UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO

Estudio de autopiloto robusto tolerante al fallo para RPAS

Tesis Doctoral

Luis García Hernández

Ingeniero Aeronáutico

Madrid, 2018

DEPARTAMENTO DE AERONAVES Y VEHÍCULOS ESPACIALES

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO

Estudio de autopiloto robusto tolerante al fallo para RPAS

Autor

Luis García Hernández

Ingeniero Aeronáutico

Directores de Tesis

Cristina Cuerno Rejado

Doctor Ingeniero Aeronáutico

Manuel Pérez Cortés

Doctor Ingeniero Aeronáutico

15 de julio de 2018

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

EL SECRETARIO

ÍNDICE:

ÍNDICE DE FIGURAS:	V
ÍNDICE DE TABLAS:	XVII
1. INTRODUCCIÓN	7
1.1 Motivación	7
1.2 Organización de la tesis	9
2. ESTADO DEL ARTE DE LOS SISTEMAS DE CONTROL TOLERANTE A FALLOS	11
2.1. Tipos de fallo	11
2.2. Categorías de estrategias de control tolerante a fallos	21
2.3. Estado del arte de las técnicas de control tolerante a fallos (FTC)	26
2.3.1. <i>Multiple Model Control</i>	26
2.3.2. <i>Gain Scheduling</i>	30
2.3.3. <i>Model Predictive Control (MPC)</i>	31
2.3.4. <i>Control Allocation (CA)</i>	33
2.3.5. <i>Feedback Linearization</i>	35
2.3.6. <i>Sliding Mode Control (SMC)</i>	37
2.3.7. <i>Adaptive Control</i>	42
2.3.8. <i>Eigenstructure Assignment (EA)</i>	52
2.4. Estado del arte de los sistemas de reconfiguración del sistema de guiado	57
2.5. Observaciones del estado del arte relacionado con los sistemas de control tolerante a fallos	62
3. AERONAVE DE REFERENCIA Y ESCENARIOS DE FALLO CONSIDERADOS	65
3.1. Normativa internacional más importante aplicable a los RPAS	65
3.2. Estudio de accidentes e incidentes	72
3.3. Aeronave de referencia y escenarios de fallos	76
3.4. Cálculo del modelo aerodinámico de la cola en V	78
3.5. Modelo de fallo de pérdida simétrica de cola en V	90
3.6. Linealización de cada superficie de control en caso de fallo de bloqueo de actuador	95
4. MODELO DINÁMICO DE UNA AERONAVE DE ALA FIJA	99

4.1.	Trimado.....	99
4.2.	Modelo dinámico.....	103
4.3.	Modelo dinámico con turbulencia	107
5.	ESTUDIO DEL DISEÑO DEL AUTOPILOTO	119
5.1.	Sistema de aumento de estabilidad (SAS).....	121
5.2.	Sistema de control de actitud	126
5.3.	Sistema de control de trayectorias.....	129
5.4.	Resultados.....	134
5.4.1.	Condición sin fallo.....	134
5.4.2.	Bloqueo de flaperón izquierdo en 5°	138
5.4.3.	Bloqueo del ruddervator derecho en -15°	140
5.4.4.	Pérdida total de potencia de planta propulsora.....	143
5.4.5.	Bloqueo del flaperón derecho en -20° y del ruddervator izquierdo interno en -5° 145	
5.4.6.	Bloqueo del ruddervator izquierdo externo en 8° y del ruddervator derecho interno en -5° 149	
5.4.7.	Pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervator externos	154
6.	ESTUDIO DEL DISEÑO DEL SISTEMA DE GUIADO.....	163
6.1.	Sistema de guiado en la condición de vuelo sin fallos	164
6.2.	Sistema de guiado en la condición de vuelo de fallo de superficie de control	164
6.3.	Sistema de guiado en el escenario de fallo de motor.....	184
6.4.	Sistema de guiado en el escenario de pérdida simétrica de cola en V	188
6.5.	Sistema de guiado en el escenario de fallo de dos actuadores.....	188
6.6.	Sistema de guiado en el escenario de fallo de pérdida de cola en V y de los dos ruddervator externos	189
7.	RESULTADOS DEL SIMULADOR DE VUELO	201
7.1.	Condición libre de fallos.....	201
7.2.	Fallo de un flaperón	204
7.3.	Fallo de un ruddervator.....	206
7.4.	Fallo de planta propulsora	209

7.5.	Fallo de un flaperón y de un ruddervator.....	211
7.6.	Fallo de un ruddervator externo y de un ruddervator interno.....	214
7.7.	Pérdida del 50% de cola en V simétrica y de los dos ruddervator externos	217
7.8.	Estudio del retardo máximo en la identificación de fallos por el sistema FDI	220
8.	CONCLUSIONES Y FUTUROS TRABAJOS	223
ANEXO A.....		237
A.1.	Modelo másico e inercial del ATLANTE	237
A.2.	Modelo aerodinámico del ATLANTE	238
A.3.	Modelo propulsivo del ATLANTE	244
BIBLIOGRAFÍA.....		249

ÍNDICE DE FIGURAS:

Figura 1: Evolución temporal del grado de autonomía en los UAS [5].....	8
Figura 2: Inversión anual en RPAS por el Departamento de Defensa de Estados Unidos [6].....	9
Figura 3: (a) Inversión anual en RPAS en EEUU, y (b) comparación de la inversión predicha por el Pentágono con la inversión real estudiada por el <i>Center for the Study of the Drone</i> (CSD) [7].....	9
Figura 4: Tipos de fallos de actuadores en función de su comportamiento [9] : (a) Giro libre; (b) bloqueado (<i>locked-in-place</i>); (c) bloqueado en la posición máxima o mínima (<i>hard-over</i>); (d) pérdida de efectividad (después de un tiempo t_F).	12
Figura 5: Tipos de fallos de sensores en función de su comportamiento [9]: (a) <i>Sensor bias</i> ; (b) pérdida de precisión o error de calibración; (c) <i>Sensor drift</i> ; (d) Sensor congelado (después de un tiempo t_F).	12
Figura 6: Modelización matemática de señales correspondientes a fallos aditivos y multiplicativos [8].	16
Figura 7: Esquema de bloques con los sistemas que componen un sistema FTC activo [8].....	22
Figura 8: Clasificación de las técnicas de control tolerante a fallos (FTC) más usadas ([9], [44], y elaboración propia).....	25
Figura 9: Esquemas con el diseño de los sistemas FTC y FDI: (a) la estrategia FTC incluye al sistema FDI, y (b) la estrategia FTC no incluye al sistema FDI.	26
Figura 10: Esquema de bloques de la técnica MMST [9].	27
Figura 11: Esquema con el diagrama de funcionamiento de la técnica MMST: Único Modelo vs. Modelo Múltiple [8].	28
Figura 12: Esquema de bloques del compensador lineal de la técnica de control <i>Feedback Linearization</i> [8].....	37
Figura 13: Esquema de control con las técnicas <i>Feedback Linearization</i> y <i>Artificial Neural Networks</i> [8].	37
Figura 14: (a) <i>Model Reference Adaptive System</i> (MRAS), (b) <i>Model Identification Adaptive Control</i> (MIAC) [46].....	43
Figura 15: Esquema de un sistema de guiado de paso directo por WPs [53].....	59
Figura 16: Esquema de un sistema de guiado de control de transición mediante radio de viraje [53].	59
Figura 17: Esquema de un sistema de guiado Dubins [53].	59
Figura 18: Esquema de un sistema de guiado reconfigurable [9].	61
Figura 19: Marcado de la categoría C0 establecida por EASA [57].....	67
Figura 20: Estadísticas de accidentes e incidentes por cada fase de vuelo según [63].	72
Figura 21: Estadísticas de tipos de fallo causantes de accidentes e incidentes según [63].	73
Figura 22: Estadísticas de tipos de fallo de diferentes RPAS [69].	75

Figura 23: Media de las causas de fallos en los sistemas de los RPAS de la flota militar de Estados Unidos (Basados en 194000 horas de vuelo) [6].	75
Figura 24: Media de las causas de fallos en los sistemas de los RPAS de la flota militar de IAI (Basados en 100000 horas de vuelo) [6].	75
Figura 25: Esquema de la geometría de un panel de la cola en V.	77
Figura 26: Esquema de las fuerzas que aparecen en la cola en V para (a) cambios iguales en ángulo de ataque en los dos paneles de la cola, y (b) para variaciones opuestas de ángulo de ataque en ambos paneles.....	79
Figura 27: Gráfica con el parámetro K_{NACA} extraída de [78].	79
Figura 28: Esquema geométrico para el cálculo del ángulo de ataque que ve la cola en V debido a velocidad de balance (p).	82
Figura 29: Esquema detallado para el cálculo del ángulo de ataque que ve la cola en V debido a velocidad de balance (p).	82
Figura 30: Esquema detallado para el cálculo del ángulo de ataque que ve la cola en V debido a velocidad de balance (p) cuando la raíz de la cola en V no está a la misma altura que el centro de gravedad.	82
Figura 31: Esquema (a) de una cola en V con los ruddervators, (b) el criterio de signos de los giro de los mismos, y (c) la distancia entre el punto medio de los ruddervator interno y externo con el eje xb del avión [75].	86
Figura 32: Superficie de una superficie sustentadora afectada por dos superficies de control. ...	87
Figura 33: Esquema con la pérdida de cola en V [75].	91
Figura 34: Evolución de los modos propios (a) longitudinales y (b) lateral-direccionales del ATLANTE con la pérdida de cola en V.	93
Figura 35: Evolución de los modos propios (a) fugoide y (b) corto periodo del ATLANTE con la pérdida de cola en V [75].	94
Figura 36: Evolución de los modos propios (a) espiral y (b) convergencia en balance del ATLANTE con la pérdida de cola en V [75].	94
Figura 37: Evolución del balanceo Holandés del ATLANTE con la pérdida de cola en V [75]. ...	94
Figura 38: Derivadas de estabilidad principales para el ruddervator interno comparadas con coeficientes característicos similares del avión completo [75].	96
Figura 39: Derivadas de estabilidad principales para el ruddervator externo comparadas con coeficientes característicos similares del avión completo [75].	96
Figura 40: Derivadas de estabilidad principales para un flaperón comparadas con coeficientes característicos similares del avión completo [75].	96
Figura 41: Puntos de linealización del momento de cabeceo (a) del ruddervator interno y (b) del ruddervator externo con un error relativo máximo del 5% [75].	97

Figura 42: Puntos de linealización del momento de cabeceo (a) y del momento de balance de un flaperón con un error relativo máximo del 5% [75].	97
Figura 43: Criterio de signos (a) de velocidades, y (b) fuerzas y momentos del modelo dinámico [76].	103
Figura 44: Esquema de la incorporación de turbulencia al modelo dinámico [76].	107
Figura 45: Requisitos de linealización entre modelos para satisfacer las necesidades de robustez del diseño en toda la envolvente de fallos [76].	120
Figura 46: Sistemas presentes en el problema de control tolerante a fallos [76].	121
Figura 47: Esquema del SAS [76].	122
Figura 48: SAS de cabeceo.	122
Figura 49: SAS de guiñada.	124
Figura 50: SAS de balance.	124
Figura 51: diagrama de bloques del sistema de control de actitud completo + SAS [76].	126
Figura 52: Sistema de control de actitud + SAS longitudinal.	127
Figura 53: Sistema de control de actitud + SAS lateral-direccional.	127
Figura 54: diagrama de bloques del sistema de control de trayectorias completo + ACS + SAS [76].	130
Figura 55: diagrama de bloques del sistema de control de trayectorias completo + ACS + SAS en caso de pérdida total de potencia [76].	132
Figura 56: Esquema del controlador PI para la velocidad longitudinal.	132
Figura 57: Respuesta del SAS en velocidad de cabeceo (q) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad/s.	134
Figura 58: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad/s.	134
Figura 59: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad/s.	135
Figura 60: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de asiento del avión (θ) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón de 0.2 rad.	135
Figura 61: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 18°, y (b) escalón de 60°.	136
Figura 62: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ .	136
Figura 63: Respuesta del sistema de control de trayectorias en altitud (h) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 5 m, y (b) escalón de 10 m.	136
Figura 64: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.	137

Figura 65: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario de bloqueo del flaperón izquierdo en 5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad [76].	138
Figura 66: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de bloqueo del flaperón izquierdo en 5° : (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60° [76]. ..	138
Figura 67: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de bloqueo del flaperón izquierdo en 5° : (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ [76].	139
Figura 68: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de bloqueo del flaperón izquierdo en 5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón [76].	139
Figura 69: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario de bloqueo del ruddervator externo derecho en -15° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.	140
Figura 70: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de bloqueo del ruddervator externo derecho en -15° : (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60°	141
Figura 71: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de bloqueo del ruddervator externo derecho en -15° : (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ	141
Figura 72: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de bloqueo del ruddervator externo derecho en -15° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.	142
Figura 73: Respuesta a una entrada escalón del sistema de control de velocidad mediante timón de profundidad con la variación de la ganancia del control (K_u) exclusivamente proporcional.	143
Figura 74: Respuesta del sistema de control PI de velocidad con timón de profundidad en el escenario fallo de planta propulsora: (a) impulso de 5 m/s, y (b) escalón de 10 m/s [76].	144
Figura 75: Respuesta del SAS en velocidad de cabeceo (q) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.	145
Figura 76: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.	145
Figura 77: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.	146
Figura 78: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de asiento del avión (θ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón de 0.2 rad.	146

Figura 79: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60°	147
Figura 80: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ	147
Figura 81: Respuesta del sistema de control de trayectorias en altitud (h) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 5 m, y (b) escalón de 10 m.	148
Figura 82: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.	148
Figura 83: Respuesta del SAS en velocidad de cabeceo (q) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.	150
Figura 84: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.	150
Figura 85: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.	151
Figura 86: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de asiento del avión (θ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón de 0.2 rad.	151
Figura 87: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60°	152
Figura 88: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ	152
Figura 89: Respuesta del sistema de control de trayectorias en altitud (h) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 5 m, y (b) escalón de 10 m.	152
Figura 90: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.	153

Figura 91: Respuesta del SAS en velocidad de cabeceo (q) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad. .	154
Figura 92: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad. .	155
Figura 93: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad. .	155
Figura 94: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de asiento del avión (θ) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón de 0.2 rad.....	156
Figura 95: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60°	156
Figura 96: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ	156
Figura 97: Respuesta del sistema de control de trayectorias en altitud (h) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 5 m, y (b) escalón de 10 m.	157
Figura 98: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.....	157
Figura 99: Digitalización del espacio de estados.	160
Figura 100: Comparativa de la respuesta en velocidad de balance para una entrada en velocidad de balance de referencia del SAS con $T = 0.01$ s (a) y $T = 0.05$ s (b).	162
Figura 101: Diagramas de Bode para la respuesta en guiñada ante la entrada de ángulo de guiñada de referencia en los escenarios libre de fallo (a) y de pérdida del 50% de la cola en V junto con los ruddervator externos (b), para un tiempo de muestreo de $T = 0.01$ s (1) y $T = 0.05$ s (2).	162
Figura 102: Esquema de un viraje estacionario en ascenso [88].	165
Figura 103: Comparativa de la deflexión de ruddervator como timón de dirección para las dos estrategias de control de virajes coordinados: (a) anulando la fuerza lateral y (b) anulando el ángulo de resbalamiento de la velocidad.....	167
Figura 104: Comparativa de la deflexión de flaperones como alerones para las dos estrategias de control de virajes coordinados: (a) anulando la fuerza lateral y (b) anulando el ángulo de resbalamiento de la velocidad.	167
Figura 105: Coeficiente de sustentación necesario en un viraje estacionario.	169
Figura 106: Radio de viraje resultante en un viraje estacionario.	169
Figura 107: Ángulo de ataque resultante en un viraje estacionario.	170

Figura 108: Deflexión del timón de profundidad necesaria en un viraje estacionario.....	170
Figura 109: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$	171
Figura 110: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$	171
Figura 111: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$	172
Figura 112: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$	172
Figura 113: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$	173
Figura 114: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$	173
Figura 115: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$	174
Figura 116: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$	174
Figura 117: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$	175
Figura 118: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km.....	175
Figura 119: Deflexión de timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km.	175
Figura 120: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma =$ 10° , con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km.	176
Figura 121: Ángulo de ataque resultante en un viraje estacionario en el escenario de fallo de flaperón.....	177
Figura 122: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de flaperón.....	177
Figura 123: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de flaperón.....	178
Figura 124: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de flaperón.	178
Figura 125: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de flaperón.....	179
Figura 126: Deflexión de timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de flaperón.....	179
Figura 127: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma =$ 10° , con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de flaperón.....	179
Figura 128: Ángulo de ataque resultante en un viraje estacionario en el escenario de fallo de ruddervator.	180

Figura 129: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de ruddervator.	180
Figura 130: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de ruddervator.	181
Figura 131: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de ruddervator.	181
Figura 132: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de ruddervator.	182
Figura 133: Deflexión de timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de ruddervator.	182
Figura 134: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de ruddervator.	182
Figura 135: Estudio de los modos propios del ATLANTE con la velocidad y la altitud de vuelo.	183
Figura 136: Zoom del modo espiral del estudio de los modos propios del ATLANTE con la velocidad y la altitud de vuelo.	184
Figura 137: Variables de la condición de vuelo de planeo [76].	185
Figura 138: Variación del ángulo de descenso de planeo durante la aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación [76].	187
Figura 139: Variación del ángulo de asiento del avión durante la aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación [76].	187
Figura 140: Variación del ángulo de ataque durante la aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación [76].	187
Figura 141: Deflexión de timón de profundidad necesaria para trimar la aeronave en aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación [76].	188
Figura 142: Deflexión de timón de profundidad necesaria para trimar la aeronave en aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación, con la ayuda del timón de dirección deflectado 10° como timón de profundidad [76].	188
Figura 143: Ángulo de ataque resultante en un viraje estacionario en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.	190
Figura 144: Deflexión del timón de profundidad necesaria en un viraje estacionario en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.	190
Figura 145: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.	191

Figura 146: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.....	191
Figura 147: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.	192
Figura 148: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.....	192
Figura 149: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.....	193
Figura 150: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.	193
Figura 151: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.....	194
Figura 152: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.....	194
Figura 153: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.	195
Figura 154: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.....	195
Figura 155: Deflexión de timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.....	195
Figura 156: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.	196
Figura 157: Deflexión de ruddervators controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de rumbo.....	197
Figura 158: Deflexión de ruddervators controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de altitud.....	198
Figura 159: Deflexión de flaperones controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de altitud.....	198
Figura 160: Ángulos ataque y resbalamiento para la deflexión de ruddervators controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de altitud.	198
Figura 161: Ángulos de actitud para la deflexión de ruddervators controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de altitud.....	199
Figura 162: Trayectoria en la simulación del escenario libre de fallo.	201

Figura 163: Altitud y velocidad en la simulación del escenario libre de fallo.....	202
Figura 164: Ángulos de Euler en la simulación del escenario libre de fallo.	202
Figura 165: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario libre de fallo...	202
Figura 166: Deflexión de los controles en la simulación del escenario libre de fallo.....	203
Figura 167: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo de flaperón [76].	204
Figura 168: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de flaperón.....	204
Figura 169: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de flaperón [76].	205
Figura 170: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de flaperón [76].	205
Figura 171: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de flaperón [76].	205
Figura 172: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.	206
Figura 173: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.	206
Figura 174: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.	207
Figura 175: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.	207
Figura 176: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.	208
Figura 177: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de planta propulsora [76].	209
Figura 178: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de planta propulsora [76].	210
Figura 179: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de planta propulsora [76].	210
Figura 180: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de planta propulsora [76].	210
Figura 181: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.	211
Figura 182: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.	212
Figura 183: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.	212
Figura 184: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.	212
Figura 185: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.	213
Figura 186: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.	214
Figura 187: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.	215

