operativo. Superar inadvertidamente dicho límite no provocará condiciones inseguras para el vuelo.
- d) Los aviones de alta velocidad tendrán unas características satisfactorias de recuperación tras:
 - 1) Un incremento inadvertido de velocidad y
 - 2) Una perturbación de equilibrado a alta velocidad, ambos producidos a cualquier velocidad posible hasta VMO/MMO

6.3.1.7 Actuaciones y especificaciones de características de vuelo para vuelos en condiciones de hielo (CS 23.250)

Los aviones que requieran operar en condiciones de hielo:

- a) operarán de modo seguro en los ambientes especificados en las limitaciones operacionales;
- b) dispondrán de medios para que los operadores puedan determinar condiciones de vuelo fuera de los límites operacionales y tendrán la capacidad evitar de modo seguro o salir de dichas condiciones;
- c) cumplirán las especificaciones de esta subparte en el ambiente operacional aprobado excepto barrenas y aquellas especificaciones que se tengan que demostrar a velocidades por encima de:
 - 1) 250 nudos TAS
 - 2) VMO/MMO; o
 - 3) Una velocidad a la cual el avión esté libre de crecimiento del hielo y
- d) proporcionar avisos anti-pérdida considerando vuelos en condiciones de hielo y vuelos sin condiciones de vuelo.

6.3.1.8 Información de vuelo. Límites a la operación (CS 23.250)

Se establecerá la siguiente información:

- a) límites a la operación, procedimientos e instrucciones necesarias para operar con seguridad la aeronave
- b) información esencial sobre velocidades y actuaciones;
- c) información esencial de carga;
- d) marcado de instrumentación y placas;
- e) cualquier información esencial para operar con seguridad el avión
- f) Adicionalmente para RPAS se considerará:
 - 1) Procedimientos de planificación del vuelo
 - 2) Descripciones de los modos de control semi-automáticos implementados incluyendo:
 - i) parámetros y límites empleados
 - ii) transiciones entre distintos modos de control

- iii) automatismo ante la pérdida de enlace ascendente
- iv) criterios automáticos implementados que abortan maniobras

3) límites del enlace de comunicaciones ascendente y descendente

JUSTIFICACIÓN

Se requiere la inclusión del apartado f) considerando los procedimientos de planificación del vuelo, y descripción de los de control y de los modos automáticos implementados debido a que el desconocimiento por parte de los operadores puede ocasionar confusiones en los operadores que puedan ocasionar fallos graves o catastróficos. También es un factor importante y que puede afectar a la seguridad del vuelo los límites impuestos por el enlace de radio.

Se van a desarrollar las especificaciones de aeronavegabilidad de detalle en el apartado 6.3.2.

6.3.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Subparte B Vuelo- Características de vuelo

Este apartado contiene las especificaciones de aeronavegabilidad de detalle y que según la propuesta de reestructuración de la CS-23 no va a estar sometido a un proceso legislativo en su evolución. En este estudio, tal y como se ha justificado, tomando como base la certificación aún vigente de la CS-23 se van a desarrollar los requisitos de detalle para los sistemas aéreos no tripulados. En la tabla 6.3.2-1 se muestra un resumen de los requisitos desarrollados.

El objetivo de esta parte es establecer requisitos a las cualidades de vuelo de la aeronave. Este temario ha evolucionado a lo largo de la historia de la aviación. La referencia [3] resume la evolución de la normativa. En sus etapas iniciales los requisitos eran declaraciones de intenciones por ejemplo la emitida por U.S Army Requisito #10 de la Especificación N° 486: “Será suficientemente simple en su construcción y operación como para permitir que un hombre inteligente esté capacitado en su uso en un tiempo razonable”.

Ahora ésta rama del conocimiento es fundamental en la industria aeronáutica, ya que impone criterios y requisitos cuantitativos que pueden ser utilizados en las etapas iniciales del desarrollo para conseguir en los aviones unas características “que tienen un significado importante en la seguridad del vuelo y en las impresiones del piloto en la facilidad de volar el avión en vuelo estacionario y en maniobras” [5].

A pesar del gran desarrollo que está experimentando el sector de los RPAS, “se han empleado recursos insuficientes para desarrollar criterios y requisitos significativos y apropiados de cualidades de vuelo para los aviones no tripulados” [4]. Se realizaron esfuerzos iniciales centrados en adaptar los requisitos de los aviones tripulados a los RPAS. La referencia [6] tenía como objetivo unos aviones con unas funciones y capacidades muy distintas a los aviones no tripulados actuales.

La referencia [3] evalúa las dificultades de adaptar la normativa y realiza una valoración inicial de que requisitos podrían ser aplicados. También valora cuales de los parámetros existentes podrían ser utilizados para RPAS, señalando que “adaptar las especificaciones es un reto abierto y que las investigaciones podrían apuntar a desarrollar especificaciones que no estén en absoluto basadas en las de los aviones pilotados. El autor establece:

“Los requisitos no pueden centrarse en la habilidad del piloto para controlar el avión, de esta manera las especificaciones actuales están limitadas a criterios del lazo interno de control que garantizan que un piloto medio pueda efectuar la misión. Sin embargo, los criterios para UAV pueden abordar directamente las actuaciones del lazo externo de control de vuelo y de los sensores de misión como un todo. En otras palabras, las características de vuelo de los UAV pueden aplicarse directamente a los requisitos de actuaciones a nivel de misión...”.

No es el objetivo de la presente tesis elaborar una especificación de las cualidades de vuelo para RPAS. Únicamente se pretende adaptar los requisitos de características de vuelo de la CS23 a las particularidades de los RPAS analizas en el capítulo 5.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.141	General	No aplicable	Se ha considerado en la nueva normativa NPA-CS 23.200
23.143	General	No aplicable	Se ha considerado en la nueva normativa NPA-CS 23.200
23.145	Control longitudinal	No aplicable	Hace referencia a habilidades y fuerzas para un pilotaje manual que no son aplicables a RPAS
23.147	Control lateral direccional	No aplicable	Requiere el control de la aeronave en caso de fallo de motor y de poder controlarla manualmente sin control lateral principal.
23.149	Velocidad mínima de control	Aplicable según se justifica	
23.151	Maniobras acrobáticas	No aplicable	
23.153	Control durante aterrizajes	No aplicable	Impone requisitos de fuerzas máximas aplicadas por el piloto
23.155	Fuerzas de control en el elevador durante maniobras	No aplicable	Impone requisitos de fuerzas máximas aplicadas por el piloto
23.157	Velocidad de balance	Se modifica	
23.161	Trimado	No aplicable	El trimado lo realiza el sistema de control. El pilotaje manual desde GCS es de emergencia
23.171	General	Se modifica	
23.173	Estabilidad longitudinal estática	Se modifica	
23.175	Demostración de estab. Long. Estat.	No aplicable	Incluido en requisito previo
23.177	Estab. direccional y lateral estática	Se modifica	
23.181	Estabilidad dinámica	Se modifica	
23.201	Pérdidas con alas niveladas	Se modifica	
23.203	Pérdidas en virajes y virajes acelerados	No aplicable	Los requisitos se incorporan en 23.201 ya que se tratan globalmente.
23.207	Aviso de pérdida	Se modifica	
23.221	Barrenas	No aplicable	Se trata en apartados previos
23.231	Estabilidad y control longitudinal	Se modifica	Se unifican los requisitos con 23.233
23.233	Estabilidad y control direccional	Se modifica	Se unifican los requisitos con 23.231
23.235	Operación en superficies no pavimentadas	Aplicable sin modificación	
23.237	Operación en agua	Aplicable sin modificación	
23.239	Características de salpicado	Aplicable sin modificación	
23.251	Vibración y sacudidas	Aplicable sin modificación	
23.253	Características de alta velocidad	Se modifica según se justifica	Se elimina a). El control tal y como se ha definido elimina el incremento de velocidad por encima de los márgenes.

Tabla 6.3.2-1 Comparativa con CS 23. Características de vuelo

6.3.2.1 Despegue

a) PLANIFICACION

- 1) Las rutas de despegue o lanzamiento han de estar planificadas empleando coordenadas WGS84. Estas rutas podrán ser representadas en un mapa que permita determinar las zonas susceptibles de daños a personas y propiedades.
- 2) La trayectoria de despegue de la aeronave no invadirá las superficies libres de obstáculos definidas por OACI según el tipo de aeródromo en los que el sistema puede operar. Para garantizar el cumplimiento de este requisito se limitará el peso máximo en función de la altitud del aeródromo y de la temperatura existente.
- 3) Para cada operación de despegue, el sistema proporcionará a los operadores, antes de iniciar el vuelo, o bien se incluirán en forma de tablas en el manual de vuelo la siguiente información para cada peso, temperatura, altitud:
 - i) Velocidad nominal y máxima de rotación según 6.2.2.3 d)
 - ii) Carrera de despegue para cada peso, temperatura y altitud según 6.2.2.3 b)
 - iii) La distancia de aceleración parada según 6.2.2.3 d) 2) Esta ha de ser inferior a la longitud de pista
- 4) Para RPAS de niveles 1 y 2 la trayectoria planificada para las fases de despegue o lanzamiento permitirá evitar zonas susceptibles de producir daños a terceros hasta alcanzar altura de seguridad. Esto se conseguirá:
 - i) Permitiendo alcanzar desde cualquier punto de la trayectoria nominal una zona de seguridad predefinida en caso de fallo de motor. El avión se dirigirá a dicha zona de modo automático o por comando único generados con inmediatez y
 - ii) El control de vuelo en caso de fallo de la planta de potencia tiene una lógica que permita evitar el daño a terceros (i.e. viraje en un sentido configurable si se alcanza una distancia establecida sin llevar la altura planificada...)
- 5) En los RPAS de nivel 3 de seguridad, existirá una trayectoria planificada de despegue y aterrizaje en el caso de fallo de motor. Esta trayectoria cumplirá los siguientes requisitos:
 - i) No invadirá las superficies delimitadoras de obstáculos en aeropuertos
 - ii) Podrá ser ejecutada considerando los gradientes estacionarios considerados en 6.2.2.5

b) EJECUCIÓN

- 1) El operador tendrá la posibilidad de incrementar la velocidad de rotación para condiciones de viento racheado. Esto tendrá que poder efectuarse antes del inicio

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

de la operación. Una vez realizado este cambio, los datos de referencia para la monitorización serán modificados en consecuencia.

- 2) El operador del avión podrá comandar de manera inmediata la orden de abortar el despegue.
- 3) Se cumplirán los requisitos de error de pilotaje (95%) establecido para la pista según se ha especificado en las tablas 5.5.2.3-4 y 5.5.3.3-5.
- 4) Se cumplirán los requisitos de subida especificados en 6.2.2.4
- 5) Durante la fase de despegue y lanzamiento, los cambios de configuración se realizarán automáticamente (flaps, tren de aterrizaje).
- 6) El avión abortará de modo automático el despegue si ha alcanzado la distancia máxima de rotación definida en 6.2.2.3 d) sin alcanzar la velocidad de rotación.

c) MONITORIZACION

- 1) Al abortarse el despegue, se presentará la indicación correspondiente a los operadores de la estación de control. Esta indicación será visual y sonora.
- 2) El operador podrá determinar de modo inmediato mediante las presentaciones en su puesto operativo si la carrera de despegue se está realizando correctamente:
 - i) En puntos intermedios de la carrera de despegue
 - ii) Al recorrer la distancia nominal estimada para alcanzar la velocidad de rotación.
- 3) Se monitorizará la separación del UAV con respecto de un plano vertical que contiene la línea central de la pista.
 - i) Se producirá una alerta cuando dicha separación supere el error horizontal (95%) de pilotaje.
 - ii) Se producirá una alarma en el caso de que se supere la superficie especificada en el subpárrafo 5.
- 4) Se monitorizará la separación del UAV con respecto de un plano perpendicular al anterior y que contiene la trayectoria rectilínea de ascenso desde el punto en el que termina la rotación. La posición de esta trayectoria puede variar según peso, temperatura y viento existente.
 - i. Se producirá una alerta cuando dicha separación supere el error 95% de pilotaje vertical.
 - ii. Se producirá una alarma en el caso de que la posición representada del avión sea la máxima dimensión de aterrizaje ($D_{visada} \cdot tg3$) menos $5.337 \cdot \sigma_V$.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Dada la reducida conciencia situacional de los operadores, el avión no debe invadir las superficies delimitadoras de obstáculos definidas para los aeropuertos OACI en todas las condiciones operacionales establecidas en el manual de vuelo. Eso supone una salvaguarda adicional para estos sistemas.

Es necesario que el operador conozca la VR, el valor máximo en el que se va a producir la rotación y la distancia de aceleración-parada para las condiciones particulares del vuelo (W,T,H y tipo de pista). Eso podrá ser proporcionado por el sistema o bien incluido en tablas en el manual de vuelo. Son las referencias para que el operador pueda controlar la operación dada su baja conciencia situacional.

En caso de que el avión no pueda seguir la trayectoria (por ejemplo por fallo de motor) hay que tener determinada con antelación al vuelo que el avión no ocasionará daños a terceros (para los tripulados es el piloto el que elude zonas susceptibles). Para ello o bien se permite que por planificación se eviten zonas antes de alcanzar altura de seguridad, o que el avión tenga modo de vuelo que le dirija a zona segura en caso de fallo.

EJECUCIÓN

Se requiere poder aumentar la velocidad de rotación antes de iniciar la carrera de despegue para casos de viento racheado. El incremento de velocidad siguiendo misiones programadas puede no resultar inmediato.

La maniobra tendrá que ser abortada si las actuaciones son inferiores a las nominales al menos al recorrer la distancia máxima de rotación y no haber alcanzado VR. Esto se implementa de modo automático. También el piloto podrá mandar en cualquier instante de la carrera hasta VR el comando de abortar el despegue (otros fallos).

Durante el despegue automático, los cambios de configuración del avión serán realizados de modo automático. El depender de TM/TC para estos cambios (Flaps, tren...), puede resultar un fallo peligroso no muy improbable.

MONITORIZACIÓN

El operador ha de tener referencias de cómo se desarrolla la carrera. Un funcionamiento defectuoso del sistema propulsivo o la existencia de viento en cola, podrían alargar el despegue por encima de la longitud de pista y el operador no posee referencias visuales directas de la pista.

Los operadores han de ser conscientes de que la maniobra se ha abortado. Si esto sucede se requiere una indicación del evento también sonora ya que las acciones posteriores requieren unas nuevas responsabilidades de varias personas con posibles acciones coordinadas.

Las distancias de alerta y alarma fueron justificadas en el capítulo 5. Para el despegue se va a usar el mismo criterio que posteriormente se utilizará para el aterrizaje. Se supone los mismos valores de alerta y alarma para despegue y aterrizaje (aterrizaje abortado).

Se obliga a presentar un valor numérico al operador de la distancia máxima de rotación y la velocidad de rotación. El operador ha de tener una referencia no únicamente basada en la velocidad como en los aviones tripulados, sino que también se requiere una referencia de distancia (que no tiene ya que el operador está ubicado en la estación). Ver ejemplo de la carrera SIVA en figura adjunta.

La distancia máxima de rotación ha de contemplar dos aspectos:

- Garantizar que una vez alcanzada dicha distancia, el avión podría frenar el avión en caso de presentarse un problema
- Garantizar que las actuaciones del despegue no estén siendo peores que las nominales (rotura parcial de hélice, fallo parcial del motor...). Esto podría pasar inadvertido en pistas grandes en el caso de aplicar solo el criterio anterior.

Figura 6.3.2.1-1 Monitorización de carrera de despegue

6.3.2.2 En ruta

a) Planificación

- 1) Cada vuelo constará de una ruta nominal planificada con anterioridad al inicio del vuelo, que estará formada por puntos de paso definidos en el sistema WGS-84.
- 2) Cada tramo de la misión así planificada constará de longitud, latitud y altitud con respecto al geoide y tendrá definida una velocidad aerodinámica para cada tramo.

- 3) El operador podrá validar la misión planificada considerando:
 - i) Tramos de misión que no mantengan una distancia de seguridad con el terreno
 - ii) Actuaciones del avión.
 - iii) Existencia de línea de vista con la posición actual de la estación de control, en el caso de que el sistema sólo disponga de comunicaciones que requieran línea de vista entre GCS y UAV.
 - iv) Zonas y espacio aéreo sobrevolado
 - v) Meteorología
- 4) Existirá una misión de emergencia que el avión volará en el caso de perderse las comunicaciones con la estación de control. Dicha misión cumplirá asimismo los requisitos 1), 2) y 3) con independencia del punto en el que se produzca la pérdida.

b) Control

- 1) El UAV se mantendrá en la trayectoria nominal con unas desviaciones horizontales y verticales el 95% del tiempo inferiores a ;
 - i) ± 42 m de separación vertical (Ver apartado GPS y UAVS).
 - ii) ± 113 m de separación horizontal
- 2) La diferencia máxima entre la velocidad aerodinámica programada y la realmente obtenida por el avión será inferior al 5 %.
- 3) Transición entre modos. Será posible realizar una transición suave entre la misión programada y los distintos modos de vuelo del apartado 5), y también entre los distintos modos. Si durante alguna fase de la misión existe un modo que pudiera ocasionar una condición insegura, se aplicará cualquiera de estas soluciones:
 - i) Ese modo no podrá comandarse en esa fase de la misión.
 - ii) Si el estado final de la aeronave es seguro, el modo podrá ejecutarse tras una transición segura adaptando velocidad y trayectoria al nuevo modo. Esa fase de transición será determinista, estará especificada en el manual de vuelo y garantizará que existe línea de vista radio-eléctrica entre el avión y la estación y que mantiene una altura de seguridad con el terreno.
- 4) El Además del vuelo nominal pre-programado, existirán los siguientes comandos según se especifica en 6.7.2.8
- 5) Los comandos de cambio de modo de control del vuelo, cambio de configuración de la aeronave, y los relativos a la terminación del vuelo, motor y sistema de combustible cumplirán los siguientes requisitos.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- i) Se precisará la activación de dos acciones independientes y consecutivas para que sean enviados o aceptados por la aeronave.
- ii) Cada una de esas acciones solo tienen efecto en el instante de generarse.
- iii) El operador recibirá confirmación de la aeronave que el comando ha sido recibido y ejecutado.
- iv) El estado de estos sistemas será presentado al operador por datos provenientes del avión y no por la posición de interruptores o botones en la estación de control.

c) Monitorización

- 1) Al operador del avión se le presentará un mapa de navegación cumpliendo los requisitos especificados en el apartado 6.7.2.9
- 2) Se monitorizará la velocidad aerodinámica que tiene el avión. Se presentará al operador del avión la velocidad planificada o comandada para ese tramo.
- 3) Se monitorizará la separación del UAV con respecto de un plano vertical que en cada tramo contiene la trayectoria nominal rectilínea programada.
 - i) Se producirá una alerta cuando dicha separación supere la máxima desviación esperada por error de pilotaje 95% que es de 113 metros.
 - ii) Se producirá una alarma en el caso de que se supere 340 m.
- 4) Se monitorizará la separación del UAV con respecto de un plano perpendicular al anterior y que contiene la trayectoria rectilínea programada.
 - i) Se producirá una alerta cuando dicha separación supere la máxima desviación esperada por error de pilotaje que es de 42 metros.
 - ii) Se producirá una alarma en el caso de que se supere 56 m.
- 5) Se presentará al operador del UAV el modo de control actual del avión.
- 6) Se presentará al operador una figura de mérito del estado de recepción de telecomando por parte del UAV y de recepción de la telemida por la estación.

JUSTIFICACION

PLANIFICACIÓN

El UAV ha de volar una misión pre-programada, ya que no puede confiarse en telecomandos y telemida continuas desde GCS para controlar y maniobrar el avión. (El fallo de estos subsistemas no es muy improbable y sus consecuencias serían graves). Adicionalmente ha de poder sacarse al avión de la ruta para por ejemplo poder ejecutar

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

indicaciones de autoridades de tráfico aéreo. El avión ha de tener una ruta definida en caso de perder las comunicaciones que cumpla asimismo con los requisitos de seguridad (LOS, actuaciones, y altura de seguridad sobre el terreno).

Se utiliza WGS-84 al ser el definido por OACI como sistema de referencia para la aviación.

El UAV no puede iniciar el vuelo con una misión que no ha sido previamente validada. Esta validación considera actuaciones, línea de vista, orografía. La posibilidad de error en generar las coordenadas y en la posterior validación puede entrañar un fallo grave. El plan de misión va a tener una importancia creciente en el sistema de gestión del tráfico aéreo. Lo que se planifique ha de poder ser cumplido, ya que en caso contrario se producirían discrepancias e incertidumbres en la posición de la aeronave. El plan ha de ser validado y no es suficiente con el hecho de que el sistema de control de vuelo tenga una protección que impida al UAV salirse de los límites establecidos y adapte la misión a sus posibilidades, ya que de ese modo se incumpliría la exactitud del plan de cara a las autoridades de tráfico aéreo además de no garantizar la seguridad de la aeronave.

EJECUCIÓN

En el reglamento de circulación aérea se establece un 5% de diferencia en la velocidad para notificar a ATC de la variación con respecto del plan de vuelo. Es importante el conocimiento del operador de este hecho.

Las desviaciones máximas permitidas en ruta se justificaron en el correspondiente apartado de GPS y UAV.

Esos modos semiautomáticos de vuelo y variaciones en velocidad y altura con respecto de la planificada, proporcionan el control en tiempo real del avión para permitir cambios de intenciones de los operadores por cualquier motivo incluyendo cambio en las condiciones meteorológicas o instrucciones de las autoridades de tráfico aéreo.

Se podrá no obstante generar una trayectoria de transición con una lógica predeterminada de modo que el comando pueda efectuarse de modo seguro desde el punto de vista de actuaciones de orografía y de comunicaciones entre avión y estación. Por ejemplo, si se indica subir desde una situación a un punto de modo que no puede haber una trayectoria recta, se permitirá subida en espiral hasta alcanzar un punto desde el que si pueda trazarse. Debe de evitarse que el avión tenga transitorios peligrosos que pudieran hacer superar la envuelta de vuelo en el caso de que se comande al avión una trayectoria con gran diferencia de altura o velocidad con respecto de la actual (evitar ángulos de ascenso o descenso fuera de la envuelta de vuelo).

El requisito a los comandos de cambio de modo de vuelo y de configuración del avión protege al UAV ante comandos inadvertidos y robustece la transferencia del vuelo entre distintas estaciones de control.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

MONITORIZACIÓN

El operador ha de tener la velocidad de referencia de modo que al compararla con la planificada pueda verificar el correcto funcionamiento del sistema. Del mismo modo resulta esencial tener representadas los errores de pilotaje con respecto de un plano horizontal y vertical que contengan la trayectoria.

La representación de la ruta planificada y la posición actual del avión en un mapa proporcionan al operador información fundamental:

- Para compensar la baja conciencia situacional del operador y posibilitar una monitorización del entorno sobrevolado (seguridad de la aeronave o frente a terceros)
- Por información para autoridades de ATC
- Por control de la misión (referencia, discrepancias e intenciones)

Se debe incluir la altura mínima que garantiza LOS para evitar perderla en comandos en tiempo real o para activar la recuperación antes de bajar de esa altitud si hubiese una parada de motor.

Los operadores han de conocer el modo en el que está siendo controlado el avión (ruta nominal, viraje, waypoint en tiempo real...)

La figura de mérito indica el estado de las comunicaciones pudiendo anticipar al operador de una próxima pérdida de los enlaces ascendente y descendente).

6.3.2.3 Aterrizaje

a) PLANIFICACION

- 1) Las trayectorias de aterrizaje consistirán en unas rutas programadas previamente al inicio del vuelo.
- 2) La trayectoria de la aeronave no invadirá las superficies libres de obstáculos definidas por OACI según el tipo de aeródromo en los que el sistema puede operar.
- 3) La trayectoria o trayectorias del aterrizaje no serán modificables en tiempo real desde la estación de control en tierra.
- 4) Para cada aeródromo, existirán al menos dos trayectorias de aterrizaje con entradas por cada cabecera de pista para realizar aterrizajes en caso de cambios en la dirección del viento.
- 5) Existirá en la misión planificada un punto de espera. Se cumplirá:
 - i) El avión orbitará el punto de espera y no iniciará la aproximación hasta que así sea comando desde GCS.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- ii) Si se aborta el aterrizaje, el UAV se dirigirá al punto de espera sin invadir las superficies delimitadoras de aeropuertos.

b) EJECUCION

- 1) Se cumplirán los requisitos de error de pilotaje (95%) establecido para la pista según se ha especificado en las tablas 5.5.2.3-4 y 5.5.3.3-5.
- 2) El avión realizará la aproximación con velocidades pre-programadas que pueden ir variando durante la maniobra, y que cumplen los siguientes requisitos:
 - ii) No será inferior a la mayor de 1.3 VS0 ó VMC definida según 6.3.2.4
 - ii) No será programable por el operador aunque se permitirán posibles incrementos para compensar la existencia de viento racheado.
- 3) En cualquier instante de la fase de aterrizaje hasta una altura de seguridad seleccionada por el solicitante, se podrá abortar la maniobra de aproximación bien de modo automático o bien mediante comando desde GCS. En caso de cancelación del aterrizaje, el UAV no penetrará las superficies delimitadoras de obstáculos y se dirigirá al punto de espera definido en la planificación de misión.
- 4) Toda la maniobra incluyendo los cambios de configuración de la aeronave se realizarán automáticamente sin requerir comandos desde la estación de control.

c) MONITORIZACION

- 1) El operador tendrá representada la velocidad real de la aeronave y la velocidad de referencia nominal para cada tramo de la fase de aterrizaje. Existirá una alerta en el caso de que la velocidad real discrepe de la planificada en +/-5%, y una alarma en el caso de que la discrepancia sea de +/-10%.
- 2) Se monitorizará la separación del UAV con respecto de un plano vertical que contiene la línea central de la pista.
 - i) Se producirá una alerta cuando dicha separación supere la máxima desviación esperada por error horizontal de pilotaje del 95%.
 - ii) Se producirá una alarma en el caso de que se supere la superficie libre de obstáculos definida en 6.3.2.1-1 para el despegue después de la rotación.
- 3) Se monitorizará la separación del UAV con respecto de un plano perpendicular al anterior y que contiene la trayectoria rectilínea de descenso hasta el punto de visada.
 - i) Se producirá una alerta cuando dicha separación supere el error 95% de pilotaje vertical.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- ii) Se producirá una alarma en el caso de que la posición representada del avión sea la máxima dimensión de aterrizaje ($D_{visada} * tg3$) menos $5.337 * \sigma V$.
- 4) Se indicará de modo inequívoco el instante en el que el UAV ha contactado la pista de aterrizaje (dispositivo o evento “weight on wheels”).
- 5) Se representará gráficamente a los operadores la posición de la aeronave en la pista durante la carrera de aterrizaje.
- 6) El piloto del RPAS monitorizará durante toda la fase de despegue un mapa cumpliendo los requisitos especificados en 6.7.2.9.

Figura 6.3.2.3-1 Monitorización del aterrizaje

JUSTIFICACION

Planificación

El aterrizaje no ha de poder ser programable durante el vuelo ya que un error podría provocare un fallo grave. Tampoco las alarmas pueden ser programadas durante el vuelo por los mismos motivos. Estas trayectorias no invadirán las superficies limitadoras de obstáculos debido a baja conciencia situacional del operador.

Para la planificación del aterrizaje hay con contar con cambios imprevistos de vientos de ahí que existan al menos una trayectoria por cada pista.

La ruta planificada de aterrizaje ha de ser tal que el avión volando lo más bajo posible de la trayectoria nominal el UAV aterrice al menos en cabecera de pista. Y si va por el punto más alto de la trayectoria nominal (pilotaje y navegación, la distancia al fin de pista ha de ser superior a la carrera de aterrizaje).

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Punto de espera necesario ha de ser un punto pre-planificado al que el avión se dirigiría tras frustrar el aterrizaje. Los motivos de que el punto esté pre-planificado.

- El UAV no puede iniciar el aterrizaje de modo autónomo. Se requiere permiso por parte de controladores aéreos. Ese punto no puede depender de comandos.
- En caso de perder TC es el punto que orbitaría el avión y tiene el condicionante de que ha de minimizar los daños a terceros en caso de que no se recupere el enlace. Podría habilitarse un protocolo para que transcurrido un tiempo determinado en caso de pérdida de TC inicie de forma automática el aterrizaje.

Ejecución

Ejecutará la fase de despegue sin necesitar comandos de configuración de aeronave (i.e. Flaps). El fallo de recepción del comando ocasionaría un fallo grave.

Es necesario poder abortar sin invadir las superficies delimitadoras de obstáculos.

Se precisa poder incrementar la velocidad de esta fase para compensar vientos racheados.

Monitorización

Similar a la fase de despegue.

6.3.2.4 Velocidad mínima de control (CS 23.149)

- a) VMC es la velocidad aerodinámica calibrada a la cual, cuando el motor crítico se vuelve repentinamente inoperativo, el sistema de control de vuelo es aún capaz de mantener control del avión cumpliendo los requisitos especificados en este apartado. El método utilizado para simular el fallo del motor crítico debe representar el modo de fallo más crítico de la planta de potencia con respecto a la controlabilidad esperada en servicio.
- 1) Para aviones con niveles de seguridad 1 y 2, el avión ha de alcanzar una zona despejada previamente definida en el entorno del aeródromo mediante un descenso controlado sin sobrevolar zonas susceptibles de producir daños a terceros.
 - 2) Para aviones de seguridad 3, el avión podrá seguir una trayectoria de transición, alcanzable desde cualquier punto de la ruta de despegue que no invada las superficies delimitadoras de obstáculos definidas por OACI, y efectuar de manera segura una maniobra de aterrizaje.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- b) VMC para despegues no debe exceder $1.2V_{S1}$ (Con V_{S1} determinado para peso máximo al despegue) y debe de determinarse con el peso y centro de gravedad más desfavorable, y con el avión en el aire y con efecto suelo despreciable en cualquier configuración que el avión pueda adoptar durante la fase de despegue. En concreto:
 - 1) Máxima potencia de despegue inicial en cada motor
 - 2) El avión equilibrado para el despegue
 - 3) Flaps inicialmente en la posición de despegue y evolucionando según determine el control automático
 - 4) Tren de aterrizaje retraído
 - 4) Las hélices en el estado que vayan adoptando en la maniobra sin intervención del operador.

- c) Los requisitos del apartado a) también deben de cumplirse para la configuración de aterrizaje con cualquier configuración que el avión pueda adoptar durante la maniobra de aterrizaje. En concreto:
 - 1) El avión equilibrado para la aproximación con todos los motores funcionando a una velocidad de VFR y con el gradiente de aproximación nominal;
 - 2) Flaps en la posición de aterrizaje y evolucionando según determine el control automático
 - 3) Tren de aterrizaje extendido y evolucionando según control automático; y
 - 4) Las hélices en el estado que vayan adoptando en la maniobra sin intervención del operador.

JUSTIFICACIÓN

El objetivo de VMC es conseguir un despegue y un aterrizaje seguros en caso de fallo en el motor principal. Esta seguridad no sólo se consigue mediante un vuelo rectilíneo manteniendo velocidad. En caso de niveles 1 y 2 se imponen requisitos de poder seguir trayectoria a zona segura. Para nivel 3 se exige poder realizar una transición hasta el aterrizaje. La configuración a adoptar será cualquiera que el avión tenga tanto en la fase de despegue como de aterrizaje.

Se eliminan los requisitos d), e) y f) de la normativa para aviones tripulados; d) ya que al ser la velocidad del avión siempre mayor que VMC el avión va a poder seguir siendo controlable; e) se refiere a fuerzas máximas del piloto, y f) que define una velocidad mínima de control en tierra para el “take-off run” que afecta a nivel 4. Adicionalmente siempre se abortaría el despegue en un RPAS al ser más seguro.

6.3.2.5 Velocidad de balance (CS 23.157)

a) Despegue. Deberá poder obtenerse un ángulo de balance del avión de 46° en un tiempo inferior o igual a 1.9 s (nivel de seguridad 1 y 2), y 2.2 segundos (nivel de seguridad 3); con el avión en las siguientes condiciones:

- 1) Flaps en la posición de despegue
- 2) Tren de aterrizaje retraído
- 3) Con los motores a máxima potencia de despegue
- 4) A 1.2 VS1

b) Aterrizaje. Deberá poder obtenerse un ángulo de balance del avión de 34° en un tiempo inferior o igual a 1.3 s (niveles de seguridad 1 y 2) y 1.4 segundos (nivel de seguridad 3); con el avión en las siguientes condiciones:

- 1) Flaps en la posición de aterrizaje
- 2) Tren de aterrizaje extraído
- 3) Con los motores a la potencia necesaria para una aproximación con un ángulo de senda de 3°
- 4) A 1.1 VS0

JUSTIFICACION

Durante una maniobra lateral, el ángulo de balance máximo permitido es aquel para el cual la proyección de la sustentación cumple:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot (f \cdot V_s)^2 \cdot CL_{\max} \cdot \cos \Phi = M \cdot g$$

Considerando $f=1.2$ para despegues y $f=1.1$ para aterrizajes (velocidades a las que se puede maniobrar, y utilizando la definición de la velocidad de pérdida 113 km/h, tenemos que los valores máximos de balance para los despegues y aterrizajes son respectivamente 34° y 46°.

El tiempo para alcanzar un balance de corrección ha de ser inferior al tiempo menor con el que el avión puede salirse de su espacio de seguridad. Eso se ha de verificar para cada fase de vuelo y para tipo de avión.

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \tan \Phi} \quad \psi = \arccos\left(\frac{R-D}{R}\right) \quad tiempo = \frac{\psi}{V/R}$$

Consideramos para aterrizaje una velocidad de $1.1 V_S$ y una distancia D que sería el error de pilotaje al 95% de 5.3 m y 6.8 m (error pilotaje permitido en pistas para tipo I y II respectivamente). Sustituyendo para aterrizajes tenemos un tiempo de 1.3 s (tipo I) y 1.4 s (Tipo II) para alcanzar 34° .

Consideramos para despegue una velocidad de $1.2 V_S$. El total del error según el anexo 14 de OACI es de 30 m (tipo I) y 40 m (Tipo II) a ambos lados del eje (pista más franja. Eso corresponde a un error de 95% de pilotaje de 18 m y 24 m según el capítulo correspondiente. Sustituyendo para los despegues obtenemos un tiempo de 1.9 s (Tipo I) y 2.2 (Tipo II) para alcanzar $+46^\circ$.

Estos valores implican velocidades angulares algo mayores que los especificados por MIL-STD-8785 C en la fase terminal para alcanzar 30° son 1.3 s y 1.8 s. También resultan más exigentes que los exigidos por la antigua CS-23. Los resultados son coherentes ya que un UAV tiene menos espacio disponible al tener que considerar los errores de navegación. En la referencia [3] la autora estimaba una reducción de la constante de tiempo del modo de balance.

Figura 6.3.2.5-1 Maniobra en balance

6.3.2.6 General (CS23.171)

- El avión en todos los modos de vuelo ha de ser longitudinal direccional y lateralmente estable en cualquier condición encontrada en servicio y para cualquier combinación de peso y centro de gravedad para el que se requiera la certificación.
- Si el sistema posee un modo de control de emergencia en el que un piloto estabiliza al avión comandando deflexiones a las superficies de control, el avión debe ser longitudinal, direccional y lateralmente estable con mandos fijos. Según se establece bajo 23.173 a 23.181.

JUSTIFICACION

La Cs 23 impone requisitos de estabilidad en los tres ejes. Los UAV tienen servo actuadores eléctricos para comandos a superficies de control. Los servo actuadores están siempre alimentados por lo que no ha de considerarse el caso de mandos libres que sería más restrictivo. Adicionalmente no se considera el caso de vuelo en maniobras ya que es menos restrictivo que el caso contemplado. Se elimina el requisito “control feel” ya que este sería aplicable a mandos libres (ver justificación 23.173).

6.3.2.7 Estabilidad longitudinal (CS 23.173)

- a) Se requiere una deflexión positiva del timón de profundidad para obtener y mantener velocidades superiores a las de equilibrio. Se requiere una deflexión negativa para obtener y mantener velocidades inferiores a las de equilibrio. Eso debe de verificarse a cualquier velocidad que pueda obtenerse sin considerar velocidades superiores a la máxima permitida, o inferiores a la mínima permitida en el apartado 23.49.
- b) No aplicable
- c) No aplicable.

JUSTIFICACION

La estabilidad estática puede ser un factor determinante en lanzamientos debido a posibles inestabilidades o interrupciones parciales de la instrumentación embarcada y obligatoria para modos de emergencia con control manual del avión. En la referencia [3] se recomienda que los RPAS sean estáticamente estables para evitar posibles inestabilidades en algunos puntos de la envuelta de vuelo.

En los UAV los sistemas de actuación a las superficies de control se realizan mediante servo actuadores. Estos servos van a actuar según los comandos recibidos desde el puesto de control en tierra o según los comandos generados desde el propio sistema de control de vuelo. Los servos están siempre con alimentación eléctrica y con una deflexión determinada. Las superficies de control nunca están “flotando”, por lo que la estabilidad estática siempre se refiere a estabilidad estática con mandos fijos (y no con libres tal y como establece las CS-23 o CS-VLA al imponer el criterio de la velocidad con la fuerza en palanca). El criterio de la fuerza en palanca es sólo aplicable para garantizar que el avión es estáticamente estable con mandos libres.

Adicionalmente, al ser la estabilidad estática a factor de carga constante más restrictiva que en las maniobras sólo se va a considerar a mandos fijos y factor de carga constante.

Se elimina el requisito de que la velocidad vuelva a +/-10% de la velocidad inicial tal y como se indica en la normativa para aviones tripulados. Si el vuelo es automático el

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

control de velocidad no sólo depende de la deflexión de timón, también del motor. Si se comanda desde GCS o por piloto externo (sólo en modos de emergencia), una posición de joystick manda un ángulo de deflexión al actuador de manera unívoca.