Figura 188: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.	215
Figura 189: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.....	215
Figura 190: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.	216
Figura 191: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.	217
Figura 192: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.....	218
Figura 193: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.....	218
Figura 194: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.....	218
Figura 195: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.	219
Figura 196: Trayectoria en la simulación del estudio del retardo del sistema FDI (a) sin desconectar el autopiloto de las superficies de control y (b) desconectándolo [76].	220
Figura 197: Altitud y velocidad en la simulación del estudio del retardo del sistema FDI (a) sin desconectar el autopiloto de las superficies de control y (b) desconectándolo [76].....	221
Figura 198: Ángulos de Euler en la simulación del estudio del retardo del sistema FDI (a) sin desconectar el autopiloto de las superficies de control y (b) desconectándolo [76].....	221
Figura 199: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del estudio del retardo del sistema FDI (a) sin desconectar el autopiloto de las superficies de control y (b) desconectándolo [76].	222
Figura 200: Esquema con las decisiones tomadas a lo largo del proyecto y la dependencia de unas sobre otras.....	226
Figura 201: Curva de sustentación del ATLANTE.....	241
Figura 202: (a) Polar equilibrada del ATLANTE [76] y (b) polar parabólica aproximada ($CD0 = 0.0607$; $k = 0.0397$; $\phi = 0.8412$).	241
Figura 203: Eficiencia aerodinámica del ATLANTE [76].....	242
Figura 204: Configuración del AVL del ATLANTE con la interferencia entre los paneles de la cola en V.....	244
Figura 205: Configuración del AVL del ATLANTE sin la interferencia entre los paneles de la cola en V.....	244
Figura 206: (a) Curvas de potencia de motores semejantes del que lleva el ATLANTE, y (b) curva del motor del ATLANTE.	245

Figura 207: Superficies de rendimiento propulsivo del ATLANTE para una potencia suministrada por el motor de (a) 50 hp, (b) 60 hp, (c) 70 hp, (d) 80 hp, (e) 90 hp, y (f) 100 hp..... 246

Figura 208: Curvas de actuaciones del ATLANTE para máximo rendimiento propulsivo y máxima potencia entregada por el motor [76]..... 247

ÍNDICE DE TABLAS:

Tabla 2.1: Tabla con diferentes tipos de fallos, extraída de la referencia [30].....	20
Tabla 2.2: Daño máximo que puede acomodar cada una de las leyes de control implementadas en [37].	22
Tabla 2.3: Tabla comparativa con los resultados para diferentes tipos de controladores [29].....	42
Tabla 2.4: Tabla con diferentes características de las estrategias de control FTC ([44] y elaboración propia).....	55
Tabla 2.5: Tabla con diferentes características de las estrategias de control FTC [5].....	56
Tabla 2.6: Resumen con las publicaciones del estado del arte clasificadas por tipos de fallo estudiados.....	64
Tabla 2.7: Resumen con las publicaciones del estado del arte clasificadas por estrategias de tolerancia al fallo estudiadas.....	64
Tabla 3.1: Tabla con diferentes normas en función del tipo de vuelo en EEUU para RPAS de menos de 55 lbs [56].....	67
Tabla 3.2: Tabla con diferentes categorías de RPAS cuyo MTOW es inferior a 25 kg de la categoría abierta [57].	67
Tabla 3.3: Requisitos que se pide a los RPAS en función del tipo de operación y de la categoría de la aeronave [59].....	70
Tabla 3.4: Tabla con los requisitos de amortiguamiento del corto periodo [62].	71
Tabla 3.5: Tabla con los requisitos de mínimo tiempo para doblar la amplitud del modo espiral [62].	71
Tabla 3.6: Tabla con los requisitos de la constante de tiempo del modo convergencia en balance [62].	71
Tabla 3.7: Tabla con los requisitos del modo balanceo Holandés [62].	71
Tabla 3.8: Tabla con el tiempo máximo para alcanzar un cambio de ángulo de balance determinado (Roll performance) [62].	72
Tabla 3.9: Tabla resumen de los modos de fallo de los RPAS [6].....	75
Tabla 3.10: Parámetros principales del ATLANTE [72], [73].....	76
Tabla 3.11: Escenarios de fallo considerados.....	77
Tabla 3.12: Condición de vuelo para los ensayos en túnel aerodinámico de [80].....	89
Tabla 3.13: Derivadas de estabilidad aerodinámicas de [80] para el avión con una cola en V de 35º de diedro [75].	89
Tabla 3.14: Derivadas de estabilidad aerodinámicas de [80] para el avión con una cola en V de 47º de diedro [75].	90
Tabla 4.1: Deflexiones de los ruddervator para trimar la aeronave en el escenario de fallo correspondiente a un bloqueo de flaperón [76].....	103

Tabla 5.1: Posición de los modos propios en la condición de vuelo de diseño sin ningún fallo presente [76].	122
Tabla 5.2: Posición de los modos propios con el autopiloto completo del escenario sin fallo. ...	137
Tabla 5.3: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de bloqueo del flaperón izquierdo a 5°	140
Tabla 5.4: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de bloqueo del ruddervator exterior derecho a -15°	142
Tabla 5.5: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de fallo de planta propulsora [76].	144
Tabla 5.6: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5°	149
Tabla 5.7: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5°	153
Tabla 5.8: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos.	158
Tabla 5.9: Valor numérico de las ganancias del SAS para todos los escenarios de fallo mostrados.	158
Tabla 5.10: Valor numérico de las ganancias del controlador de actitud para todos los escenarios de fallo mostrados.	159
Tabla 5.11: Valor numérico de las ganancias del controlador de trayectorias para todos los escenarios de fallo mostrados.	159
Tabla 5.12: Posiciones de las superficies aerodinámicas de trimado tras los fallos propuestos.	159
Tabla A. 1: Tabla con los pesos de cada elemento del avión.	238
Tabla A. 2: Tabla con el centrado del avión para diferentes configuraciones de pesos de PL y FW.	238
Tabla A. 3: Calados del ala y de la cola en V calculados a partir de la misión de diseño.	240
Tabla A. 4: Velocidades de crucero de máxima autonomía y máximo alcance para los parámetros de la misión de diseño elegida.	242
Tabla A. 5: Condición de vuelo de diseño para el cálculo de las derivadas de estabilidad del ATLANTE.	243
Tabla A. 6: Resultados parciales de las derivadas de estabilidad relacionados con la cola en V del ATLANTE.	243
Tabla A. 7: Derivadas de estabilidad para la condición de vuelo de diseño del ATLANTE.	243
Tabla A. 8: Derivadas de estabilidad de los controles para la condición de vuelo de diseño del ATLANTE.	244

Resumen

La inserción en espacio aéreo no segregado de las aeronaves pilotadas de forma remota (RPAS, *Remotely Piloted Aircraft Systems*) es una meta que se está persiguiendo en todo el mundo. De cara a este objetivo, es necesario mejorar una gran cantidad de aspectos, que incluyen desde el desarrollo de una normativa definitiva que atañe al vehículo aéreo, sus sistemas de a bordo, y todos los agentes involucrados en su operación, hasta el diseño, fabricación e implementación de nuevos equipos. Dichos equipos deben dotar a estas aeronaves de unas características de vuelo y una operación más seguras en caso de que se produzcan fallos de determinados sistemas de la aeronave. Algunos equipos podrían ser sistemas de detectar y evitar (S&A, *Sense & Avoid*), sistemas de control tolerante a fallos (FTC, *Fault-Tolerant Control*), o sistemas de reconfiguración del sistema de guiado, entre otros.

Esta tesis pretende abordar el diseño de varios de estos sistemas desde el punto de vista de la regulación aeronáutica, constituyendo éste una de las principales contribuciones originales del presente trabajo, centrada en los sistemas de control del vuelo de aeronaves tripuladas (MIL-DTL-9490E), el de control y gestión del vuelo (FCS, *Flight Control System*, y FMS, *Flight Management System*), y el de guiado de la aeronave. Asimismo, se han llevado a cabo estudios relativos al sistema de detección e identificación de fallos presentes (FDI, *Fault Detection and Identification*) con el fin de determinar la viabilidad de los sistemas desarrollados. Para el diseño de estos sistemas ha sido necesario caracterizar la aeronave desde un punto de vista másico, aerodinámico y propulsivo, de forma que las actuaciones obtenidas concuerden con las de la aeronave de referencia real. A través de estos modelos también se han llevado a cabo estudios referidos al comportamiento dinámico de la aeronave, obteniendo las actuaciones finales resultantes. Dichas actuaciones garantizan el cumplimiento de los objetivos propuestos en la tesis, junto con una mayor comprensión de los compromisos inherentes en la toma de decisiones durante las fases de diseño de estos sistemas.

Además, la aeronave de referencia de la tesis tiene una cola en V. Esta configuración aerodinámica, a pesar de ser empleada en gran cantidad de RPAS de pequeño peso máximo al despegue (MTOW, *Maximum Take Off Weight*), no dispone de modelos completos de cálculo de derivadas de estabilidad ni de estimación de modelos dinámicos. De hecho, en la mayoría de los estudios conducidos hasta la fecha no se han usado aeronaves con esta configuración aerodinámica no convencional. Por este motivo, se han desarrollado modelos de estimación rápidos con la precisión típica de la etapa de diseño conceptual, los cuales se han validado con ensayos en túnel de aeronaves del estado del arte, y son otra de las principales contribuciones originales de esta tesis. También se han desarrollado posteriormente los modelos dinámicos de diferentes fallos presentes con el fin de esclarecer y cuantificar los cambios que introducen en la mecánica del vuelo de las aeronaves.

Finalmente, para la validación de los resultados y del funcionamiento aislado de cada sistema, se ha implementado un simulador de vuelo completo de la aeronave de referencia. Mediante dicho simulador se han realizado todas las pruebas pertinentes con el objetivo de validar los resultados del diseño de cada subsistema por separado, en un entorno lo más cercano a la realidad posible. De esta forma, todos los sistemas funcionan de forma simultánea verificando la viabilidad de desarrollo de todas las ideas propuestas a lo largo de esta tesis.

Abstract

The deployment of remotely piloted aircraft systems (RPAS) in non-segregated airspace is a goal that is being followed all around the world. To do this, it is necessary the improvement of many different aspects, including from the regulation development about the air vehicles, their on board systems, and all agents related to their operation, to the design, manufacturing, and new equipment implementation. These equipment must provide safer flying qualities to the aircraft and their operation in some failure scenarios affecting certain aircraft's systems. Some of these equipment could be Sense & Avoid (S&A), fault-tolerant control (FTC), or reconfigurable guidance systems, among others.

This PhD thesis pretends to address the design of some of these on board systems from the certification standpoint, constituting this one of the main original contributions of the present work, focused in the flight control systems of the manned aviation (MIL-DTL-9490E), flight control system (FCS) and flight management system (FMS), and the guidance system. Furthermore, studies referred to the fault detection and identification (FDI) system have been conducted in order to check the viability of the developed systems. The aerodynamic, mass, and propulsive modeling of the aircraft obtaining the same reference aircraft performances than the real one has been necessary for designing these systems. Making use of these modeling, some other studies related to the behavior of the aircraft have been carried out. These performances guarantee the fulfillment of all objectives proposed in this thesis, and they also provide a better comprehension about the trade-offs inherent to the decision making during the design phases of these systems.

Furthermore, the reference aircraft of this work has a V-tail. This aerodynamic configuration, in spite of its wide use in many RPAS with low Maximum Take-Off Weight (MTOW), has not complete models for the estimation of the stability derivatives nor the dynamic models. In fact, most of the studies conducted until present have not used aircraft with this non-conventional aerodynamic configuration. Because of this, quick estimation models used in the conceptual and preliminary design stages have been developed and validated making use of wind tunnel tests from aircraft belonging to the state-of-the-art, and these models are another of the main novel contributions of this PhD thesis. In addition, dynamic models of different kind of failures have been obtained to highlight and quantify the changes these failures introduce in the flight mechanics of the aircraft.

Finally, a complete flight simulator for the reference aircraft has been used for the validation of the results and the isolated functioning of each system. Making use of this simulator, all required tests has been conducted in order to validate the design results of each subsystem in an environment as close to reality as possible. In this way, all the systems work simultaneously verifying the viability of development of all the ideas proposed throughout this thesis.

Agradecimientos

En primer lugar, querría agradecer a mis co-directores de tesis, Dña. Cristina Cuerno Rejado y D. Manuel Pérez Cortés, su ayuda y colaboración periódicas para lograr la mayor calidad posible en el trabajo realizado. Sin ellos no habría sido posible la consecución de los objetivos de la Tesis.

Me gustaría mencionar también a los profesores de las Cátedras de Mecánica del Vuelo y de Cálculo de Aviones, D. Miguel Ángel Gómez Tierno, D. Luis Gracia Díez, D. Miguel Antonio Antón Díez, D. Rodrigo Martínez-Val Peñalosa, D. Emilio Pérez Cobo y, nuevamente, D. Manuel Pérez Cortés y Dña. Cristina Cuerno Rejado. Ellos me transmitieron y reforzaron no sólo las ganas de internarme en todo lo relacionado con el diseño conceptual y preliminar de aviones junto con la mecánica del vuelo, sino también el esfuerzo y trabajo diarios para no dejar de aprender día a día, e investigar crítica y rigurosamente cada aspecto de este trabajo.

Por último, me gustaría agradecer a mis padres y a Mayte su apoyo incondicional a lo largo de estos años de carrera y de doctorado para conseguir llegar al final de este camino, por enseñarme a valorar más los conocimientos que los resultados académicos conseguidos sin aprendizaje. Y, cómo no, a Patricia por su compañía y comprensión en los momentos más duros. Muchas gracias a todos.

1. INTRODUCCIÓN

Esta tesis se centra en el estudio de autopilotos tolerantes al fallo y la consiguiente reconfiguración del sistema de guiado aplicado a las aeronaves no tripuladas. Aunque este problema se lleva tratando durante varias décadas, ha sido recientemente cuando se ha producido un gran auge en las investigaciones llevadas a cabo en este campo, gracias, entre otras cosas, a los avances en capacidad computacional de los sistemas de a bordo y en el reciente aumento del uso de los sistemas aéreos pilotados por control remoto.

No obstante, a pesar del gran número de publicaciones referidas a los diferentes sistemas implicados en el control del vuelo de una aeronave, prácticamente ninguno proporciona modelos reales de la dinámica del vuelo tras la aparición de un fallo. Además, desde el punto de vista normativo, están claramente definidos los requisitos que se deben cumplir y las capacidades que debe tener una aeronave tripulada junto con su sistema de control del vuelo. Por tanto, a lo largo de esta tesis se ha confrontado el aspecto normativo con los diseños de estos sistemas, sin perder de vista, como unión entre ambos bloques, los cambios que se producen en la dinámica del vuelo de la aeronave cuando suceden ciertos fallos.

1.1 Motivación

Actualmente se ha producido un aumento muy notable en el uso de aeronaves no tripuladas y pilotadas de forma remota. En sus comienzos, estos vehículos eran de uso militar, no obstante hoy en día hay una gran cantidad de actividades civiles y comerciales que pueden ser llevadas a cabo mediante la utilización de estas plataformas [1]. El Departamento de Defensa (DoD) de Estados Unidos tiene una flota de programas de vehículos aéreos no tripulados en rápido crecimiento que requieren operar en espacio aéreo civil [2]. Además, muchas empresas demandan cada vez más este tipo de aeronaves para proporcionar mejores servicios, de mayor calidad o llevar a cabo otros nuevos [3], [4].

Este interés ha motivado el gran desarrollo que están experimentando estas plataformas, con una amplia gama de diseños, tamaños y capacidades. Dicha flexibilidad de plataformas es, en parte, una de las razones de su gran triunfo en la actualidad. Además, dentro de las aeronaves no tripuladas se pueden diferenciar aquellas que tienen un piloto remoto, denominadas RPAS (*Remotely Piloted Aircraft Systems*), y las que son completamente autónomas, normalmente referidas como UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles*) o UAS (*Unmanned Aerial Systems*). Por tanto, puede decirse que los RPAS son un tipo de UAS en las que existe un piloto remoto que controla la aeronave, o monitoriza la operación con la posibilidad de hacerse cargo del pilotaje en cualquier momento. La normativa referida a las aeronaves no tripuladas solamente hace mención a día de hoy a las aeronaves remotamente pilotadas (los RPAS). Por tanto, no se contempla la operación de una aeronave que no

tenga un piloto remoto. El grado de autonomía de estas aeronaves también ha crecido mucho en los últimos años, tal y como puede verse en la Figura 1 [5].

Figura 1: Evolución temporal del grado de autonomía en los UAS [5].

A modo de ejemplo del interés internacional suscitado por estas aeronaves, en la Figura 2 se presenta el presupuesto dedicado al campo de estas aeronaves por el DoD de Estados Unidos elaborado en 2005 [6], mientras que el dedicado en los últimos años, junto con una comparativa de la inversión predicha en 2013 por el Pentágono y la inversión real se muestran en la Figura 3 [7].

Sin embargo, a pesar de estar muy demandadas y haber sido demostrada su utilidad para muchos tipos de misiones, aún no hay un marco regulatorio definitivo para incorporarlas plenamente en el espacio aéreo. Debido a la diversidad de tamaños y formas previamente comentada, resulta muy complejo desarrollar una normativa que englobe todos los tipos de aeronaves posibles. A nivel internacional se están empleando muchos recursos y esfuerzos para desarrollar unas normas que regulen el uso y la certificación de estas plataformas, así como de sus equipos. Además, aún no se tienen unos niveles de seguridad (*safety*) suficientes como para poder incorporar estas aeronaves en un espacio aéreo no segregado [3].

Por todo esto, resulta muy interesante prestar atención a los sistemas encargados de proporcionar a estas aeronaves un vuelo seguro. De esta forma, cobran importancia los autopilotos que sean tolerantes a diferentes fallos o cambios que puedan presentarse en la aeronave, tal que se mantengan unas leyes de control, pilotaje y guiado con suficiente precisión como para permitir a la aeronave continuar su vuelo de forma segura hasta su recuperación en superficie.

Figura 2: Inversión anual en RPAS por el Departamento de Defensa de Estados Unidos [6].

Figura 3: (a) Inversión anual en RPAS en EEUU, y (b) comparación de la inversión predicha por el Pentágono con la inversión real estudiada por el Center for the Study of the Drone (CSD) [7].

1.2 Organización de la tesis

La organización de la tesis es la siguiente: en la sección 2 se describe el estado del arte de las técnicas de control tolerante a fallos, y de los sistemas relacionados con él, como la reconfiguración del sistema de guiado, o la propia estrategia de control, por ejemplo. En la sección 3 se detalla la aeronave de referencia y su modelización, así como los escenarios de fallo considerados. Además, también se incluye al comienzo de la misma un breve resumen de la principal normativa actual internacional referida a los RPAS y un estudio de accidentes e incidentes tanto de aeronaves tripuladas como no tripuladas, en base al cual se han escogido los escenarios de fallo. A continuación, en la sección 4, se presenta el modelo dinámico de la aeronave en el caso libre de fallos y en presencia de los fallos considerados, junto con el modelo de turbulencia. Con todo lo anterior se dispone de las

bases de partida para explicar el proceso de diseño del autopiloto tolerante a fallos desarrollado en la sección 5 para, posteriormente, en la sección 6, llevar a cabo un estudio sobre la reconfiguración de los sistemas de guiado propuestos. La sección 7 recoge las pruebas realizadas en un simulador construido para la aeronave de referencia con el fin de validar los sistemas desarrollados a lo largo de la tesis, así como verificar la viabilidad de las soluciones propuestas. Finalmente, en la sección 8 se incluyen las conclusiones y trabajos futuros. Asimismo, se ha añadido un Anexo que contiene el desarrollo y validación de los modelos másico, propulsivo, y aerodinámico de la aeronave de referencia.

2. ESTADO DEL ARTE DE LOS SISTEMAS DE CONTROL TOLERANTE A FALLOS

Este apartado está organizado de la siguiente manera: primero se van a explicar cuáles son los modelos de fallo del estado del arte referidos a actuadores (giro libre, bloqueado, o pérdida de efectividad), a sensores (*bias*, pérdida de precisión o error de calibración, *drift*, o medida congelada), y estructurales. A continuación, se procederá a hacer una revisión teórica de las diferentes estrategias de control tolerante a fallos existentes con el fin de esclarecer las hipótesis y objetivos de cada una, intercalada con las principales contribuciones originales de los estudios del estado del arte analizados. El siguiente paso será la descripción de los sistemas de guiado, una vez más desde un punto de vista teórico. Para finalizar, se incluye una recapitulación de cuáles son los fallos tratados y la estrategia de control empleada en las publicaciones del estado del arte que abordan el problema de control tolerante a fallos aplicado a aeronaves, además de unas observaciones críticas a modo de resumen.

2.1. Tipos de fallo

El primer paso para el control tolerante a fallos es definir y caracterizar cada tipo de fallo posible. Los fallos desde un punto de vista de control de la aeronave pueden estar referidos a sensores, actuadores, o al resto de sistemas de la aeronave [8]. Normalmente, dentro de la categoría “resto de sistemas de la aeronave” suelen incluirse los fallos estructurales y, en caso de no haberse incluido en fallos de actuador, el fallo del sistema motopropulsor. Los fallos estructurales normalmente son tenidos en cuenta como una pérdida de un elemento del avión, como por ejemplo la pérdida de una parte de la cola o del ala, o de alguna superficie de control. Por su parte, los fallos del sistema motopropulsor pueden ser muy variados, aunque los más graves y peligrosos, y por tanto los que se tratan desde el punto de vista de tolerancia al fallo, van desde los de pérdida de potencia de algún motor o de todos ellos, hasta la pérdida en vuelo de los mismos.

En cambio, los fallos de sensores y actuadores sí son fáciles de clasificar. De esta forma, de acuerdo con la referencia [9], los tipos de fallos posibles referidos al comportamiento de los actuadores son los mostrados en la Figura 4 como giro libre alrededor de la charnela, bloqueo del actuador en una posición intermedia o en la máxima posible, o pérdida de efectividad. Para el caso de los sensores, los tipos de fallos son de *bias*, *drift*, pérdida de precisión o congelamiento de la medida, la cual permanece constante a partir de un cierto instante. Estos tipos de fallo se presentan en la Figura 5.

Los tipos de fallos más frecuentes del estado del arte son los que afectan a actuadores. La pérdida de efectividad, bloqueo del actuador, o giro libre alrededor de la charnela, junto con la pérdida estructural de parte del mismo, se abordan en [10] para modelos de actuador de primer orden y de segundo orden. La modelización que se hace en este caso se basa únicamente en modelos matemáticos que reproducen el comportamiento de la deflexión del actuador, sin identificar los posibles cambios que se pudiesen introducir en la dinámica del vuelo de la aeronave o en sus derivadas de estabilidad.

El sistema desarrollado para identificar los fallos se realizó usando modelos lineales del F/A-18. Una vez diseñados los algoritmos, se probaron primero en simuladores de alta fidelidad de Boeing, y posteriormente en pruebas pilotadas usando los simuladores del mismo fabricante. A pesar de que los resultados fueron satisfactorios, los autores no detallan los cambios que deberían realizarse en los modelos dinámicos ni el tipo de control empleado. Aunque los modelos de fallo que describen valen para cualquier actuador, los fallos estudiados en simulaciones consistieron en bloqueos del alerón a 15° durante una maniobra. De forma semejante, los mismos autores abordan fallos de actuadores tratándolos como sistemas de primer orden en [11]. En este caso, el trabajo se centra en el proceso de identificación de los posibles fallos por falsas alarmas (se detecta fallo cuando no lo hay), error en la identificación del fallo (se produce un fallo y se reporta otro distinto), y pérdida en la detección (se produce un fallo y no es detectado).

Figura 4: Tipos de fallos de actuadores en función de su comportamiento [9]: (a) Giro libre; (b) bloqueado (locked-in-place); (c) bloqueado en la posición máxima o mínima (hard-over); (d) pérdida de efectividad (después de un tiempo t_F).

Figura 5: Tipos de fallos de sensores en función de su comportamiento [9]: (a) Sensor bias; (b) pérdida de precisión o error de calibración; (c) Sensor drift; (d) Sensor congelado (después de un tiempo t_F).

En [12], se estudian cinco fallos distintos mediante simulaciones: el fallo de todos los timones de profundidad con un error de 3° , el mismo error pero aplicado a alerones, el bloqueo del estabilizador horizontal en 3° , el bloqueo del timón de dirección en 5° , y la separación del timón de dirección de la cola vertical. Los modelos de fallo no se han descrito en este trabajo. Las simulaciones se han llevado a cabo en un simulador real de un Boeing 747-100/200 incluyendo viento y ráfagas en algunas de ellas.

Diferentes tipos de fallos de actuadores entre los que se incluyen bloqueos de actuador y giros libre alrededor de la charnela de alerones, timón de profundidad y de dirección se consiguen identificar de forma satisfactoria empleando filtros de Kalman extendidos (EKF, *Extended Kalman Filters*) en [13]. En este caso, se emplean seis EKF distintos, uno para el caso libre de fallos, y los otros cinco monitorizan cada uno una superficie de control. Nuevamente, en este caso tampoco aparecen descritas las repercusiones que puede acarrear el fallo de un actuador, aunque sí establece cada superficie de control por separado para calcular sus contribuciones en las ecuaciones dinámicas del UAV.

Los fallos de bloqueo de timón de profundidad y de dirección se vuelven a abordar en [14]. En este caso se propone la identificación de los fallos de dos formas distintas. Una es el reconocimiento de fallos predefinidos, para poder conmutar de forma más rápida al nuevo autopiloto, y otra es la adaptación en tiempo real del modelo dinámico completo, con lo que se incluirían los efectos provocados por el fallo.

Liu et al. tratan los fallos de alerones, timón de dirección, y de la palanca de gases del motor que afectan a un avión de transporte comercial en [15]. Las contribuciones principales identificadas son dos: un modelo completo desarrollado para controlar la aeronave mediante empuje diferencial, y el desarrollo de un sistema de control capaz de acomodar fallos asimétricos cuyo patrón y valor son desconocidos. Tal y como indican los autores, a pesar de haber muchas publicaciones relativas a tolerancia al fallo que emplean técnicas de control novedosas, es prácticamente imposible encontrar una descripción detallada de los modelos dinámicos de las aeronaves con fallos en la literatura. Debido a esto, una de las principales contribuciones sobre las que se apoyará la presente tesis doctoral es la construcción de modelos dinámicos como los mencionados, que permitan calcular las actuaciones de una aeronave de forma determinista y realista para diferentes tipos de fallos. El fallo relacionado con planta propulsora también se trata en [16], donde reconstruye el accidente del vuelo *El Al flight 1862*. Dicho accidente se produjo debido a la pérdida de los dos motores del semiala derecha de un Boeing 747-200 nada más despegar. Además, se perdió parte del sistema hidráulico, con lo que también se vieron afectados diversos actuadores. Cabe resaltar que la pérdida de los motores cambia a su vez las derivadas de estabilidad del avión, debiendo modificar el modelo aerodinámico completo, tal y como indican los autores. Asimismo, también dicen que se toman los

modelos másico e inercial constantes e iguales a los que había previos al fallo, lo cual no es realista ya que este fallo en concreto introduce cambios muy importantes en la dinámica de la aeronave.

Basándose en la técnica *Multiple Model Switching and Tuning* (MMST) combinada con la técnica *Model Predictive Control* (MPC), de las cuales se hablará en las secciones 2.3.1 y 2.3.3, respectivamente, se estudia el fallo de bloqueo del timón de profundidad de un F/A-18 en [17]. Por su parte, los bloqueos de timón de profundidad derecho e izquierdo en una deflexión de 10° , y de bloqueos de alerón derecho e izquierdo en 15° se han estudiado en [18], empleando modelos basados en redes neurales. Fallos que afectan a los mismos actuadores consistentes en bloqueos del actuador y pérdidas de efectividad, y que son identificados también mediante redes neuronales, se pueden encontrar en [19], [20]. En estas tres referencias [18]–[20] no se dice nada acerca del modelo dinámico que describe las actuaciones de la aeronave antes ni después de que se haya producido el fallo.

En lo referente a publicaciones del estado del arte que incluyen fallos de sensores se pueden ver las referencias [21]–[24]. En [21], se introduce un fallo de sensor relacionado con la medida de la velocidad de cabeceo dada por el giróscopo en un simulador que reproduce el modelo no lineal de un F-16. Además, también se introducen dos fallos relacionados con actuadores: el primero introduce un *offset* en la deflexión del timón de profundidad de 1° , mientras que el segundo se modifican todas las derivadas de estabilidad asociadas al timón de profundidad derecho sumándoles 0.08. Como puede verse, el modelo empleado en el segundo caso de fallo de actuador es independiente de la variable de estado sobre la que afecte dicho control, basándose exclusivamente en un modelo matemático del fallo, y no estudiando el problema aerodinámico asociado real. Los fallos en este caso se identifican mediante filtros de Kalman robustos (RKF, *Robust Kalman Filter*), identificando primero si se trata de fallo de actuador o de sensor para, a continuación, en base a la medida de las desviaciones típicas y medias estimadas mediante los filtros de Kalman, concretar cuál ha sido el elemento que ha fallado. Por lo tanto, este tipo de detección se basa en que cambien estos dos parámetros, con lo que bajo ciertas condiciones podrían no detectar los fallos presentes.

Para solventar esto, se han desarrollado otros modelos que consisten en multiplicar las matrices que definen los ruidos del proceso (matriz Q del filtro de Kalman) y de la medición (matriz R del filtro de Kalman) por un factor desconocido variable, el cual será necesario estimar en cada instante de tiempo. En base a lo anterior, hay tres escenarios posibles, que se multiplique sola una de las matrices (Q o R), o que se multipliquen las dos a la vez. Se supone que la matriz que va multiplicada por el factor desconocido tampoco se conoce y necesita ser estimada por prueba error [22]. Cuando se escala la matriz asociada con el proceso, quiere decir que hay un fallo de actuador, mientras que cuando se adapta la matriz de la medición, el fallo es de sensor. Esta técnica es la empleada en [22], usando el modelo lineal de una aeronave denominada ZAGI UAV, empleando filtros de Kalman adaptativos robustos (RAKF, *Robust Adaptive Kalman Filters*) para identificar los fallos de sensores y actuadores propuestos. Además, se compara esta técnica con el uso de filtros de Kalman óptimos

(OKF, *Optimal Kalman Filters*). El fallo de sensor consiste en añadir un valor constante de desviación al ángulo de asiento del avión medido. En el caso de fallo de actuador, se centran en anular las derivadas de estabilidad del timón de profundidad durante un cierto intervalo de tiempo. Una conclusión destacable es que el uso de RAKF estima mejor el modelo de la aeronave una vez que se ha producido el fallo, mientras que el empleo de OKF falla en la identificación del mismo.

Rago et al. [24] tratan los fallos de sensores y actuadores sobre un UAV de ala giratoria. Para identificar el posible fallo de cada uno, emplean un filtro por cada sensor o actuador presente, de forma parecida a la empleada en [13]. Los modelos de fallo no están descritos en detalle.

Por último, la reconstrucción de la medida de un sensor que presenta fallos se explica en detalle en [23] empleando observadores. En la simulación desarrollada solamente se muestran las gráficas correspondientes a la reconstrucción del error en la medida del ángulo de asiento del avión. Además, en este trabajo también se consideran errores de timón de profundidad, para los que se presentan algunas gráficas más detalladas de las simulaciones. El tratamiento de los fallos de actuadores es meramente matemático, y se parece mucho al modelo indicado en las expresiones (3), (4) y (5).

Muchos autores modelizan todos estos fallos desde un punto de vista matemático como fallos aditivos o multiplicativos de señales tal y como se presenta en la Figura 6 [8]. Esta descripción se puede traducir matemáticamente en una modificación de las ecuaciones del espacio de estados clásica. Las ecuaciones resultantes pueden usarse para el diseño de los sistemas de control acorde al tipo de estrategia empleada. Sin embargo, el tratamiento de la señal expresado únicamente de forma matemática es una argucia que nos puede llevar a perder de vista el problema físico real, en el que la dinámica del vuelo de la aeronave ha podido cambiar. Las fórmulas finales que permiten expresar ambos tipos de fallos son las siguientes [8]:

$$S_{mult}: \begin{cases} x_{k+1} = Ax_k + B\Sigma_A u_k + b(\Sigma_A, \bar{u}) \\ y_k = \Sigma_S C x_k + \Sigma_S D \Sigma_A u_k + d(\Sigma_A, \Sigma_S, \bar{u}, \bar{y}) \end{cases} \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} b(\Sigma_A, \bar{u}) &= B(I - \Sigma_A)\bar{u} \\ d(\Sigma_A, \Sigma_S, \bar{u}, \bar{y}) &= \Sigma_S D(I - \Sigma_A)\bar{u} + (I - \Sigma_S)\bar{y} \\ \Sigma_A &= diag[\sigma_1^a \quad \sigma_2^a \quad \dots \quad \sigma_m^a] \\ \Sigma_S &= diag[\sigma_1^s \quad \sigma_2^s \quad \dots \quad \sigma_p^s] \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$$S_{add}: \begin{cases} x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + Ff_k \\ y_k = Cx_k + Du_k + Ef_k \end{cases} \quad (3)$$

donde x representa las variables de estado, A es la matriz de estado del sistema, B la matriz de entrada, u hace referencia a las variables de control, k es el instante temporal, C es la matriz de salida, D es la matriz de transmisión directa, y se corresponde con las variables de salida, σ_i^a está relacionado con el funcionamiento con fallo o sin él del actuador i -ésimo, mientras σ_i^s lo hace con el sensor i -

ésimo, Σ_a y Σ_s están definidas en el sistema de ecuaciones, I es la matriz identidad, F es la matriz de relación entre la señal de ruido f y la señal de control definida como $Ff_k = Bu_k$, E es la matriz de relación entre la señal de fallo y la señal de control en la forma $Ef_k = Du_k$, y f hace referencia a la señal que describe el fallo, con S_{mult} el sistema definido para fallos multiplicativos y S_{add} el sistema definido para fallos aditivos.

Figura 6: Modelización matemática de señales correspondientes a fallos aditivos y multiplicativos [8].

Como ejemplo de fallo aditivo referido a los actuadores se puede encontrar la referencia [25]. En dicho trabajo se estudian diferentes simulaciones con bloqueos de alerón derecho en las deflexiones de 2.5° y -5° . Para la identificación de los fallos, se propone inyectar señales de excitación en los actuadores sumadas a las demandas de deflexión comandadas por el autopiloto. En caso de que ocurra un fallo, estas señales de excitación modificarán el vector de estado permitiendo detectarlo.

Otra descripción muy usada en el fallo de actuadores es la representada a través del siguiente sistema de ecuaciones [26]:

$$\vec{u} = Bu = BKu_c = [b_1k_1u_{c1} \quad b_2k_2u_{c2} \quad \dots \quad b_mk_mu_{cm}] \quad (4)$$

$$u_i(t) = \begin{cases} u_c(t), & k_i(t) = 1, \forall t \geq t_0 \text{ (Caso sin fallo)} \\ k_i(t)u_c(t), & 0 < \epsilon_i \leq k_i(t) < 1, \forall t \geq t_{Fi} \text{ (Caso de pérdida de efectividad)} \\ 0, & k_i(t) = 0, \forall t \geq t_{Fi} \text{ (Giro libre alrededor de la charnela)} \\ u_{ci}(t_{Fi}), & k_i(t) = 0, \forall t \geq t_{Fi} \text{ (bloqueo del actuador)} \\ u_{im} \text{ o } u_{iM}, & k_i(t) = 0, \forall t \geq t_{Fi} \text{ (bloqueo del actuador en la posición límite)} \end{cases} \quad (5)$$

donde k_i representa un factor que mide la efectividad del control i -ésimo, t el instante de tiempo, y $\epsilon \ll 1$, siendo $\vec{u}$ el vector que contiene las deflexiones de los controles, B la matriz de control del espacio estados, $K = \text{diag}[k_1 \quad k_2 \quad \dots \quad k_m]$, y u_c el vector de señales generadas por el controlador.

Como puede verse, nuevamente se trata de una modelización matemática que permite de forma rápida introducir cualquier tipo de fallo de actuador. No obstante, de forma análoga al caso anterior y como se verá más adelante, hay que prestar especial atención a los cambios en la dinámica del vuelo de la aeronave una vez que se produce un fallo de actuador, ya que el modelo anterior podría no ser válido si no se toman las precauciones adecuadas. En este trabajo [26], aunque se definen los fallos de actuadores como se ha mostrado en (4)-(5), realmente el único fallo simulado del que se muestran resultados es el bloqueo del timón de profundidad en 2° .

Mediante la anterior descripción de fallos, se aborda la pérdida del 50% de efectividad del estabilizador horizontal izquierdo y un bloqueo del timón de dirección en [27]. Por otra parte, en la referencia [28] se trata el fallo relacionado con bloqueo de timón de dirección y de alerón derecho, tanto interno como externo, de un Boeing 747, modelizando los posibles fallos acordes a (4) y (5).

Otro trabajo en el que los fallos están abordados exclusivamente desde un punto de vista matemático es [29]. En este artículo se describen los fallos de actuadores de forma multiplicativa, en la que la deflexión del actuador se calcula como una constante multiplicando a la señal comandada por el autopiloto. En función del valor de esta constante, se corresponde con un tipo de fallo u otro, describiendo un modelo similar al dado por (4) y (5). El fallo que realmente aborda en las simulaciones es la pérdida total del timón de profundidad, quedándose en una posición de 0° .

Finalmente, para los fallos estructurales se deben modificar las matrices que definen la dinámica del sistema, y en esto hay muchos modelos propuestos por los autores en el estado del arte. En esta tesis se verá cómo se deben recalcular los modelos dinámicos en la sección dedicada a la obtención del modelo dinámico no lineal de una aeronave de ala fija. No obstante, en la referencia [8] se propone un modelo matemático mediante la técnica *linear parameter-varying* (LPV) para modelizar este tipo de fallos en la forma:

$$\begin{aligned}x_{k+1} &= A(f)x_k + B(f)u_k \\ y_k &= C(f)x_k + D(f)u_k\end{aligned}\tag{6}$$

donde f es un vector de parámetros que representan los fallos estructurales. Las expresiones anteriores también podrían usarse para modelizar los fallos de sensores y actuadores. Puesto que este modelo dependerá de forma general y no lineal de la señal del fallo f_k , es más difícil de utilizar en los sistemas de detección e identificación de fallos (FDI, *Fault Detection and Identification*).

Diferentes fallos relacionados con los actuadores y los motores, así como fallos estructurales se estudian en [30]. Lombaerts et al. trabajan con un Boeing 747 para simular tres tipos de fallos: bloqueo del estabilizador horizontal, pérdida de la cola vertical y del timón de dirección con ella, y pérdida de dos motores por separación, replicando el accidente de la referencia [16]. En este caso, no se explica el modelo dinámico de ninguno de los fallos. Asimismo, acorde a lo que dicen los propios autores, el modelo que emplean de identificación de fallos no es explícitamente válido para daños estructurales severos (como la pérdida de la cola vertical) ni la pérdida por separación de los motores. Aunque sí dicen que el método ha demostrado ser válido implícitamente para estos escenarios. Las investigaciones futuras pasarían por hacer el modelo explícito para dichos tipos de fallo. Sin embargo, como se ha dicho anteriormente, en su publicación posterior [16] tratando más en detalle el accidente debido a la pérdida de los motores no tienen en cuenta los cambios en los modelos másicos e inerciales que dicha pérdida produce, por lo que presumiblemente en este estudio [30] tampoco se han tenido en cuenta.

De la misma manera que en el estudio anterior, en [31] se consideran los fallos de pérdida de la cola vertical y de inversión de alerones (la efectividad de los alerones se invierte). Nuevamente, no se indica cómo reconstruir los modelos dinámicos de la aeronave tras ambos tipos de fallo. La pérdida de la mitad del semiala derecha por un lado, y la pérdida de todos los actuadores por otro, son los fallos estudiados en [32].

Boskovic et al. estudian la pérdida de diferentes porcentajes de semiala en [33], [34]. El modelo matemático empleado para simular la pérdida de dicho elemento estructural es como el descrito en (6), empleando polinomios de quinto orden para cada una de las matrices. Para obtener el modelo no lineal, los autores linealizan en torno a seis puntos diferentes de operación correspondientes con el 0%, 20%, 40%, 60%, 80%, y 100% de daño, y a partir de estos seis realizan la estimación de los coeficientes de cada polinomio de los antes mencionados. Por otro lado, la pérdida del 15% de la punta del ala izquierda de un avión de transporte genérico de la NASA se aborda en [35]. Brinker et al. también trabajan sobre la pérdida de parte del ala en [36], además de modelizar fallos de actuadores. Para el cálculo de la dinámica post-fallo, emplean códigos propios desarrollados por Boeing, compañía para la que trabajan los autores. En el artículo exclusivamente se dan unas breves explicaciones sobre cómo el programa modifica el modelo dinámico para tener en cuenta los fallos en la aeronave, sin entrar en detalles sobre las ecuaciones que permiten calcular los coeficientes de dicho modelo. Dicho trabajo fue publicado en 1998 y, a pesar de ser de las primeras publicaciones en este campo, es la que más orientación aeronáutica tiene de todas las tratadas en este estado del arte, ya que hace referencia a normativas aeronáuticas o las cualidades de vuelo de las aeronaves.