Criterio de estabilidad

$$(Cm_{\alpha})_{n=1} < 0$$

$$0 = Cmo + Cm_{\alpha} \cdot \alpha_e + Cm_{\delta} \cdot \delta_e$$

Despejando la deflexión, tenemos:

$$\delta_e = -\frac{Cmo}{Cm_{\delta}} - \frac{cm_{\alpha}}{cm_{\delta}} \cdot \alpha_e \quad \text{De donde:} \quad \frac{d\delta_e}{d\alpha_e} = -\frac{Cm_{\alpha}}{Cm_{\delta}}$$

Y como Cm_{δ} es negativo, para que el avión sea estáticamente estable con mandos fijos el criterio derivado del primario sería:

$$\frac{d\delta_e}{d\alpha_e} < 0$$

Adicionalmente, en ausencia de efectos de compresibilidad, aeroelásticos, y propulsivos, se puede demostrar (Lección 26: Control estático longitudinal. Apuntes mecánica del vuelo. ETSIA):

$$\text{signo}\left(\frac{\delta l_e}{\delta V_e}\right) = -\text{signo}(cm_{\alpha}) \quad \text{Y para ser estable:} \quad \frac{\delta l_e}{\delta V_e} > 0$$

Criterio que puede demostrarse que también se cumple es el caso de que el mando de potencia sea fijo. Este es el criterio que se emplea en la normativa, ya que la velocidad aerodinámica es un parámetro medido directamente por sensores embarcados. Sin embargo el ángulo de ataque es un parámetro de más inexacta medición. Si el mando de potencia no es fijo, el criterio no está relacionado con la estabilidad. Según los citados apuntes, los efectos de estela para aviones STOL, o los efectos del número de mach en la zona transónica podrían hacer que esa pendiente de fuese negativa.

6.3.2.8 Estabilidad estática lateral y direccional (CS 23. 177)

- a) La estabilidad direccional estática demostrada por la tendencia a recuperarse de una condición de resbalamiento con las alas a nivel y con el mando de timón fijo, ha de ser positiva para cualquier condición o fase de vuelo en el que este modo sea permitido ($Cn_{\beta} > 0$). Esto se demostrará en condiciones de potencia simétrica. El ángulo de resbalamiento para estos ensayos debe de ser apropiado para el tipo de avión investigado. (a grandes ángulos de resbalamientos hasta la deflexión máxima de rudder).

- b) La estabilidad estática lateral, que es la tendencia a levantar el ala baja durante condiciones de resbalamiento. El coeficiente de estabilidad lateral estática debe de ser negativo para cualquier condición o fase de vuelo en el que este modo sea permitido ($C_{l\beta} < 0$). Esto se demostrará en condiciones simétricas de potencia. El ángulo de resbalamiento para estos ensayos debe de ser apropiado para el tipo de avión investigado, pero en ningún caso debe de ser inferior al resbalamiento que se obtendría con un ángulo de balance de 10° , o si es menor, con el máximo ángulo de balance que se obtendría con una deflexión completa del timón de dirección.
- c) No aplicable
- d) En vuelos con resbalamiento rectilíneos a 1.2 VS1 en cualquier configuración posible de flaps y tren de aterrizaje, y potencias hasta el 50% de la máxima continua, los movimientos de control de rudder y alerones deben incrementarse (aunque no en proporción contante) según se incrementa el ángulo de resbalamiento hasta el máximo apropiado para cada tipo de avión. Una rápida entrada o recuperación del máximo resbalamiento no debe ocasionar características de vuelo incontrolable.

JUSTIFICACION

Las justificaciones para requerir la estabilidad estática lateral y direccional del avión es similar a la empleada para justificar la estabilidad estática.

El mando ha de ser fijo ya que en condición nominal los servos están continuamente actuando en la superficie de control.

Estos requisitos solo se pueden verificar activando para cada condición que se quiera probar ese control manual y aplicar rudder comprobando que se recupera sin intervención y activando el balance comprobando que se recupera sólo.

Para que el avión tenga estabilidad estática direccional, el coeficiente $C_{n\beta}$ ha de ser positivo:

$$C_n = C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\alpha} \cdot \alpha + C_{n\delta r} \cdot \delta r$$

En equilibrio y suponiendo $\alpha=0$ se requiere

$$0 = C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta r} \cdot \delta r$$

Despejando

$$\delta r_e = -\frac{C_{n\beta}}{C_{n\delta r}} \cdot \beta_e$$

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Considerando que $c_{ndr} > 0$, para que $c_{n\beta}$ sea positivo (criterio de estabilidad) tendría que cumplirse:

$$d(\delta_{re})/d\beta_e = -\frac{C_{n\beta}}{C_{n\delta r}} < 0$$

6.3.2.9 Estabilidad dinámica (CS 23.181)

Los requisitos de este apartado sólo se aplican en el caso de que se utilice un modo de control manual de emergencia en el que el piloto externo o el operador muevan las superficies de control para controlar la actitud del avión.

a) La oscilación de corto periodo entre la velocidad de pérdida y la máxima velocidad permitida que corresponde a cada configuración del avión, ha de ser un modo amortiguado con mandos fijos con los siguientes valores:

1) Coeficiente de amortiguación superior a 0.44 con los mandos fijos del avión.

2) Las frecuencia natural y el amortiguamiento del avión del corto periodo verificarán la siguiente condición:

$$7.8 > \omega_{sp} \cdot \sqrt{1 - \zeta^2} > 1.76 \quad \text{Con amortiguamiento menor que 1.}$$

$$31.91 \cdot \zeta - 24.68 > \omega_{sp} > 1.805 \cdot \zeta - 0.205 \quad \text{Con amortiguamiento mayor que 1.}$$

b) Cualquier oscilación lateral-direccional (Balanceo holandés) que suceda entre la velocidad de pérdida y la máxima permitida apropiada a la configuración de la aeronave debe de amortiguarse a 1/10 de su amplitud en 7 ciclos con mandos fijos.

c) El modo fugoide con mandos fijos será un modo estable amortiguado.

JUSTIFICACION

La normativa CS 23 establece requisitos para el corto periodo, para el fugoide y para el balanceo holandés. La STANAG-4671 no impone ningún requisito a la estabilidad dinámica.

En [3] se analizan los documentos de cualidades de vuelo existentes para los aviones tripulados de cara a una posible utilización para los sistemas aéreos no tripulados tanto de la metodología empleada como de los parámetros considerados. Los documentos analizados han sido: AFFDL-TR-T25 (esta ya era para aviones pilotados remotamente), MIL-F-8785C, MIL-HDBK-1797, SAE94900, ADS-33E-PRF. Aunque considera que

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

alguna de las metodologías o parámetros utilizados pudieran emplearse para establecer requisitos, los criterios y valores empleados no son aplicables.

Corto periodo

En lazo abierto, se busca que el piloto no sienta demasiado mando ni demasiado poco mando. Se utiliza un parámetro CAP (Control Anticipated Parameter) que puede expresarse:

$$\frac{d\dot{q}_0}{dn} = \frac{d\dot{q}_0}{dF_s} \cdot \frac{dF_s}{dn} = A \cdot B = \frac{\omega_{sp}^2}{n/\alpha} = cte \approx CAP$$

Este parámetro puede definirse como el cociente entre la aceleración de cabeceo inicial y la aceleración normal en estacionario. Debido al tiempo transcurrido hasta alcanzar el estado estacionario, el piloto necesita una indicación temprana a las respuestas de las entradas de control, y ambas las respuestas iniciales y finales no deben ser ni demasiado sensibles o insensibles al comando de cambio de trayectoria de vuelo. Por eso se establecen límites a estos parámetros dentro de los cuales un piloto humano considera que el control es satisfactorio. Este criterio que impone unos valores máximos y mínimos no tiene aplicación ya que el piloto no siente esas aceleraciones iniciales. Se han de buscar otros criterios para los sistemas no tripulados. En la referencia [3] se considera también que el criterio no es aplicable.

Requisito 1: Se considera una condición que el UAV no ha de alcanzar un ángulo de ataque en el sobrelanzamiento tras la perturbación o comando que implicase en el equilibrio una velocidad del 10% de la que tenía antes de la perturbación.

Durante el aterrizaje podemos considerar:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot f^2 \cdot V_S^2 \cdot (C_{l0} + \alpha \cdot C_{l\alpha}) = M \cdot g \quad (1)$$

De la definición de la velocidad de pérdida obtenemos:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V_S^2 \cdot (C_{l0} + \alpha_S \cdot C_{l\alpha}) = M \cdot g \quad (2)$$

Considerando (1) y (2) y despejando obtenemos:

$$\alpha_S - \alpha = \frac{M \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V_S^2 \cdot C_{l\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{1}{f^2}\right) = A \cdot \left(1 - \frac{1}{f^2}\right) \quad (3)$$

Despejando de (1) tenemos

$$\alpha = \frac{M \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot f^2 \cdot V_S^2 \cdot C_{l\alpha}} - \frac{C_{l0}}{C_{l\alpha}} = \frac{A}{f^2} - \frac{C_{l0}}{C_{l\alpha}} \quad (4)$$

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Dividiendo (3) entre (4) y considerando que $C_{l\alpha}$ y C_{l0} son positivos:

$$\frac{\alpha_s - \alpha}{\alpha} = \frac{A \cdot \left(1 - \frac{1}{f^2}\right)}{\frac{A}{f^2} - \frac{C_{l0}}{C_{l\alpha}}} > f^2 - 1$$

La expresión anterior proporciona un límite superior conservativo a la variación máxima que puede experimentar el ángulo de ataque del avión para no superar el ángulo de pérdida. Si consideramos que en tramos finales del aterrizaje el valor de f puede ser de 1.1 obtenemos una variación de 0.21 en ángulo de ataque.

Ese valor de 0.21 es un valor máximo sobrelanzamiento permitido a un sistema de segundo orden. Sabiendo que este sobre lanzamiento viene expresado por:

$$M_0 = 100 \cdot e^{-\frac{\zeta \cdot \pi}{\sqrt{1-\zeta^2}}}$$

Introduciendo $M_0=21$ y despejando se obtiene que el amortiguamiento ha de ser mayor que 0.44

REQUISITO 2: Para definir los requisitos de estabilidad dinámica se va a considerar que con el avión situado en un extremo del “tubo” de seguridad asignado, si se produjese la máxima perturbación según la fase de vuelo hacia el otro extremo, el avión podría corregir la perturbación antes de abandonar dicho tubo. Durante la fase de despegue y aterrizaje el avión es sometido al máximo factor posible para esa fase de vuelo. En la fase de crucero, el avión es sometido a un factor de carga de $n=3.8$ que es el máximo definido para los aviones no tripulados.

En la actualidad, en vuelo de crucero los aviones disponen de niveles de vuelo separados 500 pies (152 m). Para los UAV puede conseguirse una ocupación más eficiente del espacio aéreo pudiendo reducirse esta separación a 100 m. Es decir para cada ruta corresponderían 50 m. De estos 50 m el sistema GPS puede garantizar con un nivel de confianza de 10^{-7} 20 metros lo cual deja para errores de navegación los 30 metros restantes tal y como se determinó en el apartado de GPS para UAS.

Si el avión está volando en su trayectoria nominal tiene un tubo de seguridad de altura H en los que debe permanecer. Ese valor depende de la fase de vuelo (Despegues y aterrizajes $H=\pm 7$ m, y crucero $H=\pm 56$ m).

Figura 6.3.2.9-2 Maniobra tirón simétrico

Si se produce una perturbación en la sustentación, el UAV realizará una trayectoria curva con un radio de curvatura que puede expresarse como:

$$R = \frac{M \cdot V^2}{n \cdot M \cdot g - M \cdot g} = \frac{V^2}{g \cdot (n - 1)}$$

El tiempo que tardaría el UAV el alcanzar el límite de error de pilotaje sería:

$$t = R \cdot \theta / V$$

De la figura se obtiene:

$$\cos \theta = \frac{R - H}{R} \quad \text{Desarrollado en serie: } \cos^2 \theta = 1 - \theta^2 \quad \text{De donde: } \theta = \sqrt{\frac{H \cdot (2 \cdot R - H)}{R^2}}$$

$$t = \frac{\sqrt{H \cdot (2 \cdot R - H)}}{V}$$

Siendo n es el factor de carga máximo esperado en esa fase del vuelo suponemos una velocidad representativa para las fases de despegue y aterrizaje de 1.2*VS. Eso implica un factor de carga máximo de 1.2^2=1.44. Para el caso de crucero vamos a utilizar un factor de carga máximo conservativo del avión de n=3.8 que se obtendría de una velocidad de: (3.8)^0.5=1.94 es decir 1.94 veces VS.

Obteniéndose R= 329 m; t=1.79 s en fase terminal, y R=135 m t=1.80 s en crucero.

El tiempo en el que la admitancia índice alcanza el primer pico se demuestra que es:

$$tiempo_{1er-pico} = \frac{\pi}{\omega \cdot \sqrt{1 - \zeta^2}} < t$$

Por similitud entre ambos números tomamos para ambas fases el menor quedando:

$$\omega_{SP} \cdot \sqrt{1 - \zeta^2} > 1.76$$

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Para un amortiguamiento mayor que 1, el tiempo en el que se encuentra al 80% del valor final tendría que alcanzarse en 1.79 segundos tal y como se determinó previamente. De esta manera, utilizando las gráficas de la admitancia índice:

Se impone que en el tiempo en el que el avión abandonaría el tubo de seguridad, se haya alcanzado el 80% del valor comandado. Si el amortiguamiento es 1 y 2 obtenemos respectivamente de la gráfica:

$$t = \frac{2.86}{\omega_{SP}} < 1.79 \quad t = \frac{15.79}{\omega_{SP}} < 1.79$$

De este modo conseguimos el valor mínimo de la frecuencia angular para cada amortiguamiento. Realizamos una interpolación utilizando estos valores y obtenemos el valor de la frecuencia angular mínima:

$$\omega_{SP} > 1.805 \cdot \zeta - 0.205$$

Figura 6.3.2.9-2 Admitancia índice

Asimismo puede imponerse que para que pueda efectuarse el control satisfactoriamente por parte de un piloto externo, el tiempo hasta alcanzar el primer pico o (amortiguamiento menor que 1) o el tiempo hasta alcanzar el 80% del valor final ha de ser mayor que el tiempo de reacción característico de un operador humano que puede considerarse 0.4 s según la referencia [4] del capítulo 2.

Modo fugoide

La normativa CS-23 para aviones tripulados sólo impone que este modo no implique una carga excesiva para el piloto o suponga un peligro para la aeronave. Los requisitos para aviones militares requieren un amortiguamiento mayor que 0.04 para nivel 1 que sea mayor que cero para nivel 2 y que T2 sea de al menos 55 segundos para el nivel 3. Estos criterios podrían ser aplicados para aviones no tripulados pero debido a que detectar y corregir esas oscilaciones de largo periodo son más difíciles en UAS se impone el criterio de hacerlo estable.

Para el balanceo holandés no se han encontrado criterios característicos para UAS por lo que se empleará el mismo criterio que para los aviones tripulados según la normativa.

6.3.2.10 Velocidad de pérdida (CS 23.201)

- a) Las misiones planificadas que el avión va a ejecutar de modo autónomo cumplirán los siguientes requisitos considerando las definiciones establecidas en 6.2.2.1:
 - 1) Salvo en las fases de despegue y aterrizaje, sus tramos rectilíneos se realizarán a velocidades superiores a VS0 y VS1 multiplicadas por un factor de seguridad f_p de forma que sea improbable que se den las condiciones que activen el modo de protección de envuelta de vuelo. Esto se cumplirá en cualquier configuración que pueda adoptar la aeronave excepto aquellas expresamente prohibidas en el manual de vuelo.
 - 2) Los virajes entre tramos se realizarán de modo que no se alcance el ángulo de pérdida menos un margen de seguridad del 20% considerando: peso, altitud, temperatura, la velocidad y el ángulo entre los distintos tramos que define la misión. Esto podrá garantizarse:
 - i) Limitando el ángulo de balance evitando alcanzar el ángulo de pérdida y-
 - ii) Definiendo una lógica de virajes entre tramos que garantice que el UAV no se desvíe de la trayectoria definida.
 - 3) Se demostrará, deshabilitando el modo de protección de envuelta de vuelo y comprobando que a una velocidad de $f_c \cdot V_s$, el avión mantiene el control siguiendo una trayectoria rectilínea.
 - 4) Con el sistema de protección de vuelo habilitado, si la velocidad cayese por debajo $f_c \cdot VS1$ o $f_c \cdot VS0$, se activará el modo de protección de envuelta indicando a GCS de esta circunstancia.
- b) Cualquier comando enviado desde la estación de control y validado por el sistema cumplirá los requisitos a) de este apartado.

- c) Monitorización. La activación del modo anti-pérdida se indicará a los operadores de GCS de modo visual y auditivo cumpliendo los requisitos especificados en 23.207.

JUSTIFICACION

Tiene que existir un modo automático de protección de vuelo. La entrada en pérdida no es evidente para los operadores en GCS, la reacción manual de los operadores dependería del radio-enlace. Adicionalmente la reacción podría no ser tan rápida ni efectiva en un UAV.

El objetivo es impedir la entrada en pérdida con alas a nivel y en virajes. Asimismo hay que conseguir que la activación del modo anti-pérdida sea infrecuente. Eso se consigue imponiendo requisitos a la planificación a la ejecución y a la monitorización.

La planificación pretende evitar que el avión se acerque a un estado en el que sea frecuente la activación de los modos anti-pérdida. La ejecución activaría la protección en caso de sobrepasarse los niveles previos definidos en la planificación. La monitorización ayuda a los operadores en la toma de decisiones.

En un UAV se determinará analíticamente la pérdida y se impone el factor f_p de seguridad y la existencia del modo anti-pérdida en pérdidas a nivel y se impone alejarse de la pérdida en virajes restringiendo el ángulo de ataque.

6.3.2.11 Aviso de entrada en pérdida (CS 23.207)

- a) Deberá existir un aviso claro y distinguible cuando la velocidad del avión discrepe más de un 10% con respecto de la velocidad nominal planificada o comandada para ese tramo del vuelo.
- b) Deberá existir una alarma visual clara y distinguible en caso de que la velocidad aerodinámica sea igual o inferior a $f_c \cdot VS_0$ o $f_c \cdot VS_1$. Este aviso se activará según la configuración de flaps, tren y P/L que tenga el avión en ese instante. Un aviso que requiera la atención de los operadores en GCS no será aceptable.
- c) Deberá existir una alarma visual clara y distinguible en caso de que el ángulo de ataque supere el 90% del de pérdida. Este aviso se activará según la configuración de flaps, tren y P/L que tenga el avión en ese instante. Un aviso que requiera la atención de los operadores en GCS no será aceptable.
- d) Durante las fases de despegue y de aterrizaje cuando las condiciones de vuelo sean nominales no se debe de producir el aviso de pérdida.

JUSTIFICACION

El piloto ha de saber previamente a la entrada del modo anti-pérdida que hay una discrepancia significativa con respecto de la velocidad nominal esperada.

La normativa CS 23 establece que una indicación visual no es suficiente. En el caso de aviones no tripulados el hecho es más complicado ya que el piloto no “siente” la entrada en pérdida. Una alarma visual que requiera la atención de los operadores en una situación tan peligrosa no es aceptable para aviones tripulados con mayor fundamento tampoco lo es para aviones no tripulados.

Se evitan alarmas durante las fases de despegue y aterrizaje siempre que estas fases se desarrollen en condiciones nominales de vuelo.

6.3.2.12 Control de la aeronave en tierra

En este apartado se contemplan los requisitos de carreteo de la aeronave excluyendo las fases de despegue y aterrizaje que están especificados en 6.3.2.1 y 6.3.2.3 respectivamente.

a) Planificación

- 1) Las carreras de despegue y aterrizaje sólo se efectuarán en modo automático. Las rodaduras podrán realizarse de modo manual.
- 2) Para que la planificación pueda realizarse con seguridad, el operador ha de tener datos exactos de:
 - i) Coordenadas que definen la pista de aterrizaje y las de rodadura en WGS 84
 - ii) Anchura de las pistas
 - iii) En la maniobra de rodadura automática existirán puntos de espera indicados en el mapa del operador en los que el UAV se detendrá a la espera de comando de confirmación antes de entrar en pista y antes de iniciar el despegue.
 - iv) En la maniobra manual el piloto remoto tendrá representado en el mapa los puntos de espera. Se dispondrá de comunicación audio entre el piloto remoto y quien ejerza el comando a la aeronave.
- 3) Se determinará en el manual de vuelo:
 - i) velocidad máxima de rodadura
 - ii) viento máximo para realizar la operación con seguridad
 - iii) anchura mínima de pistas de aterrizaje y rodadura
- 4) En caso de pérdida del enlace, tanto si es manual como automático, el sistema:

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- i) se detendrá con inmediatez hasta que no se establezca otro enlace y-
 - ii) Tendrá una alternativa para su manejo en tierra evitando inconvenientes a otros usuarios (e.j. Enlace secundario desde GCS, pilotaje manual mediante piloto externo o remolque de retirada).
- b) Control
 - 1) Durante las rodaduras el avión se mantendrá el 95% a una distancia del centro de la pista que no supere el 60% de la semi-anchura de la pista en las condiciones ambientales definidas.
 - 2) Los operadores tendrán la capacidad de comandar la detención de la aeronave y el inicio de la marcha. Los frenos actuarán suavemente y no presentarán tendencias indebidas que hagan volcar el avión.
 - 3) Los operadores podrán regular la velocidad con respecto de tierra de la aeronave y el rumbo del avión.
 - 4) El UAV no tendrá tendencia incontrolable a volcar en cualquier condición operacional esperada razonablemente.
- c) Monitorización
 - 1) El operador del UAV tendrá representado visualmente la posición del UAV en la pista y la trayectoria de rodadura planificada. La representación permitirá al operador determinar visualmente la distancia a los laterales de la pista.
 - 2) El operador dispondrá de una cámara en proa con un campo de visión de +/- 90° de azimut. Este requisito podrá cumplirse si el sistema dispone de un piloto externo con visión directa del avión durante la rodadura y las carreras de despegue y aterrizaje con control de dirección y freno y en comunicación audio con los operadores.
 - 3) El operador del UAV tendrá representada durante la fase de rodadura la velocidad de la aeronave con respecto a tierra.

JUSTIFICACIÓN

La imposición de estos requisitos se justifica por la necesidad de considerar las tres funciones necesarias en un sistema pilotado remotamente: planificación, control y monitorización que son aplicables como a toda operación de un RPAS. Los despegues y aterrizajes han sido analizados en apartados correspondientes referenciados en la redacción. En este apartado se añaden las operaciones de rodadura en el aeródromo.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Empleando las tablas establecidas en el apartado de controlabilidad y maniobrabilidad y considerando únicamente aquellos requisitos que requieren un rediseño obligatorio o mejoras necesarias tenemos:

Planificación

- Se requiere generar una trayectoria automática determinista empleando el sistema de referencia WGS84.
- El daño a terceros viene determinado por las posibles salidas de pista o daño a otros usuarios de las pistas. Para planificar o validarla, el operador ha de tener determinadas la pista y las rodaduras. Las entradas a zonas que requieran autorización ha de tener una parada y un comando una vez obtenida la autorización.
- El plan una vez validado ha de ser compatible con las actuaciones (dada la poca complejidad de la operación, la ayuda necesaria podría ser la contenida en el manual de vuelo). La existencia de radio enlace no puede considerarse en el entorno de un aeródromo. Este hecho se considera a continuación.
- La pérdida del enlace no debe tener ningún efecto adverso en la seguridad. En caso de perderse el avión ha de detenerse con inmediatez.

Control

- Requisito de mantener la trayectoria dentro de unos márgenes de seguridad. Se ha considerado que la anchura de la pista de rodadura es significativamente mayor que el σ_{NAV} y se ha empleado la fórmula (5) del apartado 5.5.2.3.
- También poder eludir posibles colisiones pudiendo activar los frenos, modificar el rumbo y la velocidad.

Monitorización

- Posición relativa de aeronave presentando trayectorias y distancias a extremos y laterales de pista
- Parámetros Velocidad respecto de tierra
- Cámara de proa
- Se requiere presentar las imágenes de una cámara en proa a los operadores para aumentar la conciencia situacional.

6.3.2.13 Pilotaje externo

Si el sistema incluye un pilotaje manual de emergencia realizado por un piloto externo o un piloto que estabilice el avión monitorizando la instrumentación de vuelo se cumplirá:

- a) El sistema de control de emergencia no tendrá un elemento de fallo común con el sistema de control de vuelo automático o bien el fallo de este componente es extremadamente improbable,

- b) El piloto externo podrá ejecutar la terminación del vuelo.
- c) El piloto externo ha de recibir información de forma continua de la velocidad equivalente sin que para ello distraiga su atención de la aeronave controlada.
- d) Se deberá establecer comunicación audio bidireccional entre la estación de control y el piloto externo.
- e) La operación de despegue o aterrizaje por piloto externo sólo es posible con el UAV alejado una distancia máxima de 188 veces la envergadura.
- f) Se cumplirán los requisitos de estabilidad especificados en 6.3.2.6 y 6.3.2.9.

JUSTIFICACIÓN

Resolución típica del ojo humano 3 centímetros a 20 metros es decir 0.0859° (0.0015 radianes). El control con mayor dificultad es el control de balance del avión (el cabeceo puede determinarse por la trayectoria).

Hipótesis: El piloto externo ha de poder apreciar la proyección de la semi-envergadura cuando el UAV está en un giro con un balance de 45° . Por lo tanto el piloto externo podrá controlar el UAV cuando:

$$\frac{b}{2} \cdot \sin(\phi) = D \cdot 0.0015$$

En donde b es la envergadura del UAV y ϕ el ángulo de balance.

Eso resulta en 236 veces la envergadura. Por ejemplo en el SIVA con una envergadura de 6 metros la distancia máxima sería de 1414 m. Para el ALO con tres metros de envergadura sería de 708 m. En los siguientes gráficos se muestra la trayectoria seguida por dos UAV distintos en los que algunos tramos de la trayectoria, o su totalidad, el control ha sido realizado por un piloto externo en alcance visual. Se muestra la trayectoria seguida y la distancia de separación entre el piloto externo y el UAV.

Vuelo SIVA MD5 (4/11/2009): En la figura 1 y 2 se presentan respectivamente la forma en planta de la trayectoria del avión número de serie 5 y el cálculo de la distancia del avión al piloto externo. El vuelo se inició con un lanzamiento y se produjo una recuperación con paracaídas. Durante todo el vuelo el control se realizó de modo manual con el avión supervisando el vuelo de modo visual. Como puede apreciarse el piloto comanda virajes de modo que en ningún caso se supera el valor de 1400 m de distancia máxima.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Figura 6.3.2.14-1 Forma en planta trayectoria MD5 (4.11.2003)

Figura 6.3.2.14-2 Distancia al piloto función del tiempo MD5 (4.11.2003)

Vuelo SIVA MD6 (14/5/2004): El piloto externa despegó y aterrizó el avión en modo manual. Durante la mitad del vuelo el control se realizó de modo automático. Como puede apreciarse durante las fases de control manual, el piloto externo no permitió que el avión se alejase más de 1400 m. (Hay que considerar que únicamente en los tramos iniciales y finales de las gráficas presentes el piloto controlaba en modo manual y visual a la aeronave). Figuras 3 y 4.

Figura 6.3.2.14-3 Forma en planta trayectoria MD6 (8.05.2006)

Figura 6.3.2.14-4 Distancia al piloto función del tiempo MD6 (8.6.2006)

Vuelo ALO PT2 (13.07.05): El vuelo del prototipo 2 se inició mediante un despegue y un aterrizaje manual y un control automático como misión. Durante los tramos iniciales y finales el piloto externo evoluciona el avión manteniéndole a distancias inferiores a 700 m excepto en un viraje.

Figura 6.3.2.14-5 Forma en planta trayectoria ALO2 (13.07.2005)

Figura 6.3.2.14-6 Distancia al piloto función del tiempo ALO2 (13.07.2005)

Vuelo del ALO 22.06.05: Control manual y al inicio del vuelo. Control automático durante un tramo de hipódromo y control semi-automático a continuación. En los tramos de control manual, la distancia no supera los 600 m.

Figura 6.3.2.14-7 Forma en planta trayectoria ALO2 (22.06.2005)

Figura 6.3.2.14-8 Distancia al piloto función del tiempo ALO2 (22.06.2005)

6.3.3 Consideraciones sobre Características de vuelo en STANAG 4671

En esta sub-parte la STANAG no establece características cuantitativas a la controlabilidad y maniobrabilidad de las aeronaves. En la tesis se han considerado las actuaciones del sistema de control de vuelo y se ha impuesto requisitos a las funciones que ha de realizar el operador en relación con la planificación, control y monitorización.

La STANAG requiere estabilidad estática en los tres ejes pero no ha establecido el criterio concreto para determinar dicha estabilidad.

En las características del manejo en tierra se han aplicado directamente las establecidas en la CS-23. No se han establecido criterios cuantitativos asociados a las actuaciones del control de vuelo.

La STANAG ha excluido explícitamente en la normativa el pilotaje externo de la aeronave. Este método aunque puede considerarse de baja fiabilidad, si puede utilizarse en condiciones de emergencia cumpliendo los requisitos establecidos. Existen sistemas RPAS que disponen de este modo.

Figura 3.3.3-1 El SIVA en cabecera de pista Ferral del Bernesga

6.4 SUBPARTE C- ESTRUCTURA

6.4.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte C Estructura del nuevo código CS-23

En este apartado se van a analizar la redacción propuesta en la Subparte C Estructura de la nueva normativa CS23. Sobre dicha redacción se van a indicar los cambios propuestos para que la normativa general sea también aplicable a los sistemas pilotados remotamente. Estos cambios serán destacados sobre un fondo Gris. Esta Subparte de vuelo-actuaciones contiene los siguientes apartados: CS 23.300 Estructura-General, CS 23.305 Masa y distribución de masas, CS 23.310 Interacción del sistema y estructuras, CS 23.315 Cargas en vuelo, CS 23.320 Velocidades de diseño, CS 23.325 Cargas de taxi, despegue y aterrizaje, CS 23.330 Aeroelasticidad, CS 23.335 Condiciones de emergencia, CS 23.340 Durabilidad de la estructura, CS 23.345 Información relativa a la estructura.

6.4.1.1 Estructura-General (CS 23.300)

- a) La estructura soportará:
 - 1) Cargas límite sin interferir con una operación segura ni provocar deformaciones permanentes perjudiciales.
 - 2) Cargas últimas *sin que se produzca el fallo durante al menos tres segundos, permitiéndose fallos o inestabilidades locales entre la carga límite y la última. Si la carga última se prueba mediante ensayos dinámicos simulando condiciones de carga reales, no se aplica el límite de tres segundos.*
- b) Las cargas límites son las cargas máximas esperadas en servicio, incluyendo las producidas en vuelo, en tierra, las cargas de inercia, las externas *y las producidas durante el lanzamiento y recuperación nominal de la aeronave.*
- c) Las cargas últimas son las cargas límites multiplicadas por un factor de seguridad de 1.5, salvo que se indique lo contrario.
- d) Si las deflexiones bajo cargas cambian significativamente la distribución de las cargas externas o interna, ha de considerarse dicha redistribución.
- e) Se considerarán las cargas resultantes de la combinación de cualquier carga aplicada (e. j. cargas en vuelo, cargas de presurización, par motor, empuje y cargas giroscópicas, cargas inducidas por los sistemas etc.).

JUSTIFICACIÓN

Se incluyen las cargas de lanzamiento y recuperación que pueden ser determinantes, y se mantiene la definición de requisitos de carga última. Tras una recuperación de emergencia por paracaídas no se puede requerir que el avión conserve su integridad estructural.

6.4.1.2 Masa y distribución másica (CS 23.305)

Se determinará la envuelta en pesos y centrados de la aeronave dentro de los límites operacionales.

6.4.1.3 Interacción de sistemas y estructuras (CS 23.310)

Para aviones equipados con subsistemas que afectan a las actuaciones estructurales bien directamente o como resultado de fallo o funcionamiento defectuoso, las influencias y condiciones de fallo de estos sistemas han de ser considerados en las especificaciones de las sub-partes C y D.

6.4.1.4 Cargas en vuelo (CS 23.315)

- a) Se establecerán las cargas de vuelo críticas para cargas simétricas y asimétricas de la estructura para todas las combinaciones de velocidad y factores de carga dentro de los límites de maniobra y envuelta de rachas:
 - 1) para cada altitud dentro de las limitaciones operativas, considerando efectos de compresibilidad cuando sean significativos;
 - 2) para cada peso desde el mínimo hasta el máximo de diseño; y
 - 3) para cada práctica y conservativa distribución de carga dentro de los límites operacionales para para cada altitud y peso.
- b) No se producirán vibraciones ni sacudidas que produzcan daños estructurales hasta la velocidad de picado.
- c) Se determinarán las cargas que resulten de cualquier fallo probable en el sistema de avión, componente o motor.

6.4.1.5 Velocidades de diseño (CS 23.320)

- a) Se determinarán las velocidades de diseño estructural a las cuales la estructura ha de soportar las cargas de maniobra y ráfagas correspondientes.

- b) Las velocidades de diseño se seleccionarán según las características y actuaciones del avión. Para los RPAS podrán considerarse adicionalmente las capacidades de planificación de la misión, los modos de control del sistema y la monitorización del vuelo.
- c) Las velocidades de diseño tendrán suficiente margen de seguridad con respecto de los límites operacionales establecidos.

JUSTIFICACIÓN

Se ha cambiado la redacción del requisito b) de la NPA. Adicionalmente se ha incluido la posibilidad de poder modificar en los RPAS las velocidades considerando las funcionalidades de planificación, control y monitorización que puede condicionar significativamente las velocidades con el objetivo de obtener unas estructuras más ligeras y eficientes. Se desarrollarán los criterios en las respectivas especificaciones de aeronavegabilidad para RPAS.

6.4.1.6 Cargas de taxi, despegue y aterrizaje (CS 23.325)

Se determinarán las cargas durante el taxi (convencional y no convencional), despegue, aterrizaje y las cargas de manejo y manipulación esperadas en servicio considerando:

- a) Los pesos críticos aplicables
- b) Las velocidades de descenso aceptables
- c) Las apropiadas superficies de aterrizaje
- d) Actitudes y configuraciones normales y adversas
- e) Las funciones de planificación, control y monitorización para los sistemas pilotados remotamente

JUSTIFICACIÓN

Al igual que en el apartado anterior, las funciones de planificación, control y monitorización pueden reducir significativamente las cargas producidas en tierra. También se han considerado las cargas que pueden habitualmente sufrir estos sistemas por ejemplo transporte en carretera hasta zona de operación, izado a lanzador etc. En algunos casos estas pueden ser críticas.

6.4.1.7 Aeroelasticidad (CS 23.330)

- a) El avión no presentará flameo, inversión de mando ni divergencia:
 - 1) A todas las velocidades dentro de la envuelta de vuelo y a las que se encuentran fuera de dicha envuelta dentro de un margen de velocidad
 - 2) Para cualquier configuración y condición de operación;
 - 3) Considerando los grados de libertad críticos
 - 4) Considerando cualquier fallo crítico o malfuncionamiento
- b) Se establecerán tolerancias para todas las cantidades que afecten el flameo.

6.4.1.8 Condiciones de emergencia (CS 23.335)

- a) La aeronave, aunque pueda resultar dañada en aterrizajes de emergencia, proporcionará una protección aceptable a los ocupantes frente a lesiones graves, y se permitirá una rápida evacuación de los ocupantes apropiado al nivel de aeronavegabilidad determinado en CS 23.5 cuando:
 - 1) se realice un uso correcto del equipamiento de seguridad establecido en el diseño;
 - 2) los ocupantes sufran las cargas de inercia estáticas últimas que puedan producirse durante un aterrizaje de emergencia; y
 - 3) Las masas que son parte del avión (i.e motores, baterías APU etc) o transportadas a bordo (maletas y cargas) que puedan dañar a los ocupantes, experimenten una carga de inercia última que pueda producirse en un aterrizaje de emergencia.
- b) Las condiciones de aterrizajes de emergencia incluirán aquellas condiciones que puedan producirse (p.e. tren de aterrizaje retraído, vuelcos, recuperaciones con paracaídas).
- c) El sistema de retención no impedirá el escape rápido de los ocupantes ni interferirá con la operación del avión cuando no esté en uso
- d) Cada compartimento de carga será:
 - 1) Diseñado para contener el peso máximo indicado en su placa, y para las distribuciones críticas de carga a los factores de carga máximos estipulados correspondientes a las condiciones de carga en vuelo y en tierra de esta parte.
 - 2) Diseñado para evitar que el contenido sea un peligro por su desplazamiento. Se dispondrá de protección para evitar dañar controles, cables, equipos o accesorios cuyo dañado o fallo pueda afectar a una operación segura.

JUSTIFICACIÓN

Este apartado podrá aplicarse a los aviones pilotados remotamente sólo cuando en un futuro transporten a personas.

6.4.1.9 Durabilidad de la estructura (CS 23.340)

- a) La estructura del avión estará diseñada, fabricada y sometida a procedimientos fiables durante la vida operativa del avión para evitar fallos estructurales debido a causas previsibles de degradación estructural, que pudieran resultar en; una gran reducción de los márgenes de seguridad o de las capacidades funcionales, daños graves o fatales a las personas embarcadas, o la pérdida de la aeronave.
- b) La aeronave será diseñada para completar de manera segura un vuelo en el caso de que acontezcan daños estructurales debido a probables fallos de sistemas o a sucesos en vuelo apropiados al nivel de aeronavegabilidad del avión.

6.4.1.9 Durabilidad de la estructura (CS 23.340)

Se establecerá la siguiente información relacionada a la estructura:

- a) cualquier límite, procedimiento o instrucción necesaria para una operación segura;
- b) inspecciones o mantenimientos para asegurar una operación segura continua; y
- c) información de pesos peso y centrados para una operación segura.