El fallo estructural de la referencia [37] se basa en la pérdida de superficie del estabilizador vertical. Los autores definen el parámetro de daño como el cociente entre el coeficiente de fuerza lateral debido a ángulo de resbalamiento de la cola con fallo entre el mismo coeficiente pero de la cola sin fallo. El resto de las derivadas de estabilidad de la cola vertical se calculan multiplicando por dicho parámetro el coeficiente correspondiente de la aeronave sin fallo. Por tanto, el modelo matemático para describir el fallo estructural nuevamente se corresponde con la expresión (6). La aproximación al problema descrita no es real, ya que debido a la pérdida de la cola también se produce un cambio en el brazo de momentos por diferentes fenómenos, como el movimiento del centro de gravedad del avión o el centro aerodinámico de la cola vertical. Estos efectos los citan los autores, pero deciden despreciarlos sin demostrar si son pequeños o qué impacto tienen sobre los coeficientes aerodinámicos porque dicen que los daños que van a simular son pequeñas pérdidas de cola. Además, las derivadas de estabilidad de los controles cambian también por la posición que ocupan en envergadura en la nueva cola dañada, y los modelos másico e inercial de la aeronave serían diferentes. Jun et al. también estudian la pérdida de cola vertical en [38]. En este caso, el modelo aerodinámico que emplean se basa en la geometría de la cola a través de expresiones que se pueden encontrar en la literatura abierta, como por ejemplo en [39]–[42]. De forma análoga a [37], el

parámetro con el que describen el daño acorde a la expresión (6) es el porcentaje de superficie de cola perdida. A pesar de que el modelo aerodinámico de cálculo de derivadas de estabilidad parece más preciso que en [37], realmente no es así, puesto que nuevamente se omiten los cambios en los modelos másico e inercial, y con ellos se pierden los efectos de los cambios de los brazos de momentos de la cola vertical. Además, tampoco se tienen en cuenta los cambios en las derivadas de estabilidad de los controles por efectos como el mencionado antes acerca de la posición que ocupan en envergadura. En esta referencia, en cambio, se trabaja con un modelo de fallo de actuador basado en el modelo físico-matemático de los actuadores hidrostático y electro-hidrostático. De esta forma, cuando la aeronave no ha sufrido la pérdida de la cola, los actuadores situados en ella funcionan con ambos tipos de actuadores. Por contra, cuando sí hay pérdida de cola, únicamente es posible usar actuadores electro-hidrostáticos, por lo que la respuesta es más lenta. Estos comportamientos son los que se describen con los modelos empleados en [38].

Finalmente, la pérdida de diferentes porcentajes del panel izquierdo del estabilizador horizontal de un Boeing 747 se investiga en [43]. El modelo aerodinámico se ha obtenido mediante el programa *Athena Vortex Lattice* (AVL), aunque no se han tenido en cuenta los cambios en los modelos másico e inercial. En dicha publicación se lleva a cabo un estudio sobre las cualidades de vuelo de la aeronave con la pérdida del estabilizador horizontal, llegando a la conclusión de que es crítico reconfigurar el autopiloto para poder mantener unas cualidades de vuelo aceptables, aunque sin llegar a diseñar ni proponer ninguna estrategia de reconfiguración. Además, muestra cómo se mueven los modos propios de la aeronave en función del porcentaje de cola perdida, llegando a convertirse el modo fugoide o el corto periodo en dos polos reales a partir del 50% de pérdida de la cola horizontal.

Desde un punto de vista de criticidad del fallo, aquellos fallos que afectan a sistemas críticos no redundados de la aeronave son los más peligrosos. Así, por ejemplo, la pérdida total de potencia de un motor será un escenario crítico para un avión mono-motor desde el punto de vista de la reconfiguración del sistema de guiado, mientras que, para un avión con varios motores, el sistema de guiado puede no cambiar o hacerlo muy poco. Sin embargo, el fallo de un sensor no redundado no tiene por qué ser tan crítico ya que su medida puede recrearse a partir de los sensores restantes, asumiendo que el modelo dinámico de la planta no ha cambiado [44]. Desde el punto de vista del sistema de control (autopiloto), los fallos más críticos son los que alteran la dinámica del vuelo de la aeronave, esto es, los fallos de actuadores y estructurales. En especial, aquellos que llevan al avión a una condición de vuelo no simétrica.

Para concluir con la definición y caracterización de los fallos, se incluye la Tabla 2.1, extraída de la referencia [30], que recoge algunos tipos de fallos, su clasificación bajo la categorización anteriormente comentada en esta sección, el efecto que tiene en la aeronave, y los parámetros afectados. Como se verá más adelante en esta tesis en la sección 3, en caso de fallos de actuadores la tabla presentada es incompleta, debiendo añadir más términos aerodinámicos.

Sensor	Actuador	Estructura	Fallo	Efecto	Parámetros afectados en [30]
X			Pérdida de sensor	Menor con redundancia de sensores y detección de pérdida del sensor (el caso más habitual)	Parámetros relacionados con la salida del sensor
X			Pérdida de calibración del sensor	Sensor inercial no calibrado (acelerómetro o giróscopo)	$\lambda_{acc\,x/y/z}$ o $\lambda_{gir\,p/q/r}$
	X		Pérdida parcial de líquido hidráulico	Deflexión y velocidad de deflexión máximas menores para diferentes actuadores	$C_{(Y/l/n)\delta_a}, C_{(X/Z/m)\delta_e}, C_{(Y/l/n)\delta_r}$
	X		Pérdida total de líquido hidráulico	Una o más superficies de control bloqueadas en la última posición, o girando libre	$C_{(Y/l/n)\delta_a}, C_{(X/Z/m)\delta_e}, C_{(Y/l/n)\delta_r}$ y/o $C_{(X/Y/Z/l/m/n)_0}$
	X		Pérdida de control en uno o más actuadores	Una o más superficies de control bloqueadas en la última posición, o girando libre	$C_{(Y/l/n)\delta_a}, C_{(X/Z/m)\delta_e}, C_{(Y/l/n)\delta_r}$ y/o $C_{(X/Y/Z/l/m/n)_0}$
	X	X	Pérdida estructural de (parte) de una superficie de control	Efectividad de las superficies de control reducida y cambios menores en la aerodinámica	$C_{(Y/l/n)\delta_a}, C_{(X/Z/m)\delta_e}, C_{(Y/l/n)\delta_r}$ y/o $C_{(X/Z/m)_0/\alpha/q}, y/o C_{(Y/l/n)_0/\beta/p/r}$
	X		Pérdida de potencia total en un motor	El empuje se vuelve asimétrico, se incrementa la resistencia aerodinámica debido a β no nulo	$C_{(X/Y/Z/l/m/n)_0/\alpha/q}, y/o C_{(X/Z/m)_0/\alpha/q}$ y/o $C_{(Y/l/n)_0/\beta/p/r}$
	X	X	Pérdida estructural de un motor (separación del motor)	Cambio mayor en la región de operación, cambio significativo en la aerodinámica, la masa, y los momentos de inercia	Todos los parámetros aerodinámicos, estructura del modelo aerodinámico, $m_{Aircraft}, (x/y/z)_{cg}, y \bar{I}$
	X	X	Daño estructural severo	Cambio mayor en la región de operación, cambio significativo en la aerodinámica, la masa, y los momentos de inercia	Todos los parámetros aerodinámicos, estructura del modelo aerodinámico, $m_{Aircraft}, (x/y/z)_{cg}, y \bar{I}$

Tabla 2.1: Tabla con diferentes tipos de fallos, extraída de la referencia [30].

2.2. Categorías de estrategias de control tolerante a fallos

Una vez vistos los diferentes tipos de fallos, es posible realizar un análisis general de las estrategias de control tolerante a fallos. Los sistemas de control tolerante a fallos (FTC, *Fault-Tolerant Control*) se dividen en dos clases: pasivos y activos [8].

Los pasivos normalmente usan técnicas de control robusto. Este tipo de control se basa en la definición de una cierta “incertidumbre” al comienzo del diseño del controlador. Dentro de esta incertidumbre se podrían incluir los términos no lineales del sistema tras su linealización, o los errores de los modelos teóricos, por ejemplo. De esta forma, el controlador diseñado funcionaría correctamente dentro de esos límites de desviación respecto al punto de operación impuestos en la fase de diseño. Matemáticamente, la incertidumbre podría considerarse multiplicativa o aditiva en las formas siguientes, respectivamente [45]:

$$\tilde{G} = G(1 + \Delta_m) \quad (7)$$

$$\tilde{G} = G + \Delta_a \quad (8)$$

donde $\tilde{G}$ es la planta real, G es la dinámica de la planta modelizada, Δ_m es la incertidumbre multiplicativa, y Δ_a es la incertidumbre aditiva.

Puesto que algunos fallos suponen una desviación en el modelo teórico establecido de la planta, este tipo de control podría tolerarlos siempre y cuando la desviación máxima que supongan no se salga de los límites de la incertidumbre fijada. En la práctica, el número de fallos que son capaces de tolerar es bajo, puesto que solo los fallos con efectos muy pequeños en el comportamiento del sistema son compatibles con esta estrategia de control. Además, el incremento de la incertidumbre con el fin de tolerar más fallos provoca una degradación de la actuación nominal del sistema en los casos sin fallo y, dado que lo normal será operar sin fallos en el sistema, no parece razonable operar de forma constante con unas actuaciones degradadas. Sus ventajas más importantes son que se basan en un controlador fijo que no se reconfigura, no necesitando grandes requisitos de software y hardware para su implementación. Su complejidad es menor comparada con los sistemas FTC activos y, además, no necesitan incorporar un sistema de detección e identificación de fallos *online* [8].

Un ejemplo de autopiloto tolerante al daño pasivo puede encontrarse en [37]. En este trabajo se comparan varias leyes de control basadas en diferentes técnicas: *Linear Quadratic Regulation* (LQR), *Quadratic Stabilization*, *Guaranteed Cost Control*, y *Robust Pole Placement*. Tal y como se dijo previamente en el análisis del estado del arte de los tipos de fallo, los autores simulan daños en la cola de un Boeing 747 a través de un coeficiente que mide el cociente entre el coeficiente de fuerza lateral debida a ángulo de resbalamiento de la misma en el escenario de pérdida de cola respecto al mismo coeficiente en el escenario libre de fallo. El objetivo perseguido es establecer cuál es el daño máximo que el controlador pasivo diseñado puede tolerar para cada una de las leyes de control establecidas. Este

daño máximo puede verse en la Tabla 2.2. Además, el estudio demuestra que la técnica *Quadratic Stabilization* es la que menos carga de trabajo demanda de los actuadores, mientras que las dos últimas suponen una carga excesiva para las superficies de control. Como se puede comprobar, el daño máximo tolerado es muy pequeño comparado con el que podría tolerarse con técnicas activas, lo que justifica el uso mayoritario de éstas.

Estrategia de control	Daño máximo
LQR	10.1%
<i>Quadratic Stabilization</i>	20.5%
<i>Guaranteed Cost Control</i>	15.8%
<i>Robust Pole Placement</i>	10.6%

Tabla 2.2: Daño máximo que puede acomodar cada una de las leyes de control implementadas en [37].

El otro tipo de sistemas FTC, los activos, se basa en el rediseño del controlador, o la selección/mezcla de controladores prediseñados [8]. Esto es, abarcan desde el cambio de las ganancias manteniendo la estructura del controlador, pasando por el cambio de la estructura del mismo además de las ganancias, hasta la reconfiguración completa cambiando la técnica de control. Estas técnicas necesitan de un sistema de detección e identificación del fallo (FDI) que realice la tarea de monitorizar el estado de la aeronave. Su funcionamiento se basa en chequear el comportamiento del sistema, conociendo las entradas comandadas por el autopiloto y las salidas medidas por los sensores, para determinar si la planta está funcionando con o sin fallos presentes. Una vez que ha detectado que hay un fallo, a medida que va tomando más información del comportamiento del sistema, es capaz de identificar el fallo presente, siempre y cuando dicho fallo sea compatible con la lógica de programación seguida en el sistema FDI. Tras identificar el fallo, se activa un mecanismo de reconfiguración que cambia el controlador para controlar nuevamente de forma adecuada la planta con fallo. En la Figura 7 se puede ver un esquema típico de los bloques que componen el sistema FTC activo como el descrito [8].

Figura 7: Esquema de bloques con los sistemas que componen un sistema FTC activo [8].

Dependiendo de la manera en que se construye el controlador después del fallo, los sistemas FTC activos se pueden clasificar en dos tipos: los basados en controladores prediseñados (*projection based*) y los basados en rediseños *online* del controlador (*online redesign*) [8].

Los basados en controladores prediseñados recaen en la selección de un controlador del conjunto de controladores que han sido prediseñados *offline*. Normalmente, cada uno de estos controladores se ha diseñado para un fallo concreto, y se conmuta a él una vez que dicho fallo se ha producido e identificado por el sistema FDI. De esta forma, solamente se pueden tener en cuenta un número finito de escenarios de fallo. En cambio, los sistemas FTC activos basados en el rediseño *online* del controlador incluyen el cálculo *online* de los parámetros del controlador, constituyendo un controlador reconfigurable, o el cálculo tanto de la estructura como de los parámetros del controlador, formando un controlador re-estructurable. Comparando las actuaciones de ambos tipos de sistemas FCT activos en escenarios de fallo, los sistemas de rediseño *online* del controlador son superiores tanto a las estrategias de control FTC pasivas como a las activas basadas en controladores prediseñados *offline*. Sin embargo, computacionalmente son los más costosos y requieren normalmente de optimización *online* para su ejecución en tiempo real [8].

Un problema asociado a los controladores FTC activos es el tiempo de detección e identificación del fallo ocurrido, durante el cual el sistema está funcionando con un controlador que no es acorde al modelo dinámico del sistema con fallo. Una situación habitual en la práctica es que, después de que ocurra un fallo, no hay inicialmente suficiente información en términos de medidas de *inputs/outputs* del sistema como para ser diagnosticado por el sistema FDI. A medida que más información está disponible, el sistema FDI puede primero detectar el fallo, y tras un periodo de tiempo aún más grande, con la consiguiente captación de nueva información, identificarlo. Por tanto, este proceso podría verse como una primera etapa con una gran incertidumbre que va reduciéndose a medida que se recopila información del comportamiento del sistema. Es importante, por tanto, que el sistema FTC diseñado tolere estos periodos de incertidumbre donde no se conoce el estado del sistema con precisión, y el sistema FDI no puede garantizar la correcta diagnosis del fallo. Sin embargo, en caso de que el sistema FTC sea robusto, el fallo producido podría ser “enmascarado” por la robustez de diseño durante un tiempo, haciendo más difícil detectar e identificar el fallo presente [8].

También es interesante prestar atención a los modelos matemáticos para expresar el comportamiento de los sistemas. Por un lado, la mayoría de los sistemas a controlar son no lineales, por lo que el sistema FTC tiene que estar preparado para acomodar esta característica. Por otro lado, los coeficientes de los que depende el modelo del sistema pueden cambiar con el tiempo y/o con el punto de operación. Asimismo, en el caso de las aeronaves de ala fija es común que en un escenario libre de fallo se suponga que los problemas longitudinal y lateral-direccional están desacoplados. Esta hipótesis podría no ser cierta en ciertos escenarios de fallo, complicando más el proceso de diseño del controlador. Por último, es importante considerar la saturación de los actuadores, es decir, que estos

tienen unas deflexiones máximas y mínimas que no se pueden sobrepasar. En caso de que se pierda la efectividad de un control un 50%, por ejemplo, podría cambiarse la ganancia de control asociado a esa superficie de control multiplicándola por dos de forma que se compense el fallo. Sin embargo, como resultado obtenemos una deflexión de control que es el doble que antes, pudiendo llegar a la saturación del actuador. Por lo tanto, en estas situaciones habrá que decidir hasta qué punto se pueden degradar las condiciones de funcionamiento a costa de no corregir por completo el funcionamiento del sistema, pero garantizando que el comportamiento no sature los controles. Esto es, una solución de compromiso entre las actuaciones alcanzables por el sistema y la capacidad disponible del actuador [8].

A continuación, en la Figura 8, se muestra un esquema con diferentes técnicas de FTC de acuerdo a la clasificación establecida y cuya información ha sido extraída de [9], [44]. Los bloques azules son las técnicas pasivas, mientras que los bloques verdes son las técnicas activas. Tras la figura se va a proceder a profundizar un poco más en alguna de estas técnicas con el fin de obtener una visión de conjunto de las capacidades actuales en lo que a tolerancia a fallos se refiere.

Como también se verá a lo largo de la siguiente sección 2.3, es muy común mezclar distintas técnicas de control para potenciar las ventajas de cada método y paliar sus desventajas. Esto quiere decir que los sistemas FTC podrían verse de forma esquemática como se representa en la Figura 9. Es importante hacer notar que, para ejecutar cualquier tipo de control, es necesario conocer el modelo dinámico de la plataforma, esto es, su comportamiento. Dicho conocimiento de la planta puede obtenerse de muy diversas formas, englobando desde el planteamiento matemático previo del modelo dinámico de la misma, hasta la identificación *online* de la dinámica del sistema, o aprendiendo todas las posibles combinaciones de variables de estado almacenando dicha información en un espacio n -dimensional para, a través de esta información, ejecutar el control usando la técnica *Cell-Mapping*. Así, se podría interpretar el diseño de un sistema FTC como una caja (la estrategia de tolerancia al fallo seleccionada) dentro de la que se incluye el tipo de ley de control (*Flight Control Law* (FCL), o cómo se comandan las acciones) y el tipo de guiado (*Guidance Law*, o cómo se calcula la trayectoria a seguir). Además, aparte de la estrategia de control tolerante a fallos, incluyendo la ley de control y el sistema de guiado, faltaría añadir la “caja” correspondiente al sistema FDI y al modelo dinámico de la plataforma. Ambos, en función de la estrategia FTC elegida, podrían ser incorporados por ésta o ser necesario su diseño como un sistema aparte. El modelo dinámico también podría ser obtenido por el sistema FDI, fuera de la estrategia de control tolerante a fallos. Es decir, los elementos presentes en el problema de control tolerante a fallos son: (1) el modelo de la aeronave en cada escenario de operación, (2) la estrategia de tolerancia al fallo (FTC), (3) las leyes de control de vuelo (FCL), (4) el sistema de detección e identificación de fallos (FDI), y (5) el sistema de guiado.

Figura 8: Clasificación de las técnicas de control tolerante a fallos (FTC) más usadas [9], [44], y elaboración propia).

Figura 9: Esquemas con el diseño de los sistemas FTC y FDI: (a) la estrategia FTC incluye al sistema FDI, y (b) la estrategia FTC no incluye al sistema FDI.

2.3. Estado del arte de las técnicas de control tolerante a fallos (FTC)

Una vez vistos los tipos de fallo que pueden presentarse durante la operación de una aeronave, y la clasificación de las diferentes estrategias de control, se van a analizar con mayor detalle algunas de las técnicas más usadas.

2.3.1. Multiple Model Control

Este método se basa en un conjunto de modelos lineales (se puede construir un modelo no lineal a través de sus modelos lineales) M_i , $i = 1, 2, \dots, N$ que describen el sistema en diferentes condiciones de funcionamiento. Estas condiciones podrían ser escenarios de fallo que se deseen considerar, y para cada modelo M_i se diseña un controlador K_i (offline). Esta técnica de control tiene varias desventajas, una de las cuales es que solo considera fallos anticipados para los que se ha modelizado la planta y diseñado su controlador. Por tanto, el número de fallos que puede tener en cuenta es finito. Otra desventaja es que no tiene en cuenta incertidumbres en el modelo, por lo que la formulación matemática de la planta debe ser precisa. En cambio, presenta ventajas claras frente a otros tipos de FTC como ser muy fácil de implementar, tener un tiempo de respuesta muy rápido, y permitir trabajar con plantas no lineales (a través de sus modelos lineales). Los requisitos computacionales serán más o menos grandes en función del número de fallos considerados y del algoritmo del sistema FDI utilizado, pero no tendrían por qué ser muy restrictivos. En función de cómo se elija el controlador y se ejecuten las acciones de control existen diferentes tipos de técnicas de control: *Multiple Model Switching and Tuning* (MMST), *Interacting Multiple Model* (IMM), o *Propulsion Controlled Aircraft* (PCA).

1) Multiple Model Switching and Tuning (MMST)

En este caso, los escenarios de fallo se definen *offline*, se genera el modelo matemático del sistema, y se diseña el controlador específico para dicho modelo. De esta forma, cuando ocurre un fallo de entre los predefinidos, el sistema FDI lo identifica y automáticamente se conmuta a su controlador correspondiente. Para conseguir esto, el funcionamiento es el siguiente: los n modelos se ejecutan simulados en paralelo y el sistema FDI es el encargado de comparar la salida de cada modelo con la salida del sistema real obtenida a través de los sensores y filtros. Mediante dicha comparación, el sistema FDI determina cuál es el modelo cuyo comportamiento es el más cercano al sistema real y conmuta al mismo con su controlador correspondiente. Este comportamiento puede verse en la Figura 10, obtenida de [9]. Matemáticamente, el sistema podría definirse como [8]:

$$M: \{M_1, \dots, M_N\} \quad (9)$$

$$M_i: \begin{cases} \dot{x}_i = A_i x_i + B_i u \\ y_i = C_i x_i \end{cases} \quad (10)$$

donde M es el conjunto de modelos lineales $M_i, i = 1, \dots, N$ tal que cada modelo M_i se corresponde con un escenario de fallo distinto. Para cada modelo M_i se diseña un controlador K_i que estabiliza el sistema. En la Figura 11, extraída de [8], se muestra esquemáticamente cómo se define este tipo de estrategia frente a la de un único modelo. El punto P_0 es el de operación inicial y P_f representa el punto de operación final después de haber sucedido el fallo.

Figura 10: Esquema de bloques de la técnica MMST [9].

Respecto a la estabilidad de esta estrategia de control, si el conjunto de modelos M_i están lo suficientemente cerca en el subespacio posible de funcionamiento y el periodo de muestreo de conmutación es lo suficientemente rápido, entonces el sistema es estable. La densidad del conjunto de sistemas lineales M_i repartidos en dicho subespacio y la rapidez del periodo de muestreo dependen de las características del sistema a controlar.

Figura 11: Esquema con el diagrama de funcionamiento de la técnica MMST: Único Modelo vs. Modelo Múltiple [8].

Una de las principales desventajas del tipo de control MMST es que no puede tolerar fallos no modelizados. Además, para los escenarios de fallo que resultan de la combinación de múltiples fallos se deben generar escenarios de fallo y sus modelos matemáticos distintos e independientes, llevando a una gran cantidad de modelos diferentes. Esto obligaría a tener que modelizar matemáticamente la dinámica del sistema en un conjunto enorme de escenarios distintos y al diseño de su controlador correspondiente.

Uno de los primeros estudios acerca de esta estrategia se puede encontrar en [33], de 1998. En este artículo se trata la pérdida de un semiala en función del porcentaje perdido. Por tanto, se establecen múltiples modelos dinámicos para diferentes porcentajes. Una vez que se ha identificado el escenario de operación de la aeronave, se emplea la técnica *Inverse Dynamics Control* (IDC) para desarrollar las leyes de control. Las dos simulaciones mostradas en este trabajo presentan resultados satisfactorios para diversos porcentajes de pérdida y la introducción de ruido blanco en las señales de una de ellas. Ambas simulaciones duran 10s y muestran un vuelo de crucero. A lo largo del texto, no se explican en detalle los modelos dinámicos de la aeronave a medida que se pierde el semiala. Únicamente se dice que se emplean polinomios interpolantes de quinto orden en función del porcentaje de semiala perdida. Asimismo, los autores no incluyen estudios sobre las nuevas actuaciones y capacidades de la aeronave tras el fallo.

Otro ejemplo de trabajo en el que se usa esta estrategia es [17], del cual se hablará más en detalle sobre el tipo de control tolerante a fallos empleado en la sección 2.3.3. También se usa en [26], donde Boskovic et al. emplean esta técnica de modelos múltiples aplicada a un F/A-18 en un único escenario de fallo. Tal y como explican los autores, los modelos múltiples se usan para conmutar al escenario

de fallo más cercano al punto de operación una vez que éste se ha producido, y desde ahí se implementa una ley de control del tipo *Inverse Dynamics Control*, la cual asume las matrices A y B del modelo dinámico completo en cada escenario de fallo. Por tanto, disponer de una buena modelización del fallo de actuadores no solamente desde un punto de vista matemático, sino también aerodinámico, es crítico. Sin embargo, los autores no llevan a cabo dicho estudio. Además, la simulación consiste en ver el comportamiento de la aeronave justo una vez que ha surgido el fallo en $t = 0$ s de simulación, y ésta tan solo dura 10s. Por tanto, aunque la potencia de la técnica MMST es la definición de múltiples modelos de fallo predefinidos con sus autopilotos correspondientes, en este estudio solamente se ha demostrado su aplicación a un fallo concreto y sin mostrar cuáles son las actuaciones reales de la aeronave después del fallo. De hecho, los autores dicen que linealizan el modelo no lineal dinámico de la aeronave en torno a una maniobra de aterrizaje en un portaaviones, y en cambio no muestran la maniobra completa de aterrizaje. Asimismo, no se muestra el modelo dinámico detallado empleado ni el diseño de los diferentes escenarios de fallo, ya que dicen haber desarrollado cuatro escenarios de fallos diferentes. Los autores también indican que el fallo se detecta e identifica en un único paso temporal, demostrando la estimación precisa y rápida del modelo de fallo correspondiente.

2) *Interacting Multiple Model (IMM)*

De cara a solventar la desventaja comentada de la técnica MMST, surge el controlador tipo IMM. Esta estrategia de control estima el modelo de fallo como una combinación lineal de todos los fallos predefinidos, y usa este nuevo modelo para tomar decisiones de control. Por tanto, la hipótesis principal es que cualquier posible fallo del sistema se puede describir como una combinación lineal de los modelos de fallo prediseñados. Cómo se selecciona el modelo de fallo combinación de los modelos prediseñados o cuándo el modelo de fallo se puede expresar como combinación lineal de los escenarios de fallo son aspectos que aún a día de hoy siguen abiertos y en investigación.

El modelo matemático que rige este tipo de control es el siguiente [8]:

$$M_f = \sum_{i=1}^N \mu_i M_i = \mu^T \begin{bmatrix} M_1 \\ \vdots \\ M_N \end{bmatrix}, \mu_i > 0 \in \mathfrak{R}, \sum_{i=1}^N \mu_i = 1 \quad (11)$$

$$M_f: \begin{cases} \dot{x} = \begin{bmatrix} A_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & A_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & A_n \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ \vdots \\ B_N \end{bmatrix} u \\ y = [\mu_1 C_1 \quad \mu_2 C_2 \quad \dots \quad \mu_N C_N] x \end{cases} \quad (12)$$

La detección y modelización del fallo es necesario hacerlas *online* identificando las variables μ_i de las ecuaciones (11) y (12). Para ello se han propuesto dos métodos distintos en la literatura: un filtro

de Kalman para cada modelo M_i ejecutando todos los filtros a la vez, lo que da lugar a la técnica llamada *Multiple Model Adaptive Estimation* (MMAE), y considerar los k_f instantes previos y estimar la salida en cada punto como función de μ , el cual es seleccionado para minimizar esta diferencia.

Una vez que el modelo de fallo se ha identificado es posible calcular la ley de control mediante un gran número de métodos diferentes. Algunas referencias utilizan *Model Predictive Control* (MPC) con la minimización del error pasado, y por tanto de μ , incluido en la función de coste. También se propone la técnica *Eigenstructure Assingment* (EA), de la que se hablará en la sección 2.3.8.

Como puede verse, este método es atractivo desde el punto de vista de que puede manejar fallos múltiples a partir de escenarios de fallos más simples mediante su combinación. No obstante, el cálculo de los coeficientes μ después de un fallo hace a esta estrategia de control tolerante a fallos más de tipo adaptativo que de conmutación entre modelos. Esto se traduce en que su respuesta es más lenta que el MMST, y como se verá más adelante, introduce nuevas consideraciones a tener en cuenta en el ámbito aeronáutico.

En la referencia [24] se utiliza la técnica IMM para identificar los fallos de sensores y actuadores. Una vez identificado el fallo, se conmuta al controlador correspondiente diseñado. Las simulaciones que se hacen en este caso se corresponden con fallos tanto individuales como simultáneos, y la condición de vuelo comandada en todos ellos es de vuelo a punto fijo, ya que el UAV empleado es de ala giratoria.

3) *Propulsion Controlled Aircraft* (PCA)

Este tipo de control es un caso especial de la técnica MMST, y únicamente funciona para fallos de pérdida total de líquido hidráulico, dejando los motores como único medio de control del avión. En 1995 se demostró su viabilidad usando un MD-11 y un F-15 [8].

2.3.2. *Gain Scheduling*

Esta técnica, tal y como se comenta en [46], es ampliamente conocida en control no lineal y ha sido muy utilizada, especialmente en los sistemas de control del vuelo y control de procesos desde la década de 1960. Depende mucho de la técnica de linealización del sistema, ya que su idea es dividir el comportamiento no lineal en un subconjunto de dinámicas lineales. En general, hay dos aspectos fundamentales a garantizar en este proceso. La primera es relacionar la estabilidad del sistema no lineal con la estabilidad del sistema linealizado. La segunda recae en la solución del sistema, debiendo ser iguales o muy parecidos los comportamientos del sistema no lineal y el lineal.

Matemáticamente, la técnica *gain scheduling* puede formularse de forma genérica como sigue [46]. Dado un sistema no lineal representado en el espacio de estados $\dot{x} = f(x, r)$ con la ecuación de salidas no lineal $y = g(x, r)$, y siendo $(\tilde{x}(t), \tilde{y}(t), \tilde{r}(t))$ la trayectoria específica del sistema no lineal, por

ejemplo alrededor de un punto de operación de equilibrio, donde $\tilde{x}$ es una constante; el sistema no lineal puede aproximarse como [46]:

$$\begin{aligned}\Delta\hat{x} &= \nabla_x f(\tilde{x}, \tilde{r})\Delta\hat{x} + \nabla_r f(\tilde{x}, \tilde{r})\Delta r \\ \Delta\hat{y} &= \nabla_x g(\tilde{x}, \tilde{r})\Delta\hat{x} + \nabla_r g(\tilde{x}, \tilde{r})\Delta r\end{aligned}\tag{13}$$

con $\Delta r = r - \tilde{r}$, $\Delta y = y - \tilde{y}$, y $\Delta x = x - \tilde{x}$. El sistema no lineal será estable en relación con la trayectoria $(\tilde{x}(t), \tilde{y}(t), \tilde{r}(t))$ dado que el sistema lineal variante con el tiempo representado por (13) es estable respecto al error de aproximación.

Por tanto, mediante esta técnica se podría describir el comportamiento dinámico de la planta en los modelos con fallo para posteriormente establecer la ley de control deseada. En aviación, el uso que se ha dado a este método consiste en la discretización a lo largo de la envolvente de vuelo (variando la altitud, el número de Mach, el ángulo de ataque, el peso, la posición del centro de gravedad, etc.) en ciertos puntos de operación para los que se diseña el autopiloto. De esta forma, a medida que cambia la condición de vuelo se va adaptando el controlador para garantizar el cumplimiento de las regulaciones aeronáuticas y mejorar las cualidades de vuelo de la aeronave.

2.3.3. *Model Predictive Control (MPC)*

Acorde con [8], el MPC es una estrategia de control muy popular en el campo del control de procesos industriales desde su introducción en la década de 1970. Las razones principales que motivan su uso son su capacidad para controlar sistemas multivariable y para tener en cuenta ciertas restricciones. En sus comienzos, se aplicaba a procesos de tiempo característico lento debido a su elevado coste computacional, el cual se debe a que en cada paso de tiempo necesita llevar a cabo una optimización. Esta optimización tiene por objetivo ajustar la predicción del comportamiento de la planta con la trayectoria deseada, para generar las demandas de los controles. Hoy en día, gracias a los avances en computación, esta técnica de control ha podido ser aplicada a sistemas más rápidos en tiempo real con una frecuencia de trabajo mucho más elevada.

La arquitectura del MPC permite tolerar fallos de una forma relativamente sencilla [8]:

- a) redefiniendo las restricciones que representan ciertos fallos (normalmente fallos de actuador)
- b) cambiando el modelo interno de la planta, y
- c) cambiando los objetivos de control para reflejar las limitaciones debidas al modo de operación con fallo.

El MPC se basa internamente en un modelo del sistema y, por lo tanto, necesita de un modelo dinámico después del fallo. Luego, a través de estos cambios del modelo de la dinámica del avión se podrían tolerar fallos estructurales, mientras que a través de la especificación de restricciones se

podrían tolerar fallos de actuadores. Los fallos estructurales podrían abordarse mediante diferentes técnicas para cambiar el modelo dinámico del sistema con fallo: podría ser de forma adaptativa usando la predicción del método, mediante múltiples modelos, o asumiendo que hay un esquema FDI que estima *online* el modelo de la planta.

Uno de los problemas principales de esta técnica es la incertidumbre asociada con la generación del modelo dinámico de la aeronave en los diferentes escenarios de operación. Se deben tomar medidas para minimizar dicha incertidumbre, como tener en cuenta ciertos requisitos de robustez alrededor del punto de operación de forma que se tolere una determinada incertidumbre. Los modelos MPC que se basan en esto también son conocidos como modelos MPC robustos. Además, puesto que es un método activo de control tolerante a fallos que se basa en el modelo de planta, necesita conocer los modelos dinámicos para los escenarios que se quieran considerar. Esto quiere decir que, de la misma forma que en el caso de la técnica MMST, los fallos que no hayan sido modelizados previamente no podrán tolerarse. Principalmente por esta razón es por la que en la literatura se suelen encontrar algoritmos adaptativos o estimación *online* para obtener el modelo dinámico en cualquier condición de fallo, sin haberla modelizado previamente. El control derivado de utilizar dicho concepto se llama *Subspace Predictive Control* (SPC), con el que además se soluciona el problema de la incertidumbre ya que implícitamente está abordándolo al estimar *online* el modelo dinámico del sistema.

Esta última técnica se aplica a un Boeing 787 en [14]. El primer paso que los autores llevan a cabo es la identificación del fallo, bien porque coincide con uno predefinido identificándolo rápidamente, o bien por estimación en tiempo real del modelo dinámico completo de la aeronave, de una forma más lenta. Por un lado, en el primer caso, la técnica se asemejaría a la MMST. Por otro lado, en el segundo caso, tal y como citan los autores, no se requiere conocimiento matemático de la dinámica de la aeronave para su estimación, siendo de carácter adaptativo-predictivo. Una vez éste es conocido, se modifica el autopiloto y las leyes de guiado acordes a las nuevas actuaciones.

La estrategia MPC en combinación con la MMST son las seleccionadas en [17]. En este caso, los autores identifican varios pasos clave para conseguir un control aceptable mediante el MPC. Lo primero es disponer del modelo dinámico real de una aeronave con una cierta incertidumbre. A continuación, se desarrolla el modelo matemático a través de las ecuaciones del espacio de estados, entradas/salidas, redes neurales, etc. El tercer paso es tener el modelo de referencia con el fin de calcular las deflexiones de actuadores necesarias para que siga la trayectoria deseada. Lo siguiente es desarrollar el bucle cerrado de predicción de la salida de la aeronave basándose en el modelo interno seleccionado a través de la estrategia MMST. Por último, es necesaria una optimización de una función de coste con restricciones en los estados, las entradas y las salidas. Las simulaciones realizadas consisten en un vuelo de crucero estacionario durante el cual se produce un bloqueo de timón de profundidad, de forma que los resultados muestran cómo la aeronave se recupera del fallo

y vuelve a este estado de referencia. Por tanto, no se puede ver cómo cambiarían las actuaciones de la aeronave en otro tipo de maniobras ni los límites de éstas. Este es un punto muy importante dado que la aeronave con fallos presentes tendrá unas actuaciones degradadas, las cuales son críticas para conocer las nuevas capacidades de la aeronave con el objetivo de garantizar un vuelo seguro.

2.3.4. Control Allocation (CA)

La técnica de control CA se basa en producir ciertas fuerzas y momentos a través de un conjunto (normalmente grande) de actuadores. Por ejemplo, la salida de la ley de control puede ser el establecimiento de una serie de momentos deseados, y la función del CA es seleccionar las deflexiones de los actuadores apropiados que producirán dichos momentos [8].

Por lo tanto, el CA toma como entradas los momentos deseados y una estimación de las derivadas de estabilidad de los controles (una matriz adaptativa B_f) desde un sistema FDI o un sistema con un algoritmo de identificación del modelo dinámico. El algoritmo posee la habilidad de adaptar desde la forma en que las fuerzas son generadas a través de los actuadores disponibles, hasta los fallos que han ocurrido. Por ejemplo, si la efectividad de un actuador se volviese 0%, la columna asociada a dicho actuador en la matriz B_f también se haría 0, y a partir de dicho instante el actuador no sería considerado por el CA. De esta forma, el resto de actuadores deberán proporcionar las fuerzas deseadas para el control del sistema. Como se dijo antes, el objetivo es producir los momentos deseados u_d seleccionando de forma apropiada los controles del sistema u . Este tipo de control puede ser realizado dependiendo de la diferencia entre el tamaño de $u_d \in \mathbb{R}^m$ y el rango de columna de $B_f \in \mathbb{R}^{n \times k}$. Hay tres posibilidades [8]:

- a) Si $m < k$ los momentos pueden ser seleccionados exactamente y los grados de libertad restantes pueden usarse (por ejemplo) para deflectar los actuadores a la posición deseada minimizando:

$$\frac{1}{2} \|u - u_p\|_{W_p}^2 = \frac{1}{2} (u - u_p)^T W_p (u - u_p), \text{ con } W_p = W_p^T > 0$$

con la restricción $Bu = u_d$

(14)

donde W_p es una matriz de ponderación que prioriza los actuadores críticos.

- b) Si $m = k$ entonces hay solamente una posible solución que proporciona los momentos necesarios exactos.

$$u = B^{-1}u_d$$
(15)

- c) En caso de que $m > k$ no hay suficientes grados de libertad para conseguir los momentos deseados u_d y por tanto debe alcanzarse una solución de compromiso (por ejemplo) minimizando:

$$\frac{1}{2} \|Bu - u_d\|_{w_d} \quad (16)$$

Por lo tanto, esta técnica de control ha sido ampliamente estudiada en sistemas sobre-actuados y ha recibido especial atención en relación con los sistemas reconfigurables puesto que permite tolerar fallos de actuadores sin la necesidad de modificar la ley de control. Sin embargo, hay dos limitaciones muy importantes en este método. La primera es que el sistema no tiene por qué ser necesariamente estable, incluso con una ley de control estabilizadora, cuando $m > k$, ya que la entrada vista por el sistema puede no ser igual que la pretendida por el controlador. La segunda es la dinámica y las limitaciones de los actuadores después de un fallo no tenidas en cuenta en la ley de control. Esto significa que el controlador intentará alcanzar las actuaciones del sistema original incluso en el caso de que los actuadores no puedan proporcionarla. Además, como puede verse, solamente sirve para tolerar fallos de actuadores, ya que únicamente se modifica B_f , y no se cambia la ley de control.

A pesar de estas limitaciones, el CA ha suscitado bastante interés en el campo de la ingeniería aeroespacial, donde se han llegado a considerar ciertas limitaciones en los actuadores como sus velocidades límite de movimiento.

En [12], utilizan esta técnica de control sin introducir limitaciones sobre los actuadores, habiendo empleado previo al sistema de CA la estrategia SMC para la tolerancia a fallos. En dicho estudio, comparan las actuaciones con dos tipos distintos de CA: uno fijo y otro móvil que estima ciertos coeficientes para establecer un modelo lineal entre la deflexión real del actuador y la deflexión comandada. Para ello, según indican los autores, es necesario disponer de un sistema FDI que mida la posición del actuador en tiempo real y lo compare con la deflexión comandada, lo cual no es un problema en aviones de transporte comercial como el empleado en este trabajo. Otra referencia en la que se usa esta técnica, como se ha comentado en el apartado referido a IMM, es [13].