6.4.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Subparte C Estructura

Este apartado contiene las especificaciones de aeronavegabilidad de detalle y que según la propuesta de reestructuración de la CS-23 no va a estar sometido a un proceso legislativo en su evolución. En este estudio, tal y como se ha justificado, tomando como base la certificación aún vigente de la CS-23 se van a desarrollar los requisitos de detalle para los sistemas aéreos no tripulados. En las tabla 6.4.2-1 a 6.4.2-8 se muestra un resumen de los apartados desarrollados según las divisiones establecidas por la normativa aún en vigor.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.301	Cargas	No aplicable	Se ha incluido en la nueva redacción de CS-23
23.302	Configuración canard o ala tandem	Se aplica sin modificación	
23.303	Factor de seguridad	Aplicable según se justifica.	Se emplearán los factores de seguridad en diseño establecidos en 5.4.2 y se emplearán en ensayos los factores de seguridad determinados en 5.4.3
23.305	Resistencia de deformación y	No aplicable	Se ha incluido en la nueva redacción de CS-23
23.307	Comprobación de la estructura	Se aplica sin modificación	

Tabla 6.4.2-1 General

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.321	General	No aplicable	Se ha incluido en la nueva redacción de CS-23
23.331	Condiciones simétricas de vuelo	Se aplica sin modificación	
23.333	Envuelta de vuelo	Se modifica según se justifica	Se consideran los requisitos de categoría normal para UAS (no acrobática, utility ni commuter).
23.335	Velocidades de diseño	Se modifica	
23.337	Factores de carga de maniobras límites	Se modifica	
23.341	Factores de carga de rachas	Se aplica sin modificación	
23.343	Cargas de diseño de combustible	Se aplica sin modificación	
23.345	Dispositivos hipersustentadores	Se aplica sin modificación	La deflexión será automática a $1.05 \cdot V_F$ definida. No se requiere rangos de velocidades
23.347	Condiciones de vuelo asimétricas	Se aplica sin modificación	
23.349	Condiciones de balance	Se aplica sin modificación	
23.351	Condiciones de guiñada	Se aplica sin modificación	
23.361	Par motor	Se aplica sin modificación	
23.363	Cargas laterales en bancadas	Se aplica sin modificación	
23.365	Cargas en cabinas presurizadas	No aplicable	
23.367	Cargas asimétricas por fallo de motor	Se aplica sin modificación	
23.367	Rear lift trust	Se aplica sin modificación	
23.371	Cargas aerodinámicas y giroscópicas	Se aplica sin modificación	
23.373	Dispositivos de control de velocidad	Se aplica sin modificación	

Tabla 6.4.2-2 Cargas en vuelo

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.391	Cargas en superficies de control	Aplicable sin modificación	
23.393	Cargas paralelas a las líneas de control	Aplicable sin modificación	
23.395	Cargas en los sistemas de control	Se modifica según se justifica	Se elimina a) 1) al no haber piloto. En a) 2) no se considera el límite por las fuerzas aplicadas por el piloto. c) también se elimina. No puede tampoco sustituir la fuerza del piloto por el par del servo, ya que este puede ser sustituido durante la vida operativa.
23.397	Fuerzas y momentos límites de control	No aplicable	No se consideran las fuerzas aplicadas por pilotos.
23.399	Sistemas de control dual	Se modifica	
23.405	Sistemas de control secundario	Se modifica	
23.407	Efectos de tabs de trimado	No aplicable	Los tabs se requieren para asistir al piloto disminuyendo el par. En un RPAS sería para disminuir el par (también disminuiría la fiabilidad)
23.409	Tabs	No aplicable	
23.415	Condiciones de rachas en tierra	Aplicable según justificación	a) 1) y 2) y b) no aplicables al no haber piloto adicionalmente los servos están alimentados durante el funcionamiento del avión fijando la posición de las superficies. c) se aplica si el sistema para sistemas aparcados fuera de hangar

Tabla 6.4.2-3 Cargas en superficies y sistemas de control

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.421	Cargas de equilibrado	Aplicable sin modificación	
23.423	Cargas de maniobras	Se modifica	
23.425	Cargas por rachas	Aplicable sin modificación	
23.427	Cargas asimétricas	Aplicable sin modificación	

Tabla 6.4.2-4 Superficies horizontales de cola

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.441	Cargas de maniobras	Se modifica	
23.443	Cargas de rachas	Se aplica sin modificación	
23.445	Fins y Winglets	Se aplica sin modificación	

Figura 6.4.2-5 Superficies verticales

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.455	Alerones	Se modifica	
23.459	Dispositivos especiales	Se aplica sin modificación	

Tabla 6.4.2-6 Alerones y dispositivos especiales

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.471	General	Aplicable sin modificación	
23.473	Condiciones de carga y supuestos	Se modifica	
23.477	Configuraciones de tren de aterrizaje	Aplicable sin modificación	
23.479	Condiciones de aterrizaje nivelado	Aplicable sin modificación	
23.481	Aterrizaje con cola baja	Aplicable sin modificación	
23.483	Aterrizaje en una rueda	Aplicable sin modificación	
23.485	Condiciones de carga lateral	Aplicable sin modificación	
23.493	Frenado	Aplicable sin modificación	
23.497	Condiciones suplementarias para tren de cola	Aplicable sin modificación	
23.499	Condiciones suplementarias para tren de morro	Aplicable sin modificación	
23.505	Condiciones suplementarias para trenes con esquís	Aplicable sin modificación	
23.507	Cargas de izado	Aplicable sin modificación	
23.509	Cargas de remolcado	Aplicable sin modificación	
23.511	Cargas en tierra; cargas asimétricas en unidades multirueda	Aplicable sin modificación	

Tabla 6.4.2-6 Cargas en tierra

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.561	Condiciones de aterrizaje de emergencia	No aplicable	El objetivo de este apartado es el de proteger a los ocupantes de condiciones de aterrizaje de emergencia
23.562	Condiciones dinámicas de aterrizaje de emergencia	No aplicable	El objetivo de este apartado es el de proteger a los ocupantes de condiciones de aterrizaje de emergencia

Tabla 6.4.2-7 Condiciones de aterrizaje de emergencia

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.571	Estructuras metálicas de cabinas presurizadas	No aplicable	Las cabinas de los UAS no requieren presurización
23.572	Ala metálica empenaje y estructuras asociadas	Aplicable sin modificación	
23.573	Tolerancia al daño y evaluación de fatiga de la estructura	Aplicable sin modificación	No se consideran los requisitos de cabinas presurizadas.
23.574	Tolerancia al daño estructuras metálicas “commuter”	No aplicable	La categoría “commuter” no es aplicable a los UAS.
23.575	Inspecciones y otros procedimientos	Aplicable sin modificación	

Tabla 6.4.2-8 Evaluación de fatiga

6.4.2.1 Velocidades de diseño (CS 23.335)

Excepto según se indica en el sub-párrafo a) 2), las velocidades aerodinámicas seleccionadas son velocidades aerodinámicas equivalentes (EAS).

a) Velocidad de diseño de crucero, V_C . Para V_C se cumplirá lo siguiente:

- 1) V_C no debe de ser inferior a:
 - i) la máxima velocidad horizontal rectilínea y uniforme que pueda planificarse, validarse y ser aceptada por el avión.
 - ii) la máxima velocidad horizontal que pueda comandarse, validarse y ser aceptada por el avión.
- 2) A altitudes a las que se haya establecido M_D , se puede seleccionar una velocidad de crucero de M_C , limitado por compresibilidad

b) Velocidad de diseño de picado V_D . Para V_D se aplicará lo siguiente:

- 1) Para garantizar un margen de seguridad entre V_C y V_D , se requiere que las velocidades de descenso planificadas o comandadas en la estación de control y aceptadas por el avión serán inferiores a V_C .
- 2) V_D no será inferior que el mayor de:
 - i) V_C multiplicado por un factor de 1.11
 - ii) $M_C+0.05$ a las altitudes a las que se establezca un número de mach.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

c) Velocidad de diseño de maniobras VA. Para definir VA se empleará alguno de los siguientes criterios:

1) VA no será inferior a $V_S \cdot n^{0.5}$ donde:

- i) V_S es la velocidad de pérdida con flaps retraídos al peso de diseño basada en los coeficientes de fuerza normal máximos CNA
- ii) n es el factor límite de maniobra utilizado en el diseño según 6.4.2.2 a).
- iii) VA no necesita exceder el valor de VC utilizado en el diseño.

2) La velocidad VA es la mayor velocidad rectilínea y uniforme a la cual el sistema de control de vuelo limita las maniobras para no superar los factores máximos de carga establecidos en 6.4.2.2 c).

JUSTIFICACION

Los criterios y límites definidos no están adaptados a las características y funcionalidades de los sistemas no tripulados. Así se realiza en este apartado y se considerará en el proceso la obtención de sistemas más eficientes.

Las velocidades VA, VC y VD se definen considerando las funciones de planificación y comandos, es decir empleando criterios más acordes a la operación de sistemas aéreos no tripulados.

¿Por qué no aplicamos 335 b) 1) y b) 2) para definir VD? Para aviones con turbinas la norma obliga a definir VD considerando una maniobra de picado que difícilmente pueda superarse en vuelo de manera inadvertida por el piloto. Ese criterio será el seguido para RPAS en el que esa maniobra está limitada por planificación y comandos y por la regulación del control de vuelo del avión. Adicionalmente:

- Determinar VC en función de la carga alar no resulta en valores representativos en UAV. Pueden existir una gran variedad de cargas alares y en aviones pequeños poca oferta de motores. El UAV está orientado al cumplimiento de una misión. Esto puede implicar desplazamiento a la velocidad máxima horizontal.
- Si no se emplease el b) 4) de la CS 23, la VD se calcularía aplicando un factor elevado (1.4 a la mínima VC o 1.25 a la VC) para evitar que se alcance en los vuelos. Esto penaliza el diseño del avión para los UAV que tienen una planificación de misión y un controlador de vuelo que pueden limitar de manera más exacta la velocidad.

VNO es la velocidad máxima de crucero a la que se garantiza la resistencia estructural. El operador del UAV no percibe con tanta seguridad condiciones de turbulencia o ráfagas. El UAV ha de poder soportar hasta el máximo de las velocidades horizontales que puedan planificarse, o comandarse y ser aceptado por el FCS del UAV. Por esto, la Velocidad de VC se definió de forma que coincidiera con la mayor velocidad que se pueda planificar, comandar y ejecutar en vuelo horizontal rectilíneo y uniforme. Esto con

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

independencia de que el avión por actuaciones pueda alcanzar mayor velocidad horizontal. Se elimina el límite superior de 0.9 VH establecido por CS.23. Si se pueden planificar o comandar trayectos a esa velocidad, el avión podrá encontrar las ráfagas y se generarían cargas mayores.

La norma CS23 en 1505 indica que si ha definido VD siguiendo este último método 335 b) 4), entonces se ha de establecer una VMO/MMO (límite máximo de velocidad operacional). Esta velocidad no ha de ser mayor que VC y suficientemente inferior a VD para que no sean excedidas inadvertidamente en operación. Eso se garantiza mediante la planificación de misión y la validación de misión y comandos.

- La norma para los aviones tripulados establecen que con el avión a una velocidad de VC, ha de considerarse rachas de 50 ft/s (Según se establece en AC-25.341-15 la posibilidad es de 1/70000 basada en registros de vuelo).
- Para VD (exigen que sea altamente improbable alcanzarla inadvertidamente) la normativa, exige rachas de 25 ft/s. Eso supone que la probabilidad de encontrarla disminuye ya que el avión es poco probable (frecuente) que vuele a esa velocidad. Se puede calcular esa probabilidad de la siguiente manera:

Según se estableció en el apartado de actuaciones, el sistema de control ha de mantener el 95% del tiempo +/-5% de la velocidad establecida. Es decir:

$$1.96 \cdot \sigma = 1.05 \cdot V_C - V_C \quad \sigma = 0.0255 \cdot V_C$$

Vamos a calcular VD para que la posibilidad de alcanzarla sea baja 10^{-5} y así nos protegemos de otros efectos no considerados: sería $4.417 \cdot 0.0255 \cdot V_C = 0.11 \cdot V_C$

La velocidad VA es aquella a la cual se pueden generar el factor máximo de maniobras definido. A velocidades mayores el sistema de control de vuelo ha de limitar las maniobras para no superar los factores de carga.

6.4.2.2 Factor de carga límite de maniobras (CS 23.337)

- a) Si V_A se ha definido según 6.4.2.1 c) 1) el factor de carga límite positivo de maniobra será de 3.8. El factor de carga límite de maniobra negativo no será inferior a 0,4 veces el factor de carga positivo de maniobras
- b) Si V_A se ha definido según 6.4.2.1 c) 2), el factor de carga máximo será $n = (V_A/V_S)^2$ si se cumplen las siguientes condiciones:
 - 1) Para todas las misiones planificadas y aceptadas por el avión, todos los comandos generados y aceptados por el avión y todas las trayectorias

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

transitorias entre los distintos modos de vuelo se cumplen los siguientes requisitos:

- i) A velocidades aerodinámicas superiores a VA, el avión efectuará tirones simétricos cuyo radio de giro sea mayor o igual a

$$R(+)\text{giro_vertic_min} = \frac{V^2}{(n_{m+} - 1) \cdot g} \quad \text{y}$$
$$R(-)\text{giro_vertic_min} = \frac{V^2}{(n_{m-} + 1) \cdot g}$$

- ii) A velocidades aerodinámicas superiores a VA, el avión efectuará virajes cuyo radio de giro en un plano horizontal sea mayor o igual a

$$R\text{giro_horizontal_min} = \frac{V^2}{n_m \cdot g \cdot \sin\phi}$$

- 2) Existe una limitación de las deflexiones negativas y positivas en el timón de profundidad de modo que a velocidades superiores a VA no se superan los factores de carga máximo ni mínimo para cada peso y centrado dentro de los límites establecidos.

Con:

- nm: factor de carga máximo a VA
- V es cualquier velocidad mayor que VA
- g: aceleración de la gravedad
- Φ : balance máximo permitido por el sistema de control de vuelo

JUSTIFICACION

Por definición a VA se alcanza el máximo factor de carga positivo y negativo. En este apartado se desarrollan los criterios que han de cumplir los sistemas UAV para que no se superen los factores de carga para velocidades superiores a VA. Se proponen dos maneras de limitarlo:

- 1) Se limitan las maniobras a partir de VA con la intención de no superar el factor de maniobra máximo. Esto implica limitar los radios de giro de tirones simétricos y Radio de giro en virajes a partir de la VA en misiones, comandos o trayectorias transitorias.
- 2) También adicionalmente se puede limitar las deflexiones en función de la velocidad por parte del sistema de control del vuelo.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

De la ecuación de momentos alrededor del eje Y, y considerando los factores que dependen de alfa, de la deflexión y de la velocidad angular tenemos:

$$\delta_e = -\frac{cm_0}{cm_\delta} - \frac{cm_\alpha}{cm_\delta} \cdot \alpha - \frac{cm_{\hat{q}}}{cm_\delta} \hat{q} \quad (1)$$

Adicionalmente consideramos:

$$1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot (CL_0 + CL_\alpha \cdot \alpha) = n \cdot W \cdot g \quad (2)$$

La velocidad angular en un tirón simétrico es (R es el radio de giro):

$$L = n \cdot W = W + \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R} \quad (3)$$

De donde

$$n = 1 + \frac{V^2}{g \cdot R} \quad (4)$$

$$q = \frac{V}{R} = \frac{g}{V} (n-1) \quad (5)$$

Considerando la velocidad angular adimensional $\hat{q} = \frac{q \cdot c}{2 \cdot V}$ y sustituyendo tenemos:

$$\delta = -\frac{cm_0}{cm_\delta} - \frac{cm_\alpha}{cm_\delta} \cdot \left[\frac{n \cdot W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CL_\alpha} - \frac{CL_0}{CL_\alpha} \right] - \frac{cm_{\hat{q}}}{cm_\delta} \cdot \frac{g \cdot c}{2 \cdot v^2} [n-1] \quad (6)$$

Figura 6.4.2.2-1 Deflexiones de timón de profundidad en función de la velocidad para diversos factores de carga

En la figura 6.4.2.2-1 se ha representado las deflexiones en función de la velocidad para distintos factores de carga considerando peso y centrado fijos. Tomamos como el delta inferior aquel que se requiere para volar con $n=1$ a la velocidad de pérdida y el delta superior aquel al que para V_A se alcanza el factor de carga límite negativo. Si aumentamos la velocidad, ese mismos deltas inferior producen factores de carga más elevados, por lo tanto al superar V_A esas deflexiones han de limitarse.

A continuación se determina la ley propuesta de variación con la velocidad. Si no consideramos el último término en la ecuación (6) estamos siendo conservativos ya que la curva con ese término incluido está por debajo de la que determina la expresión simplificada ($cmq < 0$, $cmd < 0$). Es decir para una velocidad determinada la expresión me va a dar un delta que es algo mayor que el que produciría verdaderamente ese momento (factor de carga es menor). Despreciando el último término la ecuación (6) queda:

$$\delta = K_1 - K_2 \cdot \frac{n_m}{V^2} \quad (7)$$

Los valores K_1 y K_2 pueden determinarse para cada centrado y altitud o bien imponer los límites más conservativos cd atrasado y a nivel del mar.

El motivo para limitar delta y no el factor n o la aceleración angular es que si se limita el factor de carga no se protege el estabilizador (su máxima carga se produce antes de alcanzar el máximo factor de carga).

6.4.2.3 Sistemas de control dual (CS 23.399)

Se considerarán los siguientes requisitos según las fuentes de comandos existentes a las superficies de control, los actuadores que ejecutan el control y las superficies de control:

- a) El control de la aeronave no puede ser ejercido de forma simultánea desde distintos orígenes. Se considerarán distintos orígenes: las estaciones de control, los distintos puestos en cada estación de control, ordenadores embarcados redundantes, pilotos externos.
- b) De existir varios orígenes:
 - 1) Con independencia de que el sistema seleccione de modo automático el origen de control, los operadores podrán anular ese automatismo seleccionando manualmente el origen del control.
 - 2) Se indicará a los operadores en lugar preferente y de manera inequívoca cuál de los posibles orígenes está ejerciendo el control.
- c) Los actuadores del control del vuelo del avión cumplirán los siguientes requisitos:
 - 1) Un actuador no podrá recibir comandos simultáneos de varios dispositivos.
 - 2) Si varios actuadores actúan sobre una única superficie de control o mando de motor se cumplirá que el fallo de uno de los actuadores no impedirá que el vuelo pueda continuar de modo seguro hasta el aterrizaje de la aeronave.

JUSTIFICACIÓN

Si pudiesen existir distintos orígenes simultáneos al control del avión podrían emitir órdenes diferentes por lo que el vuelo no sería posible. En el caso de existir varios orígenes la selección del origen podrá ser realizada también de modo manual ya que el operador ha de tener la última decisión.

El operador ha de conocer el origen del control. Entre distintas estaciones, ordenadores de control de vuelo o puestos de operación. El no saberlo podría suponer que actuase la estación o puesto que no lo tiene o que no actuase el que lo tiene perdiendo de ese modo tiempo en reaccionar.

Si dos actuadores controlan un único elemento crítico del avión lo hacen o para aumentar el par ejercido o bien para aumentar la fiabilidad. En cualquier caso se requiere que el fallo de un servo actuador (que no tienen una tasa de fallo extremadamente improbables) no impida continuar el vuelo.

6.4.2.4 Sistemas de control secundario (CS 23.405)

Los controles secundarios, como el sistema de frenos, spoilers, y control de tabs serán diseñados de modo que los actuadores integrados generen el par necesario para proporcionar las máximas deflexiones necesarias en las condiciones más desfavorables de centrado y a peso máximo.

JUSTIFICACIÓN

Al no haber piloto, el control de tabs, frenos en rueda, spoilers... no pueden depender de fuerzas máximas de un piloto. Se modifica ese requisito al requerir que el diseño soporte las fuerzas máximas de un piloto. No se establece para que soporte el par máximo del servo, ya que a lo largo de la vida operativa puede sustituirse por otros servos (de mayor par) . Por lo tanto se exige que los servos integrados puedan actuar en las condiciones más adversas.

6.4.2.5 Cargas de maniobra en superficies horizontal de cola (CS 23.423)

Cada superficie horizontal y su estructura soporte, y el ala principal en las configuraciones con canard o ala en tandem si esa superficie tiene control de cabeceo, debe de ser diseñado para las cargas de maniobra impuestas por las siguientes condiciones:

- a) Una repentina deflexión del timón de profundidad hasta su valor máximo positivo con el avión a la velocidad V_A , y una deflexión máxima negativa con el avión a la velocidad V_A . Se considerará deflexión máxima al máximo de los siguientes valores siempre y cuando exista ese modo de funcionamiento.
 - 1) Si V_A se ha definido según 6.4.2.2 a) o 6.4.2.2 b) 1), se emplearán las deflexiones que provoquen los menores radios de giro permitidos a nivel del mar a esa velocidad.
 - 2) Si V_A se ha definido según 6.4.2.2 b) 2) se considerará los valores de deflexión máximos y mínimos especificados.
- b) Con el avión volando a una velocidad superior a V_A :
 - 1) Si V_A se ha definido según 6.4.2.2 a) se deflectará considerando las deflexiones que requiere para producir los menores radios de giro vertical positivo seguido del menor radio de giro negativo permitido a nivel del mar a esa velocidad.
 - 2) Si V_A se ha definido según 6.4.2.2 b) 1) se deflectará considerando las deflexiones que producen los máximos factores de carga positivo seguido de la que produce el máximo factor negativo según las expresiones.

- 3) Si VA se ha definido según 6.4.2.2 b) 2) se defleca el timón de profundidad hasta el valor que produce el máximo factor de carga a esa velocidad seguido de la deflexión que produce el máximo factor de carga negativo a esa velocidad.

JUSTIFICACION

Por definición a velocidades hasta VA se va a deflecar el timón de profundidad a los valores máximos permitidos.

Para valores superiores a VA, en la CS23 se limita la maniobra para no superar una determinada aceleración angular y no superar el factor de carga máximo. Para UAV hay que garantizar que no se va a sobrepasar el factor máximo limitando o la trayectoria o la deflexión máxima en función de la velocidad y la máxima positiva para no superar el máximo factor de carga negativo (implementado en 23.337). Limitarlo por aceleración angular considerando que un piloto no va a superar esos valores solo se justificaría si el piloto está en la aeronave.

De esta manera existen estas formas de definirlo según se haya definido VA: el mínimo radio permitido a la velocidad o las deflexiones máximas permitidas.

6.4.2.6 Cargas de maniobras en superficies de cola verticales (CS 23.441)

- a) A velocidades menores o iguales a VA la superficies verticales deben diseñarse para soportar las siguientes condiciones. Para calcular las cargas se puede considerar que la velocidad de guiñada es cero:
 - 1) Con el avión sin aceleración ni resbalamiento, se asume que el control de rudder se desplaza hasta la máxima deflexión permitida a esa velocidad. Esa deflexión será la máxima de los siguientes modos de vuelo existentes:
 - i) Para un pilotaje manual será la máxima deflexión que se puede transmitir desde el puesto de control limitado, por el sistema de control de la aeronave en ese modo de funcionamiento, o por los topes de control (lo que sea menor).
 - ii) Para un modo de control los máximos permitidos por el sistema de control de vuelo a esa velocidad.
 - 2) Con el rudder deflelado tal y como se especifica en el sub-párrafo 1), se asume que el avión guiña hasta un ángulo resbalamiento mayor que el del equilibrio. En lugar de un análisis más racional, puede considerarse que ese ángulo es 1.5 veces el ángulo estático establecido en el sub-párrafo 3.
 - 3) Un resbalamiento de 15° con la deflexión de rudder mantenida en la posición neutra.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- b) A velocidades entre VA y VD, se limitará la deflexión en función de la velocidad según se indica en este sub-párrafo o bien se cumplirán los requisitos especificados en a) 1) y a) 2) pero a la velocidad VD.

La ley que limita la deflexión máxima a partir de VA es

$$\delta = \delta_A \cdot \frac{V_A^2}{V^2}$$

- c) El ángulo de guiñada especificado en subpárrafo a) 3) puede reducirse si el ángulo de guiñada seleccionado para una velocidad particular no se supera en -
- 1) Condiciones estacionarias de guiñada
 - 2) Virajes no coordinados
 - 3) Fallo repentino del motor crítico y acciones correctivas con retraso

JUSTIFICACION

Para velocidades inferiores o iguales a VA se consideran las máximas deflexiones posibles según los modos de control existentes tal y como se requieren por la CS23 para aviones tripulados.

Para velocidades mayores, se determina un máximo de deflexión de modo que las cargas son inferiores que en el caso anterior. Aunque la norma sólo lo exige para la categoría de commuter, para UAS también se imponen requisitos para velocidades entre VA y VD. Se impone la condición de que no superen los momentos obtenidos en la deflexión de rudder a VA. Si el sistema de control de vuelo no limita las deflexiones de rudder se ha de considerar que la maniobra especificada se realiza a VD.

La justificación del límite impuesto a la deflexión a partir de VA se deduce directamente de la expresión Del momento de guiñada y de la fuerza lateral producida:

$$N = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b \cdot (Cn_{\delta_r} \cdot \delta_r + Cn_{\beta} \cdot \beta)$$

$$Y = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_V \cdot V^2 \cdot c_v \cdot \left(\beta + \frac{1}{C_{L\alpha}} \cdot \frac{\delta C_L}{\delta \delta_v} \cdot \delta_v \right)$$

No se supera las cargas a)1), ya que al principio de la maniobra, al ser beta cero, sólo se producen los efectos correspondientes a dv y al deflectar siguiendo la ley propuesta, el momento y fuerza producidos serían iguales o inferiores.

Tampoco se superan las cargas de a) 2) ya que: a) 2) supone un momento y una fuerza que son proporcionales a δ_V por lo que con la ley propuesta ambos son menores o iguales a los que se obtienen en el punto A.

$$\beta = -\frac{Cn_\delta}{Cn_\beta} \cdot \delta_A$$

$$Y = q \cdot S_V \cdot c_V \cdot \left(1.5 \cdot \beta + \frac{1}{C_{L\alpha}} \cdot \frac{\delta C_L}{\delta \delta_V} \cdot \delta_A \right) = q \cdot S_V \cdot c_V \cdot Cte \cdot \delta_A$$

$$N = q \cdot S \cdot b \cdot (Cn_\delta \cdot \delta_A - 1.5 \cdot Cn_\beta \cdot \left(\frac{Cn_\delta}{Cn_\beta} \cdot \delta_A \right)) = -q \cdot S \cdot b \cdot (0.5 \cdot Cn_\delta \cdot \delta_A)$$

6.4.2.7 Alerones (CS 23.455)

a) Se han de diseñar los alerones para soportar las siguientes cargas:

- 1) En posición neutra durante las condiciones de vuelo simétricas
- 2) Con las siguientes deflexiones durante condiciones de vuelo asimétricas:
 - i) Repentino desplazamiento máximo de los alerones a VA. Ese máximo desplazamiento correspondería a lo impuesto por el sistema de control de vuelo en el caso de que no haya pilotajes manuales que tuvieran un desplazamiento superior.
 - ii) Repentina deflexión máxima permitida por el sistema de control de vuelo a velocidades entre VA y VD. Siempre y cuando no se cumpla lo especificado en el subpárrafo 2) iii).
 - iii) Si el sistema de control de vuelo limita la deflexión de alerones con la velocidad según la relación expresada en este párrafo, entonces no será necesario analizar los casos de carga en alerones para velocidades mayores que VA

$$\delta = \delta_{\max} \cdot \frac{V_A^2}{V^2}$$

JUSTIFICACION

Es obligatorio la máxima deflexión permitida con el UAV a la velocidad VA. Esa máxima deflexión sería la permitida por el sistema de control de vuelo siempre que no exista un pilotaje manual con límites superiores en la deflexión.

Se deberá analizar los casos a velocidades superiores a VA, a menos que se garantice que no se van a superar las cargas. La ley propuesta limita ese requisito.

El límite por el sistema de control de vuelo se ha impuesto a la deflexión de actuador y no a la velocidad angular (que el piloto no detecta y que tampoco garantiza que las fuerzas y momentos generados sean menores.). Se propone la siguiente ley:

$$\delta = \delta_{\max} \cdot \frac{V_A^2}{V^2}$$

Esta ley hace que el momento producido alrededor del eje x sea menor o igual que el generado a V_A ya que dicho momento es. Si el momento es menor las fuerzas que lo producen y que se aplican en el mismo lugar geométrico son también menores, por lo que no se requiere su análisis.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b \cdot Cl_{\delta a} \cdot \delta_a$$

Las normas CS 23 obligan a deflexar suficientemente a VC y VD hasta conseguir una velocidad de balance inferior a la obtenida en A. Limitar la velocidad angular no garantiza que el momento y las fuerzas generadas sean menores, la ley propuesta sí.

6.4.2.8 Sistema de recuperación (CS 23.461)

- a) Si el sistema de recuperación se emplea para garantizar el cumplimiento de 23.1309 se cumplirán los siguientes requisitos:
 - a. El sistema se desplegará satisfactoriamente con una probabilidad superior a 0.01 en toda la envuelta de vuelo
 - b. La velocidad de caída estabilizada será inferior a 7 m/s
- b) Si el sistema de recuperación se utiliza en operaciones nominales de la aeronave, se cumplirá:
 - 1) Durante la recuperación no se inducirán actitudes a la aeronave que pudieran dificultar el correcto desplegado
 - 2) Ningún componente estructural de la aeronave resultará dañado por impacto durante el proceso de despliegue del paracaídas
 - 3) El avión soportará las cargas de deceleración inducidas por la apertura del paracaídas en las condiciones nominales de recuperación establecidas en el manual de vuelo. En lugar de un análisis más exhaustivo se utilizarán los siguientes factores de carga –
 - i) n_x = en el sentido longitudinal hacia la cola del avión
 - ii) n_z = en el sentido vertical hacia la parte superior del avión

- 4) La estructura soportará las cargas debidas al impacto con el terreno tras la recuperación con paracaídas. En caso de no disponerse de datos experimentales se utilizarán los siguientes factores de carga.

DESARROLLAR DECELERACION CONSERVATIVA CON AIRBAGS

- 5) El UAV no ha de sufrir daños causados por el posible arrastre del paracaídas estando el UAV ya en tierra y a las condiciones máximas de viento a las que ha sido solicitado

JUSTIFICACION

La ecuación aproximada que representa la deceleración en un sistema de paracaídas y que es comúnmente utilizada en la literatura especializada es:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_D \cdot V^2 - m_b \cdot g \cdot \sin \theta = -\frac{d(M \cdot V)}{dt}$$

En donde M es la masa total del sistema paracaídas y carga útil. Esta masa puede expresarse como la suma de la masa de aire acelerada por el paracaídas y que varía durante el proceso de inflado (m_a), a la masa de la carga útil decelerada por el paracaídas (m_b). Sustituyendo la expresión en la ecuación anterior queda:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_D \cdot V^2 - m_b \cdot g \cdot \sin \theta = -(m_b + m_a) \cdot \frac{dV}{dt} - V \cdot \frac{dm_a}{dt} \quad (1)$$

Existen discrepancias en los estudios realizados de que un fenómeno tan no lineal de dinámica de fluidos pueda expresarse como simples sumas en la ecuación del movimiento. No obstante, la expresión puede ser utilizada en el presente estudio para establecer unos factores de carga de referencia durante las fases iniciales del diseño de la aeronave que tendrán que ser corroborados mediante registros en vuelo de recuperaciones efectuadas.

Lutke propuso una ley de variación que proporciona resultados muy próximos a la realidad considerando que el producto de $S \cdot C_D$ varía como la sexta potencia del tiempo, para paracaídas sin líneas de “reefing” y sin ranuras. La expresión utiliza coeficientes que son función del tiempo de inflado.

La fórmula puede simplificarse despreciando los factores que consideran la masa del aire, la masa aparente y sus derivadas. Ludtke demostró que los efectos producidos por estos factores son despreciables. Considerando asimismo que en la recuperación por paracaídas, se produce la extracción con el avión en vuelo horizontal la expresión sería:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_D \cdot V^2 = -(m_b) \cdot \frac{dV}{dt} \quad (2)$$

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

En donde S es el área del paracaídas. Si suponemos que el paracaídas va llenándose de aire, sería el área de la parte llena de aire en un instante determinado. Si suponemos que el paracaídas es un casquete esférico expresamos la línea que define la superficie de revolución y el área:

$$y = \sqrt{R^2 - x^2} \quad S = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot (x + R)$$

La ecuación de la parábola y el área del casquete esférico serían:

Si suponemos que la sección de entrada de aire va aumentando en la misma proporción que va llenándose la campana del paracaídas tenemos con A la sección frontal según se va llenando:

El incremento del volumen sería:

$$\Delta Vol = \pi \cdot y^2 \cdot dx + \frac{1}{2} \cdot (\pi \cdot (y + dy)^2 \cdot dx - \pi \cdot y^2 \cdot dx) \approx \pi \cdot y^2 \cdot dx$$

Suponiendo que sólo una fracción K_b de la masa de aire que entra se emplea para el llenado del paracaídas, (el resto sale bien por posibles orificios practicados en la tela o por geometría configuración por ejemplo cruciforme) obtenemos:

$$\rho \cdot (\pi \cdot y^2 \cdot dx) \approx K_b \cdot \rho \cdot \pi \cdot y^2 \cdot V \cdot dt$$

Es decir:

$$dx = K_b \cdot V \cdot dt \quad (3)$$

Sustituyendo dt en (1) y considerando una constante de proporcionalidad K_a en las fuerzas de resistencia durante el proceso de llenado obtenemos:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot K_a \cdot (2 \cdot \pi \cdot R \cdot (x + R)) \cdot C_D \cdot v^2 = -M \cdot K_b \cdot \frac{v \cdot dv}{dx}$$

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

$$\frac{\rho \cdot \pi \cdot R \cdot C_D}{M \cdot K_b} \cdot (x + R) \cdot dx = -\frac{dv}{v}$$

Integrando la ecuación queda

$$V = V_0 \cdot e^{-1/2 \cdot \alpha \cdot (x+R)^2} \quad (4) \quad \text{En donde} \quad \alpha = \frac{\rho \cdot \pi \cdot R \cdot C_D \cdot K_a}{M \cdot K_b}$$

Derivando respecto del tiempo y considerando (3) obtenemos la aceleración.

$$a = \frac{dv}{dt} = \frac{dv}{dx} \cdot \frac{dx}{dt} = -\alpha \cdot (R + x) \cdot V_0^2 \cdot K_b \cdot e^{-\alpha \cdot (x+R)^2} \quad (5)$$

Si derivamos la aceleración con respecto a x

$$\frac{da}{dx} = -\alpha \cdot V_0^2 \cdot K_b \cdot e^{-\alpha \cdot (x+R)^2} \cdot [1 - 2 \cdot \alpha \cdot (R + x)^2]$$

La aceleración tiene un máximo en
$$x = \left(\frac{1}{2 \cdot \alpha} \right)^{1/2} - R \quad (6)$$

Sustituyendo la expresión de x dada por (6) en la ecuación (5) obtenemos la expresión de la aceleración máxima:

$$a = -\sqrt{\frac{\alpha}{2}} \cdot K_b \cdot V_0^2 \cdot e^{-1/2} \quad (7)$$

Ka: Valor que será ajustado mediante datos de ensayos

Kb: Puede considerarse como la relación de áreas del paracaídas área efectiva quitando las ventilaciones y área total.

Según la referencia [13] Potvin considera que la fuerza máxima durante la apertura de un paracaídas viene expresada por:

$$F_{max} = C_K \cdot (S \cdot C_D)_{sd} \cdot (1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2) \quad (8)$$

Según el autor, el factor de impacto C_k ha sido representado gráficamente en numerosos estudios realizados en función del denominado cociente másico inverso Rm :

$$Rm = \frac{\rho \cdot (S \cdot C_D)_{sd}^{3/2}}{m} \quad (9)$$

Las gráficas elaboradas por Wolf [14] para determinar C_k vienen representadas en la figuras 6.4.2.8-1 para paracaídas sin estrandulamiento de la apertura de la campana, (“reefing”) o con este activado permanentemente y la 6.4.2.8-2 para paracaídas en los que se activa el corte del “reefing”.

Figura 6.4.2.8-1 Wolf [14] Ck en función de Rm con activación de reefing

Figura 6.4.2.8-2 Wolf [14] Ck en función de Rm con activación de reefing

La mayoría de los RPAS van a tener factores Rm mayores que 1 por lo que se puede expresar:

$$Ck = \frac{1}{12.545} \cdot (1.2458 - \log_{10}(Rm)) \quad (\text{para } Rm > 0.6)$$

Figura 6.4.2.8-3 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas SIVA #5 1/3/2006. Ayllón

Figura 6.4.2.8-4 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas SIVA #5 28/2/2006. Ayllón

Figura 6.4.2.8-5 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas SIVA #7 21/1/2010. San Gregorio

Figura 6.4.2.8-6 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas SIVA #7 17/11/2009. El Teleno

Figura 6.4.2.8-7 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas ALO2 21.07.2004. San Gregorio

Figura 6.4.2.8-8 Deceleración y velocidad. Recuperación con paracaídas Diana. Mazagón

Las figuras anteriores representan seis recuperaciones de vehículos aéreos no tripulados SIVA, ALO y Diana.

- Paracaídas SIVA: El paracaídas empleado el tipo cruciforme formado por dos rectángulos de 15x5 metros. Y dispone de una línea de reefing de 20 metros que se activa al cabo de 6 segundos del despliegue de la campana Kb=5/9.
- Paracaídas ALO: Semiesférico S=35.67 m² sin reefing
- Paracaídas Diana C9: Semiesférico, S=56.75 m² con slider de 1.25 m de diámetro. Se calculan dos tramos por la acción del slider. R-ventilación =0.427. Kb=0.77 tramo 1 y Kb=0.99 tramo 2. En el segundo se considera la gráfica 5.4.2.8-2.