Esta estrategia también se usa en [29] complementando a diversas técnicas de control como PIDs, *Sliding Mode Control* (SMC), o adaptativas del tipo *L1 Adaptive Backstepping Control* (L1-AB), o en [36], donde se emplea en combinación con redes neurales y *Nonlinear Inversion Dynamics* (NID).

Un ejemplo de CA con restricciones puede verse en [28], donde se han introducido mejoras en el comportamiento de velocidad de deflexión para hacer la respuesta del actuador más rápida respetando su límite, y se han introducido condiciones para tener en cuenta las deflexiones máximas posibles del mismo. Además, se ha realizado un CA redistribuible para tolerar mejor los fallos, donde los pesos de dicha redistribución, así como nuevas restricciones, se calculan mediante la técnica de lógica difusa (*fuzzy logic*) para garantizar la estabilidad y el vuelo seguro de la aeronave. El algoritmo de lógica difusa se ejecuta previamente a implementar el controlador en la aeronave, de forma que se obtengan todas las limitaciones y pesos antes de poner el avión en vuelo para no penalizar el tiempo de computación a bordo. Las conclusiones principales de este trabajo es que para bloqueos del alerón

interno en posiciones menores de 20° , tanto la técnica CA como la CA redistribuible consiguen garantizar la estabilidad y el seguimiento más o menos preciso de la trayectoria. Sin embargo, cuando el bloqueo se produce en las posiciones máximas, únicamente es posible garantizar esto mediante la técnica CA redistribuible debido a que la técnica CA sin redistribución llevaba a los actuadores a sus posiciones máximas. En el caso de bloqueos del alerón externo, únicamente bajo ciertas condiciones (deflexión de bloqueo y entrada rampa de referencia demandada a los actuadores libres de fallo) es posible seguir una trayectoria aproximada (con un error del 17% en ángulo de balance comandado) con el CA redistribuible. En este caso, la técnica CA no consigue una trayectoria aceptable debido a la gran influencia que el bloqueo del alerón externo ejerce sobre la aeronave. Cabe destacar que todos estos ensayos se han realizado empleando un modelo de aeronave lineal, y dejan como futuros trabajos implementarlo en un modelo no lineal. Esto es importante, ya que las no linealidades tanto del modelo como de los actuadores podrían llevar a resultados completamente diferentes. Además, las simulaciones llevadas a cabo solamente muestran una maniobra de viraje a través del ángulo de balance comandado, sin mostrar información acerca de otras maniobras o de la evolución del resto de variables durante dicho viraje.

2.3.5. Feedback Linearization

El objetivo de esta técnica es diseñar una ley de control para un sistema no lineal *Single Input Single Output* (SISO) tal que el sistema en bucle cerrado sea lineal y controlable [8]. Suponiendo que el grado relativo de h es $r = n$ en el modelo matemático del sistema SISO definido en (17), la derivada r^{th} de la salida es la primera derivada afectada directamente por el control. Como resultado de la hipótesis anterior, se puede escribir la dinámica del sistema en forma normal como en (18) [8].

$$\begin{aligned}\dot{x} &= f(x, u) \\ y &= h(x) \\ x &\in \mathbb{R}^n, u, y \in \mathbb{R}\end{aligned}\tag{17}$$

$$\begin{aligned}\Phi_1(x) &= h(x) = z_1 = y \\ \Phi_2(x) &= \frac{dh(x)}{dt} = \dot{z}_1 = z_2 \\ \Phi_3(x) &= \frac{d^2h(x)}{dt^2} = \dot{z}_2 = z_3 \\ &\vdots \quad \quad \quad \vdots \quad \quad \quad \vdots \\ \Phi_r(x) &= \frac{d^r h(x)}{dt^r} = \dot{z}_{r-1} = z_r \\ &\quad \quad \quad \dot{z}_r = h_r(z, u)\end{aligned}\tag{18}$$

donde $\Phi(x) = z = [z_1, \dots, z_r]^T$.

Se puede definir la “señal de pseudocontrol”, v , como:

$$v = \hat{h}_r(\Phi(x), u)\tag{19}$$

donde $\hat{h}_r(\Phi(x), u)$ es una estimación invertible de $h_r(z, u)$. Entonces la dinámica del sistema se puede expresar en la forma:

$$\begin{aligned}\dot{z}_i &= z_{i+1}, \quad 1 \leq i \leq r-1 \\ \dot{z}_r &= v + \Delta \\ y &= z_1\end{aligned}\tag{20}$$

con

$$\Delta = \Delta(z, u) = h_r(z, u) - \hat{h}_r(y, u)\tag{21}$$

La transformación llevada a cabo coloca r integradores entre el pseudocontrol v y la salida del sistema y , con el error Δ actuando como una señal de perturbación. Como se dijo en un principio, se ha conseguido convertir el sistema no lineal (17), en otro que ahora es ahora lineal y controlable (20).

Se puede implementar esta técnica de control en una configuración de seguimiento del modelo eligiendo el pseudocontrol de forma que adopte la siguiente expresión, siendo v_{dc} la salida de un compensador lineal estabilizador para el sistema linealizado dado por (20) con $\Delta = 0$ [8]:

$$v = y_c^r + v_{dc} - v_{ad}\tag{22}$$

Por tanto, v_{ad} es una señal adaptativa diseñada para eliminar Δ e y_c^r es la derivada r^{th} de la señal a seguir. La señal y_c^r puede obtenerse desde un modelo de referencia de orden r^{th} (al menos) que defina la dinámica de la planta deseada. Si el modelo del sistema fuese perfecto, $\Delta = 0$ y se puede aplicar la entrada $u = \hat{h}_r^{-1}(x, v) = h_r^{-1}(x, y_c^r + v_{dc})$, dando como resultado un seguimiento de la trayectoria de referencia por parte del sistema controlado. Sin embargo, puesto que siempre habrá errores en los modelos, el error Δ debe ser compensado *online*, para lo cual pueden usarse muchas técnicas que obtengan el modelo dinámico del sistema en tiempo real. Algunas de estas técnicas como se ha comentado antes podrían ser modelos adaptativos, aunque también pueden usarse redes neurales artificiales (*Artificial Neural Networks*, ANN), por ejemplo. Las redes neurales pueden ser entrenadas para proporcionar el resultado de un modelo con la precisión que se requiera en cada caso y, por tanto, para eliminar la incertidumbre o el error de modelización Δ . El beneficio que proporciona el uso de ANN es que no se necesita realizar hipótesis sobre la incertidumbre asociada al modelo dinámico construido.

Por tanto, puesto que como se ha definido las técnicas de ANN pueden aproximar cualquier función y comportamiento no lineal con la precisión deseada, pueden proporcionar un seguimiento de la dinámica de la planta, eliminando así cualquier daño estructural que pudiese suceder. Los fallos tolerados deben cumplir la hipótesis de que hay suficiente potencia de control para adaptarse a la nueva condición.

El bloque que representa el compensador lineal está incluido en la Figura 12, mientras que la Figura 13 muestra un esquema de control con las técnicas de *Feedback Linearization* y ANN de un sistema no lineal. Ambas figuras han sido extraídas de [8].

Figura 12: Esquema de bloques del compensador lineal de la técnica de control *Feedback Linearization* [8].

Figura 13: Esquema de control con las técnicas *Feedback Linearization* y *Artificial Neural Networks* [8].

2.3.6. Sliding Mode Control (SMC)

De acuerdo con [44], se considera un sistema no lineal *Multiple Input Multiple Output* (MIMO) en la forma:

$$x_i^{(n_i)} = \frac{d^{(n_i)} x_i}{dt^{(n_i)}} = f_i(x) + \sum_{j=1}^m b_{ij}(x) u_j \quad i = 1, \dots, m \quad j = 1, \dots, m \quad (23)$$

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u$$

donde $u = [u_1, \dots, u_m]^T$ es la entrada de control y el estado x está compuesto de las x_i variables de estado y sus $(n_i - 1)$ derivadas, de forma similar a la descripción hecha en (17).

El sistema está modelizado mediante las estimaciones de $\hat{f}$ y $\hat{B}$ del sistema real f y B respectivamente, las cuales se suponen acotadas:

$$\begin{aligned} f &= \hat{f} + \Delta_f, \quad \|\Delta_f\|_\infty \leq C_f, \quad C_f > 0 \\ B &= (I + \Delta_B)\hat{B}, \quad \|\Delta_B\|_\infty \leq C_B, \quad C_B > 0 \end{aligned} \quad (24)$$

Se supone que la matriz $\hat{B}$ es cuadrada, invertible siempre, continua independientemente de la incertidumbre, y tal que $\hat{B} = B$ en ausencia de dicha incertidumbre.

El objetivo es hacer que el estado x siga una trayectoria deseada $x_d = [x_{1d}, \dots, x_{md}]^T$. Esto se consigue definiendo una superficie deslizante $S(t) = \{x \in \mathbb{R}^n \mid |s_i(x, t)| = 0, \forall i = 1, \dots, m\}$, de forma que si $x \in S(t)$ entonces $x = x_d$. El controlador puede descomponerse en dos fases: alcanzar la superficie y deslizarse por ella. Durante la fase de “alcanzar” $s_i(x, t) \neq 0$ y por tanto se necesita una ley de control que logre $\lim_{t \rightarrow \infty} s_i(x, t) = 0$. Se puede definir $s(x, t)$ como:

$$\begin{aligned} \bar{x} &= x - x_d \\ s_i(x, t) &= \left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n_i-1} \left(\int_0^t \bar{x}_i dr\right) \\ s(x, t) &= [s_1(x, t), \dots, s_m(x, t)]^T \end{aligned} \quad (25)$$

Por ejemplo, si $n_i = 3$, entonces se tiene un PID en la forma:

$$s_i(x, t) = \frac{d^2 \int_0^t \bar{x}_i dr}{dt^2} + 2\lambda \frac{d \int_0^t \bar{x}_i dr}{dt} + \lambda^2 \int_0^t \bar{x}_i dr = \dot{\bar{x}}_i + 2\lambda \bar{x}_i + \lambda^2 \int_0^t \bar{x}_i dr \quad (26)$$

Una vez que la superficie deslizante se ha alcanzado, el objetivo es mantener el estado x en dicha superficie. Para conseguir esto es necesaria una ley de control del tipo $\dot{s}(x, t) = 0, \forall x \in S(t)$ que haga la superficie $S(t)$ invariante. Se define $\bar{x}_r = [\bar{x}_{1r}, \dots, \bar{x}_{mr}]^T$, donde $\bar{x}_{ir} = C_i^1 \bar{x}_i^{(n_i-1)} + \dots + C_i^{n_i} \bar{x}_i - x_{id}^{(n_i)}$ y C_j^i son las constantes apropiadas calculadas de (25). Se tiene:

$$\begin{aligned} \dot{s}(x, t) &= x_i^{(n_i)} - x_{id}^{(n_i)} + C_i^1 \bar{x}_i^{(n_i-1)} + \dots + C_i^{n_i} \bar{x}_i \\ &= f_i(x) + \sum_{j=1}^m b_{ij}(x) u_j + \bar{x}_{ir} \end{aligned} \quad (27)$$

Por tanto, la mejor estimación que se tiene para una ley de control que mantenga $\dot{s}(x, t) = 0$ es:

$$\sum_{j=1}^m b_{ij}(x) u_j = -\hat{f}_i(x) - \bar{x}_{ir} \rightarrow \hat{u} = -\hat{B}^{-1}[\hat{f}(x) + \bar{x}_r] \quad (28)$$

A continuación, se quiere aumentar la ley de control tal que $s(x, t) \rightarrow 0$ en tiempo finito para todas las x . Esto puede hacerse usando la función de Lyapunov tal que:

$$V(t) = \frac{1}{2} s(x, t)^T s(x, t) > 0 \quad (29)$$

El objetivo es entonces aumentar la ley de control que haga que la derivada de V sea negativa en cualquier punto fuera de $S(t)$, mientras que se mantenga la propiedad $\dot{s}(x, t) = 0$, $\forall x \in S(t)$. Si se encuentra tal control, se puede usar el Teorema de Lyapunov [47] para mostrar que $S(t)$ es asintóticamente estable globalmente. Considerando la ley de control:

$$u = \hat{u} + \begin{bmatrix} k_1 \text{sgn}(s_1) \\ \vdots \\ k_m \text{sgn}(s_m) \end{bmatrix} = \hat{u} + K \text{sgn}(s) \quad (30)$$

De las ecuaciones (27) y (30) se tiene:

$$\dot{V} = s^T \dot{s} = \sum_{i=1}^m s_i \dot{s}_i \leq 0 \quad \text{si} \quad s_i \dot{s}_i \leq 0, \quad \forall i \quad (31)$$

$$\begin{aligned} s_i \dot{s}_i &= s_i \left(f_i + \sum_{j=1}^m b_{ij}(x) u_j + \bar{x}_{ir} \right) \\ &= s_i \left(\hat{f}_i + \Delta_{f_i} - \sum_{j=1}^m (1 + \Delta_{B_{ij}}) (\hat{f}_{ij} + \bar{x}_{rij} + k_i \text{sgn}(s_i)) + \bar{x}_{ir} \right) \\ &= s_i \left(\Delta_{f_i} - \sum_{j=1}^m \Delta_{B_{ij}} (\hat{f}_{ij} + \bar{x}_{rij} + k_i \text{sgn}(s_i)) - k_i \text{sgn}(s_i) \right) \\ &= |s_i| \text{sgn}(s_i) \left(\Delta_{f_i} - \sum_{j=1}^m \Delta_{B_{ij}} (\hat{f}_{ij} + \bar{x}_{rij} + k_i \text{sgn}(s_i)) - k_i \text{sgn}(s_i) \right) \\ &= |s_i| \left(\text{sgn}(s_i) \left(\Delta_{f_i} - \sum_{j=1}^m \Delta_{B_{ij}} (\hat{f}_{ij} + \bar{x}_{rij} + k_i \text{sgn}(s_i)) \right) - k_i \right) \end{aligned} \quad (32)$$

Por lo que $\dot{V} \leq 0$ y el sistema es asintóticamente estable globalmente si K se elige tal que:

$$k_i \geq \frac{C_f + C_B \|\hat{f}_i + \bar{x}_{ir}\|_1}{1 + C_B m \text{sgn}(s_i)} \quad (33)$$

Esta ley de control provocará cambios bruscos debidos al término del signo, lo que se puede solucionar introduciendo una acotación alrededor de la superficie de cambio de signo:

$$S(t) = \{x \mid |s(x, t)| \leq \Phi\}, \quad \Phi > 0 \quad (34)$$

Para mantener las propiedades de la función de Lyapunov se necesita cambiar el término del signo por la función de saturación [47]:

$$\begin{aligned} \text{sat}(y) &= y, & \text{si } |y| \leq 1 \\ \text{sat}(y) &= \text{sgn}(y), & \text{en cualquier otro caso} \end{aligned} \quad (35)$$

Con todo esto, la ley de control se convierte en:

$$u = \hat{u} + K\text{sat}(s/\Phi) \quad (36)$$

Por todo lo anterior se puede concluir que el sistema de control *Sliding Mode Control* es un método de control no lineal que permite un compromiso intuitivo entre la incertidumbre paramétrica y la actuación de seguimiento de la trayectoria deseada. Este compromiso puede ajustarse *online* modificando la acotación alrededor de la superficie. Como resultado, se puede usar para adaptar gradualmente el control, reduciendo la actuación de seguimiento de la trayectoria, mientras que se aumenta de forma simultánea la indiferencia a la incertidumbre durante los fallos en el sistema. A continuación, se muestra un ejemplo [48] en el que se utiliza este modo para tolerar fallos [44].

Los autores del ejemplo mencionado [48] utilizan un modelo no lineal de un avión F-16 para probar el controlador que desarrollan usando la técnica *Sliding Mode Control*. Éste está basado en dos bucles de control, uno externo que es el encargado de seguir de forma robusta la trayectoria deseada en ángulos de actitud, y otro interno encargado de controlar las velocidades angulares. Además, no se necesita la identificación *online* del modelo del sistema ni del fallo producido.

El bucle interno a parte del controlador robusto basado en la técnica *Sliding Mode Control* tiene características adaptativas para tolerar limitaciones de los actuadores en cuando a velocidad en cambio de posición y deflexiones máximas. Esto se lleva a cabo mediante la modificación *online* de la capa límite de la superficie deslizante. Como se dijo anteriormente, al modificar la capa límite de la superficie se degradan las actuaciones del controlador, por lo que es necesario alcanzar una solución de compromiso.

Por lo tanto, tal y como se puede extraer de lo que se ha contado, este controlador puede tolerar dos tipos de fallos: estructurales y de actuadores. El primero es capaz de manejarlo mediante la robustez del control, aunque únicamente tolerará los fallos cuyo cambio en la dinámica de la aeronave entren dentro de la incertidumbre de diseño asumida, teniendo los problemas ya comentados cuando se habló de las técnicas FTC pasivas. El segundo lo tolera mediante la modificación de la capa límite del SMC *online*, aunque las cualidades de vuelo quedan degradadas por la pérdida de precisión en el control. Además, esta técnica de control presenta limitaciones de cara a abordar el problema de reconfiguración completo, porque solamente puede haber una superficie de control para cada variable controlada, y ninguna de las superficies de control puede perderse nunca.

Tal y como se ha mencionado en apartados previos como el dedicado al CA, otro ejemplo que emplea esta técnica es el estudio incluido en [12]. Aquí, precisamente para evitar el problema asociado a la pérdida de superficies de control en relación con la estrategia SMC, los autores emplean CA para redistribuir las deflexiones necesarias de las superficies de control. La estrategia SMC implementada se orienta únicamente a tolerar fallos de actuadores, y se diseñan autopilotos tanto para el problema lateral-direccional como para el longitudinal. Otro estudio en el que se usa esta estrategia es [23], donde se describe en detalle el diseño del autopiloto empleando esta técnica. Además, se emplean también observadores *sliding mode* para reconstruir la medida de un sensor que ha fallado.

En la referencia [29], tal y como se dijo en el apartado 2.3.4, se diseñan tres controladores distintos que se unen a la técnica CA para controlar el problema longitudinal de una aeronave en presencia de bloqueo del timón de profundidad en 0° en el instante $t = 30s$ de simulación. Entre esos controladores se incluyen dos técnicas que son robustas y pueden adaptarse *online*, siendo en sí mismas tolerantes al fallo además de emplearse para el cálculo de las leyes de control: SMC y L1-AB. El tercer controlador para el cálculo de las leyes de control se realiza mediante control clásico basado en PID, pero sin cambiar los valores de las ganancias una vez que se ha producido el fallo, por lo que realmente este controlador no se puede considerar tolerante al fallo en sí mismo. En caso de que sus valores fuesen modificados para el nuevo modelo de aeronave, se estaría ante una estrategia de tipo MMST. En este artículo se describe en detalle el diseño de cada una de las estrategias, así como la ley de control implementada. Como conclusión, en estado libre de fallos cualquiera de los tres autopilotos implementados proporciona el mismo comportamiento. En cambio, cuando se ha producido un fallo, los comportamientos son sustancialmente diferentes en cada caso. En las simulaciones llevadas a cabo se pretende conseguir un control en ángulo de asiento del avión de 10° durante los primeros 50s de simulación, y de 5° durante los 70s restantes. Para poder realizar la comparativa, los autores han creado una tabla con ciertos aspectos a los que prestar atención donde cada uno de ellos recibe una nota de 1 a 5, con 1 como la peor calificación y 5 la mejor. Finalmente, cuando se tiene esta tabla rellena, se suman todos los puntos conseguidos, quedando mejor clasificada la técnica que consiga mayor puntuación total. Los resultados obtenidos se pueden ver en la Tabla 2.3. Cabe volver a destacar que en el caso de la estrategia PID, ésta no se ha modificado para adaptarla a la situación post-fallo. Por tanto, el control mediante PID tras el fallo se logra exclusivamente a través de la técnica CA implementada, mientras que en los otros dos casos ambas estrategias, a parte de la de CA, también ayudan al control preciso de la trayectoria. Además, los autores miden el tiempo computacional requerido para ejecutar cada tipo de control, teniendo en cuenta que se han implementado de forma discreta con una frecuencia de muestreo de 200Hz. En este caso, los resultados son $90\mu s$ para el PID, $137\mu s$ para el SMC, y $160\mu s$ para el L1-AB.