	SIVA 05 Ayllón I	SIVA 05 Ayllon II	SIVA 07 S. Gregorio	SIVA 07 Teleno	ALO 2 Ayllón	DIANA Mazagón
W (kg)	260	280	260	280	40	120
Altitud (m)	1300	1300	900	1300	1200	1000
V ₀ (m/s)	49	40	40	35	45	V ₀₁ =106 V ₀₂ =89
Fmax Wolf	6483 N	4542 N	4366 N	3506 N	1570 N	1: 4718 2: 6014
Fmax Real	2956 N	5854 N	3856 N	3010 N	2588	1: 4974 2: 6396
Error Wolf	+114%	-17.5%	+27.3%	20.6%	-23%	1:-5.1% 2:-6.0%
Ka	0.005	0.043	0.019	0.020	0.037	1: 0.0068 2: 0.0028
Error nuevo modelo (Ka_medio=0.019)	+69.9%	-41%	0%	-12.5%	-25%	1:67.3% 2:128%

Tabla 6.4.2.8-1 Comparación de modelos

Figura 6.4.2.8-9 Lanzamiento del SIVA en Ferral del Bernesga (León)

6.4.2.9 Sistema de lanzamiento

- a) El UAV soportará la sollicitación mecánica inducida durante el lanzamiento. Esto se comprobará sobre la estructura del UAV y sobre la estructura soporte de los distintos componentes del UAV.
- b) El vehículo aéreo, el carro de lanzamiento y las estructuras soportes de los distintos componentes del vehículo aéreo soportarán un factor de carga constante en la dirección del lanzamiento. Se utilizará el factor de carga máximo encontrado durante el lanzamiento.

Salvo que exista un análisis más detallado o datos obtenidos durante ensayos en vuelo, se utilizarán los siguientes valores:

$$\text{Aceleración: } K1 \cdot \left(0.5 \cdot \frac{V_s^2}{L} \right)$$

Siendo V_s la velocidad de pérdida del avión

L longitud de rampa de lanzamiento y

$K1$ un factor para compensar variación de aceleración.

- Para lanzador neumático $K1=2.38$
- Para elastómeros $K1=2.88$.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

c) Choque. En los instantes iniciales del lanzamiento se produce un impacto (elevados g's durante un tiempo muy reducido). Se supondrá un pico de aceleración como consecuencia de la fuerza elástica del cable que transfiere el movimiento al carro porta UAV's. A falta de un análisis más exhaustivo se supondrá un valor 2 veces la aceleración determinada en b) actuando durante 15 milisegundos.

d) Vibraciones. El UAV al ser transportado por el carro porta UAV's durante el lanzamiento está sometido a vibraciones

e) El UAV soportará la sollicitación mecánica inducida en el instante de la separación del avión con respecto del carro porta UAVs. Esa sollicitación se produce por el freno repentino del carro.

JUSTIFICACION

Se han de especificar los valores del párrafo a) 1) 2) y 3) ya que las sollicitaciones durante el lanzamiento poder ser críticos y dichas sollicitaciones van aplicadas en los puntos de lanzamiento. El punto 4) establece las restricciones al lanzamiento

La posible utilización de un lanzador para impulsar al avión implica el cumplimiento de los requisitos especificados en b). Si hubiese alguna restricción a los límites de peso y velocidad para con un lanzador concreto es preciso indicarlo en el manual de vuelo.

JUSTIFICACION

Se desarrolla un modelo para determinar la aceleración inicial que va a ser la más fuerte durante la fase de lanzamiento. Se van a considerar tres tipos de lanzadores: neumáticos, de elastómeros y mediante booster.

LANZADOR NEUMATICO

La aceleración inicial sobre el vehículo aéreo es:

$$a_i = \frac{P_i \cdot A}{rel \cdot M}$$

En donde:

A: Es el área del embolo de desplazamiento

M: Masa del vehículo aéreo

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Rel: Relación entre carrera del émbolo de desplazamiento y del vehículo aéreo (sistema de poleas).

Durante la carrera del UAV el gas realiza una expansión isentrópica, por lo que la presión durante el proceso, en función de la presión y del volumen inicial viene dada por:

$$P_X \cdot V_X^\gamma = P_I \cdot V_I^\gamma$$

El volumen que ocupa el gas durante la carrera es:

$$V_X = V_I + A \cdot X$$

Igualando el trabajo realizado por el émbolo durante su desplazamiento a la energía cinética adquirida por el vehículo aéreo y su carro soporte tenemos:

$$\frac{1}{2} \cdot M_T \cdot V^2 = \int_0^X P_X \cdot A \cdot dX = A \cdot \int_0^X \frac{P_I \cdot V_I^\gamma}{V_X^\gamma} \cdot dX = A \cdot P_I \cdot V_I^\gamma \cdot \int_0^X \frac{1}{(V_I + A \cdot X)^\gamma} \cdot dX$$

Y resolviendo la integral tenemos:

$$\frac{1}{2} \cdot M_T \cdot V^2 = A \cdot P_I \cdot V_I^\gamma \cdot \frac{1}{A \cdot (1-\gamma)} \cdot [(V_I + A \cdot X)^{1-\gamma} - V_I^{1-\gamma}] = \frac{P_I \cdot V_I^\gamma}{1-\gamma} \cdot V_I^{1-\gamma} \left[\left(1 + \frac{A \cdot X}{V_I}\right)^{1-\gamma} - 1 \right]$$

Y sustituyendo en la expresión de la aceleración inicial tenemos:

$$a_i = \frac{V^2 \cdot (\gamma-1) \cdot A}{2 \cdot V_I \cdot rel} \cdot \frac{1}{1 - \left(1 + \frac{A \cdot X}{V_I}\right)^{1-\gamma}}$$

Y denominando $\frac{A \cdot X}{V_I} = \lambda$, Que es la relación entre volumen de expansión del émbolo y volumen inicial del lanzador:

$$a_i = \frac{V^2 \cdot (\gamma-1)}{2 \cdot rel} \cdot \frac{\lambda}{X} \cdot \frac{1}{1 - (1 + \lambda)^{1-\gamma}} = 0.4 \cdot \frac{(1.2 \cdot V_s)^2}{2 \cdot L} \cdot \frac{\lambda}{1 - (1 + \lambda)^{-0.4}} = 0.576 \cdot \frac{\lambda}{1 - (1 + \lambda)^{-0.4}} \cdot \frac{V_s^2}{2 \cdot L}$$

Es decir

$K = K1 \cdot \frac{V_s^2}{2 \cdot L}$ K1=2.38 para una relación de volúmenes de 1 (diseño bastante deficiente)

NOTA: como interesa obtener un factor de carga lo más bajo posible, L= X*rel que es la carrera de lanzamiento, conviene hacerlo lo mayor posible. K conviene que sea lo

menor posible y la expresión de K es creciente en λ (Ver derivada segunda siempre positiva) por lo que la relación de volúmenes conviene hacerla lo más baja posible.

Figura 6.4.2.9-1 Aceleraciones registradas. Lanzamiento SIVA

En la figura adjunta se muestran los datos obtenidos para distintos lanzamientos de dos vehículos aéreos considerando un lanzador neumático desarrollado por Aries con los siguientes valores:

2 acumuladores cilíndricos de $L=5$ m y $D=0.65$ m $V_I=3.318$ m³ (total)

Cilindro de desplazamiento del embolo de $L=2.9$ m y $Dia=0.54$ m $V=0.664$

$L=0.2$

Considerando que el peso ha sido de 280 kg en los cinco lanzamientos y la velocidad de salida 31 m/s El modelo proporciona 78.7 m/s² muy similar a los datos registrados

LANZADOR DE ELASTOMEROS

Planteando la ecuación del trabajo tenemos:

$$\frac{1}{2} \cdot M \cdot V^2 = - \int_{X_I}^{X_I-L} K \cdot (x - X_0) \cdot dx$$

En Donde X_0 es la longitud del elastómero sin tensión, L es la carrera de lanzamiento y V es la velocidad tras la carrera. Operando se obtiene:

$$\frac{1}{2} \cdot M \cdot V^2 = L \cdot K \cdot (X_I - X_0) - \frac{1}{2} \cdot K \cdot L^2$$

La aceleración más baja se obtendría haciendo que $X_I - X_0 = L$, es decir que al final no haya tensión. El diseñador puede optar por acortar la carrera subiendo la tensión y

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

haciendo que cuando ha transcurrido la carrera el elastómero tenga aún tensión. Alargar la carrera implica que la sollicitación a la aeronave sea menor, por lo que la aeronave sería más ligera. Se supone pues que $XI-X0=L$.

De donde $K \cdot L = \frac{M \cdot V^2}{L}$

La expresión de la aceleración inicial (que es la mayor durante el lanzamiento) es:

$$a_i = \frac{K \cdot L}{M} = \frac{V^2}{L} = 1.44 \cdot \frac{V_s^2}{L} = 2.88 \cdot \frac{V_s^2}{2 \cdot L}$$

6.5.2.10 Condiciones de carga en tierra y supuestos (CS 23.473)

- a) Los requisitos de carga en tierra de esta sub-parte se deben cumplir con el peso máximo de diseño excepto que 23.479, 23.481 y 23.483 pueden cumplirse con el peso de diseño de aterrizaje (el peso mayor para el aterrizaje a la velocidad de descenso máxima permitida por los sub-párrafos b) y c).
- b) El peso de diseño de aterrizaje puede ser tan bajo como -
 - 1) 95% del peso máximo si la capacidad mínima de combustible es suficiente para al menos media hora de operación a potencia máxima continua más una capacidad igual al peso de combustible que es la diferencia entre el peso máximo de diseño y el peso de diseño del aterrizaje; o
 - 2) El peso máximo de diseño menos el 25% del total de la capacidad del combustible.
- c) No aplicable
- d) *El factor de carga de inercia límite vertical en el centro de gravedad del avión para las condiciones de carga prescritas en esta sub-parte no serán inferiores que aquellas que se obtendrían con la velocidad de descenso que resulte de las siguientes condiciones:*

El avión realiza la aproximación automática con la trayectoria de mayor pendiente de aproximación permitida por la planificación o 2% (Superficies delimitadoras de aeropuertos), la que sea mayor; y con la velocidad más elevada de las permitidas por la planificación y validación del vuelo multiplicada por un factor de seguridad de 1.11.
- e) Se puede considerar una sustentación del ala de dos tercios del peso del avión durante todo el impacto del aterrizaje actuando en el centro de gravedad del avión.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

El factor de carga de la reacción en tierra debe ser igual al factor de carga de inercia menos el cociente de la sustentación asumida y el peso del avión.

- f) Si se realizan ensayos de absorción de energía para determinar el factor de carga límite correspondiente a la velocidad de descenso requerida, estos ensayos se deberán hacer según 23.723 a).
- g) No se utilizará en el diseño un factor de carga de inercia menor que 2.67, y no será el factor de carga de reacción del terreno menor que 2.0 al peso máximo de diseño a menos que estos valores inferiores no sean excedidos durante los carreteos hasta la velocidad de despegue sobre el terreno más rugoso esperado en la operación del avión.

JUSTIFICACION

Se permite utilizar las mismas definiciones de peso de diseño de aterrizaje que para los aviones tripulados considerando que no es muy posible tener que aterrizar con inmediatez al despegue y que el avión ha despegado al peso máximo de despegue.

Se modifica el apartado d), relacionando las cargas en tierra durante el aterrizaje con las trayectorias planificadas y las alarmas establecidas en la monitorización del vuelo en la estación de control. Al estar planificado el descenso y aterrizaje, esos valores son más representativos que la fórmula de velocidad requerida por la normativa (basada en carga alar del avión). En el caso de no cumplirse los requisitos, se emplea la fórmula de la CS23.

La velocidad descensional viene determinada por la siguiente expresión:

$$(Error_V + V) \cdot \text{Sen}(\gamma + error_ \gamma)$$

Despreciando el producto de los errores y suponiendo que el ángulo es pequeño queda:

$$V \cdot \gamma + err_V \cdot \gamma + V \cdot err_ \gamma$$

Siendo V la velocidad programada de descenso y gamma el ángulo de la trayectoria programada. Tomar ese ángulo como el máximo de los que se puedan enviar es conservativo ya que el UAV ha de realizar una recogida que va a hacer que ese ángulo disminuya.

Tal y como se analizó en apartados anteriores un UAV ha de mantener el control de velocidad dentro de una tolerancia de +/-5% (el 95% del tiempo) de la velocidad comandada La desviación es $\sigma=0.0255 \cdot V$. Si queremos que la probabilidad de exceder esa velocidad sea de 10^{-5} necesitaríamos ir a $V+4.417\sigma$ es decir $1.11v$ Suponemos que el avión aterriza con el gamma de aproximación y que el $error_ \gamma=0$ (hipótesis conservativa ya que el flare reduce el gamma). Sustituyendo tenemos.

$$V_{10-5} = V \cdot \gamma + err_V \cdot \gamma + V \cdot err_ \gamma = 1.11 \cdot V \cdot \gamma$$

No puede permitirse el bajar el peso máximo de aterrizaje justificándolo con la eyección de combustible. Una de las causas de abortar una misión sería la pérdida en el despegue del telecomando al avión (evento no improbable). El avión en ese supuesto podría aterrizar de modo automático y no podría eyectarse el combustible al no haber comando. Asimismo la eyección del combustible podría producir daños medioambientales que para los UAS estaría menos justificado.

La fórmula propuesta para los aviones según CS-23: Una velocidad de descenso de $0.9 (W/S)^{1/4}$ en m/s excepto que esta velocidad no tiene que ser mayor que 3 m/s ni menor que 2.1 m/s normalmente suponen velocidades de descenso más elevadas que la formulación propuesta.

6.4.3 Consideraciones respecto Sub-parte C Estructuras de STANAG-4671

La normativa militar impone un factor de seguridad en la estructura primaria de 1.5 y de 1.25 para la estructura secundaria. En esta tesis se ha establecido factores de seguridad basados en la variabilidad de los permisibles de diseño de los materiales empleados. Para los ensayos de la estructura se requieren p veces la carga última sin que se produzca deformación permanente peligrosa estando el valor de p comprendido entre 105-115%. Según el material empleado y el tipo de aeronave ensayada esta prueba puede proporcionar valores muy reducidos de fiabilidad tal y como se analizó en el capítulo 2.

Para las velocidades de diseño a emplear en el cálculo estructural no establece criterios en VC y para las VA y VD establece los mismos márgenes y criterios que para la aviación tripulada. No se han considerado las ventajas que tendrían las limitaciones implementadas en el sistema de control de vuelo. Las cargas de maniobras en superficies horizontales se establecen con los mismos criterios que la aviación tripulada.

Para las condiciones de aterrizaje esta normativa ha considerado los mismos criterios que para la aviación tripulada quizá sin aprovechar las ventajas que proporcionan los sistemas de control de vuelo.

Página intencionadamente en blanco

6.5 SUBPARTE D DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

6.5.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte D Diseño y construcción del nuevo código CS-23

En este apartado se van a analizar la redacción propuesta en la Subparte D Diseño y construcción de la nueva normativa CS23. Sobre dicha redacción se van a indicar los cambios propuestos para que la normativa general sea también aplicable a los sistemas pilotados remotamente. Estos cambios serán destacados sobre un fondo Gris. Esta Subparte contiene los siguientes apartados: CS 23.400 Diseño y construcción-General, CS 23.405 Materiales y procesos, CS 23.410 Protección de la estructura, CS 23.415 Factores de seguridad especiales, CS 23.420 Sistemas de control de vuelo, CS 23.425 Sistemas de tren de aterrizaje, CS 23.430 Medios de evacuación y salidas de emergencia, CS 23.435 Ambiente físico de los ocupantes, CS 23.440 Peligros externos, CS 23.445 Protección de fuego, CS450 Zonas de fuego designadas, CS 455 Información de diseño y construcción, 23.460 interfaz con la tripulación

6.5.1.1 Diseño y construcción-General (CS 23.400)

- a) Cada parte o componente será diseñado para las condiciones operacionales previstas
- b) Los datos de diseño proporcionarán una adecuada definición de la configuración, de las características de diseño, y de los materiales y procesos.
- c) Se determinará la adecuación de todos los detalle de diseño y componentes que sean importantes para la seguridad de la operación
- d) El sistema de control estará libre de bloqueos, fricciones excesivas y deflexiones excesivas cuando:
 - 1) El sistema de control y su estructura soporte será sometido a las solicitudes correspondientes a cargas límites de vuelo.
 - 2) Los controles primarios estén sometidos a la carga límite en vuelo o las que se generan con la fuerza máxima del piloto, la que resulte inferior de entre ellas.
 - 3) Los controles secundarios estén sometidos a cargas no inferiores que las que corresponden al esfuerzo máximo del piloto.
 - 4) Para RPAS, cuando los controles estén sometidos a las cargas límites de la operación o las producidas por las deflexiones requeridas por el sistema de control, las que sean menores.
- e) La cabina completa presurizada, incluyendo puertas, ventanas, carlinga y válvulas se probará a una presión igual a la máxima de la válvula de escape multiplicada por 1.33, sin considerar otras cargas.

JUSTIFICACIÓN Y ANÁLISIS

Este párrafo cubre los requisitos especificados en 23.601, 23.671 y 23.683; y parcialmente al 23.843 del que han eliminado el requisito de ensayar válvulas y comprobar el funcionamiento de la presurización a distintas altitudes, temperatura y humedades.

Para RPAS se requiere incluir requisitos detallados a 23.671 ya que los controles en un UAV son completamente diferentes a los de un avión tripulado. Para estos sistemas no puede sustituir la fuerza máxima del piloto por la que genere un actuador eléctrico. Este podría ser sustituido por otro componente de mayor par en algún momento de la vida operativa, lo que podría provocar un fallo grave.

6.5.1.2 Materiales y procesos (CS 23.405)

- a) Se determinará la adecuación y durabilidad de los materiales utilizados en componentes cuyo fallo pudiera afectar adversamente a la seguridad, considerando los efectos de las condiciones ambientales posibles esperadas en servicio.
- b) Los métodos y procesos de fabricación y montaje empleados, producirán consistentemente estructuras seguras. Si un proceso de fabricación requiere un control exhaustivo para alcanzar este objetivo, ese proceso se realizará siguiendo una especificación de proceso aprobada.
- c) Los valores de diseño serán elegidos para minimizar la probabilidad de fallo estructural debido a la variabilidad del material. Excepto lo indicado en e) y f) de esta sección, el cumplimiento con este párrafo se demostrará seleccionando valores de diseño que aseguren la resistencia del material con probabilidades apropiadas a la criticidad del elemento estructural.
- d) Si se requieren las propiedades de resistencia de material, estas serán obtenidas mediante suficientes ensayos del material que cumpla especificaciones, de modo que se establezcan los valores de diseño estadísticamente.
- e) Se podrán emplear permisibles de diseño mayores que los mínimos garantizados en esta sección si se realiza una selección “premium” del material, en la cual un espécimen de cada componente individual es ensayado antes de su uso para determinar que las propiedades de resistencia real son iguales o mejores que las empleadas en el diseño.
- f) Se podrán emplear otros permisibles de diseño si se aprueban específicamente.

JUSTIFICACIÓN Y ANALISIS

Este apartado cubre los requisitos especificados en 23.603, 23.605, 23.613. Su aplicación es inmediata a los vehículos aéreos pilotados remotamente excepto que 23.613 se ha desarrollado para RPAS imponiendo requisitos a la fiabilidad considerando la posibilidad de recuperación de emergencia. Ver apartado 5.4.2

6.5.1.3 Protección de la estructura (CS 23.410)

- a) Cada parte de la aeronave, incluyendo pequeñas partes como fijaciones, será convenientemente protegido contra el deterioro o la pérdida de resistencia debido a cualquier causa posible en el ambiente operacional esperado.
- b) Cada parte del avión ha de tener provisiones para su ventilación y drenaje.
- c) Para cada parte que requiere mantenimiento, inspección u otros servicios, han de incorporarse medios apropiados al diseño del avión para que puedan efectuarse esas acciones de servicio.

JUSTIFICACIÓN Y ANALISIS

Este apartado cubre por completo los requisitos especificados en 23.609 y 23.611. Su aplicación es inmediata a los vehículos aéreos pilotados remotamente y no requiere desarrollar requisitos específicos para RPAS.

6.5.1.4 Factores especiales de seguridad (CS 23.415)

- a) Se establecerán y emplearán factores especiales de seguridad en el diseño de cada parte de la estructura cuyo permisible de diseño sea:
 - 1) Incierto;
 - 2) Susceptible de sufrir deterioro en servicio antes de que sea sustituido; o
 - 3) Sujeto a una variabilidad apreciable debido a incertidumbres en los procesos de fabricación o en los métodos de inspección
- b) Los factores especiales de seguridad se determinarán empleando controles de calidad y especificaciones, apropiadas al riesgo expuesto, considerando (según sea aplicable):
 - 1) métodos de inspección
 - 2) especificaciones de ensayos de estructuras
 - 3) porcentajes de muestras
 - 4) controles de material y procesos

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- c) El factor de seguridad definido en CS.300 c) de esta parte, se multiplicará por el mayor factor especial de seguridad pertinente.

JUSTIFICACIÓN Y ANALISIS

Este apartado cubre por completo los requisitos especificados en 23.609 y 23.611. Su aplicación es inmediata a los vehículos aéreos pilotados remotamente. Si se requiere definición de los factores de seguridad empleados pudiéndose en todo caso emplear los definidos por la CS 23.300 actual.

6.5.1.5 Sistemas de control de vuelo (CS 23.420)

- a) Los sistemas de control de vuelo del avión y los equipos relacionados se diseñarán para prevenir:
- 1) Posibles peligros al avión y a los tripulantes, incluyendo el fallo o interrupción de cualquier sistema de avión y equipos relacionados; y
 - 2) Errores humanos que pudiesen producir situaciones peligrosas
- b) Los controles de vuelo primarios aquellos utilizados por el piloto para el control inmediato de cabeceo, balance y guiñada
- c) Los sistemas de trimado estabilizan al avión en una posición determinada sin necesidad de que el piloto tenga que aplicar constantemente fuerzas de control. En estos sistemas:
- 1) Se evitará su operación inadvertida o abrupta; y
 - 2) Proporcionarán información sobre:
 - i) La dirección de aplicación del dispositivo de trimado en relación con el movimiento del avión
 - ii) Posicionamiento del trim con respecto del rango de aplicación
 - iii) Posición neutra en los trimados laterales y direccionales
 - 3) Para aviones de nivel de aeronavegabilidad 1 por encima de 750 kg y de aeronavegabilidad nivel 2, 3 y 4, que dispongan de dispositivo de trimado, estos dispositivos deben proporcionar control adecuado para volar con seguridad y aterrizar en el caso de fallo de cualquier elemento de conexión o transmisión del control primario. **Este requisito no será aplicable a los RPAS.**
- d) Los aviones de alta velocidad con niveles de seguridad 3 y 4 deben incluir un sistema de aviso en el caso de que la configuración adoptada para el despegue por los dispositivos hipersustentadores o de trimado impida la rotación o produjese la entrada en pérdida después de haber rotado.

- e) En los RPAS la configuración adoptada por el avión en las fases de despegue y aterrizaje será ejecutada de modo automático sin depender de comandos enviados desde la estación de control en tierra.

JUSTIFICACIÓN Y ANALISIS

Este apartado cubre los requisitos especificados en 23.671, 23.673, 23.677 y 23.703. Es necesario incluir especificaciones detalladas para RPAS para considerar las particularidades de estos sistemas.

En relación con los dispositivos de trimado no se considera necesario editar una especificación detallada para RPAS. Estos dispositivos no son habitualmente empleados en estos sistemas ya que el trimado de la aeronave lo realiza automáticamente el sistema de control de vuelo. El trimado solo sería requerido en un pilotaje manual del avión y consistiría en enviar deflexiones específicas a los actuadores sin que el piloto las tenga que generar continuamente. Eso se haría habitualmente comandando al mismo actuador. Si éste falla, no es posible aterrizar el UAV con el sistema de trim ya que comandaría a este mismo actuador.

Posible uso de un trim-tab: disminuir el par del actuador principal o aumentar la fiabilidad con dos servos. Pero un modo de fallo podría ser el bloqueo del servo principal. El trim tab no podría actuar. La fiabilidad disminuiría (mejor sería aumentar el par del servo principal y su fiabilidad).

Se añade en e) el automatismo en configuraciones para la fase de despegue y aterrizaje para evitar la necesidad del enlace radio para evitar fallos graves o catastróficos.

6.5.1.6 Sistemas de control de tren de aterrizaje (CS 23.425)

- a) El sistema de aterrizaje incluye las partes y los sistemas necesarios para el apoyo del avión y su control durante las operaciones en superficie y para realizar una transición segura desde las operaciones de vuelo a las de tierra y viceversa.
- b) El tren de aterrizaje se diseñará para:
- 1) Proteger al avión y a los ocupantes durante el despegue, el aterrizaje y las operaciones en superficie considerando:
 - i) Un margen suficiente para las cargas esperadas en vuelo y en tierra; y
 - ii) Fallos probables del sistema y circunstancias probables de operación (incluyendo posibles sobrepaso de limitaciones y procedimientos de emergencia);
 - 2) Proporcionar apoyo y control estables al avión durante las operaciones en tierra; y
 - 3) Absorber la energía y las cargas de apoyo del despegue, aterrizaje y operaciones en tierra

- c) Las operaciones del sistema de tren de aterrizaje en vuelo superficie o cualquier transición, no requerirán habilidad o fuerzas excepcionales por parte de la tripulación de vuelo.
- d) Para los aviones que tienen un sistema que opera el tren de aterrizaje, habrá:
 - 1) Avisos cuando el tren no esté en una posición segura para aterrizar o para volar
 - 2) Avisos cuando la configuración del avión con el tren de aterrizaje extendido no sea segura
 - 3) Un medio disponible alternativo para posicionar al tren en posición de aterrizaje

JUSTIFICACIÓN Y ANALISIS

Este apartado no cubre ninguno de los requisitos especificados en la CS 23 actual. La aplicación de los requisitos del apartado es inmediata a los vehículos aéreos pilotados remotamente. Si se precisa incluir especificaciones detalladas para RPAS.

6.5.1.7 Evacuación y salidas de emergencia

Este apartado no es aplicable a los RPAS actuales

6.5.1.8 Ambiente físico de los ocupantes

Este apartado no es aplicable a los RPAS actuales

6.5.1.9 Peligros del ambiente externo

- a) Protección de impacto de aves
 - 1) Los paneles internos, ventanas y cúpulas se construirán de un material que no se fragmente y para el caso de operaciones con gran altitud han de soportar los efectos provocados por cargas cíclicas de presurización y despresurización, las temperaturas y los gradientes de temperatura.
 - 2) Para los aviones de nivel de aeronavegabilidad 4 cada parabrisas frente al piloto y su estructura soporte deben de permitir el vuelo y aterrizajes seguros tras el impacto de un ave.

b) Por impacto de rayos

- 1) Los aviones de nivel de aeronavegabilidad 4 se diseñarán de forma que los efectos directos de los rayos no provoquen un fallo estructural que impidan el vuelo y aterrizaje seguros.
- 2) Los aviones de nivel de aeronavegabilidad 1, 2 y 3 que pudieran encontrar condiciones de rayos se diseñarán de forma que los efectos directos de los rayos no provoquen un fallo estructural que impidan el vuelo y aterrizaje seguros.

JUSTIFICACIÓN Y ANALISIS

Este apartado cubre parcialmente los requisitos CS 23.775 y CS 23.867 parcialmente de la CS 23 actual. Los requisitos del apartado a) 1) y 2) no son aplicables para RPAS. El requisito b) 2) es aplicable a RPAS solo si lo requiere el solicitante. Si se precisa incluir especificaciones detalladas para RPAS.

6.5.1.10 Protección contra el fuego (CS.445)

- a) El avión estará diseñado para minimizar el riesgo de que se inicie fuego debido a:
- 1) Fuentes de calor, disipadores de energía o fallos de sistemas con capacidad de generar calor suficiente para iniciar el fuego;
 - 2) Ignición de fluidos inflamables, gases o vapores; y
 - 3) Sistemas con características capaces de iniciar o propagar el fuego (i.e sistemas de oxígeno)
- b) El avión estará diseñado para minimizar el riesgo de propagación del fuego mediante:
- 1) Proporcionar medios adecuados para detección de humo y fuego y extinción cuando sea práctico.
 - 2) Utilización de materiales resistentes al fuego y
 - 3) Especificar zonas de fuego que cumpla los requisitos **CS 23.460**

JUSTIFICACIÓN Y ANALISIS

La normativa CS 23 que va a ser modificada por EASA tiene establecidos ciertos requisitos específicos de protección contra el fuego que van a ser analizados en este estudio en relación a la necesidad de incluir requisitos de detalle para RPAS.

- Los requisitos a los Extintores manuales en el avión (CS 23.851) no son aplicables a RPAS.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- Los requisitos de Interiores en el avión (CS 23.853) no son aplicables ya que su objetivo es proteger a las personas embarcadas o evitar el peligro de incendio que estas pudieran ocasionar, Adicionalmente sólo se exigen en aquellos compartimentos que sean utilizados por personas. Por lo tanto no se aplican a ninguno de los compartimentos de un RPAS.
- Los requisitos de compartimento de carga y equipaje 23.855 a) y b) no sería aplicable a carga útil habitualmente integrada en el avión y por lo tanto no sometida a una cierta aleatoriedad en la disposición de la carga y en el contenido de la carga. No se requiere pues una especificación de detalle para RPAS.
- Los requisitos a los calentadores de combustión CS 23.859, no son aplicables para RPAS al no requerirse calentar la cabina para confort de las personas.
- Los requisitos 23.863 (Protección contra el fuego de líquidos inflamable) y 23.865 (Protección contra el fuego de controles de vuelo, bancadas motor y otras estructuras de vuelo) si son directamente aplicables para RPAS pero no contienen ningún requisito específico a lo expuesto en la CS23 nueva. De hecho los requisitos 23.863 están contenidos en CS 445. Los contenidos en 23.865 se van a incorporar en 23.460.

6.5.1.11 Zonas de fuego designadas (CS 23.450)

- a) Las zonas de fuego designadas son zonas en las que las consecuencias catastróficas producidas por el fuego se evitan conteniendo el fuego en dicha zona.
- b) Las zonas de fuego designadas estarán construidas y selladas de modo que:
 - 1) Han de contener adecuadamente el fuego dentro de dicha zona; y
 - 2) Permitirán el funcionamiento durante el tiempo necesario para efectuar los procedimientos de emergencia para evitar efectos catastróficos
- c) El calor dentro de la zona no provocará fallos en partes o sistemas en dicha zona que tuviesen efectos catastróficos.

ANÁLISIS Y JUSTIFICACIÓN

Tal y como se analizó en 6.5.1.10 este párrafo contiene todo los requisitos especificados en la CS 460.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

6.5.1.12 Información de diseño y construcción (CS 23 455)

Se establecerá la siguiente información para diseño y construcción:

- a) Limitaciones operativas, procedimientos e instrucciones necesarias para la operación segura de la aeronave
- b) Marcas para la instrumentación y placas
- c) Cualquier información necesaria para operar con seguridad el avión
- d) Inspecciones y mantenimientos para asegurar una operación segura continua.

JUSTIFICACIÓN Y ANÁLISIS

Si se requieren ADS, el manual de vuelo requiere considerar aspectos diferentes para los RPAS

6.5.1.13 Interfaz con la tripulación (CS 23-460)

- a) El compartimento del piloto y su equipamiento permitirán al piloto realizar sus tareas sin requerir una concentración excesiva o fatiga
- b) La información relacionada con una operación insegura del sistema será indicada al piloto con inmediatez y de tal forma que se eviten que la tripulación cometa errores que pudieran crear peligros adicionales.
- c) La información necesaria por cualquier miembro requerido de la tripulación para monitorizar de manera segura los parámetros durante una fase de vuelo se posicionará de modo que se puedan ver los parámetros y su tendencias para:
 - 1) que la operación sea segura; o
 - 2) que no se traspasen las limitaciones, salvo que están no puedan ser excedidas durante todas las operaciones previstas
- d) Los sistemas que integran la representación de los parámetros de vuelo o de la planta de potencia necesarios para operar con seguridad la aeronave (representación secundaria):
 - 1) no inhibirá la representación principal de los parámetros de vuelo o de la planta de potencia que es necesaria para por cualquier miembro de la tripulación en cualquier modo normal de operación; y
 - 2) se diseñarán, considerando otros sistemas de avión, de modo que la información esencial para continuar el vuelo y aterrizar con seguridad, estará disponible con inmediatez después de un fallo único o combinación de fallos probables.

- e) La visión de cada piloto en el compartimento será:
 - 1) suficientemente amplia, clara y sin distorsionar como para permitir que el piloto pueda realizar con seguridad rodaduras, despegues, aproximaciones, aterrizajes y realizar cualquier maniobra dentro de los límites operativos de la aeronave.
 - 2) libre de iluminaciones y reflejos que pudieran interferir con la visión del piloto; y
 - 3) diseñado de forma que en condiciones moderadas de lluvia no impidiere indebidamente al piloto la visión de la trayectoria de vuelo en vuelo normal y durante los aterrizajes
- f) Los controles en la cabina serán diseñados de modo que su operación es lógica y consistente con las convenciones aceptadas.
- g) Los controles esenciales en la cabina para realizar una operación segura deben:
 - 1) tener un funcionamiento obvio y estar posicionados e identificados para una operación conveniente y evitarán confusiones y su operación de forma inadvertida;
 - 2) estar situados y dispuestos de manera que el piloto, cuando esté sentado pueda mover completamente y sin restricciones ni interferencias cada control; y
 - 3) posibilitar una operación precisa y consistente
- h) Adicionalmente los controles de la planta de potencia estarán situados de modo que se evite confusión en relación con qué motor que controlan.
- i) Adicionalmente, el suministro de combustible:
 - 1) Indicará a la tripulación de vuelo cuándo el suministro no puede garantizarse para la potencia máxima en todas las condiciones de operación;
 - 2) Los controles estarán visibles al piloto en posición normal de vuelo;
 - 3) Indicará la posición de “Apagado” o “Cerrado” mediante el color rojo;
 - 4) Indicará el control de apagado de emergencia, si existe, mediante el color rojo
- j) Se proporcionarán a los tripulantes los límites en la operación, las marcas en la instrumentación , la información contenida en las placas y toda otra información necesaria para una operación segura
- k) El avión presentará de manera conspicua cualquier placa informativa o marcas en la instrumentación que sean necesarias para el vuelo seguro.
- l) Se proporcionará en el manual de vuelo del avión la información pertinente relativa a las placas informativas y a las marcas en la instrumentación
- m) Se proporcionará en las Instrucciones para la Aeronavegabilidad continuada la información necesaria para inspeccionar y mantener el avión así como sus limitaciones.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- n) Se identificará fácilmente la información relacionada con el equipamiento de seguridad y se marcará claramente su modo de operación.

JUSTIFICACIÓN Y ANÁLISIS

Es objetivo de este bloque es especificar los requisitos necesarios para que el piloto pueda ejercer sus funciones de monitorización y control de una forma segura, y sin requerir una atención o habilidades especiales. En el capítulo 5, propuso una metodología para verificar el grado de seguridad y comodidad que las acciones de planificación control y monitorización suponen del operador de RPAS. En el capítulo 6 del presente estudio se ha incluido los requisitos que por su bajo grado de seguridad requieren un cambio obligatorio.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

6.5.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Subparte D Diseño y construcción

Este apartado contiene las especificaciones de aeronavegabilidad de detalle y que según la propuesta de reestructuración de la CS-23 no va a estar sometido a un proceso legislativo en su evolución. En este estudio, tal y como se ha justificado, tomando como base la certificación aún vigente de la CS-23 se van a desarrollar los requisitos de detalle para los sistemas aéreos no tripulados. En las tabla 6.5.2-1 a 6.5.2-4 se muestra un resumen de los apartados desarrollados según las divisiones establecidas por la normativa aún en vigor.

No se van a considerar incluidos en las especificaciones de aeronavegabilidad, justificando en este capítulo los motivos, los siguientes bloques: Bloques de flotación y casco, Acomodación de personal y carga, Presurización

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.601	General	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23
23.603	Materiales y fabricación	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23
23.605	Métodos de fabricación	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23
23.607	Fijaciones	Aplicable sin modificación	
23.609	Protección de la estructura	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23
23.611	Accesibilidad	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23
23.613	Prop. resistencia material y valores de diseño	Se modifica	
23.619	Factores especiales	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23
23.621	Factor componentes forjados	Aplicable sin modificación	
23.623	Factor de cojinetes	Aplicable sin modificación	
23.625	Factor de uniones	Aplicable sin modificación	
23.627	Resistencia a fatiga	Aplicable sin modificación	
23.629	Flameo	Aplicable sin modificación	
23.641	Alas pruebas de resistencia	Aplicable sin modificación	

Tabla 6.5.2-1 General

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.651	Prueba de resistencia	Aplicable sin modificación	
23.655	Instalación	Aplicable según se justifica	
23.657	Charnelas	Aplicable sin modificación	
23.659	Masas de equilibrado	Aplicable sin modificación	

Tabla 6.5.2-2 Superficies de control

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.671	General	Se modifica	
23.672	Aumentador de estabilidad y sist. automáticos	No aplicable	Incluidos en 671 los requisitos que sí serían aplicables: avisos de fallo y contra-mando (entendido como origen de comandos).
23.673	Controles primarios del vuelo	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23.
23.675	Topes	No aplicable	Se incluye requisitos RPAS en el 23.671
23.677	Sistemas de trimado	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23
23.679	Bloqueo de sistema de control	Aplicable sin modificación	
23.681	Ensayos estáticos a carga límite	Aplicable sin modificación	
23.683	Pruebas de operación	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23
23.685	Detalles del sistema de control	No aplicable	Se incluyen los requisitos aplicables a RPAS en 671
23.687	Dispositivos con muelles	Se aplica sin modificación	
23.689	Sistemas con cables	Se aplica sin modificación	
23.693	Uniones	Se aplica sin modificación	
23.697	Controles de flaps	No aplicable	Estos requisitos no son aplicables a RPAS. Se incluyen nuevos requisitos en 671
23.699	Indicador de posición de flaps	No aplicable	Estos requisitos no son aplicables a RPAS. Se incluyen nuevos requisitos en 671
23.701	Interconexión de flaps	No Aplicable	Estos requisitos no son aplicables a RPAS. Se incluyen nuevos requisitos en 671
23.703	Sis. aviso al despegue	No aplicable	Incluida en la nueva normativa CS-23

Tabla 6.5.2-3 Sistemas de control

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TITULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.721	General	No aplicable	Son requisitos a conmutar (Nivel 4). Son requisitos para protección de ocupantes
23.723	Ensayos de absorción de energía	Aplicable sin modificación	
23.725	Ensayos de caída límite	Se modifica según se justifica	Se utilizará la velocidad de caída determinada en 6.5.2.10, y la fórmula de caída libre. $h = V^2 / 2 \cdot g$ Eliminadas h máximas y h mínimas
23.726	Ensayos dinámicos de cargas en tierra	Aplicable sin modificación	
23.727	Ensayos de caída de absorción de energía de reserva.	Aplicable sin modificación	
23.729	Sistema de ext. y retracc. del tren	Aplicable según se justifica	La operación de extracción será automática y a una velocidad prefijada.
23.731	Ruedas	Aplicable sin modificación	
23.733	Neumáticos	Aplicable sin modificación	
23.735	Frenos	Aplicable sin modificación	
23.737	Esquíes	Aplicable sin modificación	
23.745	Control de tren de morro/cola	No aplicable	

Tabla 6.5.2-4 Tren de aterrizaje

6.5.2.1 Propiedades de resistencia de material y valores de diseño (CS 23.613)

- Las propiedades de resistencia de los materiales han de basarse en suficientes pruebas realizadas sobre el material que cumple las especificaciones, de modo que puedan establecerse los valores de diseño de modo estadístico.
- Los valores de diseño han de escogerse para minimizar la probabilidad de fallo estructural debido a la variabilidad del material. El cumplimiento con este párrafo debe de mostrarse seleccionando unos valores de diseño que aseguren la resistencia de material tal y como se determinó en el apartado 5.4.2
- Han de considerarse los efectos de la temperatura y de la humedad en los permisibles de diseño usados para el diseño en componentes esenciales, donde los efectos *ambientales* son significativos en condiciones normales de operación.
- El diseño de la estructura ha de minimizar la probabilidad de fallo catastrófico por fatiga, en particular en puntos de concentración de esfuerzos.
- Se podrán emplear permisibles mayores que los mínimos garantizados en este apartado donde normalmente solo se admiten valores mínimos garantizados si se efectúa una “selección Premium” del material en la cual un espécimen de cada elemento individual se ensaya antes de su uso para determinar que las propiedades

de resistencia de ese elemento particular son mayores o iguales a las empleadas en el diseño.