	PID	SMC	L1-AB
Energía usada	3	2	2
Velocidad de convergencia	3	4	5
Robustez	3	5	5
Precisión en el control	3	2	4
Carga de trabajo del actuador	3	3	2
Total	15	16	18

Tabla 2.3: Tabla comparativa con los resultados para diferentes tipos de controladores [29].

2.3.7. Adaptive Control

Los sistemas de control adaptativos son ampliamente utilizados para controlar sistemas cuyos coeficientes pueden cambiar entre puntos de operación distintos, o incluso con el tiempo. Además, permiten eliminar la incertidumbre asociada con los modelos dinámicos que describen los comportamientos de los sistemas físicos que representan. Dadas estas características, se podrían utilizar también para tolerar los daños que pudiesen surgir durante el funcionamiento del sistema.

Los sistemas de control adaptativos cambian lentamente la ley de control para acomodarla a los posibles cambios que hayan podido ocurrir en la operación de la planta. Por ejemplo, tal y como se dice en [46], se podría acomodar el consumo de combustible del avión y la consiguiente pérdida de masa a lo largo de la misión. En esta misma referencia se propone una clasificación de estos sistemas atendiendo a tres criterios diferentes: si se basan o no en un modelo, el método de procesamiento de la señal, o el propio algoritmo.

1) Model Reference Adaptive Systems (MRAS): Direct and Indirect Methods

En la Figura 14 se muestran los esquemas de dos tipos distintos de sistemas de control adaptativos, uno basado en el comportamiento de un modelo de referencia dada una trayectoria deseada (método directo) y otro en la identificación del sistema *online* (método indirecto). En el primer caso, es necesario conocer el modelo del sistema inicialmente puesto que es el que actuará como modelo de referencia. El método de ajuste en este caso se realiza comparando el comportamiento (salida) nominal deseado del modelo de referencia con el modelo real. En el segundo caso, se lleva a cabo la estimación de unos parámetros *online* que son los que definen el sistema, identificando el modelo dinámico de la planta en tiempo real. Una vez conocido dicho modelo se ajusta el controlador para que la planta describa el comportamiento del sistema identificado.

Una diferencia fundamental entre ambos métodos es el modelo de referencia empleado en el método directo, por lo que éste debe ser conocido, mientras que el método indirecto estima *online* el modelo del sistema. Además, el método indirecto necesita del error proporcionado por el sistema de identificación para actualizar los parámetros del controlador. En el caso del método directo este paso no existe, actualizándose directamente la ley de control a través del propio bucle cerrado de control mediante la entrada u y la salida y en cada instante. No obstante, el algoritmo usado en el método

directo solamente es válido bajo ciertas hipótesis y por tanto aplicable a ciertas clases de sistemas, lo que puede limitar su uso en la práctica [48].

Figura 14: (a) Model Reference Adaptive System (MRAS), (b) Model Identification Adaptive Control (MIAC) [46].

2) Deterministic and Stochastic Adaptive Controls

En función de los sistemas de tratamiento de señales que lleven implementados se pueden dividir en dos grupos: determinísticos o estocásticos. Los sistemas determinísticos, como su propio nombre indica, no tratan los efectos del ruido en las señales, mientras que los estocásticos emplean modelos que describen las perturbaciones del sistema. El objetivo de estos últimos es minimizar la respuesta a condiciones iniciales aleatorias, así como a perturbaciones externas (ruido del proceso) o errores en las medidas de los sensores (ruido de medición). En cualquier caso, podría usarse un sistema de estimación de estado adicional al sistema de control que elimine o filtre los ruidos asociados con el proceso y con las mediciones.

3) Feedback and Feedforward Adaptive Controls

En función del objetivo que se persigue con la ley de control de los sistemas de control adaptativo pueden distinguirse dos tipos: *feedback*, y *feedforward*. Los sistemas basados en *feedback* son todos los que estamos tratando en esta sección, ya que utilizan la realimentación de la salida o del estado para estabilizar el sistema y producir las deflexiones de los controles necesarias, con el fin de ejercer un control sobre la trayectoria descrita. Los sistemas que usan el *feedforward* pretenden eliminar las perturbaciones externas (ruido del proceso) que se están produciendo en la planta y que están siendo medidas. Este tipo de sistemas actúa en bucle abierto, no realimentando la salida a la entrada, y consecuentemente no conociendo el estado actual de la planta para producir las acciones de control. Debido a esto, es crítico disponer de modelos matemáticos que describan la dinámica de la planta y de los procesos con mucha precisión, lo que impone una gran responsabilidad al funcionamiento de los sistemas de identificación y mecanismos de adaptación. Debe destacarse también que los sistemas basados en *feedback* pueden hacerse menos sensibles a incertidumbres en los modelos y en las medidas.

Una vez vista una posible clasificación de los sistemas de control adaptativo se van a mostrar los tipos más importantes que existen en el estado del arte: *Multiple Model Adaptive Control* (MMAC) o *Model Reference Adaptive Control* (MRAC), *Safe Adaptive Control*, *Auto-Tuning* o *Self-Tuning*, *Model-free Adaptive Control*, *Adaptive Neuro-Control* y *Fuzzy Logic*, *Iterative Learning Control* (ILC), *Dual Adaptive Control*, y *Adaptive pole Placement*. Se ha mantenido el nombre en inglés ya que es la forma más usual de encontrarlos en la literatura.

1) *Multiple Model Adaptive Control* (MMAC) o *Model Reference Adaptive Control* (MRAC)

Conceptualmente está basado en la estrategia de control de los modelos múltiples. La diferencia es que en este caso la ley de control se va modificando una vez que se ha seleccionado cuál de los modelos es el más cercano al funcionamiento de la planta, de forma que la salida del sistema es forzada a seguir el modelo deseado.

Se trata de un sistema jerárquico en el que, como se contó en la sección 2.3.1, un sistema se encarga de supervisar el comportamiento de la planta a través de las acciones de control y la salida de la misma. En función de estas variables, determina cuál es el modelo de los prediseñados que se aproxima más al funcionamiento de la misma y se asume que ese es el modelo activo. Una vez que se ha establecido cuál es el modelo que mejor reproduce su comportamiento, se procede al cambio de la ley de control de acuerdo al comportamiento de la planta.

Hay que prestar especial atención al cambio de la ley de control durante los transitorios para garantizar la estabilidad del sistema en bucle cerrado. Con el fin de evitar un comportamiento inestable, es deseable que la conmutación se produzca lo más rápidamente posible ante cambios en los parámetros del modelo (fallos). Además, hay que estudiar en cada caso cuál es el número mínimo de modelos para tolerar los fallos de forma correcta, y hay que tener en cuenta la posibilidad de que el sistema encargado de cambiar la ley de control escoja una incorrecta después de haber conmutado al modelo correcto. Por esto, es importante garantizar que después de la conmutación a un nuevo modelo el controlador implementado estabilice la planta en bucle cerrado. Este estudio ha llevado a un nuevo tipo de control adaptativo denominado *Safe Adaptive Control*, el cual se estudiará a continuación.

Matemáticamente este tipo de control es como sigue [8]. Se supone que el modelo que describe la dinámica de la planta es del tipo:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu + d \\ y &= Cx\end{aligned}\tag{37}$$

donde $x \in \mathbb{R}^n$, $u \in \mathbb{R}^m$, $y \in \mathbb{R}^k$ y el modelo de referencia se describe matemáticamente como:

$$\dot{y} = A_d y_d + B_d r\tag{38}$$

donde $y_d \in \mathbb{R}^k$, y $r \in \mathbb{R}^k$. Las matrices A_d y B_d son matrices cuadradas arbitrarias con A_d estable. Las acciones de control ahora se definen mediante una realimentación del tipo:

$$u = C_0 r + G_0 x + v \quad (39)$$

con $C_0 \in \mathbb{R}^{k \times k}$, $G_0 \in \mathbb{R}^{k \times n}$, y $v \in \mathbb{R}^k$ son parámetros libres de control. Si sustituimos la expresión anterior en el modelo dinámico definido en (37) resulta:

$$\dot{y} = (CA + CBG_0)x + CBC_0 r + CBv + Cd \quad (40)$$

Una vez obtenida la ecuación que gobierna el sistema en bucle cerrado, el objetivo es conseguir que dicho sistema coincida con el modelo de referencia a través de la ley de control. Si el modelo dado por (37) fuese perfectamente conocido, los parámetros de esta ley de control (C_0 , G_0 , y v) podrían calcularse sin problemas. Sin embargo, tras un fallo, el modelo (37) podría no ser conocido con total precisión, lo que lleva a la necesidad de adaptar los parámetros del controlador. En función de si se hace a través de una técnica directa o indirecta el método es diferente.

En la aproximación indirecta del problema se tienen dos etapas. La primera de ellas es, puesto que como se comentó anteriormente no se dispone del modelo dinámico de la planta, estimar las matrices A , B , y d , y asumir a partir de ese instante que son conocidas para el cálculo de los parámetros C_0 , G_0 , y v , de forma que se consiga que el sistema en bucle cerrado cuadre perfectamente la dinámica deseada. Para estimar las matrices A , B , y d se pueden usar algoritmos de mínimos cuadrados, y una vez obtenidas éstas, emplearlas para calcular los parámetros del controlador:

$$\begin{aligned} C_0 &= (C\hat{B})^{-1} B_d \\ G_0 &= (C\hat{B})^{-1} (A_d C - C\hat{A}) \\ v &= (C\hat{B})^{-1} (Cd) \end{aligned} \quad (41)$$

donde se asume que $\det(C\hat{B}) \neq 0$.

En la aproximación directa sí que se conoce inicialmente cuál es el modelo del sistema, por lo que se pueden calcular directamente los parámetros que definen la ley de control. En este caso, definiendo C_0^* , G_0^* , y v^* como los valores “correctos” de los parámetros de la ley de control, que son aquellos que fuerzan al sistema a seguir el modelo de referencia, se trata de calcular cuál es el valor de estos parámetros mediante mínimos cuadrados. Este tipo de control presenta un esquema análogo a la técnica de *Adaptive Feedback Linearization* contada previamente.

Por sí mismas, estas técnicas contadas aquí no sirven para tolerar fallos por múltiples motivos. Uno de ellos es que asumen que el modelo tiene una estructura matemática definida, cuando hay fallos que pueden alterarla, como por ejemplo fallos que lleven a la aeronave a una condición no

simétrica. Otro motivo es el tiempo de respuesta del sistema adaptativo. En este caso, los fallos que se podrían tolerar son aquellos que producen una variación en la dinámica del sistema cuyo tiempo característico es grande de cara a dar tiempo al algoritmo para estimar los parámetros necesarios. Sin embargo, los cambios que se producen debido a los fallos tienen un tiempo característico por lo general mucho más corto, dando lugar a saltos instantáneos dentro de la región de operación del espacio de estados, o de la envolvente de fallos considerada. Además, no hay garantías de que durante el transitorio hasta que se adaptase el sistema a la nueva situación la ley de control estabilizase el sistema, pudiendo resultar en un sistema inestable en bucle cerrado. Por tanto, muchos autores han utilizado esta aproximación mezclada con otras técnicas, siendo la adaptativa la última de ellas en aplicarse, y siendo su objetivo determinar las variaciones pequeñas de la ley de control una vez la planta se ha estabilizado alrededor de un nuevo punto de operación post-fallo.

Como se comentó en el apartado de la descripción de los tipos de fallos, una forma de identificar el modelo con fallos de bloqueo de actuadores consiste en inyectar señales de perturbación sobre los comandos de los actuadores [25]. En caso de que alguno de ellos falle, dichas señales provocan cambios en las variables de estado que permiten obtener el escenario de fallo en el que se encuentra la aeronave. Una vez se conoce cuál es el escenario, el siguiente paso es estimar la posición de bloqueo del actuador. Esta estimación es la que hace necesario implementar algún tipo de algoritmo adaptativo, alejando esta técnica de la estrategia MMST. Con el fallo identificado y estimada la posición de bloqueo, los autores conmutan entre controladores del tipo *Linear Quadratic Controller* (LQR, *Linear Quadratic Regulation*) prediseñados para cada escenario de fallo considerado. Un aspecto destacable es que, en función de la matriz R que se use en el autopiloto desarrollado con fallo de alerón, las deflexiones del alerón libre de fallo durante las simulaciones oscilan entre valores de -30° y de -80° . De dichos valores, únicamente el límite inferior del intervalo se podría considerar cercano a un caso real, haciendo necesario un estudio más detallado de las actuaciones de la aeronave con el fin de no comandar maniobras imposibles una vez que el fallo se ha producido. En el trabajo llevado a cabo por Ducard et al. [13] se emplean EKF para identificar el fallo de cada actuador (alerones, timón de profundidad o timón de dirección). Para la identificación, se emplea un sistema *Multiple Model Adaptive Estimation* (MMAE) que consiste en varios modelos lineales del UAV funcionando en paralelo, donde cada uno de ellos se corresponde con un estado de la aeronave. Estos estados identifican la dinámica libre de fallos y la dinámica cuando cada superficie de control ha fallado por separado. La razón por la que este estudio se incluye como adaptativo es la estimación de la posición de bloqueo en cada escenario de fallo, al igual que ocurría en [25]. Además, también se emplea la técnica CA (*Control Allocation*) para redistribuir las señales de control entre los diferentes actuadores libres de fallo.

Ya en el año 2000, Boskovic et al. [34] introducían el concepto de emplear la estrategia MMST para modelar la pérdida del semiala entre un 0% y 100% a través de seis modelos distintos (0%, 20%, 40%,

60%, 80%, y 100%) estimando de forma adaptativa un parámetro que mide el porcentaje de semiala perdida. Una vez identificada la cantidad de semiala dañada, se obtiene en tiempo real el modelo aerodinámico del avión y esta información se introduce en la ley de control del tipo *Inverse Dynamics Control* (IDC). La simulación mostrada en este artículo consiste en la pérdida del 100% del ala izquierda en el instante $t = 1.5s$, siendo el tiempo total de simulación de 10s. Asimismo, los autores dicen que se han realizado más simulaciones con otros porcentajes de pérdida de ala, cuyos resultados no muestran, y que el algoritmo de identificación presenta un ± 0.1 de error en el cálculo del porcentaje en todos los escenarios. A pesar del error tan elevado en la estimación del porcentaje de semiala perdida, los autores indican que los resultados han sido exitosos en todos los casos simulados.

Un año más tarde, en 2001, Boskovic et al. [27] utilizan de nuevo la estrategia MMST empleando observadores con parámetros que deben ser estimados en tiempo real, convirtiéndola en adaptativa. Esta necesidad viene impuesta por la incertidumbre asociada a cada fallo, ya que, en función de cómo se definen dichos modelos, la incertidumbre sería diferente (por ejemplo, la incertidumbre podría ser la posición de bloqueo del actuador de forma análoga al porcentaje de ala perdida en [34]). Por esta razón, los observadores que identifican el modelo de aeronave son adaptativos. Las simulaciones realizadas para demostrar la viabilidad de este tipo de control consisten en la recuperación post-fallo de una aeronave que vuela en crucero para, a continuación, seguir la senda de descenso de -3° de ángulo de asiento de la velocidad. Por tanto, a parte de esta transición de crucero a fase de descenso de 10 segundos de duración, no se muestra ningún tipo de estudio acerca de las maniobras que la aeronave es capaz de realizar tras la aparición del fallo.

Más adelante, en 2007, los nuevos trabajos de Boskovic et al. [11] siguen en la misma línea de investigación trabajando con modelo adaptativos capaces de comandar las deflexiones necesarias para minimizar el error entre la trayectoria deseada y la seguida, incluso en presencia de fallos de actuadores. En este caso, se centran más en el funcionamiento de detección e identificación de fallos, pero sí que estudian la estabilidad del control adaptativo en lazo cerrado con el sistema FDI. No obstante, las simulaciones en este caso no representan casos reales debido a los objetivos de la investigación, consistentes en la demostración de las capacidades del sistema FDI.

La referencia [21] lleva a cabo la identificación online del modelo dinámico de la aeronave empleando filtros de Kalman extendidos (EKF, *Extended Kalman Filters*). Una vez que la planta ha sido estimada, los autores usan la técnica *Linear Quadratic Optimal Controller* para estabilizar y controlar la aeronave. Usando la misma estrategia de EKF para identificar el modelo dinámico de la aeronave, cuando éste es conocido, los autores de [31] emplean *Nonlinear Inversion Dynamics* (NID) para construir las leyes de control. Además, los autores destacan que la inclusión de viento y ráfagas en los modelos no ha sido estudiada en detalle en los trabajos previos y constituye un factor muy importante a tener en cuenta en la estimación de los modelos. Esto es así porque perturba las

mediciones de los sensores, debiendo realizar conjuntamente la estimación de dichas contribuciones y la identificación del modelo aerodinámico. Los pasos para la estimación del modelo dinámico de la aeronave llevados a cabo por los autores son: primero se eligen los coeficientes del modelo dinámico que cambian debido al fallo presente. Segundo se describe el moldeo combinado del avión con el fallo y viento. A continuación, se diseñan los filtros de Kalman extendidos. Por último, se estiman las componentes del viento y las derivadas de estabilidad aerodinámicas, y se aplican dichos resultados al guiado y al control. Las simulaciones presentadas para los dos escenarios de fallo considerados consisten en un viraje de 30s de duración. Tampoco se incluye en este caso ningún estudio sobre las actuaciones post-fallo de la aeronave. Por otro lado, en [22], el uso de filtros de Kalman óptimos (OKF, *Optimal Kalman Filters*) para la identificación del modelo se justifica en caso de no haber fallos, mientras que el empleo de RAKF es más conveniente si se tienen fallos de sensores o actuadores con el objetivo de obtener la estimación del modelo dinámico de la aeronave.

Un sistema FDI descentralizado que identifica fallos de actuadores alimenta a un controlador adaptativo reconfigurable con el fin de obtener las actuaciones deseadas de un F/A-18 en [10]. Dicho controlador adaptativo suma su respuesta a un autopiloto de base para generar las señales que se comandan a los actuadores de la aeronave. De forma parecida, los autores de [15] han diseñado en su trabajo un autopiloto fijo LQ óptimo, de forma que cuando hay fallos presentes en la aeronave sus ganancias se recalculan en tiempo real por un mecanismo adaptativo. El cambio de estas ganancias se produce de forma que el comportamiento de la aeronave se parezca lo máximo posible a una aeronave ficticia que siga la trayectoria deseada en cada momento. En este trabajo, se detalla de forma precisa el diseño del autopiloto, así como los modelos dinámicos empleados. Por contra, las simulaciones que presentan son vuelos estacionarios rectilíneos, mostrando exclusivamente cómo el avión vuelve a este tipo de vuelo tras el fallo.

En [32], se explican en detalle las leyes de guiado propuestas y el tipo de control PID para el caso libre de fallos. Asimismo, muestran los resultados de ensayos en vuelo realizados con la aeronave reproduciendo los fallos estudiados (uno consistente en la pérdida de la mitad del semiala derecha y otro en la pérdida de todas las superficies de control) pero sin reconfigurar el autopiloto. En el caso en el que se pierden todas las superficies de control, el avión es controlable a través de sus dos motores. Una vez expuestos estos resultados, los autores diseñan un nuevo autopiloto tolerante a fallos mediante la técnica MRAC identificando el modelo dinámico con un modelo de redes neuronales (NN, *Neural Networks*) que tiene una capa oculta de cinco neuronas. Para este nuevo autopiloto, vuelven a realizar ensayos en vuelo, en este caso con una pérdida del 25% del semiala izquierda. Respecto a los escenarios de fallo, los autores solamente muestran el desarrollo del modelo de redes neurales, y no se refieren en ningún momento a la dinámica de la aeronave ni a sus actuaciones.

La técnica MRAC también se usa en [35] para el escenario de pérdida del 15% del semiala izquierda de un avión de transporte. En este caso, los autores no explican los modelos de acoplamiento entre los problemas lateral-direccional y longitudinal, limitándose a mostrar los resultados numéricos de las matrices A y B que definen el modelo dinámico antes y después del fallo. La única simulación mostrada se centra en la recuperación del vuelo de crucero tras la aparición del daño. Los resultados indican que la aeronave se recupera completamente pasados 25s.