JUSTIFICACION

La justificación está detallada en el capítulo 5.4 de Estructuras.

La fiabilidad del diseño en resistencia estructural ha de ser superior a $1-3.98 \cdot 10^{-5}$ para aeronaves de nivel de seguridad 1 o los de nivel de seguridad 2 con paracaídas y $1-3.98 \cdot 10^{-7}$ nivel 2 sin paracaídas y nivel 3. Se podrá utilizar la siguiente fórmula para determinar fiabilidad.

$$R = \exp \left\{ - \left(\frac{1}{f_s^\alpha} \right) \cdot (-\ln(p)) \right\}$$

En donde f_s es el factor de seguridad empleado, P es de 0.90 si se utilizan permisibles en base B y 0.99 para los permisibles en base A. El valor alfa será el obtenido para cada permisible en la condición ambiental más desfavorable según el caso de fallo estimado.

6.5.2.2 Sistemas de control de vuelo (CS 23.671)

- a) El diseño y montaje de los mecanismos de control impedirá que se produzcan variaciones significativas entre las deflexiones comandadas por el sistema de control y las realmente ejecutadas por las superficies de control debido a errores de montaje, desgastes, desajustes o deformaciones del mecanismo, sustituciones de componentes, incluidos los actuadores o variaciones de temperatura. Para ello:
 - 1) Se establecerán tolerancias a los valores ejecutados; y
 - 2) Se efectuará la auto-calibración previa a cada vuelo; o
 - 3) Se establecerán en procedimiento publicado de chequeo previo al vuelo obligatorio que incluya comprobación y calibración en su caso.
- b) La interfaz física de conexión no permitirá la conexión incorrecta de los actuadores de distintas superficies de control.
- c) Los controles soportarán las cargas límites definidas para la operación. Se emplearán los factores especiales para componentes sometidos a movimiento angular. Su operación será suave y sin fricciones excesivas cuando estén sometidos a las cargas límites de la operación o las producidas por las deflexiones requeridas por el sistema de control, las que sean menores
- d) Los comandos de control al avión cumplirán los requisitos establecidos en 6.8.1.6. Los modos de control y los parámetros empleados estarán claramente indicados en las respectivas pantallas y no darán lugar a confusión o envío inadvertido.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- e) Existirá unos topes mecánicos que limiten el rango de deflexión de las superficies de control para evitar su dañado por manipulación o vientos en tierra. Ningún comando enviado en cualquier modo de vuelo y desde cualquiera de los posibles orígenes de comando hará que la superficie de control contacte con los topes mecánicos (los del propio actuador o los de la superficie de control).
- f) Los flaps del ala estarán diseñados cumpliendo:
 - 1. El actuador estará dimensionado para deflectar el flap a la posición requerida considerando las cargas límites definidas
 - 2. La actuación de los flaps no provocará que el avión supere los márgenes de errores verticales y horizontales establecidos para la fase de vuelo.
 - 3. La ocurrencia de un fallo del sistema de flaps que pudiera ocasionar una característica de vuelo insegura ha de ser extremadamente improbable
- g) Se cumplirán los requisitos de monitorización especificados en 6.8.1.7
- h) Se producirá un aviso claramente distinguible por el piloto sin requerir su atención si se produce un fallo en el sistema de control de vuelo que pueda resultar en una condición insegura de vuelo. Incluyendo una configuración no apropiada para la fase de vuelo.
- i) Se podrá representar en GCS a los operadores el valor de la deflexión de las superficies de control incluyendo la de los dispositivos hipersustentadores. Estos valores deberán ser enviados por instrumentación integrada en el avión.

JUSTIFICACION

No todos los requisitos impuestos por los CS23 son aplicables a los UAS. Se han revisado los requisitos y se han integrado en un único apartado considerando todas las funciones que hay que considerar en un sistema RPAS. La CS23 en 671 requiere que el control opere con corrección y suavidad y que no haya dificultad ni confusión en las operaciones de control, identificando convenientemente los controles evitando su operación inadvertida.

Se han de evitar discrepancias significativas entre los valores comandados y los realmente ejecutados por el avión. Ese requisito podría satisfacerse dentro de unas tolerancias por el sistema de control de vuelo. De ahí la necesidad de comprobar los valores y calibrarlos previamente al vuelo en caso de exceder los valores máximos. Se han identificado fuentes de variación probables que pueden ser fallo grave.

Ha de resultar imposible la conexión incorrecta de un mazo en el actuador indebido. Esto puede realizarse empleando distinto tipo de conector o un mismo conector con distintas interfaces físicas de interconexión. Se considera insuficiente el etiquetando del mazo por el posible deterioro durante su vida operativa.

Movimiento de los controles ha de ser suave y sin fricciones al igual que la cs23. Al igual que en la cs23 se han de evitar confusiones en los controles y la operación

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

inadvertida. En el caso de comandos desde una pantalla, la confusión puede ser más probable. Se impondrán los requisitos y se justificarán en 6.2.1.8

Topes: Necesario para evitar los daños por vientos cuando el UAV no esté energizado. Si se limita por un tope mecánico un comando requerido por el sistema de control, podría producirse un fallo de estabilidad, control, seguimiento de trayectoria. También podría producirse una sobretensión del sistema eléctrico difícil de estimar al depender de otras demandas de potencia difíciles de predecir. Adicionalmente podrían sustituirse según evolucione la tecnología por actuadores de más par que podrían dañar el sistema.

Uno de los modos de fallos de los flaps sería que el actuador de alguna o varias de las superficies quedase fijo a una deflexión, alimentado y sin posibilidad de ser controlado. Un mecanismo de interconexionado entre las superficies no podría resolver el problema (en cualquier caso quedaría todo bloqueado con un actuador intentando mover al conjunto). Esto podría ocasionar una sobre tensión en el sistema difícil de cuantificar al depender de muchos factores.

El piloto ha de poder comprobar las deflexiones de superficies de control y flaps. No basta sólo con representar el valor, hay que presentar alarma si estos no corresponden con la fase del vuelo ya que las consecuencias del fallo podrían ser grave.

6.5.2.3 Flotación y casco

Este apartado ha de cubrir especificaciones de detalle para hidroaviones. En la CS23 incluye cuatro apartados que serían directamente aplicables a los aviones pilotados remotamente. 23.751 Flotación, 23.753 Diseño de flotador principal, 23.755 Casco y 23.757 flotadores auxiliares.

6.5.2.4 Acomodación de personal y carga

En este capítulo de la CS23 se imponen requisitos al compartimento del piloto (23.771, 23.773) ventanas y parabrisas (23.775), disposición de controles en cabina (23.777), movimiento y efecto de controles en cabina (23.779, 23.781), Puertas (23.783), cinturones de seguridad (23.785), compartimento de carga y maletas (23.787), Señales de información a pasajeros (23.791), evacuación y salidas de emergencia de emergencia (23.803, 805, 807, 811, 812, 813), anchura del pasillo (23.815) y ventilación (23.831).

Estos requisitos, excepto el 23.787 a) 1) y 2) de compartimentos para carga y maletas, no son aplicables a los RPAS por los siguientes motivos:

- 1) En las misiones actuales o las previstas a medio/largo plazo, no habrá tripulantes o pasajeros embarcados

- 2) Asimismo la disposición y forma de los controles están condicionadas necesariamente a los habitáculos de la cabina que no son aplicables a los puestos operacionales en una estación de control en tierra. Si existiese un modo de control manual de emergencia desde GCS el 23.779 si se utilizará como referencia.

6.5.2.5 Conexión eléctrica y protección contra rayos y electricidad estática (CS 23.867)

- a) Los RPAS de nivel de seguridad 2 y 3 deberán protegerse de los efectos catastróficos provocados por los rayos.
- b) Para componentes metálicos, el cumplimiento del sub-párrafo a) podrá demostrarse:
 - 1) Uniéndolos eléctricamente de forma apropiada los componentes a la estructura; o
 - 2) Diseñando los componentes de modo que un rayo no ponga en peligro al avión
- c) Para componentes no metálicos, el cumplimiento del sub-párrafo a) podrá demostrarse -
 - 1) Diseñando los componentes para minimizar los efectos del rayo; o
 - 2) Incorporando medios aceptables para derivar la corriente eléctrica resultante de modo que no haga peligrar al avión

JUSTIFICACIÓN

Se aplica únicamente a los RPAS de nivel 2 y 3. Los de nivel 1 son equiparables a CS-VLA que no impone requisitos al respecto. Tal y como se analizó en 5.1.3 los RPAS con un peso inferior a 1140 no pueden provocar un fallo catastrófico.

Adicionalmente dado que la posibilidad de sufrir el impacto de un rayo es de 1 cada 3000 horas de vuelo, el hecho de tener paracaídas no exime de proteger la estructura ya que la posibilidad de fallo sería de 3.33×10^{-6} valor inaceptable para fallo catastrófico.

6.5.2.6 Medios para nivelado (CS 23.871)

La aeronave tendrá unas referencias para poder determinar por medios externos al sistema los ángulos de balance y cabeceo con el objetivo de calibrar los valores proporcionados por los sensores embarcados.

JUSTIFICACIÓN

Los UAV tienen sensores que determinan los ángulos de actitud del avión. Con el objetivo de poder calibrar estos datos, el avión debe tener unas referencias para que por métodos externos, por ejemplo mediante inclinómetros, se pueda calibrar los datos de los sensores.

6.5.2.7 Presurización (CS 23.841, CS 23.842)

Los apartados de Cabinas presurizadas (23.841) y Pruebas de presurización (23.843) no son aplicables a los RPAS ya que entre las misiones actuales de los RPAS y las previstas a medio largo plazo no existe la necesidad de presurizar la cabina.

6.5.2.8 Protección de fuego (CS 23.851, 853, 855, 859, 863, 865)

Tal y como se analizó en el apartado correspondiente de la norma general, los requisitos para RPAS están incluidos en la nueva redacción propuesta de la CS 23.

6.5.3 Consideraciones respecto a sub-parte D. Diseño y construcción de la STANAG 4671

En esta sub-parte solo se consideran los requisitos a sistemas de control convencionales. No se han considerado otros sistemas que están siendo utilizados en numerosos RPAS.

Los topes de deflexiones a superficies han de satisfacer requisitos adicionales para evitar sobreconsumo de potencia eléctrica en caso de alcanzarse.

Los sistemas de frenos y dirección de tren de morro deben considerarse desde el punto de vista de las actuaciones que los operadores han de realizar: Planificación, control y monitorización.

Figura 6.5.3-1 Lanzamiento del Diana en El Arenosillo (Huelva)

6.6 SUBPARTE E PLANTA DE POTENCIA

6.6.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte E Planta de potencia del nuevo código CS-23

En este apartado se van a analizar la redacción propuesta en la Subparte E Planta de potencia de la nueva normativa CS23. Sobre dicha redacción se van a indicar los cambios propuestos para que la normativa general sea también aplicable a los sistemas pilotados remotamente. Estos cambios serán destacados sobre un fondo Gris. Esta Subparte contiene los siguientes apartados: CS 23.500 Especificación de la instalación de la planta de potencia, CS 23.505 Sistemas de aumentación de empuje y resistencia, CS 23.510 Mitigación de peligros de la planta de potencia, CS 23.515 Mitigación de peligros de los sistemas de almacenamiento de energía y distribución, CS 23.520 Sistemas de apoyo de la planta de potencia, CS 23.525 Características operacionales a la planta de potencia, CS 23.530 Sistema de combustible o energía, CS 23.535 Independencia del sistema de energía, CS 23.540 Protección frente a rayos de los sistemas de almacenaje de energía y suministro, CS 23.545 Transferencia de energía, CS 550 Almacenamiento de energía, CS 555 Instalación de sistemas de almacenamiento de energía y suministro, 23.560 Protección medioambiental, 23.565 Carga o recarga de energía, CS 23 570 Sistemas de sumidero de energía, Cs 575 Información de la planta de potencia.

6.6.1.1 Especificaciones de la instalación de la planta de potencia (CS 23.500)

- b) Para el propósito de esta parte, la instalación de la planta de potencia del avión incluye a todos los componentes que:
 - 1) son necesarios para la propulsión o para proporcionar potencia auxiliar al avión (APU); y
 - 2) afectan a la seguridad de la planta de potencia
- b) Cada componente de la planta de potencia (e.g motor, hélice, APU, Batería etc.) cumplirán las especificaciones de certificación específicas si son aplicables.
- c) La instalación de los componentes de la planta de potencia no se desviará de las limitaciones ni de las instrucciones de instalación de dichos componentes, salvo que se justifique la seguridad de las desviaciones.
- d) La instalación de la planta de potencia se realizará y construirá para garantizar una operación segura:
 - 1) bajo todas las condiciones operativas posibles
 - 2) considerando todos los efectos de la instalación; y
 - 3) considerando todas las condiciones ambientales esperadas posibles o la amenaza de objetos

- 4) Permitiendo un desmontaje fácil a los carenados de la planta de potencia que facilite a los operadores la realización de actividades de inspección previas al vuelo.
 - 5) En los sistemas aéreos no tripulados, el fallo del sistema de comunicaciones no impedirá la operación segura de la planta de potencia
- e) Las partes móviles de los sistemas de la planta de potencia tendrán suficiente guardia a otras partes fijas del avión o a su entorno para evitar interferencias o daños durante la operación.

JUSTIFICACIÓN Y ANALISIS

Esta nueva redacción cubre los sub-apartado CS 23.901 (Instalación); 23.929 (Protección contra el hielo de la planta de potencia) ya que es una condición operacional y 23.925 Distancia de seguridad a la hélice. Es necesario incluir en los requisitos específicos la 901 d) y el 23.925 que son importantes y aplicables en su totalidad tanto a los aviones tripulados como no tripulados.

Para UAS hay que añadir que el fallo de comunicaciones (telecomando y telemidida) no afectará al correcto funcionamiento de la planta de potencia ya que en caso contrario se produciría un fallo grave con una probabilidad inaceptable.

Es una característica general que afecta a la seguridad el facilitar las inspecciones prevuelo a los operadores en un componente esencial.

6.6.1.2 Sistemas de control de aumento o disminución de empuje y reversa (CS23.505)

- a) Los sistemas de control de aumento de empuje y reversa son sistemas que modifican, manual o automáticamente, la selección de potencia dispuesta por los controles.
- b) Cualquier fallo único o funcionamiento defectuoso de los sistemas de control de empuje y reserva no tendrá efectos catastróficos durante la operación normal.
- c) Se evitará que este sistema pueda ser operado inadvertidamente por parte de la tripulación o bien que pueda reestablecerse sin que se produzcan condiciones de peligro.
- d) A menos que el fallo de los sistemas de control de empuje sea extremadamente improbable, estos sistemas deben:
 - 1) Incluir medios para que la tripulación pueda verificar que están en condiciones de operación
 - 2) Proporcionas medios para que la tripulación pueda desactivar la función automática
 - 3) Evitar su desactivación inadvertida

- e) Es los sistemas pilotados a distancia, la activación de estos dispositivos será automática.

JUSTIFICACIÓN Y ANÁLISIS

La activación de estos dispositivos se requeriría en cada operación si estuviesen instalados. El fallo de TM o TC no es extremadamente improbable (especialmente con el avión en tierra por lo que se ha de evitar las consecuencias del fallo haciéndolo automático.

Esta nueva redacción cubre los apartados siguientes de la antigua normativa:

- CS 23.904 (sistema de reserva automática). Este sistema que activa automáticamente la potencia en caso de fallo de un motor durante el despegue no es en principio aplicable a los RPAS. Ya que el control del motor ya se realiza de modo automático.
- CS 23.933 (sistema de reversa). Los requisitos quedan cubiertos por la redacción de la normativa actual. No se requiere editar ADS específicas
- CS 23.934 (Ensayos de sistemas de reversa para Turbojet y turbofans). Se aplicaría directamente en las ADS.
- Cs 23.937 (Sistema de limitación de resistencia en turbohélices). Está incluido en la nueva redacción de la norma

6.6.1.3 Mitigación de peligros en planta de potencia (CS 23.510)

a) La planta de potencia no debe de tener características operacionales adversas, incluyendo la vibración que pudiera crear un peligro al avión o al mismo sistema propulsivo durante las probables condiciones de operación.

b) adicionalmente a los requisitos de sistemas de avión cubiertos por CS 600, los peligros específicos cubiertos por este subapartado en la instalación de la planta de potencia serán considerados y mitigados.

c) En el caso de que existan varias plantas de potencia, estas estarán dispuestas y aisladas de modo que, en al menos una configuración, en caso de fallo o funcionamiento defectuoso de cualquier planta de potencia:

- 1) no se impida el correcto funcionamiento de las plantas de potencia restantes; y
- 2) No se requiera una acción inmediata de la tripulación para continuar con una operación segura de las plantas de potencia restantes.

d) La ingestión de probables objetos extraños en un componente de la planta de potencia no resulte en una condición insegura.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

e) Se dispondrá de medios para aislar y minimizar los peligros a la aeronave en el caso de que se produzca un incendio en el sistema de potencia o un sobrecalentamiento en la operación.

JUSTIFICACIÓN Y ANÁLISIS

Esta nueva redacción cubre los apartados siguientes de la antigua normativa:

- CS 23.903 (motores y APU): Salvo el cumplimiento con la CS E-790 y CS E-800, y el re-arranque y apagado que se considera cubierto en la CS 23.510, el resto de requisitos sí están cubiertos por la nueva redacción propuesta. La parte de arranque y parada en vuelo está cubierto en otro apartado de la nueva redacción de CS23. No se requiere pues ADS específicas.
- CS 23.939 Características de operación de planta de potencia. Los requisitos están cubiertos por la nueva redacción aunque en este caso no mencionan específicamente como sí hace la nueva redacción de los peligros en turbina (pérdida, surge o llamas, vibraciones por distorsión del flujo de entrada), turboalimentados (overboost surge, flooding vapor lock). No se requiere ADS

6.6.1.4 Mitigación de peligros en los sistemas de almacenamiento y distribución de energía (CS 23.515)

- a) El sistema de combustible/energía que contenga gran cantidad de energía, se diseñará para minimizar los peligros a los ocupantes en caso de aterrizaje de emergencia. Para los aviones con nivel de seguridad 4, se considerará el fallo debido a una sobrecarga al sistema de aterrizaje.
- b) Se evitarán acumulaciones peligrosas de fluidos, vapores o gases aislándolas del compartimento del personal. Estas serán contenidas ventiladas o drenadas.
- c) Se mitigarán por diseño o mediante procedimientos los peligros de los sistemas de planta de potencia durante las actividades de mantenimiento, manejo u operación en tierra.
- d) Para los aviones de nivel de seguridad 4, la sobrecarga en los trenes principales durante el despegue y el aterrizaje (suponiendo cargas verticales y longitudinales) no provocarán el vertido de cantidades peligrosas de energía.

Análisis y justificación

Será aplicable sólo el requisito c) para los RPAS. No se requiere desarrollar requisitos específicos.

6.6.1.5 Sistemas de apoyo a las plantas de potencia

- i) Los sistemas de apoyo a la planta de potencia son aquellos sistemas cuyo propósito directo es conseguir el correcto funcionamiento de la planta de potencia o del sistema de almacenaje de energía en su función.
- ii) Los sistemas de apoyo que tienen un efecto directo en el motor serán considerados en la fiabilidad del motor
- iii) Los sistemas de apoyo de la planta de potencia serán diseñados para soportar las condiciones de operación que sean aplicables en la zona del avión en la que se hayan instalado.
- iv) Los sistemas deberán funcionar bajo las condiciones que tengan posibilidad de acontecer.
- v) No se producirán peligros asociados al desprendimiento de fragmentos con alta energía.
- vi) Los soportes serán diseñados para soportar las cargas impuestas al sistema.
- vii) Los flujos de aire caliente provenientes de los cambiadores de calor no deben producir peligro en la aeronave.
- h) Se establecerán las funciones del sistema y sus características que tengan efecto en las actuaciones de la planta de potencia.
- i) Se prevendrá la ingestión de posibles objetos extraños que constituyan un peligro para la aeronave
- j) El piloto deberá conocer y tendrá capacidad de variar la posición de la configuración de la toma de aire.
- k) Deberá mitigarse cualquier fallo único posible que tenga efecto directo en la disponibilidad del empuje
- l) Para Sistemas pilotados remotamente, el control de los sistemas de apoyo a las plantas de potencia será automático si va a ser requerido en condiciones nominales del vuelo y si la no actuación pudiera provocar un peligro grave a la aeronave.

Análisis y justificación

En la normativa CS.23 se consideran únicamente a los motores (alternativos o turbina) por lo que existen capítulos independientes de requisitos para los sistemas de apoyo: Sistema de aceite, sistema de refrigeración, sistema de tomas de aire y sistema de escape y controles y accesorios. La nueva Cs 23 no presupone a estos motores como única fuente de propulsión, por lo que establece los requisitos generales de seguridad la

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

normativa dejando abierta la opción de desarrollos de requisitos especializados según la tecnología empleada.

Sistema de aceite: La CS que va a ser modificada contiene requisitos generales de independencia para cada motor, capacidad mínima del tanque (23.1011); impone requisitos a los tanques de aceite, su ventilación y conexionado y ensayos (23.1013, 23.1015, 23.1017); filtros (23.1019); Drenajes (23.1021); radiadores (23.1023) y requisitos a su empleo para abanderamiento de hélices (23.1027).

Estos requisitos están recogidos de forma general en la nueva definición de la CS23. Aplicando el procedimiento de análisis se obtiene: Paso 1, son aplicables a los RPAS; Paso 2 no es necesario modificarlos; Paso 3 No requieren requisitos a planificación, control ni monitorización (Si hubiese necesidad de transferencia de aceite sí influiría a control y monitorización por lo que debe evitarse esa necesidad o hacerla automática para que algo grave necesario para cada misión, no dependa de TC); Paso 4 no afecta a criticidad, conciencia situacional ni a TM/TC. Las ADS son aplicables tanto aviones pilotados como a RPAS evitando la transferencia por comandos manuales del aceite.

Refrigeración: Impone requisitos de refrigeración a los componentes de la planta de potencia y a APU y de sus fluidos dentro de los límites establecidos para las condiciones operacionales más extremas (23.1041); se requiere realizarlo mediante ensayos (23.1041, 23.1045 y 23.1047); Se imponen requisitos a los sistemas de refrigeración por fluidos (23.1061) y a los ensayos a realizar en los tanques del líquido de refrigeración (23.1063).

Estos requisitos están recogidos de forma general en la nueva definición de la CS23. Aplicando el procedimiento de análisis: Paso 1, son aplicables a los RPAS; Paso 2 no es necesario modificarlos; Paso 3 No requieren requisitos a planificación, control ni monitorización; Paso 4 no afecta a criticidad, conciencia situacional ni a TM/TC. No se obliga al automatismo del dispositivo. Ya que si fallase TC no necesariamente puede resultar en fallo grave de seguridad (i.e bajar la velocidad comandada).

Sistema de inducción: Aplicable para motores (alternativos y turbinas). Impone requisitos a las tomas de aire para su utilización por el motor (23.1091); al sistema anti-hielo (23.1093, 23.1095, 23.1097 y 23.1099); y a los conductos del sistema (23.1103); las pantallas (23.1105); los filtros (23.1107); Turbocompresores (23.1109); y sistema de sangrado de turbina (23.1111).

Según la metodología para comprobar su aplicación a sistemas RPAS: Los requisitos sí son aplicables para los RPAS con motores convencionales (paso 1); los valores sí son los apropiados para RPAS (paso 2); Sí se incluirán requisitos de detalle en planificación control y monitorización; y sí afectan a TM/TC y a la baja conciencia situacional; y tienen la misma criticidad que para los aviones tripulados. Las ADS serían los mismos sub-apartados que son aplicables a aviones tripulados y no tripulados.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Sistema de escape: Aplicable para motores (alternativos y turbinas). Impone requisitos generales para limitar los peligros asociados con la elevada temperatura que alcanzan, o de descarga hacia fluidos inflamables (23.1121); requisitos de soportar el ambiente operativo (23.1123); y los cambiadores de calor que pudieran emplear (23.1125).

Según la metodología para comprobar su aplicación a sistemas RPAS: Los requisitos sí son aplicables para los RPAS con motores convencionales (paso 1) salvo lo relacionado con deslumbrar al piloto o Co2 en el compartimento habitado; los valores sí son los apropiados para RPAS (paso 2); No se incluirán requisitos de detalle en planificación control y monitorización; y no afectan a TM/TC ni a la baja conciencia situacional y tienen la misma criticidad.

Controles de la planta de potencia u accesorios: Aplicables a motores convencionales operados desde cabinas de aeronave. Imponen requisitos al posicionamiento, marcado y funcionamiento de los controles del sistema de potencia (23.1141, 23.1143); A la necesidad de controlar y monitorizar la APU (23.1142); a los interruptores de ignición (23.1143); a los controles de mezcla (23.1147); A los controles de velocidad, paso de la hélice (23.1149, 23.1153), a los controles de reversa (23.1155) y del control de temperatura del carburador (23.1157). Se imponen asimismo requisitos a accesorios de motor (23.1163) y a los sistemas de ignición (23.1165).

Los requisitos de control a la planta de potencia no son aplicables a los RPAS. El control se realiza automáticamente y aunque pudiese existir un control manual de emergencia, este no tiene que cumplir los requisitos de disposición y forma pensados para los condicionantes de una cabina del avión. Sí se requieren los 23.1145 de interruptores de ignición que se considerará en las especificaciones de detalle. Los controles de mezcla serán realizados automáticamente al igual que los de la hélice ya que requieren comandos de forma muy continua y no pueden depender de TC y TM. Reversa no es aplicable ya que el fallo de TC sería catastrófico. El del control de temperatura si podría ser aplicable al no requerir de un comando continuo ni ser catastrófico el fallo.

Los requisitos a los accesorios y de ignición se van a considerar de forma independiente en el sistema de potencia eléctrica ya que tienen una alta criticidad en caso de posible fallo.

6.6.1.6 Características operativas de la planta de potencia (CS 23.525)

- a) Ha de ser posible re-arrancar un motor en vuelo y pararlo también en vuelo después de haber fallado, sí la rotación continuada del motor pudiera suponer un peligro a la aeronave.
- b) Se han de establecer los procedimientos y limitaciones asociadas para el arranque y parada de motor.

Análisis y justificación

Este requisito se impone en la CS 23 antigua (23.903) a la que sustituirá completamente.

6.6.1.7 Sistema de combustible o energía-General (CS 23.530)

- a) Cada sistema de almacenamiento y distribución de energía deberá de almacenar apropiadamente la energía en todas las condiciones ambientales y operacionales permitidas y probables.
- b) Cada sistema de almacenamiento y distribución de energía proporcionará energía al sistema de empuje o planta de potencia (incluida la APU), con adecuadas reservas para garantizar un funcionamiento seguro bajo todas las condiciones permitidas y probables considerando el todos los consumos de energía probables.
- c) Se suministrará la energía de forma ininterrumpida siempre que el sistema sea operado correctamente. Se considerarán las fluctuaciones probables de demanda.
- d) Se permitirá el vaciado o el aislamiento de la energía almacenada en el sistema para garantizar de forma segura las actividades de mantenimiento.
- e) Cada dispositivo de almacenamiento de energía soportará sin fallo las vibraciones, cargas de inercia, cargas al sistema y otras cargas estructurales, así como otras condiciones de la instalación a las que sea sometida durante la operación.

Análisis y justificación

Los nuevos requisitos estaban pensados para el suministro de motores convencionales en los siguientes sub-apartados de la CS 23:

General 23.951, 23.961, 23.963, 23.967: Requieren correcto funcionamiento en las condiciones y ambientes de operación que recoge la nueva redacción. No se han contemplado en la nueva redacción los requisitos de que una bomba no puede extraer fuel de dos depósitos simultáneamente, ni el funcionamiento con ciertas cantidades de agua y a la temperatura más baja, ni el de considerar el combustible mínimo utilizable en las indicaciones. Estos requisitos sí deben incluirse en los requisitos de detalle que son comunes a los tripulados y no tripulados.

Pruebas a tanques de combustibles 23.965: Aplicables a los ADS de aviones tripulados y no tripulados

Flujo de combustible 23.955, 23.959: En la nueva redacción no se especifica la cantidad mínima de combustible que es un concepto de seguridad importante para los motores convencionales. Tampoco especifican los flujos mínimos en bombas y suministros por

gravedad, conceptos aplicables a aviones tanto pilotados como no pilotados. Se incluirán en las ADS específicas, válidas para aviones tripulados y RPAS.

6.6.1.8 Independencia del sistema de energía (CS 23.535)

En el caso de múltiples sistemas de almacenamiento y suministro, el fallo de un componente de uno de los sistemas no provocará el fallo en el almacenamiento o suministro de cualquier otro sistema.

Análisis y justificación

El requisito está contemplado en 23.953 al que sustituye completamente. No se requiere su gestión automática independientemente de TC ya que requeriría el fallo del componente y el fallo de TC lo que implicaría una probabilidad muy reducida. No se requiere elaborar ADS específicas.

6.6.1.9 Protección contra rayos de los sistemas de almacenamiento y suministro de energía (CS 23.640).

Para los aviones de niveles de aeronavegabilidad 2, 3 y 4, o para aeronaves que puedan verse expuestas a efecto dos rayos durante la operación, se diseñarán y dispondrán los sistemas de almacenamiento y distribución de energía de modo que se eviten los efectos catastróficos provocados por los rayos considerando efectos directos e indirectos.

El requisito está contemplado en 23.954 al que sustituye completamente. No se requieren ADS específicas.

6.6.1.10 Transferencia de energía (CS 23.545)

Se evitarán los peligros asociados con la interrupción en el suministro de energía que pudiera derivarse de la transferencia de energía entre dispositivos de almacenamiento.

Para sistemas RPAS la transferencia de energía entre dispositivos de almacenamiento serán realizados de modo automático.

Análisis y justificación

En la antigua normativa este requisito se consideraba en 23.957 y en 955 d) y e), que ha sido sustituido por la nueva redacción.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

El relación con la transferencia de combustible, sí han de considerar aspectos de planificación, comandos y monitorización (Paso 3), y sí es susceptible a la telemedida y el telecomando (Paso 4). Se requiere esa gestión automática de la transferencia ya que puede ser requerida para cada misión y el fallo de TM/TC no es extremadamente improbable.

6.6.1.11 Almacenamiento de energía (CS 23.555)

El sistema de almacenamiento de energía debe almacenar la cantidad mínima de energía necesaria para una operación segura. Los operadores podrán detectar que la cantidad de energía se acerca a la mínima, antes de que se produzcan efectos que pudieran afectar a la seguridad del vuelo.

Análisis y justificación

Sustituye a 23.963 que obliga a una mínima energía de $\frac{1}{2}$ de operación a la potencia máxima y también a considerar el mínimo combustible utilizable. Se incluye el concepto de mínimo utilizable que no estaba explícito en la nueva redacción y es un concepto importante para la seguridad.

6.6.1.12 Contaminación del combustible o energía en los sistemas de almacenamiento y distribución de energía (CS 23.560)

Se dispondrá de medios para separar y eliminar las posibles contaminaciones en el combustible o en la energía antes de su empleo si ello es necesario para garantizar una operación segura.

Análisis y justificación

Este requisito es una generalización de los requisitos 23.971 y 23.997 para los tanques de combustible. Ambos sub-apartados son aplicables en ADS de detalles tanto para aviones tripulados como no tripulados.

6.6.1.13 Llenado o recarga del almacenamiento de energía

- a) Los dispositivos de llenado o carga de energía se diseñarán para impedir el llenado o la carga de manera incorrecta
- b) Estos dispositivos se diseñarán para evitar impedir la posibilidad de contaminar la energía durante la operación de llenado.

- c) Se evitarán los peligros al avión o al personal durante las operaciones de llenado/carga.

Análisis y justificación

Generaliza 23.973 para otros tipos de energía. Este sería aplicable en las especificaciones de detalle aplicables a aviones y a RPAS.

6.6.1.14 Sistemas de vertidos de energía

Los sistemas de vertidos de energía no deben provocar peligros ni al avión ni a la operación considerando cualquier fallo único o probable condición de operación.

Se evitará la integración de los sistemas de almacenamiento de energía en zonas susceptibles de

Análisis y justificación

No se incluyen en los requisitos de detalle.

6.6.1.15 Información de la planta de potencia

- a) Se establecerá la siguiente información sobre la planta de potencia
- 1) Limitaciones en la operación, procedimientos e instrucciones necesarias para la operación segura de la aeronave
 - 2) Placas y marcado de la instrumentación necesaria
 - 3) Cualquier información adicional necesaria para la operación segura de la aeronave
 - 4) Instrucciones para las inspecciones o mantenimientos necesarios para una operación continua segura
 - 5) Información necesaria para las configuraciones de las tomas de aire
 - 6) Técnicas y limitaciones asociadas al arranque del y apagado del motor
 - 7) Información del nivel de energía para su gestión, incluyendo consideraciones sobre probables fallos de componentes del sistema.
- b) Información relacionada con los procedimientos a seguir en caso de fallo del sistema de control automático de empuje y reversa, salvo que estos fallos sean extremadamente improbables.

6.6.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Sub-parte E. Plantas de potencia

Este apartado contiene las especificaciones de aeronavegabilidad de detalle y que según la propuesta de reestructuración de la CS-23 no va a estar sometido a un proceso legislativo en su evolución. En este estudio, tal y como se ha justificado, tomando como base la certificación aún vigente de la CS-23 se van a desarrollar los requisitos de detalle para los sistemas aéreos no tripulados.

La nueva normativa está planteada para considerar muy diversos sistemas de propulsión y de energía. Habrá tantas especificaciones de detalle como tecnologías en sistemas propulsivos. En este estudio se van a considerar las especificaciones de aeronavegabilidad para motores alternativos y turbinas al ser actualmente los que mayoritariamente se emplean en aviones del peso considerados en este estudio.

En el análisis realizado en el capítulo 5 se determinó una tasa de fallos muy superior en la planta de potencia de los RPAS que en la de los aviones tripulados. Esto puede deberse a tres motivos:

- 1) Empleo de componentes no certificados o de baja fiabilidad
- 2) Fallos en la instalación de los subsistemas
- 3) Errores en la interfaz del sistema propulsivo con: Un operador a distancia, el sistema de radio enlace.

Para solucionar 1) y 2) se seguirán la normativa CS-23 existente para los aviones tripulados considerando que no hayan sido incluidos en la nueva redacción de la normativa y comprobando su adecuación o aplicabilidad a los RPAS. Para solucionar 3) se considerarán las funciones que ha de realizar el operador (planificar, ejecutar y monitorizar) para imponer requisitos en temas que pudieran afectar a la seguridad.

En la tabla 6.6.2.1 se indica el análisis realizado a los sub-apartados de la antigua CS23. Se han excluido aquellos que recoge la nueva normativa tal y como se analizó en el apartado anterior.

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.901	General	Se Modifica	Sólo se consideran 901 d) y 951 b).
23.903	Motores y unidades auxiliares de potencia	No aplicable	Se han considerado en la nueva CS 23.510. Según el Manual on UAS de OACI (apartado 4.4.9) “Los principales componentes como motores o hélices pueden tener certificado tipo, como a veces sucede en la aviación tripulada, sin embargo esto no es esencial para RPAS ya que el poseedor de certificado tipo es responsable de la integración completa de todos los componentes.
23.904	Sistema automático de reserva de potencia	No aplicable	
23.905	Hélices	Aplicable	
23.907	Vibración de la hélice	Aplicable	
23.909	Sistemas turbo-	Aplicable	

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

	alimentados		
23.925	Salvaguarda de la hélice	Aplicable	
23.929	Protección anti-hielo en instalaciones motor	No aplicable	Se han considerado en la nueva CS 23.500 al ser una condición operativa.
23.933	Sistemas de reversa	No aplicable	Se han considerado en la nueva CS 23.505
23.934	Ensayos de sistemas de reversa de motores	Se incluye ADS	
23.937	Sistemas limitadores de resistencia en turbo hélices	No aplicable	Se han considerado en la nueva CS 23.505
23.939	Características de operación de plantas de potencia	No aplicable	Se han considerado en la nueva CS 23.510
23.943	Aceleración negativa	No aplicable	Se han considerado en la nueva CS 23.500 al ser una condición operativa
23.951	General	No Aplicable	Se incluyen b) y d) en ADS
23.953	Independencia del sistema de combustible	No aplicable	Incluido en la nueva CS 23
23.954	Protección contra rayos del s. de combustible	No aplicable	Incluido en la nueva CS-23
23.955	Flujo de combustible	Se modifica	Se elimina e) tiempo en recuperar 75% en cambio de suministro entre tanques. Se elimina f) 2, y f) 3, ya que la gestión del flujo es automática
23.957	Flujo entre tanques interconectados	No aplicable	Incluido en la nueva redacción de la CS 23
23.959	Combustible no utilizable	Aplicable ADS sin modificación	Se utiliza en ADS tanto de tripulados como de no tripulados
23.961	Operación del sistema de combustible en ambiente cálido	No aplicable	Considerado en la nueva CS 23
23.963	Tanques de combustible: general	No aplicable	Se ha incluido en la nueva CS-23
23.965	Pruebas de tanque de combustible	Aplicable sin modificación	Se incluye en las ADS tanto para aviones tripulados como no tripulados
23.967	Instalación del sistema de combustible	No aplicable	Se ha incluido en la nueva CS 23
23.969	Espacio de expansión del tanque de combustible	Aplicable sin modificación	Se incluye en las ADS de aviones tripulados y no tripulados.
23.971	Sumidero de tanque de combustible	Aplicable sin modificación	Se incluye en las ADS para aviones tripulados y no tripulados
23.973	Llenado de tanques de combustible	Aplicable sin modificación	Se incluye en las ADS para aviones tripulados y no tripulados
23.975	Ventilación de tanques de combustible y de vapores de carburador	Aplicable sin modificación	Se incluye en las ADS para aviones tripulados y no tripulados
23.977	Salidas del tanque de combustible	Aplicable sin modificación	Se incluye en las ADS para aviones tripulados y no tripulados

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

23.979	Sistemas de repostado a presión	Aplicable sin modificación	Se incluye en las ADS para aviones tripulados y no tripulados
23.991	Bombas de combustible	No aplicable	El sistema de potencia eléctrica ha de tener una fiabilidad superior a la del motor.
23.993	Línea e instalaciones de combustible	No aplicable	Considerado en la nueva CS 23
23.994	Componentes del sistema de combustible	No aplicable	El objetivo es protección de los tripulantes.
23.995	Válvulas y controles del sistema de combustible	Se modifica según justificación	El apartado g) se elimina ya que los requisitos de control han sido incluidos en 23.951
23.997	Filtros de combustible	Aplicable sin modificación	
23.999	Drenajes del sistema de combustible	Aplicable sin modificación	
23.1001	Eyección de combustible	No aplicable	Una causa probable de interrupción de la misión sería la pérdida de telecomando. Al no poder reducirse el peso de aterrizaje este requisito no es aplicable

Tabla 6.6.2.1-1 Especificaciones de aeronavegabilidad detallada. Plantas de potencia

6.6.2.1 Planta de potencia

a) Planificación

- 1) El sistema dispondrá de ayudas que permitan planificar y validar las misiones considerando la configuración de la aeronave y las condiciones meteorológicas existentes para el vuelo considerando el combustible o energía necesarios para completar la misión.
- 2) Los requisitos del punto 1) también se cumplirán para la misión de emergencia que realice el avión en caso de pérdida del enlace de comandos (independientemente del punto de pérdida del enlace).

b) Ejecución

- 1) El control del motor, incluyendo empuje y limitación de resistencia, se realizará de modo automático, sin requerir comandos continuos enviados desde la estación de control. Esto se verificará en la misión nominal y la de emergencia.
- 2) Los sistemas auxiliares del motor no requerirán comandos desde la estación para completar la misión de emergencia programada (con independencia del punto donde se pierda el enlace).
- 3) Los controles que afecten al funcionamiento o configuraciones del sistema de planta de potencia o de almacenamiento y distribución de energía han de cumplir con los requisitos de comandos establecidos en 6.5.2.1

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- 4) Las plantas de potencia de turbina operarán sin pérdida de potencia o empuje cuando se operen con lluvia durante 3 minutos considerando una ingesta de agua no inferior al 4% en peso de la masa de aire empleada a la potencia máxima de despegue y durante vuelo a ralentí.
 - 5) La planta de potencia operarán sin pérdida de potencia o empuje durante las fases de lanzamiento si dispusiesen de este medio de operación.
 - 6) Cada sistema de combustible estará dispuesto de modo que:
 - i) Ninguna bomba podrá extraer combustible de más de un depósito simultáneamente o-
 - ii) Habrá medios para impedir que se introduzca aire en el sistema
 - 7) Cada sistema de combustible para un motor de turbina debe ser capaz de operar con dentro del rango de flujos y presiones con un combustible inicialmente saturado con agua a 27°C y con 0.75 cc de agua cada 3.81 litros añadida y enfriada a la condición más crítica para la formación de hielo que pueda encontrarse durante la operación.
- c) Monitorización
- 1) Se presentará al operador la información y datos de la planta de potencia necesarios para una operación segura de la aeronave.
 - 2) Se avisará al operador en el caso de que el combustible necesario para completar la misión nominal sea el 80% (alerta) y el 95% (alarma) del disponible, generándose las alertas y alarmas correspondientes. Este cálculo contemplará el vuelo hasta el punto de entrada a la ruta planificada desde la posición real del avión más el combustible necesario para efectuar el resto de la misión.
 - 3) Se monitorizará el combustible remanente en cada tanque. Este dato estará basado en mediciones reales de combustible.
 - 4) Se monitorizará desde la estación de control el estado de funcionamiento de los componentes del sistema de combustible. Esta información estará basada en instrumentación embarcada y no en el posicionamiento de los controles en la estación de control.

JUSTIFICACION

Para la planificación se requiere la ayuda al cálculo para determinar el combustible o energía necesaria tanto para la misión nominal como para la de emergencia. Aunque para los aviones tripulados la planificación del combustible la realiza el piloto, para el caso del UAV sí se requiere esa ayuda por los siguientes motivos: 1) aumenta la

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

seguridad sin suponer un aumento de la complejidad del sistema. 2) favorece al medio ambiente al permitir ajustar con mayor precisión el combustible necesario para el vuelo.

La misión de emergencia ha de cumplir los requisitos impuestos, en caso contrario se produciría un fallo grave o catastrófico sin ser extremadamente improbable. La gestión de bombas y transferencia entre depósitos debe realizarse de modo automático al menos en la misión que entrase de modo automático en el caso de perderse la capacidad de TC.

Para las funciones de control: Se requiere el automatismo según se justificó en el capítulo 5. Se requiere asimismo una configuración automática del avión en las distintas fases del vuelo incluyendo reversa o abanderamiento. Se incluyen requisito de funcionamiento con lluvia, formación de hielo en el depósito y con las solicitudes en la fase La fase de lanzamiento que pueden afectar a la seguridad del vuelo. Los comandos han de cumplir con los requisitos impuestos (Cambio entre GCS y posibilidad de comando no recibido).

Para las funciones de Monitorización: Se requiere alertar al operador de las necesidades de combustible generando las alertas y alarmas, ya que en caso contrario, posibles comandos en tiempo real (frecuentes en misiones de UAS) que interrumpa la misión nominal o cambios en las condiciones de vuelo podrían provocar un fallo grave.

El estado de los controles en la estación puede no corresponder con el estado del avión (no llegada de comando, cambio entre estaciones de control...).

6.6.2.2 Fuego en la planta de potencia

En la tabla 6.6.2.2 se muestra el análisis realizado a los requisitos contenidos en la antigua CS 23 para protección contra el fuego de las plantas de potencia. Salvo las anotaciones realizadas en la columna de Justificación, no se requiere añadir ningún requisito adicional.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1181	Zonas de fuego designadas; regiones incluidas	Aplicable sin modificación	Se elimina d)
23.1182	Áreas tras de cortafuegos	Aplicable sin modificación	
23.1183	Líneas uniones y componentes	Aplicable sin modificación	
23.1189	Dispositivos de apagado	Aplicable sin modificación	En el punto 4) el control debe de poder realizarse desde la estación de control y también por controles accesibles en el exterior del avión.
23.1191	Corta-llamas	Aplicable sin modificación	
23.1192	Diafragma en compartimento de accesorios de motor	Aplicable sin modificación	
23.1193	Capot y góndola	Se aplica sin modificación	
23.1195	Sistemas de extinción de fuego	Aplicable según justificación	No se aplica a) al ser únicamente para “conmuters”
23.1197	Agentes extintores de fuego	No aplicable	La normativa CS-23 solo la requiere para la categoría “commuter”. Tal y como se justificó previamente, los requisitos de commuter no se aplican a la categoría de los UAV analizados.
23.1199	Contenedores de agentes extintores	No aplicable	Ídem anterior
23.1201	Materiales del sistema extintor de incendios	No aplicable	Ídem anterior
23.1203	Sistema detector de fuego	Se modifica	Ha de instalarse en los UAV y en caso de presentarse se ha de notificar al operador. La normativa CS23 lo obliga si la zona no es observable por el piloto y tal es el caso para los UAV. Se ha de notificar asimismo para tener tiempo suficiente de seleccionar y volar hacia zona que minimice los daños.

Tabla 6.6.2.2-1 Requisitos específicos de aeronavegabilidad. Fuego en planta de potencia

Página intencionadamente en blanco

6.7 SUBPARTE F SISTEMAS Y EQUIPOS

6.7.1 Análisis y propuesta de cambios en la Subparte F Sistemas y equipos del nuevo código CS-23

En este apartado se van a analizar la redacción propuesta en la Subparte E Planta de potencia de la nueva normativa CS23. Sobre dicha redacción se van a indicar los cambios propuestos para que la normativa general sea también aplicable a los sistemas pilotados remotamente. Estos cambios serán destacados sobre un fondo Gris. Esta Subparte contiene los siguientes apartados: CS 23.600 Especificación de sistemas y equipos, CS 23.605 Especificaciones de fallos de sistemas y equipos, CS 23.610 Componentes de sistemas-General, CS 23.615 Instrumentación de vuelo, navegación y planta de potencia, CS 23.620 Protección indirecta contra rayos, CS 23.625 Protección contra campos radiados de alta intensidad (HIRF), CS 23.630 Sistema de potencia eléctrica, almacenamiento y distribución, CS 23.635 Iluminación externa y de cabina, CS 23.640 Equipos de seguridad-General, CS 23.645 Elementos de sistemas presurizados, CS 650 Registradores para investigación de accidentes, CS 655 Información de sistemas y equipos.

6.7.1.1 Especificación funcional de sistemas y equipos (CS 23.600)

- a) Las especificaciones contenidas en 23.600 y 23.605 son de aplicación general y no invalidan cualquier otra especificación de CS-23.
- b) Los sistemas y equipos requeridos para una operación segura del avión según los tipos de operación previstos:
 - 1) Se diseñarán e instalarán para alcanzar el nivel de seguridad apropiado al nivel de aeronavegabilidad según 23.605; y
 - 2) Operarán con seguridad en todos los límites operativos y ambientales.
- c) Los sistemas y equipos no cubiertos por CS 23.600 b) considerados por separado y en relación con otros sistemas, se diseñarán e instalarán de modo que su operación o fallo no cause peligro ni a la aeronave ni a sus ocupantes.

Análisis y justificación

Este sub-apartado simplifica y sustituye a los CS 23.1309. a) y b).

6.7.1.2 Especificaciones de fallo de sistemas y equipos (CS 23.605)

- a) Cada equipo y componente identificado en 23.600 b), considerado separadamente o en relación con otros sistemas de la aeronave, se diseñará e instalará de modo que haya una aceptable e inversa relación entre la probabilidad de fallo y la severidad de los efectos de la condición de fallo, como se muestra en la figura 1.

Probable	<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;"> <div style="width: 40%;"></div> <div style="width: 20%; text-align: center;">ACCEPTABLE</div> <div style="width: 40%; background-color: #f0f0f0; text-align: center;">UNACCEPTABLE</div> </div>				
Remote					
Extremely remote					
Extremely Improbable					
	No Safety Effect	Minor	Major	Hazardous	Catastrophic

Tabla 6.7.1-1 Probabilidad de fallos

- b) Los términos de probabilidad de condición de fallo empleados en CS 23.605 a) se definen:
- 1) ‘Extremadamente improbable’. Son aquellas condiciones de fallo tan improbables que no se anticipa que sucedan durante la entera vida operacional de todos los aviones del mismo tipo;
 - 2) ‘Extremadamente remota’. Son aquellas condiciones de fallo que no se anticipa que sucedan durante toda su vida operacional, pero que puede suceder algunas veces considerando la vida operacional de todos los aviones del mismo tipo;
 - 3) ‘Remota’. Son aquellas condiciones de fallo que son improbables que sucedan durante toda su vida operacional, pero que puede suceder varias veces considerando toda la vida operacional de un número de aviones de ese tipo; y
 - 4) ‘Probable’. Son aquellas condiciones de fallo que se anticipa que sucedan una o más veces durante la vida operacional completa de cada avión.
- c) La severidad de una condición de fallo se determina por el mayor efecto producido en el avión, sus ocupantes o tripulación y a personas y propiedades ajenos al vuelo siguiendo la siguiente tabla:

	Sin efecto en seguridad	Menor	Mayor	Peligrosa	Catastrófica
Efectos en avión	Sin efectos en capacidad operacional o seguridad	Ligera reducción en capacidades funcionales o márgenes de seguridad	Significante reducción en capacidades funcionales o márgenes de seguridad	Gran reducción en capacidades funcionales o márgenes de seguridad	Normalmente con pérdida de la estructura
Efectos en ocupantes	Inconveniencias a los pasajeros	Incomodidad física a los ocupantes	Malestar físico a los ocupantes posiblemente con heridas	Heridas serias o fatales a un ocupante	Múltiples víctimas mortales
Efectos en tripulación	Sin efectos en la tripulación	Ligero incremento de carga de trabajo o uso de proced. de emergencia	Incomodidad física o aumento significativo de carga de trabajo	Malestar físico o excesiva carga de trabajo impide realización de cometidos	Heridas fatales o incapacitación
Efectos en terceros	Sin efectos	Inconveniencias Costes moderados	Malestar físico posiblemente con heridas. Pérdidas inferiores a 1M\$	Heridas serias o fatales a persona ajena o pérdidas entre 1M\$ y 10M\$	Múltiples víctimas mortales o daños superiores a 10 M\$

Tabla 6.7.1-2 Efectos de fallos

ANÁLISIS Y JUSTIFICACIÓN

Este párrafo simplifica y sustituye la CS 23.1309. No se han considerado los subapartados c), d) y e) que considera la alimentación eléctrica de componentes esenciales. Estos componentes serán especificados en especificaciones de aeronavegabilidad específicas para UAS.

Se han incluido en la redacción los efectos en personas y propiedades ajenos a la operación que son el principal objetivo de la seguridad en RPAS. Se han considerado los análisis realizados en el apartado 5.2 del presente estudio.

6.7.1.3 Componentes de sistemas-General (CS 23.610)

Cada componente de equipo debe-

- Ser de tipo y diseño apropiado a su pretendida función; y
- Instalarse conforme a las limitaciones especificadas para ese componente.

Análisis y justificación

Sustituye a CS 23.1301. Se ha eliminado el requisito d) que exigía el correcto funcionamiento tras la instalación pero está implícito en b). Ni b) que incluye el marcado del componente.

6.7.1.4 Instrumentación de vuelo, navegación y planta de potencia (CS 23.615)

- a) La aeronave llevará instalado el equipamiento y la instrumentación necesaria para ser operado con seguridad en todo el ambiente de operación especificado.
- b) Para los sistemas RPAS el requisito a) será verificado mediante ensayos o análisis realizado al sistema completo

Análisis y justificación

Se van a detallar en el capítulo 6.7.2 las especificaciones de detalle para los RPAS. Se emplearán las conclusiones obtenidas en el apartada 5.5 sobre control de vuelo.

En un sistema RPAS el funcionamiento en ambiente operativo definido puede tener unas consecuencias graves o catastróficas al afectar directamente al control del vuelo y al sistema de potencia eléctrica. Por ejemplo a temperaturas elevadas el rendimiento del sistema de potencia eléctrica disminuye considerablemente. Esa temperatura es función de la temperatura externa e inducida en la misma aeronave. De ahí la necesidad de contemplarlo a nivel de aeronave. Posible selección de temperatura externa según zona de operación.

Se requiere expresar el requisito explícitamente en la normativa.

Figura 6.7.1.4-1 SIVA en cámara climática. Avión encendido con monitorización continua.

Figura 6.7.1.4-2 Ciclo alta temperatura seco. Tiempo señalado de pruebas funcionales completas.

6.7.1.5 Protección de efectos indirectos producidos por rayos (CS 23.620)

- a) Cada sistema susceptible a los rayos que realice una función cuyo fallo impida continuar el vuelo de forma segura y aterrizar el avión, será diseñado e instalado de modo que:
 - 1) La correspondiente función a nivel avión no se verá adversamente afectada durante y después de la exposición al rayo; y
 - 2) El sistema recuperará automáticamente la operación normal de esa función en el tiempo apropiado a menos que la recuperación del sistema entre en conflicto con otra especificación operacional o funcional del sistema; y
- b) Cada sistema que realice una función el fallo de la cual reduzca la capacidad del avión o la habilidad de la tripulación a responder a una condición operativa adversa, será diseñado e instalado de modo que la función recupere su operación normal en el tiempo apropiado después de que haya expuesto al rayo.
- c) Estos requisitos no se aplicarán a RPAS de nivel 1 que dispongan de paracaídas de emergencia.

Análisis y justificación

Este requisito coincide en la nueva y en la vieja redacción de la CS-23. Se añadirán requisitos específicos para RPAS. Por los motivos aducidos en el capítulo 5 no se aplicarán a los RPAS de nivel 1 con paracaídas.

6.7.1.6 Protección frente a campos radiados de gran intensidad (HIRF) (CS 23.625)

- a) Los sistemas eléctricos y electrónicos que realicen una función cuyo fallo pudiera impedir continuar un vuelo de forma segura y el aterrizaje del avión, serán diseñados e instalados de modo que:
 - 1) La correspondiente función a nivel de avión no se verá adversamente afectada durante y después de la exposición al ambiente de radiaciones de alta intensidad esperado; y
 - 2) El sistema recuperará automáticamente la operación normal de esa función en el tiempo apropiado después de ser sometido al ambiente HIRF a menos que la recuperación del sistema entre en conflicto con otra especificación operacional o funcional del sistema; y
- b) Cada fallo inducido por HIRF que reduzca la capacidad del avión aprobado para operaciones IFR, o la habilidad de la tripulación a responder a una condición operativa adversa, será diseñado e instalado de modo que la función recupere su operación normal en el tiempo apropiado después de que haya expuesto al ambiente HIRF.

- c) Para los sistemas RPAS el requisito a) será verificado mediante ensayos con el sistema completo

Análisis y justificación

Sustituye a 23.1308. En los RPAS la criticidad del fallo en el sistema que pueden ocasionar los HIRF requiere verificar el cumplimiento mediante pruebas. Es preciso realizar ensayos con el avión completo para considerar tanto los equipos electrónicos como los cableados de interconexión. En los ensayos de susceptibilidad radiada se someten las aeronaves a campos radiados considerando las intensidades de campo según las zonas en las que vayan a operar los sistemas. En la especificación MIL-STD-464 C se incluyen unas tablas indicando las intensidades de campo de radiación a distintas frecuencias que ha de soportar el sistema. Existen varias tablas según las distintas aplicaciones o usos de operación. Para los ensayos se utilizan distintas polarizaciones. Según las dimensiones del avión a frecuencias elevadas será preciso radiar a la aeronave por zonas. La susceptibilidad se detecta monitorizando los valores proporcionados por el sensor o componente o bien comprobando que no se han generado señales no deseadas por los actuadores de control o dispositivos de activación. En la figura 6.7.1.6-1 se muestra el resultado obtenido en los ensayos de un componente.

Equipo	Frecuencia (MHz)	Posición	Polarización	Nivel de Campo Requerido (V/m)	Desviación (dB)	Nivel de Campo Umbral(V/m)
GPS	7115.72	P2	PH	200	-3	145
	7115.72	P3	PV	200	-6	102.7
	7115.72	P4	PV	50	-11	14.87
	7115.72	P4	PH	50	-12	13.25
	7115.72	P4	PV	200	-7	91.49
	7115.72	P5	PV	200	-6	102.7

Figura 6.7.1.6-1 Susceptibilidades encontradas Receptor GPS. De referencia (15)

Figura 6.7.1.6-2 Susceptibilidad radiada Sistema SIVA. Rango (30-150 MHz)

Figura 6.7.1.6-3 Susceptibilidad radiada Sistema SIVA. Rango (400-1000 MHz)

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

6.7.1.7 Sistemas de generación de potencia, almacenamiento y distribución (CS 23.630)

El sistema de generación de potencia, almacenamiento y distribución a cualquier sistema debe:

- a) Proporcionar la potencia requerida para la correcta operación de las cargas durante todas las condiciones operacionales previstas;
- b) Diseñarse de manera que no exista un fallo único o funcionamiento defectuoso que:
 - 1) Impida al sistema suministrar potencia a las cargas esenciales necesarias para continuar con un vuelo seguro y aterrizar; y
 - 2) Provocar un peligro; y
- c) Tener suficiente capacidad para suministrar potencia a las cargas esenciales, incluyendo las cargas esenciales no continuas durante el tiempo necesario para:
 - 1) completar su función, para continuar el vuelo seguro y aterrizar, en caso de que la fuente principal falle; o
 - 2) Para RPAS, el tiempo necesario para alcanzar una zona segura frente a daños a personas y propiedades, y activar el sistema de terminación de vuelo sin producir efectos graves o catastróficos.

Análisis y justificación

Se ha añadido la capacidad de poder alcanzar zona de seguridad con la fuente de potencia secundaria. Obligar a continuar el vuelo y aterrizar podría requerir en algunos sistemas RPAS unas fuentes alternativas de elevado peso y volumen. Ese párrafo 2) es una alternativa si no implica efectos graves y catastróficos ya que el coste del avión puede ser elevado.

Adicionalmente se van a elaborar especificaciones de aeronavegabilidad específicas para RPAS.

6.7.1.8 Luces externas y de cabina (CS 23.635)

- a) Las luces se diseñarán e instalarán para minimizar un efecto adverso a la tripulación de cabina.
- b) Las luces de posición y de anti-colisión se diseñarán e instalarán con las intensidades, intermitencias, colores, ángulos de visión y otras características de seguridad de modo que permitan un tiempo razonable a otras aeronaves de evitar la colisión.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- c) Las luces de posición se instalarán con la luz roja en el lado derecho y la luz roja en el lado izquierdo, con la mayor separación lateral posible, y una luz blanca enfocada hacia atrás y situada en la parte posterior del avión o en las puntas del ala.
- d) Las luces de taxi y de aterrizaje se diseñarán e instalarán de modo que proporcionen suficiente iluminación para las operaciones nocturnas si se requiere la aprobación para operaciones nocturnas.
- e) Para hidroaviones, las luces de marcha proporcionarán luz blanca visible en condiciones atmosféricas despejadas.
- d) Para los RPAS se integrará una luz identificativa propia (pendiente de definición)

Análisis y justificación

Se considera necesario integrar en los RPAS una iluminación que los identifique, considerando que estos sistemas utilizan una tecnología novel en la capacidad de detectar y evitar.

6.7.1.9 Equipamiento de seguridad-General (CS 23.640)

El equipamiento de seguridad y supervivencia requerido por la regulación de la operación será seguro, fiable, accesible con inmediatez, fácilmente identificable y tendrá un método de funcionamiento marcado con claridad.

Análisis y justificación

Apartado no aplicable en los sistemas actuales.

6.7.1.10 Componentes sistemas de presión (CS 23.645)

- a) La presión mínima de rotura de los sistemas hidráulicos será de al menos 2.5 veces la presión máxima operativa de diseño.
- b) En aviones poli-motores, los accesorios esenciales accionados por el motor serán distribuidos de una manera segura entre los múltiples motores.
- c) La presión de rotura de los elementos del sistema de presurización será de al menos 2.0 veces la presión máxima de una operación normal. La presión de prueba será de al menos 1.5 veces la presión máxima normal de operación.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- d) La presión de rotura de los componentes de sistemas neumáticos será de al menos 1.5 veces la presión máxima normal de operación.
- e) Otros componentes de sistemas presurizados deben tener unos márgenes de presiones aceptables considerando el diseño del sistema y las condiciones de operación.

Análisis y justificación

Aplicable tanto en equipos embarcados como en lanzadores.

6.7.1.11 Registradores para investigación de accidentes. (CS 23.650)

- a) Cada registrador requerido por las reglas de operación deberá:
 - 1) cumplir las especificaciones técnicas aplicables
 - 2) instalarse para asegurar una grabación segura; y
 - 3) ser alimentado desde la fuente de potencia más fiable y permanecer alimentado durante el mayor tiempo posible sin perjudicar el servicio a las cargas esenciales o de emergencia de la operación del avión.
- b) Cualquier fallo único eléctrico externo al registrador no deshabilitará ni a los registradores ni a los dispositivos captadores.
- c) Los contenedores de los registradores no eyectables se localizarán y montarán para minimizar la probabilidad de ruptura del contenedor, como resultado del impacto del choque o de los daños causados por el posible fuego posterior.
- d) Los dispositivos captadores estarán localizados en la mejor posición para garantizar unos registros precisos no distorsionados.
- e) Reservado
- f) En la mayor manera posible, todos los datos recibidos se registrarán sin interrupción.
- g) Los Registradores tendrán una fuente de alimentación independiente proporcionando potencia suficiente durante 10 min +/- 1 min. Estas fuentes independientes, a las cuales el registrador se conmutará automáticamente en caso de pérdida de potencia (intencional/accidental), estarán situadas tan cerca como sea posible del registrador.
- h) El registrador dispondrá de medios visuales o sonoros para las comprobaciones previas al vuelo.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- i) Se dispondrán de un medio de parar simultáneamente el registrador y los dispositivos captadores y evitar cualquier función de borrado antes de 10 minutos después del impacto.
- j) Si el registrador dispusiese de un dispositivo de borrado masivo, la instalación estará diseñada para minimizar la posibilidad de operación inadvertida o de actuación del dispositivo después del impacto.
- k) Los contenedores de los registrador será de fácil reconocimiento y tendrá, cuando así lo exijan las reglas de operación, de un dispositivo de localización bajo el agua en o adyacente al contenedor, que estará asegurado de forma que no sea probable su separación durante el impacto.
- l) Para RPAS el registrador de comunicaciones de voz estará instalado en cada estación de control que ejerza el comando del avión. Se registrarán
 - 1) todas las comunicaciones de voz de entrada y salida de la estación de control incluyendo controladores ATC y personal de apoyo en tierra (observador externo, técnicos de avión, lanzador, grupo de antenas ...)
 - 2) Comunicaciones de voz de los operadores en la estación de control
- m) Para RPAS habrá un registrador de datos embarcado en la aeronave. En cada estación de control que ejerza el comando, se registrarán los datos de la telemedida enviada desde el avión y los datos del telecomando enviados al avión.

ANÁLISIS Y JUSTIFICACIÓN

Los registradores de audio serán instalados en cada estación de control que ejerza el comando de la aeronave. Es donde están los operadores y se puede registrar con más nitidez y seguridad. Es preciso registrar las comunicaciones entre operadores en la estación y otro personal que tiene responsabilidades en la seguridad del vuelo (piloto externo, operador del lanzador, técnicos de avión e incluso el personal en otras estaciones de control en el caso de transferencia de control).

El apartado c) y k) hace referencia a minimizar la rotura y localización en caso de accidente no son aplicables a los componentes en GCS pero sí en el avión.

Adicionalmente a los registradores en la estación de control, se impone el requisito de integrar un registrador de datos en el avión considerando:

1. La pérdida de TM no es improbable y dejaría a los investigadores sin datos fundamentales
2. Posible pérdida de TM si el avión pierde altura
3. Es posible que no lleguen comandos al UAV que sí se hayan enviado. Los comandos sí quedarían registrados en el registrador de GCS. Estos datos podrían cambiar significativamente las responsabilidades en un posible accidente.

6.7.1.12 Información de sistemas y equipos

Se establecerá la siguiente información relativa a sistemas y equipos:

- a) limitaciones operativas, procedimientos e instrucciones necesarias para la operar con seguridad el avión;
- b) las marcas y placas necesarias en la instrumentación
- c) cualquier información adicional que sea necesaria para operar con seguridad el avión;
- d) inspecciones y mantenimientos para asegurar las operaciones seguras de manera continuada;
- e) los parámetros de operación de los sistemas para una operación segura del avión, incluyendo, avisos, alarmas e indicaciones normales
- f) información concerniente a las condiciones de operación no segura del sistema

ANÁLISIS Y JUSTIFICACIÓN

Se van a considerar en las especificaciones de diseño pero en la sub-parte G de límites a la operación e información

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

6.7.2 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Sub-parte F Equipos y sistemas.

Este apartado contiene las especificaciones de aeronavegabilidad de detalle y que según la propuesta de reestructuración de la CS-23 no va a estar sometido a un proceso legislativo en su evolución. En este estudio, tal y como se ha justificado, tomando como base la certificación aún vigente de la CS-23 se van a desarrollar los requisitos de detalle para los sistemas aéreos no tripulados. En las siguientes tablas se indica el análisis realizado a los sub-apartados de la antigua CS23. Se han excluido aquellos que recoge la nueva normativa tal y como se analizó en el apartado anterior.

CÓDIGO	TITULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1301	Función e instalación	No aplicable	Incluido en la nueva CS 23.
23.1303	Instrumentos de vuelo y navegación	No aplicable	Se ha desarrollado en 6.7.2.8 y 6.7.2.9
23.1305	Instrumentación de planta de potencia	Aplicable sin modificación	Se incluye en las especificaciones de aeronavegabilidad específicas. Válida para aviones tripulados y no tripulados.
23.1306	Protección frente a rayos sistemas electrónicos y eléctricos	Se modifica	Misma redacción que en CS-23 nueva. Se añaden algunos requisitos para RPAS en 1306 bis
23.1308	Protección frente a campos radiados HIRF	No aplicable	Definido en la nueva CS-23
23.1309	Equipos sistemas e instalaciones	Se modifica	Ha sido incluido en la nueva redacción CS-23. Se añade un 1309 bis

Tabla 6.7.2-1 General

CÓDIGO	TITULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1311	Instrumentación representación electrónica	No aplicable	Especifican redundancias en la representación de instrumentación con respecto de la instrumentación primaria.
23.1321	Disposición y visibilidad	No aplicable	Estos requisitos consideran las limitaciones de una cabina de avión y para un modo de pilotaje distinto
23.1322	Alarmas, alertas y luces de aviso	Aplicable sin modificación	Incluido en especificaciones específicas para aviones tripulados y no tripulados.
23.1323	Indicación de velocidad del aire	Se modifica	Se incluye en especificaciones específicas para RPAS
23.1325	Sistemas de presión estática	Se modifica	
23.1326	Indicación sistema calefactor del pitot	Aplicable sin modificación	
23.1327	Indicador magnético de dirección	No aplicable	La medición del campo magnética se realiza mediante equipos estabilizados (Ver 6.8.1.7)
23.1329	Sistemas de control automático	No aplicable	Requisitos no aplicables a RPAS. Se han introducido requisitos en 6.7.2.1.6 hasta 6.7.2.1.8
23.1331	Instrum. alimentados por fuentes de potencia	No aplicable	El fallo de potencia eléctrica fue analizado en 1309 y es un fallo más severo.
23.1335	Dirección de vuelo	No aplicable	Sistemas no integrados en RPAS
23.1337	Instrumentación de potencia	Aplicable sin modificación	

Tabla 6.7.2-2 Instalación de equipos e instrumentación

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1351	General	Se modifica	
23.1353	Diseño de baterías e instalación	Se aplica sin modificación	
23.1357	Dispositivos de protección de circuitos	Aplicable según se justifica	Se elimina el requisito de repuestos de fusibles embarcados. El reseteo de circuitos protectores reseteables sería realizado tras el vuelo no se elimina c) aunque su empleo no sea habitual. El sistema de recuperación se considera esencial para el vuelo.
23.1359	Protección contra el fuego del sistema eléctrico	Se aplica sin modificación	
23.1361	Interruptor maestro	Aplicable según se justifica	El apagado se ha de poder realizar desde interruptores en el propio avión y por comandos desde GCS. Esto será útil durante la fase de prevuelo o post vuelo con el avión en tierra. Quizá fuese suficiente con los interruptores en el avión ya que: <ul style="list-style-type: none"> - Apagar la potencia eléctrica implica terminar el vuelo. - Si el avión sufre un percance, apagar los interruptores tras impacto no será factible en la mayoría de los casos al haberse perdido LOS
23.1365	Cables y equipos eléctricos	Se aplica sin modificación	
23.1367	Interruptores	Se aplica sin modificación	

Tabla 6.2.7-3 Equipos eléctricos

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1381	Luces de instrumentación	No aplicable a RPAS	Sólo aplicable a aviones tripulados
23.1383	Luces de taxi y aterrizajes	No aplicable	Incluido en la redacción de la nueva CS-23
23.1385	Instalación del sistema de luces de posición	No aplicable	Incluido en la redacción de la nueva CS 23
23.1387	Ángulo de diedro de luces de posición	Se aplica sin modificación	
23.1389	Distribución e intensidades de luces de posición	Se aplica sin modificación	
23.1391	Intensidades mínimas en plano horizontal de luces de posición	Se aplica sin modificación	
23.1393	Intensidades mínimas en cualquier plano vertical de las luces de posición	Se aplica sin modificación	
23.1395	Intensidades máximas en haces solapados de luces de posición	Se aplica sin modificación	
23.1397	Especificaciones de colores	Se aplica sin modificación	
23.1401	Sistemas de luces anti-colisión	Se aplica sin modificación	

Tabla 6.2.7-4 Sistemas de luces

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1411	General	No aplicable	
23.1415	Equipo de amerizaje	No aplicable	
23.1416	Botas neumáticas anti-hielo	Aplicable según se justifica	No sólo se ha de indicar el correcto funcionamiento del dispositivo, también la detección de la formación de hielo
23.1319	Protección contra el hielo	Aplicable según se justifica	En el procedimiento se han de indicar los medios de detección
23.1431	Equipos Electrónicos	No aplicables en RPAS	No aplicable. En las estaciones en tierra no es previsible que se produzcan problemas de ruido.
23.1435	Sistemas hidráulicos	No aplicable	Incluida en la nueva CS-23
23.1437	Accesorios para bimotores	Aplicable sin modificación	Válido RPAS y aviones tripulados
23.1438	Sistemas presurizados y neumáticos	No aplicable	Incluida en la nueva CS-23
23.1441	Equipo de oxígeno y suministro	No aplicable	
23.1443	Flujo mínimo de oxígeno	No aplicable	
23.1445	Sistema de distribución de O ₂	No aplicable	
23.1447	Estándares para equipos dispensadores de oxígeno	No aplicable	
23.1449	Medios para determinar el uso de oxígeno	No aplicable	
23.1450	Generadores químicos de oxígeno	No aplicable	
23.1452	Protección anti-fuego para equipamiento de oxígeno	No aplicable.	
23.1453	Protección del equipamiento de oxígeno ante roturas	No aplicable	
23.1457	Registrador de comunicaciones audio en cabina	No aplicable	Incluido en nueva CS-23
23.1459	Registradores de vuelo	No aplicable	Incluido en nueva CS-23
23.1461	Equipos con rotores de alta energía	Aplicable sin modificación	
	Sistemas de Recuperación	Nuevo requisito	

Tabla 6.2.7-5. Sistemas de seguridad y equipos varios

6.7.2.1 Protección de subsistemas frente a los efectos provocados por los rayos (CS1306 bis)

Para los aviones con nivel de seguridad 2 y 3 se cumplirán los siguientes requisitos de protección de subsistemas:

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- a) Se realizará una conexión entre las carcasas de los componentes y la referencia de la aeronave.
- b) Las antenas de telecomando, estarán redundadas y situadas en distintas zonas que hagan difícil que un único rayo pudiera afectar a ambas simultáneamente. Se entiende por zonas distintas a aquellas que no corresponden a la misma zona de impacto directo o al posterior cambio de la entrada de rayo según progresa el vuelo del avión (situada en sentido contrario al avance del avión).
- c) La instalación de las antenas de comunicaciones, de los dispositivos de luces, de las cargas útiles y demás elementos externos a la aeronave será realizadas de modo que los efectos producidos por los rayos no induzcan fallos en los sistemas esenciales para el vuelo que supongan un fallo catastrófico. Esto incluirá al cableado de los componentes externos.
- d) El sistema dispondrá de medios que informen a los operadores de un sistema aéreo no tripulado de la existencia de tormentas en la proximidad de la aeronave. Este requisito quedará satisfecho:
 1. Mediante la integración a bordo de una cámara en el espectro visible infrarrojo o mediante un radar meteorológico y-
 2. Proporcionando a los operadores informes meteorológicos del servicio de información al vuelo del área de operación del sistema.

JUSTIFICACIÓN

El objetivo de 23.867 es el de realizar un correcto conexionado en los diferentes elementos estructurales de modo que las intensidades generadas por el rayo se disipen en la estructura externa sin provocar daños a los componentes estructurales se conseguía garantizando una resistencia máxima entre los distintos componentes estructurales del avión. Sin embargo el objetivo en este apartado es el de proteger a los componentes internos de la aeronave que son esenciales para el vuelo de las corrientes eléctricas y magnéticas variables producidas.

En la redacción de los requisitos se ha considerado:

- Menor conciencia situacional de los operadores en relación con los fenómenos meteorológicos adversos.
- Posiblemente exista una mayor criticidad en los fallos de los componentes internos (sistemas de control de vuelo) y sistemas eléctricos.
- Existencia de antenas de comunicaciones de telecomando y telemedida. Las consecuencias del fallo de estos sistemas son más críticas que en las de un avión tripulado. Localización en zonas menos susceptibles de impacto directo o de progresión del rayo; Redundancia de antenas, transmisores y receptores.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- Aislar los efectos de la instalación de componentes externos del avión como antenas, luces y cargas útiles, en los componentes esenciales de control de vuelo y potencia eléctrica.
- Considerar en los requisitos la existencia de sistemas paracaídas que puede relajar los requisitos impuestos.

6.7.2.2 Equipos sistemas e instalaciones (CS 23.1309 bis)

- a) Se han de cumplir los siguientes requisitos para evitar fallos catastróficos en un RPAS:
- 1) Si el coste del avión es superior a 10M€, se cumplirá:
 - ii) el avión es bimotor; o
 - iii) existe un paracaídas de emergencia. .
 - 2) Si el peso del avión es superior a 1140 kg, se cumplirá:
 - i. El avión dispondrá de un modo de planeo y potencia eléctrica alternativa para aviones mono-turbina o para aviones con motor alternativo que no disponga de paracaídas; o
 - ii. La tasa de fallo del sistema de potencia eléctrica, de control de vuelo será inferior a $0.33 \cdot 10^{-7}$ si no dispone de paracaídas y $0.33 \cdot 10^{-5}$ si dispusiese.
 - 3) El UAV no será controlado modo manual como único modo de control.
- b) Se han de cumplir los siguientes requisitos para evitar fallos peligrosos en un RPAS:
- 1) Si el coste del avión está comprendido entre 1M\$ y 10 M\$ el avión de turbina o bien tiene un paracaídas de emergencia o ha de llevar dos turbinas.
 - 2) Si el peso del avión es inferior a 1140 kg y no dispone de paracaídas se cumplirá
 - i. Si es mono-turbina ha de tener un modo de planeo y potencia eléctrica alternativa
 - ii. La tasa de fallos de sistema de potencia, el control de vuelo y la estructura será inferior a $0.33 \cdot 10^{-5}$
 - 3) Si el peso del avión es inferior a 1140 kg y dispone de paracaídas, la tasa de fallos del sistema de potencia, el control de vuelo será inferior a $0.33 \cdot 10^{-3}$.

JUSTIFICACION

Los requisitos de la antigua 1309 a) y b) han sido cubiertos completamente por la redacción en la nueva redacción de CS-23 600 y 605, por lo tanto no se consideran en las ADS.

Adicionalmente los requisitos c), d) e) son relativos al sistema de potencia del avión. Este sistema de potencia eléctrica es un componente esencial para los sistemas aéreos no tripulados. No es suficiente garantizar que en caso de fallo de motor, batería o elemento de distribución se sigan alimentan las cargas esenciales. Hay que considerar la fiabilidades según las categorías de seguridad y la existencia de sistemas de terminación de vuelo tal y como se realizó en el apartado 5.2 de fiabilidad de componentes. Este estudio se hizo con el objetivo de seguridad definido para RPAS (daños a personas y propiedades).

6.7.2.3 Sistema de medición de velocidad del aire (CS 23.1323)

- a) La indicación de las velocidades con respecto del aire se dispondrán para indicar la velocidad verdadera con respecto del aire (TAS) o bien la velocidad equivalente (EAS) con un mínimo error de calibración de instrumento cuando se aplican las presiones estáticas y de pitot.
- b) El sistema de indicación de velocidad debe de ser calibrado en vuelo para determinar el error de sistema. El error de sistema, incluyendo error de posición, no ha de exceder el 3% de la velocidad calibrada o (5 nudos) lo que sea mayor. Dentro de los siguientes rangos:
 - 1) 1.3 Vs1 hasta VMO/MMO con flaps retraídos
 - 2) 1.3 VS1 a VFE con flaps extendidos
- c) El diseño e instalación de cada sistema de datos de aire debe proporcionar un drenaje positivo de humedades en la instalación neumática del pitot.
- d) Si se requiere certificación para vuelo instrumental o vuelo en condiciones de hielo, cada sistema de datos de aire ha de tener un tubo de pitot calefactado u otros medios de prevenir el funcionamiento defectuoso debido al hielo.
- e) En los RPAS de categorías 2 y 3, el sistema de medición de velocidad del aire deberá ser calibrado para determinar el error del durante la carrera de despegue. Se obtendrá el error entre 0.8 del valor mínimo de VR y 1.2 el valor máximo de VR, considerando los rangos de altitud y peso.
- f) En los RPAS de categorías 2 y 3 se requiere duplicar los sensores de presión estática. En estos casos los tubos pitots respectivos estarán situados lo suficientemente alejados para evitar que ambos tubos pudieran impactar con un pájaro.

JUSTIFICACIÓN

Se requiere presentar EAS o TAS. La velocidad CAS que implica una simplificación al emplear en la fórmula la presión estándar a nivel del mar y la densidad estándar a nivel del mar producen un error sin contar los errores de estática, que según la altitud de vuelo y la velocidad alcanzada pueden ser significativas (p.e 2.7% a M=0.6 y H=30.000 ft, o 5.6% a M=0.85 y 30.000 ft).

$$TAS = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \cdot \gamma \cdot \frac{P_s}{\rho} \cdot \left[\left(1 + \frac{P_t - P_s}{P_s} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]}$$
$$CAS = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \cdot \gamma \cdot \frac{P_0}{\rho_0} \cdot \left[\left(1 + \frac{P_t - P_s}{P_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]}$$

Ps presenta errores según la instalación de cada avión. También para determinar la densidad se requiere la temperatura que presenta errores en la medición. Esos errores dependen del número de mach y del ángulo de ataque para una configuración dada y pueden ser determinados. Los errores asociados a la simplificación pueden ser fácilmente eliminados ya que los aviones necesariamente tienen un sensor de presión estática y una sonda para determinar la temperatura. No está justificado emplear la simplificación que presentaría un error variable según las condiciones atmosféricas.

El despegue es la fase de vuelo en la que existe más susceptibilidad de producir daños a personas y propiedades. Se requiere calibrar para niveles 2 y 3 pese a que en los aviones tripulados solo se exige para la categoría 4 debido a que el fallo de medición de TAS en UAV es un fallo catastrófico.

Estos sensores son críticos y tienen una baja fiabilidad. Se requiere duplicarlos ya que el fallo puede impedir en el mejor de los casos la imposibilidad de realizar un aterrizaje. Asimismo se han de separar para evitar la rotura simultánea en un evento no muy improbable.

6.7.2.4 Sistemas de presión estática (CS 23.1325)

- a) Los instrumentos que dispongan de conexiones con tomas estáticas de presión no se verán perturbados sensiblemente por la velocidad del avión, las variaciones del flujo de aire, las configuraciones y disposición de las cargas útiles, humedad u otros objetos extraños.
- b) El sistema de presión estática cumplirá los siguientes requisitos:
 - 1) El diseño e instalación será tal que:

- i) Tendrá un drenaje positivo de la humedad
 - ii) Se evitará el aplastamiento de los tubos y la distorsión o restricción excesivas en los recodos y
 - iii) Los materiales utilizados serán duraderos y apropiados para su uso y protegidos frente a la corrosión.
 - 2) Se realizará una prueba para demostrar la integridad del sistema de presión estática del siguiente modo.
 - i) Se evacuará la presión estática hasta una diferencia de presión de aproximadamente la existente a 305 m por encima de la altitud del avión en el momento de la prueba. Sin necesidad de bombear presión durante un periodo de un minuto, la pérdida de la altitud indicada no excederá 30 m en el altímetro o 2%, la que sea mayor.
 - 3) Cada toma de presión estática se diseñará o colocará de tal modo que la correlación entre la presión del aire en el sistema de presión estática y la verdadera presión estática del aire no se altera cuando el avión se encuentra condiciones de hielo. Para demostrar el cumplimiento de este requisito podrán emplearse medios anti-hielo.
- c) Reservado
- d) No aplicable
- e) Cada sistema de presión estática debe ser calibrado en vuelo para determinar el error del sistema. El error del sistema, en presión de altitud indicada, a nivel del mar con atmósfera estándar, excluyendo el error de calibración del instrumento no debe exceder +/- 9m cada 185 Km/h para la configuración apropiada en el rango de velocidades entre 1.3 VS0 con flaps extendidos y 1.8VS1 con flaps retraídos. Sin embargo, el error no necesita ser inferior a +/- 9m.
- f) reservado
- g) Para aviones que no tienen permitido el vuelo en condiciones de hielo, el párrafo b) 3) no se aplica.
- h) Se cumplirán los siguientes requisitos relacionados con la monitorización y control de los sistemas de presión estática-
- 1) La misión planificada y los comandos en tiempo real a la aeronave se realizarán utilizando altitudes del sistema WGS84 por debajo de la altitud de transición y niveles de vuelo por encima del nivel de transición. Para garantizar la correcta coordinación por parte de las autoridades del espacio aéreo se cumplirán los requisitos establecidos en este capítulo.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- 2) Al operador se le presentará la altitud en pies cuando el RPA esté situado por debajo de la altitud de transición. Cuando el avión se encuentre por encima del nivel de transición se presentarán nivel de vuelo y altitudes.
- 3) Por encima del nivel de transición el operador del sistema podrá variar la misión planificada variando el nivel de vuelo según indicaciones de las autoridades de tráfico aéreo o para corregir las desviaciones que pudieran surgir con respecto del plan debido al cambio en las condiciones ambientales según evolucione el vuelo (T y P). Este ajuste podrá realizarse de manera sencilla por parte del piloto del UAV, y estará basado en correcciones de altitud a los waypoints de la misión planificada (ver fórmulas 1, 2 y 3 del apartado 3.3.1).
- 4) El operador del sistema podrá ejecutar los distintos modos de control del sistema utilizando niveles de vuelo siempre y cuando el avión esté por encima del nivel de transición. El comando deberá ser enviado de modo inmediato.

JUSTIFICACION

Los requisitos si son aplicables a los RPAS pero hay que considerar las funciones de planificación, control y monitorización.

La navegación de estos sistemas se realiza mediante sistemas de navegación por satélite. Estos sistemas sitúan al vehículo aéreo en coordenadas WGS84 proporcionando longitud, latitud y altitud. En la actualidad el espacio aéreo está utilizado por aviones tripulados que utilizan altitudes presión o niveles de vuelo. Los UAV aunque van a utilizar como sistemas de navegación los sistemas satelitales basados en GPS, tienen que cumplir unos requisitos para compartir el espacio aéreo con aviones tripulados, y han de adaptarse a los procedimientos del espacio aéreo. También y como se justificó en 6.7.2.3, se requiere determinar TAS y no CAS para evitar los errores de simplificación de CAS. De ahí la obligatoriedad de incluir tomas estáticas.

Los tubos pitots normalmente llevan incorporadas tomas de presión estática y de impacto. El pitot ha de estar calefactado si se requiere que pueda volar en condición de hielo. De esa manera la toma estática también estaría protegida. No es aplicable cumplir el requisito de hielo utilizando doble toma estática (primaria y alternativa) de ahí que desaparezcan para UAVS los requisitos al respecto. Es decir al obligar disponer de calefacción en el pitot para poder volar en condiciones de hielo cumplimos automáticamente el requisito en tomas estáticas.

Ver apartado de planificación de trayectorias para UAV analizado en el Capítulo 3.3.1

6.7.2.5 Sistema eléctrico y equipos. General (CS 23.1351)

- a) Capacidad del sistema eléctrico. Cada sistema eléctrico debe ser adecuado para su supuesto uso. Adicionalmente -

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- 1) Las fuentes de potencia eléctrica, los cables de transmisión y los respectivos dispositivos de control y protección deben ser capaces de suministrar la potencia requerida con el voltaje adecuado a cada carga esencial para la operación segura del sistema; y
 - 2) El cumplimiento con el párrafo 1) se demostrará:
 - i) mediante análisis de carga eléctrica que consideren las cargas eléctricas aplicadas según las combinaciones y duraciones probables en cada fase de vuelo.
 - ii) considerando las máximas cargas eléctricas establecidas para las cargas útiles integradas; y
 - iii) las máximas demandas por los sistemas de comunicaciones integrados; y
 - iv) los máximos consumos demandados por el sistema de control de vuelo incluyendo la demanda de los actuadores; y
 - v) temperaturas inducidas en la aeronave dentro de los límites operacionales establecidos.
- b) Funciones. Para cada sistema eléctrico se cumplirá:
- 1) Cada sistema cuando sea integrado deberá -
 - i) No suponer un peligro en sí mismo, en su modo de operación, ni en sus efectos sobre otras partes del avión;
 - ii) Estar protegido contra el combustible, el aceite, el agua u otras sustancias peligrosas y el daño mecánico; y
 - iii) Ser diseñado de modo que minimice el daño por descarga eléctrica al personal de tierra
 - 2) Las fuentes de potencia eléctrica deberán funcionar apropiadamente cuando se conecten de modo combinado o independientemente.
 - 3) El fallo o funcionamiento defectuoso de una fuente de potencia eléctrica no impedirá a las fuentes restantes suministrar potencia a los circuitos de carga esenciales para la operación segura del sistema.
 - 4) Reservado
 - 5) Adicionalmente se cumplirá:
 - i) Cada sistema será diseñado de modo que los circuitos de las cargas esenciales sean suministrados en el caso de fallos razonablemente probables o circuitos abiertos incluyendo los fallos en cables con tensión elevada.
 - ii) Los operadores desde la estación de control podrán desconectar individual o colectivamente las fuentes de potencia eléctrica del sistema.
 - iii) El sistema será diseñado de modo que se pueda mantener el voltaje y la frecuencia, si es aplicable, en los terminales de los equipos de las cargas

esenciales dentro de sus límites para dichos equipos durante cualquier condición probable de operación.

- iv) Si se requieren dos fuentes de potencia eléctrica para equipos particulares o sistemas, el suministro de energía eléctrica debe asegurarse mediante por ejemplo equipos eléctricos duplicados, conmutadores, multicanales o circuitos eléctricos ruteados por separado.
- v) Para cumplir con los requisitos b) 5), el sistema de distribución incluye los buses de distribución, sus alimentadores asociados, y cada dispositivo de control o de protección.

c) Sistema de generación.

- 1) En los sistemas RPAS con un nivel de seguridad 1 y 2, o 3 con paracaídas, la pérdida de un motor o alternador no supondrá la pérdida de potencia eléctrica en los sistemas esenciales durante el tiempo necesario para alcanzar zonas de seguridad o al menos 5 minutos. En el cumplimiento de este requisito se considerará que los sistemas esenciales son aquellos necesarios para realizar las siguientes funciones:
 - control de la aeronave y
 - capacidad de comando en tiempo real y
 - monitorización del estado y
 - comando y ejecución de la terminación del vuelo
- 2) En los sistemas de seguridad 3 sin paracaídas, la pérdida de un motor o alternador no supondrá la pérdida de potencia eléctrica en los sistemas esenciales durante el tiempo de vuelo hasta el aeródromo nominal o alternativo y el tiempo posterior aterrizaje.
- 3) Si el apartado c) 1) se garantiza mediante baterías, se pondrán medios para asegurar que el estado de carga de la batería garantiza el tiempo requerido.
- 3) Cada generador/alternador debe poder proporcionar la potencia continua calificada o aquella potencia limitada por su sistema de regulación;
- 4) El equipo de control de voltaje debe de regular la salida del generador/alternador dentro de sus límites calificados;
- 5) Se establecerán medios automáticos tanto para evitar daños al alternador/generador como los efectos adversos al sistema de potencia eléctrica de la aeronave debido a polaridad invertida. Se podrá desconectar cada generador/alternador de la batería o de otros generadores/alternadores.
- 6) Se proporcionará a los operadores en la estación de control un aviso inmediato de un fallo en cualquier generador/alternador.
- 7) Cada generador/alternador debe tener un control de voltaje diseñado e instalado para evitar daños al sistema eléctrico o a los equipos suministrados por el sistema

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

eléctrico que resultarían si ese generador/alternador desarrolla una condición de sobre-voltaje.

- d) Instrumentación. Se ha de presentar a los operadores apropiados en la estación de control valores esenciales del sistema eléctrico para una operación segura. Se consideran valores esenciales:
 - i) Intensidades y voltajes suministrados por cada fuente
 - ii) Estado de carga de batería y tiempo remanente en caso de activación de la unidad de baterías considerando el consumo real existente.
- e) Resistencia al fuego. Los equipos eléctricos serán diseñados e instalados de modo que en el caso de producirse fuego en el compartimento motor, durante el cual la superficie de la cuaderna corta-llamas adyacente al fuego se caliente hasta 1100°C durante 5 minutos, o hasta una temperatura menor justificada para el avión, los equipos esenciales para continuar con seguridad la operación y situados detrás de la corta-llamas, funcionarán correctamente y no crearán un peligro de incendio adicional.
- f) Potencia externa. Si existe la capacidad de suministrar potencia externa al avión, y esa potencia externa puede conectarse a otros equipos que no sea el empleado para arrancar el motor, se podrán medios para asegurar que no se conectará potencia externa con polaridad inversa o secuencia inversa de fase al sistema eléctrico del avión. La conexión externa se situará de modo que su uso no sea un peligro para el avión o el personal de tierra.
- g) *El cumplimiento del requisito c) 1) se demostrará mediante análisis, pruebas o ambos, con el avión a la máxima altitud de vuelo certificada. Adicionalmente:*
 - 1) *Para los aviones con nivel de seguridad 1, la probabilidad de fallo del sistema de potencia eléctrica (nominal y de emergencia), excluido el fallo de motor, será de $0,33 \cdot 10^{-5}$ si no dispone de paracaídas y $0,33 \cdot 10^{-3}$ si sí dispone.*
 - 2) *Para los aviones con nivel de seguridad 2 y 3, la probabilidad de fallo de este subsistema (nominal y de emergencia), excluido el fallo de motor, será de $0,33 \cdot 10^{-7}$ si no dispone de paracaídas y $0,33 \cdot 10^{-5}$ si sí dispone.*

JUSTIFICACIÓN

El fallo eléctrico en un RPAS puede tener efectos de mayor gravedad en un RPAS que en un avión tripulado. Se requiere realizar un análisis de las cargas no siendo válida únicamente la realización de mediciones que serían insuficientes por los siguientes motivos:

- En las cargas eléctricas se incluyen las cargas aerodinámicas (potencia requerida por los servo actuadores).

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- El consumo eléctrico está muy condicionado por las cargas útiles y los sistemas de comunicaciones integrados. Estas cargas útiles pueden ser muy variadas y con gran disparidad de consumos en un mismo sistema RPAS.
- Alta dependencia de la temperatura en la potencia máxima generada por los componentes reguladores de potencia eléctrica. Este efecto puede provocar fallos catastróficos.
- La alta dependencia en la potencia entregada por baterías cuyo fallo tiene más gravedad en un RPA.

Dado que la consecuencia del fallo eléctrico puede grave o catastrófica, se requiere que los UAV's tomen como referencia a los requisitos impuestos a la categoría de "commuter" a pesar de ser considerados como sistemas de nivel 4 de aeronavegabilidad.

Dada la tasa de fallos de los sistemas propulsivos analizada en 5.2, el fallo de un motor o alternador no puede suponer la pérdida de potencia eléctrica en los sistemas esenciales para el vuelo en los RPAS. El suministro ha de estar garantizado durante al menos 5 minutos (nivel 1 y 2) que permiten alcanzar una zona segura frente a daños a personas y propiedades para recuperar. Es necesario:

- Controlar el avión para que continúe el vuelo,
- Poder comandarle hacia una zona de seguridad
- Monitorizar su estado evitando las zonas no seguras.

Al ser un requisito de seguridad las baterías no pueden emplearse para suministrar potencia a componentes de modo que no pueda garantizarse su empleo durante el tiempo requerido.

En relación con la instrumentación y dada la mayor criticidad del fallo eléctrico en RPAS se requiere monitorizar ambas las intensidades de las fuentes (generador y batería). Se requiere esta duplicidad para evitar falsas alarmas. El estado de la carga es esencial para la activación de la recuperación de emergencia

Los valores de fiabilidad asignados al sistema de potencia eléctrica fueron justificados en el capítulo 5.2

6.7.2.6 Pantalla de comandos

- a) La forma de activar los distintos modos de vuelo ha de estar claramente indicada en la pantalla del operador correspondiente. Adicionalmente -
 - 1) Todos los comandos al avión que supongan un cambio en los modos de vuelo o un cambio en la configuración del vuelo del avión cumplirán los siguientes requisitos:
 - i) Serán correctamente identificados evitando la posibilidad de confusión o la activación inadvertida.

- ii) Los comandos han de requerir dos acciones independientes por parte del controlador del UAV: (por ejemplo comandar y confirmar).
 - iii) Antes de ser enviado al avión, el operador recibirá aviso del comando que va a ser enviado y los argumentos que forman parte del comando.
 - iv) Una vez enviado, desde el avión se enviará la confirmación del comando recibido o ejecutado.
- 2) En la pantalla del operador se indicará el modo de control en el que está siendo operado el UAV. Esta información no podrá considerarse del estado en el que se encuentren los distintos controles en la estación de control, sino que dicho estado ha de ser transmitido desde la aeronave
 - 3) Una vez enviado y aceptado el comando por parte de la aeronave, se ha de presentar al operador referencias de la trayectoria que ha de seguir el avión. Esta referencia estará presente durante el tiempo en el que el modo esté activo
 - 4) Los comandos de maniobra evasiva, abortar el despegue y abortar el aterrizaje han de poder ejecutarse rápidamente por el operador del sistema.
 - 5) Los comandos de emergencia y sólo los comandos de emergencia han de ser marcados o resaltados con color rojo.
- b) El operador podrá comandar al menos los siguientes modos de control de vuelo:
- 1) Comando A Misión Programada: Al recibir este comando, el avión efectuará la misión programada. Podrá seleccionarse el punto de entrada a dicha misión o por defecto al punto en el que se dirigía cuando la misión fue interrumpida.
 - 2) Misión de emergencia: Al recibir este comando el avión se dirigirá a la ruta de emergencia programada o seleccionada. También ha de entrar en caso de pérdida de comunicaciones. Cada tramo de la misión puede tener uno por defecto.
 - 3) Virajes con radio fijo seleccionado: El operador podrá comandar un viraje a nivel, continuo y tangente a la trayectoria que esté volando. El operador podrá seleccionar el radio dentro de los permitidos a la altitud peso y velocidad a las que se encuentre la aeronave y el sentido de giro.
 - 4) Cruceros: El operador podrá comandar trayectorias rectilíneas, con un rumbo y ángulo de senda especificados.
 - 5) Offset a misión programada (Parallel Offset): El operador podrá comandar offset a la misión programada de hasta (por confirmar) de la trayectoria definida por la misión nominal (sin incluir aproximaciones).
 - 6) Waypoint en tiempo real (Direct-To Function). El operador podrá comandar un punto de paso al que se dirigirá la aeronave. Tras ser alcanzado, la aeronave lo orbitará con un radio fijo. El operador podrá seleccionar coordenadas y altitud.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

El transitorio desde la trayectoria inicial a la nueva no producirá maniobras excesivas.

- 7) Patrón de espera (Holding pattern): El operador comandará un patrón de espera en forma de hipódromo, consistente en dos tramos rectos de igual longitud, paralelos y al mismo nivel cerrado por dos semicircunferencias. Este patrón tiene un punto de entrada que podrá seleccionarse en tiempo real por indicación de ATC. El operador podrá seleccionar sentido de giro y altitud. Las dimensiones serán acordes con las actuaciones del avión. El avión podrá entrar al hipódromo desde cualquier dirección y quedará contenido dentro del volumen definido el 95% del tiempo.
- 8) Comandos de offsets en velocidad con respecto de la misión planificada. Se requieren también para las fases de despegues y aterrizajes.

JUSTIFICACION

La estación de control de los aviones pilotados remotamente ha de indicar los modos de control de manera clara. Eso ha de incluir los parámetros que definan ese modo (por ejemplo: velocidad, altura, coordenadas de punto de paso...). El objetivo es detectar, antes de su envío, los posibles errores cometidos al introducir los parámetros. Por este motivo se requieren dos acciones del operador con confirmación previa al envío. Esto evitaría por ejemplo una transferencia a GCS en el cual el comando a motor esté en off, o los flaps estén activados.

Es necesario que desde el mismo avión se confirme la correcta recepción del comando ya que pudiese haberse producido fallo en la transmisión o en la recepción.

Es necesario que el operador tenga una referencia de trayectoria comandada. Sólo de esta manera puede comprobarse de manera segura si el avión está efectuando correctamente el comando además de tener previamente indicado los puntos geográficos por donde va a pasar la aeronave (Zonas prohibidas, peligrosas, no autorizadas o sensibles al sobrevuelo).

Es necesaria la activación de un modo evasivo de una manera rápida para corregir con inmediatez la trayectoria en caso de un conflicto con otra aeronave o necesidad de abortar las maniobras de despegue y aterrizaje.

Justificación de comandos

Se requiere el comando de regreso a misión nominal. Si se ha interrumpido por comandos desde GCS la misión nominal planificada ha de poder por comandos continuar dicha misión (que es la referencia del vuelo).

Se requiere poder enviar comando de entrada a misión de emergencia, programada según el tramo de la misión nominal planificada. A esta misión se tendría que entrar automáticamente en caso de pérdida el radio-enlace. Esta misión es necesaria por la posibilidad no remota de pérdida del enlace.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

Para la definición de los modos de control se han considerado las conclusiones obtenidas en 5.2 en relación con las actividades de los operadores y los requisitos de RNP especificados por OACI y Eurocontrol. Se han incluido: Holding pattern, Direct-to a Fix y Parallel Offset. Las actuaciones en virajes son aplicables a la misión planificada y persiguen que el avión sea guiado en tramos rectos y no abandone el volumen definido. Adicionalmente las trayectorias en espacio terminal para aproximaciones y aterrizajes aunque se manden por el operador, son trayectorias que han sido previamente planificadas.

Para imponer requisitos de control se han a considerar los requisitos aplicables a la pantalla de control de la evaluación del control de vuelo (Figura 5.3.2-2).

Nivel 9: Modos que no requieran comandos continuos.

Nivel 8: Posibilidad de variar rumbo, senda y velocidad.

Nivel 7: Configuración automática de la aeronave en despegues y aterrizajes

Nivel 5: Minimizar la posibilidad de comandos erróneos o inadvertidos

6.7.2.7 Pantalla de Navegación del operador de la aeronave

- i) Se utilizará el sistema de referencia geodético WGS-84 o el International Terrestrial Reference System (ITRS) que es equivalente a todos los efectos.
- ii) Se presentará en el campo de visión primario del operador la posición del avión en un mapa de navegación con una resolución que permita discernir zonas pobladas o sensibles respecto a posibles daños. La representación cumplirá los siguientes requisitos:
 - 1) El avión estará representado con el correspondiente azimuth (Según 6.8.1.7).
 - 2) Incluirá la trayectoria nominal con los puntos de paso planificados indicando de manera inconfundible el punto hacia el que se dirige.
 - 3) La distancia del avión al punto de destino, la velocidad con respecto a tierra a ese punto o el tiempo hasta alcanzarlo y el rumbo hacia dicho punto.
 - 4) El operador podrá realizar zoom-in y zoom-out hasta poder incluir toda la misión en la presentación.
 - 5) El operador podrá consultar de manera inmediata los datos que definen la misión planificada. Longitud, latitud y altitud del punto y la velocidad aerodinámica programada para cada tramo.
 - 6) Se indicarán numéricamente la longitud latitud y altitud respecto del geoide de la posición actual del avión.
 - 7) El operador podrá ver de manera seleccionable las rutas de emergencia planificadas para cada tramo.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- iii) Se representará de forma independiente a lo indicado en b), la desviación lateral y vertical del avión con respecto de la trayectoria de vuelo. Esta representación cumplirá:
- 1) Las escalas de la desviación estarán en consonancia con los niveles de alerta y alarma especificados para cada fase de vuelo y con la precisión del sistema.
 - 2) Las escalas se ajustarán de manera automática para cada fase de vuelo.
 - 3) Esta representación incluirá unos valores de alerta y alarma verticales y horizontales correspondientes a la fase de vuelo y al tipo de pista empleada.
 - 4) Se representarán las altitudes barométricas a los operadores utilizando dos sensores independientes.
- iv) Se representará los ángulos de actitud del avión la velocidad aerodinámica (según 6.8.1.6) y la altitud respecto del geoide. Junto con estas representaciones se indicará el valor de referencia planificada o comandada para ese tramo de vuelo.
- v) El operador podrá obtener con inmediatez las altitudes del terreno en la zona sobrevolada así como la altitud mínima de vuelo a la cual están garantizadas las comunicaciones.
- vi) Ruta en la que está el UAV (Nominal o Emergencia) y modo de control del UAV (según 3.2.7.4).
- vii) Indicación de estado de subsistemas y componentes relacionados con la seguridad.

JUSTIFICACION

Este apartado ha sido elaborado considerando las directrices de OACI para la navegación PRN [13] y Eurocontrol [14], que fueron analizadas en el apartado 5.5.3. También se ha aplicado las conclusiones obtenidas en el capítulo 5.1 en la que se analizaron las tareas que han de realizar los operadores. En este sentido se han cubierto los puntos relacionados con la Navegación entre los niveles 10 y 6. En concreto:

- Nivel 10: zonas susceptibles de daños a personas y propiedades, orografía
- Nivel 9: Monitoriza posición, actitud, velocidad e indicación del modo de vuelo
- Nivel 8: Presentación de alarmas del sistema de control de vuelo y radio-enlace (activación de posible recuperación)
- Nivel 7: La información se presenta de modo visual e inmediato
- Nivel 6: Existen niveles de alerta y alarma establecidos en errores vertical y horizontal

6.7.2.8 Puesto de planificación de misión

- a) El operador planificará las misiones a realizar en una cartografía con las siguientes propiedades:
 - 1) Permitirá posicionar los puntos de paso en el sistema WGS-84.
 - 2) Se podrá generar tramos directos entre puntos o bien manteniendo línea geodésica entre puntos.
 - 3) Posibilitará al operador la identificación y posicionamiento de las zonas susceptibles al daño a personas y propiedades (poblaciones, infraestructuras...). Para ello se representará la trayectoria planificada incluyendo las transiciones Fly-by entre tramos.
- b) Herramientas
 - 1) El sistema tendrá un modelo digital del terreno que permita determinar la altitud mínima de vuelo considerando la orografía del terreno sobrevolado.
 - 2) El sistema proporcionará o permitirá determinar al operador las altitudes mínimas de vuelo que garanticen el enlace de comunicaciones considerando la posición del avión y la orografía del terreno.
- c) Información
 - 1) El sistema proporcionará información que permita validar una misión segura desde el punto de vista de actuaciones para pesos, altitudes y atmósferas ISA existentes para cada configuración solicitada de carga útil.
 - 2) En la estación de control se dispondrá de la información que permita planificar los vuelos considerando el espacio aéreo sobrevolado.
 - 3) En la estación de control se dispondrá de la información que permita planificar los vuelos considerando informes y predicciones meteorológicas actualizadas.

JUSTIFICACIÓN

En la elaboración de estos requisitos de planificación se han considerado las conclusiones del apartado 5.5.3 en el que se analizaron los requisitos establecidos para efectuar Navegación basada en actuaciones Referencia [13] del capítulo 5, y los factores para la planificación de misiones que fueron establecidos en el apartado 5.3.2.

6.7.2.9 Sistema de recuperación con paracaídas

a) Planificación

- 1) Estará establecido en el manual de vuelo la siguiente información para realizar las recuperaciones de forma segura:
 - i) Dimensiones mínimas de la zona de recuperación
 - ii) los rangos de velocidad,
 - iii) las alturas mínimas de vuelo
 - iv) vientos máximos.
- 2) El operador podrá determinar durante el vuelo las zonas de recuperación apropiadas empleando la cartografía del sistema. Esta representación le permitirá discriminar dichas zonas atendiendo a la posibilidad de producir daños a personas y propiedades.
- 3) Las áreas de recuperación nominal han de estar definidas previamente y cumplirán con los requisitos establecidos en el manual de vuelo.

b) Ejecución y control

- 1) El procedimiento de recuperación ha de estar establecido en el manual de vuelo
- 2) El despliegue del paracaídas será fiable.
 - i) Se minimizarán los riesgos de un despliegue defectuoso por interferencias o enganches con elementos de la aeronave.
 - ii) Se eliminará el riesgo de una apertura no comandada o no intencionada
 - iii) Se minimizará el riesgo de que se produzcan daños a la estructura de la aeronave ocasionados por componentes del sistema de recuperación.
- 2) Tras la recuperación en condiciones nominales, el avión no tendrá tendencia a volcar ni será arrastrado por efecto del viento existente.
- 3) La aeronave dispondrá de puntos fuertes para el izado y traslado a zona de mantenimiento tras la ejecución de la recuperación

c) Monitorización

- 1) Se podrá determinar mediante la información o herramientas del sistema el punto de caída del avión considerando la altura y velocidad del avión y el viento estimado en el instante de la apertura.

6.7.2.10 Frenos y control de tren delantero/cola (CS 23.735, CS 23.745.)

a) Planificación

- 1) El desplazamiento del avión en el aeródromo se realiza de modo automático siguiendo puntos de paso pre-programados y también mediante comandos desde la estación.
- 2) Los operadores en la estación de control dispondrán de cartografía para planificar y supervisar con seguridad la operación de las aeronaves en el aeródromo.

c) Ejecución

- 1) El avión realizará parada en las entradas a cada calle de rodadura, antes de entrar a una intersección de calles de rodadura o a la entrada de la pista de despegue y precisará la recepción de un comando para volver a iniciar el taxi.
- 2) Desde la estación de control podrá regularse la velocidad del avión y frenarse en cualquier instante.
- 3) En caso de pérdida del enlace en cualquiera de los modos que sea controlado el avión, éste quedará frenado automáticamente.

d) Supervisión

- 1) En la estación de control se representará la posición del avión con respecto de las pistas de rodadura y de aterrizaje.
- 2) Se presentará la velocidad de la aeronave con respecto de tierra.
- 3) Existirá la capacidad de supervisar el entorno de la aeronave, bien desde GCS o desde un operador externo con capacidad de frenar y controlar la velocidad del avión en tierra. Este operador externo mantendrá comunicación bidireccional con los operadores en GCS.
- 4) En la estación se presentará una figura de mérito indicando la calidad del enlace de control desde la estación de control a la aeronave.

JUSTIFICACIÓN

Siempre se requiere que exista supervisión del avión en las rodaduras del aeródromo, de forma que pueda identificarse posibles percances con otros tráficos, objetos y vehículos en la pista. Las comunicaciones en el entorno del aeródromo pueden no ser seguras (obstáculos que se interpongan en LOS, interferencias, multicamino, un enlace tierra a tierra no es una condición nominal). Para evitar este fallo que puede tener consecuencias graves:

- Se requiere un taxi automático que no requiera de comandos continuos para controlar el avión. Ese automatismo no entrará en rodaduras o pistas sin recibir el respectivo comando. Si fallase el enlace, el avión quedará frenado.
- También se requiere la posibilidad de un control manual a la aeronave. También en caso de pérdida de enlace el avión quedará frenado.

Al igual que la CS23 se obliga a disponer de un sistema de freno salvo que el vehículo no utilice pistas para iniciar y terminar el vuelo. Un sistema de frenado por cable podría suplir la existencia del freno, pero cada UAV requeriría en la pista su sistema de frenado lo que haría muy poco operativo la pista del aeródromo dadas las servidumbres que implica. Tampoco sería seguro compartir las rodaduras de un aeródromo sin posibilidad de frenar salvo que el avión sea remolcado.

Figura 6.7.2.10-1 Estación de control SIVA y Terminal de datos en Tierra

6.7.3 Consideraciones respecto a sub-parte F Equipos de la STANAG 4671

En el requisito 1309 de la STANAG es el mismo que el empleado en CS23. Se puede realizar una asignación de fiabilidades a los distintos subsistemas de los RPAS según se analizó en el capítulo 5.

El sistema de potencia eléctrica requiere unos requisitos detallados diferentes ya que la criticidad de este sistema es mayor que para los aviones tripulados.

6.8 SUBPARTE G LIMITES DE OPERACIÓN E INFORMACION

6.8.1 Especificaciones de aeronavegabilidad (ADS) Sub-parte G. Límites de operación e información

La nueva normativa propuesta de CS-23 no considera la sub-parte denominada “Límites de operación e información”. Sin embargo se considera una parte fundamental en los sistemas no tripulados por lo que va a desarrollarse a partir de los apartados específicos de la CS-23 que va a ser sustituida.

CÓDIGO	TITULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1501	General	Se modifica	
23.1505	Limitaciones de velocidad	Se modifica	
23.1507	Velocidad de maniobra	No aplicable	El automatismo y las funcionalidades de los RPAS, elimina la necesidad de que el operador conozca ese valor. Es una velocidad de diseño.
23.1511	Velocidad flaps extendidos	Se modifica según se justifica	Aunque sea una maniobra que el avión va a realizar automáticamente, si se requiere indicar el valor VF en el manual: 1) Para monitorizar 2) Por si se produce aterrizaje de emergencia con comandos desde GCS.
23.1513	Velocidad mínima de control	No se aplica	Al ser una maniobra automática, el piloto no ha de considerar esta velocidad. No se requiere su monitorización para intervención posterior. El avión rota a una velocidad mayor que VMC o bien no va a rotar abortándose la maniobra.
23.1519	Peso y centro de gravedad	Se aplica sin modificación	
23.1521	Limitaciones planta de potencia	Se aplica sin modificación	
23.1522	Limitaciones de unidad de potencia auxiliar	Se aplica sin modificación	
23.1523	Tripulación de vuelo mínima	Se modifica	Se va a modificar considerando las tareas típicas que han de realizar los operadores de RPAS
23.1525	Tipos de operación	Se aplica sin modificación	
23.1527	Máxima altitud de operación	Aplicable sin modificación	
23.1529	Aeronavegabilidad continuada	Se aplica sin modificación	
	Limitación por radio-enlace	Nuevo requisito	
	Limitaciones al lanzamiento	Nuevo requisito	

Tabla 6.8.1-1 General

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1541	General	No aplicable	Los requisitos generales están establecidos en la nueva CS-23
23.1543	Marcas en instrumentos. General	No aplicable	Los requisitos se han establecido considerando instrumentación en una cabina de avión.
23.1545	Indicador de velocidad aire	Se modifica	
23.1547	Indicador de dirección magnética	Se modifica	
23.1549	Instrumentos de Planta de potencia y APU	Se aplica sin modificación	
23.1551	Indicador de cantidad de aceite	Se aplica sin modificación	
23.1553	Indicador de cantidad de combustible	Se aplica sin modificación	
23.1555	Etiquetado de controles	No aplicable	
23.1557	Varias marcas y placas	Aplicable según se justifica	Sólo son aplicables los sub-apartados c) llenado de fuel, aceite, refrigerantes y e) Suministro de corriente externa. El resto son para asientos, equipaje y salidas de emergencia.
23.1559	Placa de limitación de operaciones	No aplicable	Cada estación puede controlar varios aviones de diferentes categorías y configuraciones.
23.1561	Equipos de seguridad	No aplicable	
23.1563	Placas de velocidad de aire	No aplicable	No se utilizarán placas ya que desde GCS se pueden controlar distintos RPAS y con distintas configuraciones.
23.1567	Placas para maniobras	No aplicable	No se definen esas categorías para RPAS

Tabla 6.8.1-2 Marcas y placas

CÓDIGO	TÍTULO	APLICACIÓN	JUSTIFICACIÓN
23.1581	General	Se modifica	
23.1583	Limitaciones en la operación	Se modifica	
23.1585	Procedimientos operacionales	Se modifica	Incluir: planificación de misión y definición de modos semi-automáticos y sus parámetros En fallo de motor incluir “aterrizaje forzoso o recuperación considerando ayudas para determinar altitud mínima de radio-enlace Tratar el fallo de radio-enlace, comportamiento Tratar el fallo de potencia eléctrica
23.1587	Información de actuaciones	Se aplica según justificación	a) Se incluye información de la deriva del paracaídas en función del viento. d) No se considera (commuter).
23.1589	Información de carga	Se aplica sin modificación	

Tabla 6.8.1-3 Manual de vuelo

6.8.1.1 Límites de operación e información. General (CS 23.1501)

- a) Se han de establecer las limitaciones operacionales especificadas entre 23.1505 y 23.1527 así como otras limitaciones e información que son necesarias para la operación segura del sistema.
- b) Se deberá proporcionar a los operadores del sistema las limitaciones operativas así como toda la información necesaria para la operación segura del sistema tal y como se prescribe entre 23.1541 y 23.1589. Esto incluirá
 - 1. Información relativa a la planificación y validación de las misiones y los procedimientos y herramientas necesarias para planificar con seguridad las misiones según 6.7.2.10
 - 2. Se proporcionará a los operadores del sistema información y límites relacionados con los modos de control según 6.7.2.8 incluyendo:
 - i) descripción de los modos de control de la aeronave, los parámetros que configuren el modo y las limitaciones.
 - ii) descripción de las transiciones implementadas entre modos de control del avión,
 - iii) descripción de la función o funciones de protección de la envuelta de vuelo
 - iv) definición de criterios y umbrales para abortar automáticamente maniobras de despegue y aterrizaje
 - 3. Información relativa a las presentaciones en el puesto de operador de avión según se estableció en 6.7.2.9.

JUSTIFICACIÓN

Se referencia a la información necesaria para planificar, controlar y monitorizar el sistema tal y como se ha definido en los apartados 6.7.2.10, 6.7.2.8 y 6.7.2.9. La descripción se realizará según se prescribe entre 23.1541 y 23.1589. Es decir las pantallas y herramientas se han definido en la sub-parte anterior y el documento que describe las aplicaciones lo harán siguiendo los requisitos de esta sub-parte.

La activación de los modos de control, los parámetros a definir y las limitaciones pueden ser distintos para cada sistema y han de ser explícitamente explicados.

6.8.1.2 Límites de velocidad (CS 23 1505)

- a) No aplicable

- b) No aplicable
- c) Se establece un límite de velocidad máximo de operación (V_{MO}/M_{MO} velocidad del aire o número de mach, la que sea crítica en cada altitud particular) que no deberá ser deliberadamente excedida en ningún régimen de giro (subida, crucero o descenso). V_{MO}/M_{MO} se establecerá de modo que no sea mayor que la velocidad de diseño de crucero V_C/M_C , y que sea suficientemente inferior a VD/MD y la máxima velocidad establecida en CS23.251 de modo que estas últimas velocidades no sean inadvertidamente excedidas durante las operaciones. El margen de seguridad entre V_{MO}/M_{MO} y VD/MD o la máxima velocidad establecida en CS251 no será inferior al margen de velocidad establecido entre V_C/M_C y VD/MD bajo 335 (b).
- d) Se establecerá el rango de velocidades aerodinámicas en el cual puede realizarse la recuperación por paracaídas de una forma efectiva.
- e) Se indicará en el manual de vuelo las velocidades de activación del modo anti-pérdida y la mínima para planificar los vuelos y comandar a la aeronave según se establece en 6.2.2.1.

Justificación

La CS 23 establece que se tiene que aplicar el apartado c) para los aviones con turbina o para aquellos para los que se han establecido VD/MD según 335 b) 4) (separación entre V_C y VD). Ese ha sido el caso seguido para UAV en 23.335. La maniobra tal y como se define para aviones tripulados (cs23 335 b) 4) no es aplicable a los sistemas no tripulados. V_{MO} se selecciona inferior a V_C .

Adicionalmente se han de indicar el rango de velocidades para recuperación segura en el caso de existir un paracaídas y las mínimas velocidades para planificar y comandar al avión.

6.8.1.3 Personal mínimo de operación (CS 23.1523)

- a) Se debe de establecer para cada sistema el personal mínimo de operación de modo que sea suficiente para una operación segura considerando la clasificación de actividades en la tabla 5.3.2-4
 - 1) Habrá una relación biunívoca por personas y puesto operativo
 - 2) No podrán realizarse dos actividades muy demandantes simultáneamente por la misma persona.
 - 3) Solo podrá realizarse una actividad muy demandante y una demandante por la misma persona si alguna de dichas actividades dispone de alarma automática en caso de suceder una condición de peligro.

- b) La accesibilidad y facilidad de operación de los controles necesarios por cada operador; y
- c) Los tipos de operación autorizados según 23.1525.

JUSTIFICACION

La justificación de este apartado se realizó en el Apartado 5.2.2.4 de Carga de trabajo de los operadores

6.8.1.4 Límites por radio enlace

- a) Se establecerán los límites impuestos por las comunicaciones entre cada estación de control y el vehículo aéreo. Estos límites se expresarán atendiendo a los siguientes condicionantes:
 - 1) Para comunicaciones vía satélite: Se expresarán las áreas de cobertura del satélite o los satélites utilizados. Se impondrán asimismo requisitos a la ubicación de los terminales en la GCS.
 - 2) Para comunicaciones en línea de vista radio eléctrica: Se determinarán las distancias máximas establecidas en las que puede garantizarse el enlace siempre y cuando exista línea de vista radio-eléctrica entre la estación de control y el vehículo aéreo. Se indicarán asimismo las limitaciones que pudieran derivarse de las condiciones meteorológicas existentes (lluvia niebla, nieve granizo)
- b) La calidad de recepción de los comandos al UAV ha de ser monitorizada en la GCS. La monitorización se realizará mediante una figura de mérito. Se establecerá un valor mínimo en el parámetro de monitorización.
- c) La calidad de recepción de la telemetría proveniente del UAV ha de ser monitorizada en la GCS. La monitorización se realizará mediante una figura de mérito. Se establecerá un valor mínimo en el parámetro de monitorización.
- d) En el caso de necesitarse la línea de vista radio-eléctrica para garantizar las comunicaciones entre el vehículo aéreo y la estación de control, los operadores del sistema podrán determinar la altura mínima necesaria para garantizar el radio enlace considerando:
 - 1) Orografía, distancia y la curvatura de la tierra.
 - 2) Los datos han de poder determinarse antes del vuelo y estar con inmediatez a disposición de los operadores durante la misión.

- e) Se impondrán requisitos a la ubicación de las antenas en tierra utilizadas para las comunicaciones con el UAV.

JUSTIFICACIÓN

Por la complejidad de los cálculos no puede determinarse en tiempo real la altura mínima de vuelo para garantizar L.O.S. Este valor debe de poder ser determinado por los operadores y estar accesible durante todo el vuelo, en especial si se va a requerir comandos que saquen al avión de su ruta planificada. También será necesario obtenerlo en caso de emergencia (i.e fallo de motor) ya que se precisaría enviar comandos de terminación de vuelo antes de que baje de la cota en la que está garantizado el enlace. El sistema ha de facilitar esta funcionalidad al tener incidencia en la seguridad de la operación.

6.8.1.5 Límites al lanzamiento

Se establecerán las limitaciones al lanzamiento prescritas en esta sección para garantizar un lanzamiento seguro sin exceder los correspondientes límites de diseño del avión. Estas limitaciones tendrán tantos sub-apartados como lanzadores utilizados por el sistema.

a) Información previa

- 1) Cada lanzador tendrá asociada una curva característica que permita determinar la velocidad de salida en función del peso de la aeronave lanzada. Se considerarán los efectos de la altitud y temperatura. Esta curva estará contenida o referenciada en el manual de vuelo.
- 2) Para cada lanzador se dispondrá de la información que especifica las solicitaciones mecánicas inducidas durante el lanzamiento al avión. Estas solicitaciones dependen del parámetro de regulación, del peso y centrado del avión lanzado y de la geometría del carro de interfaz avión-lanzador. Estas solicitaciones pueden limitar el peso centrado y la velocidad de salida.

b) Restricciones de velocidad. Para cada lanzador:

- 1) Se considerarán la posible variabilidad de las actuaciones del lanzador.
- 2) Se establecerá la máxima velocidad de lanzamiento compatible con las cargas inducidas especificadas
- 3) Limitación de la velocidad del viento, total y lateral

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

c) Restricciones de posicionamiento

- 1) Puntos de anclaje para manipular y posicionar la aeronave en el lanzador.
- 2) Definición y restricciones de los puntos de apoyo o anclaje que puedan ser utilizados para fijar la aeronave a los posibles lanzadores a utilizar
- 3) Ángulos máximo y mínimo de posicionamiento de la rampa de lanzamiento.
- 4) Rango de pesos y centrados del avión compatibles con las cargas inducidas especificadas
- 5) Rango de ángulos de asiento y balance del avión con respecto del lanzador.

d) Restricciones de seguridad

- 1) Se delimitarán las zonas de peligro en el área de lanzamiento considerando la dirección de lanzamiento, los posibles efectos de motor o turbinas en el personal que presta servicio en el área de lanzamiento, elementos radiantes del avión y de los terminales de datos en tierra.
- 2) Se determinarán las superficies delimitadoras de lanzamiento, o superficies que delimitan un volumen libre de obstáculos para poder realizar el lanzamiento con seguridad, conteniendo:
 - i) Ángulos de Superficies verticales con respecto del rumbo del lanzamiento.
 - ii) Ángulo de superficie inferior con respecto del terreno.
 - iii) Radio de cilindro centrado en lanzador.

JUSTIFICACIÓN

Un vehículo aéreo puede ser lanzado por varios lanzadores neumáticos. Los requisitos al lanzamiento vienen impuestos por la interacción de ambos componentes. El operador ha de conocer para cada lanzador la siguiente información para poder realizar operaciones seguras de lanzamiento:

- Las curvas genéricas de cada lanzador, representando la velocidad de salida de la aeronave lanzada en función de un parámetro de regulación del lanzador y del peso. Según el tipo de lanzador empleado las curvas tendrán que considerar temperatura y altitud del punto de operaciones. Estas curvas limitan el peso máximo y la velocidad máxima de lanzamiento
- Asimismo para que el lanzador pueda utilizarse en un sistema, las solicitudes inducidas han de ser inferiores a las utilizadas en la comprobación estructural del avión. Estas pueden ser en gran medida determinantes y pueden limitar a su vez la velocidad máxima de lanzamiento.

- Se requiere limitar también los ángulos de cabeceo y de balance de la rampa y del avión con respecto de la rampa ya que estos parámetros pueden afectar a la actitud equilibrada del avión tras el lanzamiento.

6.8.1.6 Indicador de velocidad (CS 23.1545)

- a) Cada indicador de velocidad ha de ser marcado tal y como se especifica en b), con las marcas situadas a las correspondientes velocidades indicadas.
- b) Se deben realizar las siguientes marcas:
 - 1) Para velocidades iguales o superiores a V_{MO} un arco o segmento rojo
 - 2) Entre $VS1$ (tren retraído y flaps retraídos y a peso máximo) y $fcVS1$ Arco o segmento amarillo
 - 3) Entre $fcVS1$ y V_{MO} arco o segmento verde
 - 4) Para el rango de operación del flap se indicará un arco o tramo blanco con la velocidad límite a V_{S0} a peso máximo y el límite superior a la velocidad de flaps extendidos V_{FE} establecida según 23.1511.
 - 5) Si se representan en la indicación la la velocidad verdadera TAS, los correspondientes arcos o segmentos se modificarán en función de la altitud del avión.
- c) No aplicable
- d) Se representará una radial roja marcando de V_{MO}/M_{MO} según el valor establecido para las altitudes o limitaciones por compresibilidad o se emplea el valor más bajo establecido para cualquier altitud hasta la máxima altitud de operación establecida para el avión.
- e) Se presentará en las proximidades del indicador de velocidad, la velocidad comandada para el avión bien para el seguimiento de la velocidad de la misión planificada o bien la velocidad de referencia comandada desde la estación de control. Se cumplirán las siguientes condiciones:
 - 1) Ambas velocidades se presentarán de modo inequívoco al operador.
 - 2) Se alertará al operador si existe una discrepancia del 5% de la real respecto de la referencia y una alarma si la discrepancia supera el 10%.
 - 3) Se alertará al operador si la velocidad real es inferior al $fpVS1$ a la altitud en la que esté operando el avión, se producirá una alarma si la real es inferior a $fcVS1$.

JUSTIFICACIÓN

Se ha justificado la determinación de VMO /MMO por lo tanto para RPAS no se aplica b 1) 2) 3) ni la c). En la representación se requiere la radial roja ajustada al mínimo valor en el rango de altitudes o bien modificar la indicación de la radial roja según la altitud existente. Se elimina el requisito de la indicación por placas.

Podría requerirse la presentación con arcos blancos de la velocidad de flaps ya que aunque la operación de aterrizaje se realiza de modo automático, podría considerarse un aterrizaje manual de emergencia como un hecho no demasiado improbable.

Se eliminan los requisitos b) 5) y 6) de representar las velocidades para obtener un ROC (positivo o negativo), o la mínima de control en caso de fallo motor. El control del avión ha de ser automático por los mismos motivos que para la misión nominal.

El punto e) se considera de gran utilidad en un RPAS. La coincidencia de los valores planificados y realmente alcanzados por la aeronave es un elemento de seguridad y proporciona alertas tempranas del estado de la aeronave. Se han de establecer alertas y alarmas en discrepancias y al acercarse a la velocidad de pérdida para las distintas altitudes.

6.8.1.7 Indicador de dirección magnética (CS 23.1547)

- a) En la estación de control se ha de representar numéricamente la dirección magnética de cada avión, calibrada para vuelo nivelado. Dicha calibración se realizará considerando la influencia del estado de los componentes de vuelo, comunicaciones y cargas útiles y con el motor arrancado. Parra esta calibración se considerará:
 - 1) No se producirá una desviación mayor que 10° por el encendido de un componente electrónico, o
 - 2) El valor indicado se corregirá automáticamente con el encendido o apagado del componente.
- b) La representación de la aeronave en el mapa de los puestos operativos ha de considerar la declinación magnética actualizada para las áreas en las que opere el avión.
- c) Los sensores magnéticos utilizados para funciones de navegación o determinación de ángulos de actitud del avión cumplirán:
 - 1) Se emplearán utilizando modelo actualizado del campo magnético terrestre
 - 2) Presentarán una alarma en caso de funcionamiento defectuoso para la finalidad pretendida.

JUSTIFICACIÓN

Una misma estación puede controlar RPAS de un mismo tipo pero con distintas configuraciones o RPAS diferentes. Este hecho elimina la posibilidad de indicación de calibración mediante placas.

En un RPAS la medición del campo magnético en ejes cuerpo del avión puede tener varias finalidades: proporcionar la dirección magnética de la aeronave realizando una correcta representación del avión en la cartografía utilizada en los distintos puestos operativos, o como ayuda en la determinación de los ángulos de balance y cabeceo de la aeronave. La primera de estas finalidades sí debe cumplir con los requisitos establecidos para los aviones tripulados para la coordinación de tráfico aéreo. La segunda finalidad no puede regularse al ser un diseño de detalle para cada desarrollo.

El campo magnético terrestre es perturbado por el propio avión y esta perturbación varía con el azimut del avión, dependiendo asimismo del funcionamiento de los componentes electrónicos, de comunicaciones y del motor. Adicionalmente la variación del campo magnético terrestre en el espacio y en el tiempo requiere que los modelos del campo magnético terrestre sean actualizados. Existen dos modelos:

- World Magnetic Model (WMM): Generado por NOAA/NGDC de Estados Unidos y el British Geological Survey. Este modelo se actualiza cada cinco años aproximadamente. El último publicado corresponde a 2015. Este modelo es la referencia empleada por FAA (ver AC 20-138D).
- International Geomagnetic Reference Field (IGFR): Generado por el International Association of Geomagnetism and Aeronomy. Se emplea en algunos equipos de aviónica comercial.

6.8.1.12 Indicación del sistema de potencia eléctrica

Se cumplirán los requisitos de monitorización del sistema de potencia eléctrica tal y como se especificó en 6.7.2.7 d).

6.8.1.13 Manual de vuelo. General (CS 23.1581)

d) El manual de vuelo ha de contener lo siguiente:

- 1) La información requerida desde 6.8.1.14 hasta 6.8.1.16.
- 2) Otra información que sea necesaria para planificar, controlar y monitorizar los vuelos de manera segura.
- 3) La información necesaria para satisfacer las reglas operacionales significativas.

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- b) Las partes del manual que contengan la información prescrita desde 6.8.1.14 hasta 6.8.1.16 han de estar segregadas, identificadas y ser claramente distinguibles del resto de información.
- c) Las unidades empleadas en el manual de vuelo han de ser las mismas que las empleadas por el sistema para planificar, monitorizar y controlar el vuelo.
- d) Las unidades empleadas en las velocidades operacionales del manual de vuelo han de ser velocidades aerodinámicas verdaderas (TAS) o equivalentes (EAS).
- e) En cada estación de control en tierra que ejerza el control de la aeronave se dispondrá del manual de vuelo del avión de manera que sea fácilmente accesible para el piloto. Estos manuales estarán actualizados con las enmiendas y revisiones generadas

JUSTIFICACIÓN

Las agencias de seguridad de la aviación en los cambios propuestos en la normativa se desvinculan significativamente de las especificaciones de requisitos de detalle. Esto se hace más patente en la sección de manual de vuelo cuyos requisitos desaparecen de la especificación general. Este proceder ha de verse compensado en las certificaciones de detalle en una mayor concreción en los contenidos de los requisitos establecidos. En el 23.1581 antiguo se realizaban continuos llamamientos a la aceptación y revisión por parte de las Agencias.

Se utilizan velocidades aerodinámicas verdaderas. Al ser estas velocidades parámetros procesados, no hay justificación para introducir los errores que suponen las velocidades indicadas.

6.8.1.14 Límites operacionales (CS 23.1583)

El manual de vuelo del sistema debe de contener las limitaciones en la operación determinadas en la normativa, incluyendo las siguientes:

- a) Limitaciones de velocidad aerodinámica
 - 1) La información necesaria para establecer los límites de velocidad tal y como se requieren en el apartado 6.8.1.6, y el significado de dichos límites y el color utilizado en la representación.
 - 2) La máxima velocidad operativa V_{MO}/M_{MO} . Los límites de velocidad deben expresarse en términos de V_{MO}/M_{MO} . Se incluirá una sentencia declarando que esta velocidad no debe ser deliberadamente excedida en ninguna fase del vuelo o modo de operación del sistema.
- b) Límites de planta de potencia
 - 1) Los límites requeridos por CS23.1521

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- 2) Explicación de los límites, cuando sea apropiado
- 3) Información necesaria para la monitorización de la planta de potencia según se requiere entre 23.1549 y 23.1553

c) Pesos

- 1) Peso máximo según el tipo de operación (pista o lanzamiento)
- 2) Peso máximo de aterrizaje y de recuperación por paracaídas si fuesen inferiores al peso máximo.
- 3) Las siguientes limitaciones de operación en las actuaciones -
 - i) El peso máximo para cada altitud de aeródromo *o zona de lanzamiento* y temperatura ambiente dentro del rango seleccionado a los cuales el avión cumple con los requisitos de ascenso establecidos en 6.2.2.4.
 - ii) El peso máximo de aterrizaje para cada altitud de aeródromo y temperatura ambiente dentro del rango seleccionado a los cuales el avión cumple con los requisitos de ascenso establecidos en 6.2.2.8.

d) Centro de gravedad. Los límites de centrado establecidos

e) Maniobras (no aplicable)

f) Factor de carga en maniobras. Se indicará el factor máximo positivo en g's empleado en el diseño.

g) Número mínimo de operadores. El número y las funciones del mínimo de operadores según 6.8.1.3.

h) Tipos de operación. Un listado de los tipos de operación permitidos o no permitidos según 23.1525 y una lista de equipos instalados que afecte a cualquier limitación en la operación.

i) La máxima altitud operacional establecida según 23.1527.

j) No aplicable (Configuración de asientos de pasajeros)

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- k) Carga lateral de combustible. Diferencia máxima lateral permitida en la carga de combustible si fuese inferior a la máxima posible.
- l) Carga útil. Se proporcionará la siguiente información para cada compartimento o zona de integración de *carga útil*:
 - 1) Máxima carga permitida
 - 2) Máxima intensidad de carga
- m) Sistemas. Cualquier limitación de uso de los sistemas y equipos del avión.
- n) Temperatura ambiente. Cuando sea apropiado las temperaturas ambiente máxima y mínima para la operación. En estos límites se considerarán los requisitos de actuaciones y del rendimiento del sistema de potencia eléctrica.
- o) No aplicable (Fumadores)
- p) Limitaciones por aeródromo. Se declarará el tipo de aeródromos definidos por OACI en los cuales el UAV puede operar. Se declararán asimismo el tipo de superficies en las cuales pueden efectuarse las operaciones en pista.
- q) Limitaciones por radio enlace según 6.8.1.4
- m) Límites de lanzamiento según 6.8.1.5
- n) Límites de recuperación por paracaídas. Se indicarán los siguientes límites:
 - 1) Altura mínima de apertura
- o) Limitación por despliegue del sistema. Situación de grupo de antenas, requisitos de despliegue entre componentes del sistema.
- p) Limitaciones por ambiente electro-magnético.

JUSTIFICACIÓN

La justificación de utilizar VMO/VMO en vez de VNO y VNE se realizó en el correspondiente apartado 23.333. No se requiere información relativa a Vo, VLE y

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

VLO debido al automatismo requerido en estos sistemas. Estas velocidades internamente implementadas en el sistema y no requieren el conocimiento del piloto.

El peso máximo ha de definirse en lanzamientos también en función de la altitud y la temperatura (mismos motivos que el definirlos para el despegue). El lanzamiento ha de realizarse también cumpliendo los requisitos de actuaciones. Se impone el requisito de no invadir las superficies delimitadoras de aeropuertos en este caso con el objetivo de proteger a personas y propiedades en tierra empleando el mismo criterio y metodología que el utilizado para proteger a los aviones tripulados.

Se incluyen las limitaciones al lanzamiento, a la recuperación y al sistema de teledirigido y telecomando tal y como se justificó en los correspondientes apartados.

Se requiere considerar la influencia de la temperatura en la potencia proporcionada por el sistema de potencia eléctrica. La criticidad del fallo en RPAS es mayor y ha de ser considerado, por ejemplo la potencia demandada por los actuadores en una maniobra puede provocar el fallo de control de vuelo al bajar el rendimiento por temperatura.

Dada la probable mayor susceptibilidad de los RPAS a las HIRF y debido a la mayor criticidad de los fallos provocados, se requiere establecer en el manual las limitaciones al ambiente radio-eléctrico de operación.

6.8.1.15 Procedimientos operacionales (CS 23.1585)

a) Se proporcionará información relativa a los procedimientos normales y de emergencia, incluyendo:

- 1) Explicaciones de las características significativas o inusuales de operación en vuelo o en tierra de la aeronave.
- 2) Los valores máximos de viento cruzado demostrados en despegues y aterrizajes y la información pertinente para operaciones con viento cruzado;
- 3) Velocidades recomendadas en vuelos con viento fuerte para evitar en caso de ráfagas el daño de la estructura y la pérdida del control (i.e. entrada en pérdida);
- 4) Procedimiento para re-arrancar un motor en vuelo, considerando los efectos de la altitud;
- 5) Criterios establecidos para abortar automáticamente las fases de despegue y de aterrizaje;

b) Procedimientos de planificación del vuelo

- 1) Se incluirán los procedimientos para planificar y validar con seguridad todas las fases del vuelo incluyendo los despegues, lanzamientos, aterrizajes y

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

recuperaciones. Se considerará la orografía, línea de vista radio-eléctrica, sobrevuelo de zonas sensibles y actuaciones. Podrán formar parte del mismo manual o estar referenciado o anexo como documento independiente.

- 2) Descripción de las secuencias automatizadas de cada fase (i.e. velocidades por defecto, pendientes empleadas por defecto, distancias, alturas...).
 - 3) Descripción de las transiciones entre las distintas fases del vuelo.
 - 4) Descripción de parámetros en la planificación que sean configurables por los operadores incluyendo los rangos aplicables (i.e. offset a la velocidad de rotación, offset a las velocidades planificadas, pendientes, configuración de límites automáticos para abortar maniobras si los hubiera...).
 - 5) Requisitos a las zonas de seguridad planificadas para ejecutar la terminación de vuelo en caso de emergencia según las fases de vuelo.
- c) Procedimientos de control del vuelo. Se describirán cada uno de los distintos modos de control en los que el operador pueda comandar la aeronave modificando la misión nominal planificada. Se incluirá:
- 1) Descripción del comando
 - 2) Parámetros de configuración del comando incluyendo rangos
 - 3) Descripción de los modos de control transitorios entre el modo actual de control y los modos comandados considerando diferencias en altura, en rumbo y en velocidad.
 - 4) Precauciones en relación con orografía, radio enlace y sobrevuelo de zonas sensibles frente a daños a personas y propiedades
 - 5) Aspectos significativos o anormales de dicho modo
 - 6) Descripción de los modos de protección de la envuelta de vuelo, lógica empleada, parámetros y criterios de salida del modo.
- e) Para la recuperación por paracaídas se establecerá el procedimiento de recuperación por paracaídas considerando:
- 1) Secuenciado de las acciones
 - 2) Requisitos a la configuración del avión
 - 3) Requisitos a actitud y velocidad del avión

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

- 4) Procedimiento de estimación del punto más probable de caída o en su caso una explicación de uso de la herramienta disponible.
- d) Procedimientos de emergencia.
 - 1) Se describirán los procedimientos de emergencia del sistema asociados a cada fase de vuelo considerando entre otros el fallo de propulsión, fallo de sistema de potencia eléctrica completo o parcial, fallo de sistema de control de vuelo completo o parcial, fallo de radio enlace.
 - 2) Para cada modo de fallo se establecerá
 - i) Modo de detección y aislamiento del fallo
 - ii) Acciones a tomar por los operadores del sistema
 - iii) Consecuencias del fallo en los modos de control

JUSTIFICACIÓN

Se requiere la elaboración de un documento de planificación y validación de misión.

La normativa para aviones tripulados requiere establecer los procedimientos para despegar y aterrizar en condiciones normales y en condiciones de fallo de motor. Al estar estos procedimientos automatizados no se requiere establecer el procedimiento operativo, si no describir las secuencias automatizadas y los parámetros por defecto empleados.

Para cada uno de los modos de control se requiere la explicación del comando, de los parámetros y de las transiciones entre los modos de control.

Se establece una estructura mínima para establecer los procedimientos de emergencia a seguir.

6.8.1.16 Actuaciones

Se presentará la información de actuaciones en el rango de altitudes y temperaturas operacionales definidas

- a) Las velocidades de pérdida VS0 y VS1 determinadas según 6.2.2.1. Se indicarán asimismo los parámetros V_{FC} y V_{FP} utilizados.
- b) Las velocidades y gradientes de subida con todos los motores operando, determinadas según 6.2.2.6 a) 1).
- c) La distancia de aterrizaje determinada según 6.2.2.7 para cada altitud de aeródromo y a una temperatura estándar y el tipo de superficie para el cual dicha distancia es

CAPITULO 6. CÓDIGO DE CERTIFICACIÓN

válida. Se considerarán los efectos del tipo de pista, de la pendiente de la pista y de las componentes de viento de cara y cola máximas permitidas en la operación.

- d) Distancias para la rotación, determinadas según 6.6.2.3 a) 2). Se considerarán asimismo los tipos de superficie de la pista, de su pendiente y de las componentes de viento de cara y de cola máximos permitidas en la operación.
- e) Para los aviones de nivel de seguridad 1 y 2, se determinarán los gradientes de subida o bajada en despegue con un motor inoperativo según 6.2.2.5 a) 1)
- f) Para los aviones de nivel de seguridad 1 y 2, se determinará el gradiente de subida o bajada en ruta con un motor inoperativo determinado según 6.2.2.6 a) 2).

JUSTIFICACIÓN

Se han de considerar el rango de velocidades a las cuales existe un gradiente positivo para evitar planificaciones o enviar comandos que el avión no pueda efectuar lo que le harían desviarse de la trayectoria pretendida.

Al exigirse un gradiente positivo determinado en los aterrizajes abortados, no es preciso proporcionar la información que sí exige CS23 enmienda 4 para los aviones de nivel de seguridad 2.

Se requiere calcular la distancia hasta alcanzar VR. Para un RPAS esta distancia tiene más relevancia que la definida para los despegues de los aviones tripulados. Esta distancia define en gran medida la estrategia para abortar el despegue que es un factor clave en la seguridad del vuelo.

6.8.2 Consideraciones de límites de operación e información de la Norma STANAG-4671

Los modos de control en un RPAS y su activación y limitaciones pueden variar muy significativamente de un sistema a otro. La STANAG 4671 no solicita *explícitamente* una descripción detallada de los modos de control.

En el requisito 1581 de la STANAG se regula la posibilidad de controlar varios aviones simultáneamente. Esta posibilidad para aviones civiles no está contemplada por OACI.

En la tesis se ha considerado que las maniobras de despegue, aterrizaje, aborto de despegue y go-around sean realizadas de modo automático por las consecuencias que tendría el fallo de Tc (no muy improbable). En la STANAG se requieren establecer velocidades, configuraciones y los procedimientos para su ejecución por parte de los operadores.

La Norma militar requiere la información relativa a los datos de actuaciones para poder planificar los vuelos. Quizá fuese recomendable requerir explícitamente el procedimiento o describir la herramienta de planificación, que puede variar significativamente en los distintos sistemas y es una función clave en los RPAS y en los aviones tripulados futuros.

Se debería considerar e imponer requisitos a la monitorización de la carrera de despegue y de aterrizaje dada la baja conciencia situacional de los operadores.

6.9 CONCLUSIONES DEL CAPÍTULO 6 Y DE LA TESIS

Este capítulo, en donde se aplican todas las conclusiones establecidas en los capítulos anteriores, se ha dividido en las sub-partes habituales de la normativa para la aviación tripulada. Para cada una de estas sub-partes se ha analizado la nueva normativa general CS23 que va a sustituir a la CS-23 existente en la actual (enmienda 4). Esta nueva redacción de la normativa intenta definir requisitos generales de seguridad dejando fuera del proceso legislativo los requisitos de detalle. Esto favorecerá la implementación de soluciones novedosas que permitirán mantener al día a la normativa y por lo tanto la seguridad de la aviación.

Como se ha podido comprobar esta teoría se ha aplicado a los RPAS en todas las sub-partes del 6 en las que no han sido requerido implementar muchos cambios en la redacción propuesta para acomodar a los RPAS. Esto ha supuesto el cumplimiento de uno de los objetivos pretendidos en la tesis como era el “alinearse” con los procesos de cambio en la normativa de la aviación propuestos por las autoridades reguladoras.

También se han desarrollado las normativas de detalle para los sistemas aéreos tripulados remotamente. En los requisitos se han incluido los requisitos a priori establecidos en los capítulos 2, 3 y 4 y las conclusiones obtenidas en el capítulo 5. De estas especificaciones de detalle resaltamos las conclusiones más relevantes:

- En el apartado General el modelo original desarrollado ha permitido equiparar los niveles de seguridad de la aviación tripulada establecidos por la nueva CS-23 con los niveles de seguridad que en esta tesis se han asignado a los RPAS.
- En el apartado de actuaciones se ha realizado una nueva definición con respecto de la velocidad de pérdida del avión estableciendo dos márgenes de seguridad con el objetivo de que el avión no entre en pérdida y que la activación de la protección de la envuelta de vuelo no sea un suceso frecuente. Este concepto es fundamental en las bases de certificación y la definición obtenida es más segura y completa. Asimismo se han especificado los requisitos de actuaciones en despegue, subida en ruta y aterrizaje considerando las funcionalidades de los RPAS y que el principal factor de seguridad es la de las personas y propiedades en tierra.
- Los requisitos de controlabilidad y maniobrabilidad han sido modificadas en profundidad considerando que el control lo va a ejercer un sistema de control de vuelo y/o un piloto remoto. Se han de contemplar tres funciones: Planificar, controlar y monitorizar y las conclusiones del análisis del sistema de control de vuelo realizado en el capítulo 5 para todas las fases del vuelo.
- Para la sub-parte de estructuras se han establecido unas nuevas definiciones de las velocidades de diseño considerando criterios propios para los RPAS. En este sentido se ha definido una velocidad de maniobra que puede limitar significativamente las cargas siempre que se cumplan los requisitos y límites de comandos especificados en esta sección. Esto producirá sistemas más ligeros y eficientes. También se han generado modelos simplificados para determinar cargas de lanzamiento y recuperación en las fases iniciales del desarrollo.

- En el capítulo de diseño y construcción se han introducido los requisitos a los permisibles de diseño del material para garantizar la fiabilidad del diseño según los niveles de seguridad establecidos. En el capítulo 5.4 se analizaron los requisitos demostrando el problema existente en la demostración de la fiabilidad en fatiga. Se aportaron alternativas.
- La planta de potencia en los RPAS presenta unas tasas de fallo varios órdenes de magnitud superiores a los de la aviación tripulada. Se consideran tres motivos: empleo de componentes no certificados, fallos en la integración de motor o subsistemas, fallos de control por parte de un piloto remoto (interfaz, procedimientos y radio-enlace). En este capítulo se exigen componentes certificados (para evitar la primera causa), se emplea al máximo los requisitos existentes en integración de la planta de potencia (para evitar el segundo motivo) y se elimina la dependencia de telecomando en acciones nominales de control que pudieran afectar a la seguridad (paliando los efectos del tercer motivo).
- Para la sub-parte de sistemas y equipos la principal modificación es la asignación de fiabilidades a componentes según el grado de seguridad asignado y el establecimiento de requisitos a las funcionalidades y a la configuración del sistema extraídos directamente del análisis realizado en el capítulo 5. También ha sido implementados nuevos requisitos al sistema de potencia eléctrica cuya grado de criticidad puede ser mayor que en los aviones tripulados
- En la parte de límites a la operación e información se sigue en gran medida lo establecido para los aviones tripulados, sin embargo es importante considerar que buena parte de los errores humanos reportados en el informe del M.o.D de Estados Unidos han sido directamente asignado a errores de procedimiento. Se requiere una definición detallada en los manuales de vuelo de las funciones de planificación control y monitorización, una descripción detallada de los modos automáticos y de las transiciones entre modos. El hecho de que un sistema opere de manera muy automatizada no exime al operador del conocimiento en profundidad de esos modos. Muy al contrario, la experiencia lo ha demostrado.

6.10 BIBLIOGRAFÍA CAPITULO 6

- [1] Anon. “Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes”, Mil-F-8785C November 1980.
- [2] Organización de la Aviación Civil Internacional (OACI), “Anexo 14 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional Aeródromos Vol1, Diseño y operaciones de Aeródromos”. Noviembre 2004
- [3] J. A. Holmberg, et al “Flying Qualities Specifications and Design Standards for UAS”, AIAA 2008-6555. Agosto 2008.
- [4] K. M. Greene, D. L. Kunz, “Toward a flying Qualities Standard for Unmanned Aircraft”, AIAA Jun 2014.
- [5] M. Christopher Cotting, AIAA 2009-6322 “Applicability of Human Flying Qualities Requirements for UAS, Finding a way forward”, AIAA 2009-6322
- [6] Rockwell International Corp, “RPV Flying Qualities Design Criteria”, AFFDL-TR-76-125. Diciembre 1976.
- [7] R.C. Maydew, C.W. Peterson “Design and Testing of High performance Parachutes”. AGARDograph 319. November 1991.
- [8] J.Potvin, et al. “Deceleration Dynamics of unreefed cruciform and flat circular parachutes During and after inflation”, AIAA 2001-2028.
- [10] Kan,HP, et al “Advanced Certification Methodology for composite Structures”. DOT/FAA/AR-96/111. April 1997.
- [11] J. Sierra “Smart Aeronautical Structures: Development and Validation of a Structural Health Monitoring System for damage Detection”. Tesis Doctoral. U.P.M Enero 2014.
- [12] E. Rumke “Lightning Direct Effects Handbook” AGATE-WP3.1-031027-043 March 2002.
- [13] J. Potvin, “Universality considerations for graphing Parachute Opening Shock factor versus mass ratio” Journal of Aircraft, Vol 44 N°2, 2007
- [14] Wolf, D “Opening shock” AIAA Paper 99-1702, 1999
- [15] Patricia Gomez, “Informe de resultados de susceptibilidad radiada en el vehículo aéreo SIVA” Doc. CA-TRE-7211-002 INTA. Marzo 2011.
- [16] D.P. Raymer, “Aircraft Design: A Conceptual Approach” AIAA Educational Series, ISBN 0-930403-51-7, 1992.