Por último, en [38], también se puede ver un ejemplo de MRAC con leyes de control basadas en *Linear Quadratic Regulation* (LQR) aplicadas a un avión de transporte comercial con pérdida de cola vertical. La simulación mostrada considera la pérdida total de dicha cola, con un comportamiento de la aeronave excelente, capaz de seguir la trayectoria deseada. No obstante, los tiempos de respuesta de la aeronave con el controlador implementado son demasiados lentos comparados con los exige la normativa aeronáutica referida a estos sistemas, y las trayectorias comandadas son muy suaves con ángulos de balance máximos de referencia de $\pm 10^\circ$ aproximadamente.

2) *Safe Adaptive Control*

Como se ha mencionado, la estabilidad es un factor crítico que hay que garantizar durante la modificación y conmutación de la ley de control, ya que muchos algoritmos de control adaptativo no toleran la selección de una ley de control inestable, aunque sea durante un breve periodo. Por lo tanto, esta estrategia de control se centra en garantizar completamente la estabilidad de los sistemas de control adaptativos en bucle cerrado, siendo una de las aplicaciones posibles la MMAC ya comentada. Un trabajo donde se demuestra la estabilidad del control empleando el teorema de Lyapunov aplicado a la técnica MMST es [26], por ejemplo.

3) *Auto-Tuning or Self-Tuning*

Este tipo de control se refiere a aquellos sistemas que pueden auto-ajustarse sin intervención de personal para optimizar el funcionamiento de la planta. Para realizar este auto-ajuste existen muchos métodos diversos, como los basados en las reglas de auto-oscilación de Ziegler-Nichols o las basadas en redes neurales, algoritmos genéticos o lógica difusa, por ejemplo, que son modelos a través de los cuales se evalúa el comportamiento de la planta (frecuencia natural, amortiguamiento, etc.).

4) *Model-free Adaptive Control*

Esta técnica surge como complemento a aquellas técnicas de control basadas en modelos en las que estos se desconocen y no se dispone de una identificación matemática de los mismos. Con el objetivo de reemplazar el controlador existente, esta técnica utiliza datos en tiempo real para predecir el comportamiento de cada posible candidato de forma simultánea, antes de tomar cualquier decisión de control. Por ejemplo, se podría predecir el comportamiento de cada ley de control si todas ellas se

han calculado simultáneamente a través del bucle de control en el paso previo a la decisión de cuál implementar.

5) *Adaptive Neuro-Control and Fuzzy Logic*

En este caso, se utiliza la potencia de las redes neurales y la lógica difusa para modelizar, una vez que el algoritmo ha sido entrenado, sistemas no lineales complejos de los cuales es difícil extraer el modelo dinámico, o cuando el mismo se describe a través de un sistema matemático demasiado complicado. Por tanto, puesto que la función que realizan es la de estimación del modelo dinámico de la planta, se podrá usar esa información para adaptar convenientemente la ley de control. Dicha adaptación puede hacerse mediante alguna de las técnicas comentadas a lo largo de esta sección 2.3. Ejemplos de aplicaciones de redes neurales pueden verse en [18]–[20], [32], [36].

Dentro de este tipo de estrategias se podrían incluir también los estudios llevados a cabo por Lombaerts et al. en [16], [30]. El primero de los dos estudios [30] se llevó a cabo en 2009, y en él se define la identificación del modelo aerodinámico en dos pasos. El primero es la estimación de estado de la aeronave empleando filtros de Kalman. El segundo, una vez conocido el vector de estado, es la identificación de los coeficientes del modelo aerodinámico mediante la técnica *Recursive Least Squares* (RLS), lo cual constituye un problema lineal a partir de los resultados del primer paso. La identificación del modelo aerodinámico se podría hacer de dos formas, una *offline* y otra *online*, pero para el problema de tolerancia al fallo únicamente es válido el segundo. Por tanto, el primero, más preciso al disponer de todos los datos de una sola vez, puede emplearse para comprobar los resultados obtenidos en tiempo real por el método *online*, cuando se han obtenido los resultados de la simulación completa. Es importante destacar que, puesto que en cada iteración se recalcula la matriz de covarianzas, se tiene en todo momento información acerca de la incertidumbre asociada a los modelos estimados. Una vez que el modelo aerodinámico se conoce por completo, los autores implementan la técnica *Nonlinear Dynamic Inversion* (NDI) como ley de control. Además, se limitan los ángulos de balance entre $\pm 45^\circ$, introduciendo la idea de que sería necesario recalcular las actuaciones una vez que se han producido los fallos para limitar más aún si fuese necesario dicho ángulo. No obstante, no llegan a realizar ninguna estimación de dichos cambios. Las simulaciones llevadas a cabo en este caso sí incluyen una trayectoria en la que se aprecian diferentes tipos de actuaciones como vuelos de crucero o virajes.

Un año más tarde, en [16], utilizan de nuevo la técnica *Adaptive Recursive Orthogonal Least Squares* (AROLS) para determinar el modelo aerodinámico en tiempo real de una aeronave. Puesto que el fallo que simulan conlleva el cambio completo del modelo aerodinámico debido a la pérdida de los dos motores del semiala derecha de un Boeing 747, el primer paso para la identificación del modelo aerodinámico es definir la estructura del mismo. En un segundo paso, se pueden calcular los valores de los coeficientes de dicho modelo. Tal y como indican los autores, para ello es necesario modificar

tres aspectos respecto a la técnica ROLS: el primero es otro criterio de parada en lugar de la suma de los cuadrados de los residuos normalizados de cara a mejorar el algoritmo frente al sobre-entrenamiento, lo que llevaría a resultados poco precisos en la identificación de fallos para los que no se haya entrenado. El segundo es modificar el procedimiento para tolerar posibles co-linealidades entre diferentes regresores. Finalmente, el tercero es modificar el último paso para permitir al algoritmo adaptarse a los cambios en la dinámica del avión real, debido al cambio de estructura comentado del modelo aerodinámico. El coste computacional que lleva correr el algoritmo en tiempo real sería compatible con los sistemas actuales. Sin embargo, tal y como se explicó en el apartado 2.1, las hipótesis realizadas sobre los modelos másico e inercial post-fallo considerados iguales a los que había previos al mismo llevan a un modelo aerodinámico poco realista. Otro ejemplo donde se emplea *fuzzy logic* es en [28], tal y como se contó en detalle en el apartado 2.3.4.

6) *Iterative Learning Control (ILC)*

Esta técnica está inspirada en la habilidad que tiene el ser humano de aprender y, por consiguiente, mejorar cada vez que se repite una tarea. De acuerdo con [46], la técnica ILC sirve para mejorar la respuesta transitoria de los sistemas dinámicos que operan cíclicamente realizando la misma operación de forma periódica, como por ejemplo manipuladores robóticos.

7) *Dual Adaptive Control*

El objetivo de esta técnica de control es adaptar la ley de control mejorando la precisión en la estimación del modelo dinámico mediante la reducción de la incertidumbre a la vez que se mejora el proceso de estimación [46]. Mientras que la parte adaptativa estima *online* el modelo dinámico de la planta y los parámetros que definen la ley de control, la parte dual ayuda a la excitación óptima de los controles operando a más alto nivel. Por tanto, el sistema de control tiene en cuenta la precisión en la estimación del modelo y del controlador, y además el proceso de estimación requiere menos tiempo ya que se excita de forma óptima.

Como puede verse, se persiguen dos objetivos distintos pero complementarios: el primero es controlar el proceso de forma satisfactoria, y el segundo es incorporar cada vez más información, obteniendo una mejora en la precisión, a través de señales de excitación. No obstante, tal y como se desprende de lo anterior, el segundo objetivo se opone al primero puesto que necesita de la perturbación del proceso.

Este tipo de control funciona bien para optimizar en un horizonte cercano, especialmente cuando la precisión inicial es baja, debido a la mejora en la precisión con el tiempo y antes de alcanzar el horizonte de optimización. Además, es apropiado para sistemas cuyos cambios se producen de forma rápida, acompañados por cambios de signo en las ganancias del controlador [46].

8) *Adaptive Pole Placement*

La técnica conocida como *Pole Placement* hace referencia a la colocación de los autovalores del sistema, definidos también como sus polos, en los lugares cuyo amortiguamiento y frecuencia natural coincidan con los deseados. Esta técnica podría ser aumentada para utilizarse de forma adaptativa en función del comportamiento del sistema en cada instante de tiempo, dando lugar a la técnica conocida como *Adaptive Pole-Placement Control* (APPC), la cual ha sido desarrollada sobre todo desde una aproximación de control adaptativo indirecto [46].

2.3.8. *Eigenstructure Assignment* (EA)

Este método está basado en posicionar los autovalores de un sistema lineal usando la realimentación en variables de estado, para, a continuación, usar el resto de grados de libertad disponibles para alinear los autovectores con la mayor precisión posible. De esta forma, a través de los autovalores se determina la frecuencia natural del sistema y su amortiguamiento, y mediante el control de los autovectores se impone la contribución relativa de cada modo en la salida [8]. A continuación, se va a describir el funcionamiento teórico de esta técnica para tolerar fallos y se va a comparar con la técnica denominada *Pseudo Inverse Method* (PIM).

La idea principal es asignar algunos de los autovalores, mientras que al mismo tiempo se minimiza la norma 2 de la diferencia entre los autovectores correspondientes. Este procedimiento se ha desarrollado tanto para realimentación del estado (x) como de las salidas (y). En el caso de la realimentación con el estado, si $\lambda_i, i = 1, \dots, n$ son los autovalores de la matriz A del espacio de estados de la dinámica del sistema en bucle cerrado, cuyas acciones de control realimentando el estado son $u_k = Fx_k$, y si los autovectores se denotan por v_i , el método EA calcula la ganancia F_R del modelo de fallo como la solución al siguiente problema:

$$\begin{aligned} (A_f + B_f F_R) v_i^f &= \lambda_i v_i^f, i = 1, \dots, n \\ v_i^f &= \arg \min \|v_i - v_i^f\|_{W_i}^2 \\ \|v_i - v_i^f\|_{W_i}^2 &= (v_i - v_i^f)^T W_i (v_i - v_i^f) \end{aligned} \tag{42}$$

Por tanto, como puede deducirse, el método produce las ganancias F_R de forma que los autovalores del sistema con fallo en bucle cerrado coincidan con los del sistema sin fallo y, además, los autovectores de las matrices A de ambos sistemas son lo más parecidos posibles. Esto quiere decir que el algoritmo está tratando de conservar el comportamiento del sistema sin fallo en bucle cerrado una vez que ha sucedido un fallo.

Computacionalmente no es costoso, ya que dispone de expresión analítica para calcularse, y no necesita, por ejemplo, optimización *online*. Sin embargo, es muy difícil tolerar incertidumbres en los modelos y en el sistema FDI, por lo que se consideran solamente controladores fijos. A continuación se presenta un ejemplo para tolerar fallos usando esta técnica [8].

Los métodos que proponen la técnica EA para tolerar fallos se basan en primera instancia en la definición de un modelo matemático linealizado de la aeronave después del fallo que es el que proporciona el sistema FDI al controlador:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= A_f x + B_f u \\ y &= C_f x\end{aligned}\tag{43}$$

El objetivo que se persigue es encontrar un controlador K_f cuya ley de control estabilice el sistema y tenga la forma:

$$u = K_f C_f x\tag{44}$$

De tal forma que sustituyendo (44) en (43), el sistema funcionando en bucle cerrado con fallo $A_f + B_f K_f C_f$ se parezca lo máximo posible al sistema original en bucle cerrado sin fallo $A + B K C$. La elección de K_f se puede realizar a través de diferentes métodos, aunque en todos ellos es necesario seguir el teorema descrito a continuación, el cual ha sido obtenido de [49].

Teorema: *Considérese un sistema controlable y observable con una ley de control basado en una realimentación del tipo descrito por (44) y la hipótesis de que las matrices B y C son de rango completo. Entonces, existe una matriz $K \in \mathbb{R}^{m \times k}$ tal que: (1) $\max(m, k)$ de los autovalores del sistema en bucle cerrado pueden ser asignados, y (2) $\max(m, k)$ de los autovectores pueden ser parcialmente asignados con las entradas correspondientes a $\min(m, k)$ en cada vector elegido de forma arbitraria.*

Para llevar a cabo lo anterior, el procedimiento es ordenar los autovalores del sistema con fallo por importancia, de forma que se cojan los $\max(m, k)$ primeros y se hagan coincidir respectivamente con los mismos correspondientes al sistema sin fallo, garantizando la estabilidad de los autovalores restantes. De forma análoga, se minimiza la diferencia de los $\max(m, k)$ primeros autovectores por mínimos cuadrados.

Las limitaciones más fuertes de cara a la utilización de esta técnica son, por un lado la consideración del sistema a través del modelo lineal y la no modelización de las limitaciones del actuador, y por otro la hipótesis de que el modelo reproduce perfectamente el comportamiento del sistema, sin estudiar el efecto que podría tener la incertidumbre de los modelos empleados. Además, no hay suficiente información sobre por qué los autovectores del modelo con fallo no son exactamente iguales a los del modelo sin fallo. Estas limitaciones han propiciado un escaso uso de este método.

La técnica *Pseudo Inverse Method* (PIM) es una de las más usadas en métodos tolerantes a fallos activos en multitud de campos de investigación, pero no en aviación. Los motivos que propician su amplio uso son su bajo coste computacional y su simplicidad, haciendo además posible el control después de un gran número de fallos distintos.

Conceptualmente, acorde con [8], el PIM se basa en la minimización de la distancia entre el comportamiento del sistema con fallo y sin fallo (matrices A del sistema en bucle cerrado), lo que es posible gracias a la selección de la ley de control diseñada. Dicha ley de control es del tipo $u_k = Fx_k$, es decir, el control es una función lineal del estado, asumiendo que éste es medible en todo momento. Describiendo el modelo de la planta con fallo en cada instante de tiempo en la misma forma que (43):

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= A_f x_k^f + B_f u_k^R \\ y_k^f &= C_f x_k^f \end{aligned} \quad (45)$$

la ley de control una vez se ha producido el fallo sería $u_k^R = F_R x_k^f$. Sustituyendo la ley de control en el sistema para obtener el comportamiento en bucle cerrado se tendría:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= (A_f + B_f F_R) x_k^f \\ y_k^f &= C_f x_k^f \end{aligned} \quad (46)$$

quedando $A_f + B_f F_R$ como la matriz A del sistema. Análogamente al método EA, el objetivo es conseguir calcular la matriz F_R de forma que, como se ha mencionado, se cumpla:

$$F_R = \arg \min \| (A + BF) - (A_f + B_f F_R) \|_F = B_f^* (A + BF - A_f) \quad (47)$$

siendo B_f^* la pseudo-inversa de la matriz B_f . Como puede verse, una de las ventajas principales además de las ya comentadas es la posibilidad de modificar después del fallo todas las matrices del espacio de estados, esto es, la matriz del sistema A y la matriz de los controles B del sistema en bucle abierto. La desventaja principal del método es que la ley de control óptima dada por (47) no siempre estabiliza el sistema en bucle cerrado. Para solventar esto, pueden imponerse restricciones relacionadas con la estabilidad del sistema a costa de perder eficiencia computacional, dando lugar a un método llamado *Modified PIM*.

Como se ha visto, conceptualmente tanto el método PIM como el EA tratan de asemejar el comportamiento de la aeronave después del fallo al de la aeronave antes del fallo. El EA trata de conseguirlo mediante la semejanza de autovalores y autovectores, mientras que el PIM selecciona una ley de control tal que pueda minimizarse la distancia entre las matrices A del espacio de estados de la planta funcionando en bucle cerrado antes y después del fallo.

Para concluir, la Tabla 2.4 [44] y la Tabla 2.5 [5] recogen las características principales de las estrategias FTC mostradas. Los círculos vacíos (o) indican la posibilidad de incorporarlo al método, y los tics (v) que el método ya dispone de esa capacidad.

Método FTC	Fallos			Modelo con Fallo		Puede incluir restricciones	Tiempo de respuesta	Referencias
	Sensores	Actuadores	Estructura	FDI	Asumido			
Multiple Model Switching and Tuning (MMST)	✓	✓	✓	✓			Rápido	[17], [26], [33]
Interacting Multiple Models (IMM)	✓	✓	✓	✓		o	Moderado a lento	[24]
Propulsion Controlled Aircraft (PCA)		✓			✓		Rápido	
Model Predictive Control (MPC)	✓	✓	✓	✓	✓ ²	✓	Lento a muy lento	[14], [17]
Sliding Mode Control (SMC)		✓ ¹	✓			✓	Rápido	[12], [23], [29], [48]
Feedback Linearization (FL)		✓	✓	✓	✓		Rápido	
Model Reference Adaptive Control (MRAC)		✓	✓	✓	✓	✓ ²	Moderado	[10], [11], [34], [35], [38], [13], [15], [21], [22], [25], [27], [31], [32]
Eigenstructure Assignment (EA)		✓	✓	✓		✓	Rápido	
Control Allocation (CA)		✓				✓ o	Rápido	[12], [13], [28], [29], [36]
Pseudo-Inverse Method (PIM)		✓	✓			✓	Rápido	
Modified PIM		✓	✓	✓		✓	Moderado a lento	

¹ El método SMC puede tolerar fallos de actuadores, pero no la pérdida total de los mismos

² El método MRAC y el MPC pueden necesitar sistema FDI o asumir ellos la estimación del modelo

Tabla 2.4: Tabla con diferentes características de las estrategias de control FTC ([44] y elaboración propia).

Método FTC	Modelo del Sistema		Complejidad	Robusto	Adaptativo	Ventajas	Desventajas
	Lineal	No lineal					
<i>Multiple Model Switching and Tuning (MMST)</i>	✓	○	Baja		○	(1) Respuesta rápida	(1) Solo fallos anticipados, (2) conmuta, (3) segregación del espacio de fallos
<i>Interacting Multiple Models (IMM)</i>	✓		Moderada a alta		✓	(1) Combinación de fallos anticipados	(1) Menor velocidad de respuesta, (2) más complejidad
<i>Propulsion Controlled Aircraft (PCA)</i>	✓	✓	Baja	○		(1) Soluciona un problema práctico	(1) Soluciona un caso muy concreto
<i>Model Predictive Control (MPC)</i>	✓	✓	Alta a muy alta	○	○	(1) Permite restricciones fácilmente, (2) basado en optimización	(1) Muy complejo para implementación en tiempo real
<i>Sliding Mode Control (SMC)</i>	✓	✓	Baja	✓		(1) Buena robustez	(1) Cambios bruscos, (2) no tolera pérdida total de actuadores
<i>Feedback Linearization (FL)</i>		✓	Baja	○	✓	(1) Sistemas no lineales y baja complejidad	(1) Problemas de robustez
<i>Model Reference Adaptive Control (MRAC)</i>	✓	○	Moderada		✓	(1) Robusto ante incertidumbres del FDI	(1) Adaptación lenta a los fallos, (2) problemas de estabilidad en transitorios
<i>Eigenstructure Assignment (EA)</i>	✓		Baja			(1) Baja complejidad	(1) Problemas de Robustez
<i>Control Allocation (CA)</i>	✓		Moderada a alta			(1) Estructura del controlador no cambia después del fallo	(1) La optimización requerida añade complejidad
<i>Pseudo-Inverse Method (PIM)</i>	✓		Baja			(1) Simple y rápido	(1) El sistema puede no ser estable
<i>Modified PIM</i>	✓		Alta			(1) Garantiza estabilidad	(1) Optimización con restricciones (alta complejidad)

Tabla 2.5: Tabla con diferentes características de las estrategias de control FTC [5].

2.4. Estado del arte de los sistemas de reconfiguración del sistema de guiado

El sistema de guiado debe proporcionar las variables de referencia necesarias para el funcionamiento del autopiloto. Algunas variables de interés podrían ser, por tanto, la altura y la velocidad de vuelo, el ángulo de rumbo, el ángulo de resbalamiento, el ángulo de asiento de la velocidad, el ángulo de asiento del avión, etc.

Para proporcionar estas variables, el sistema de guiado podría descomponerse en dos subsistemas en función de la lógica de programación seguida. Uno de ellos sería en encargado de determinar a priori los puntos de paso para llegar de un punto inicial de despliegue del RPAS a uno final de recuperación del mismo, llamado algoritmo de planificación de trayectorias, mientras que el otro directamente proporciona las variables de interés para viajar de un punto de paso de la trayectoria al siguiente, una vez conocidos los puntos de paso (*Waypoints*, WPs). Generalmente, el primer subsistema comentado necesita del segundo también. En cambio, si se define un cierto número de puntos de paso a priori, mediante coordenadas GPS, por ejemplo, es posible incorporar únicamente el segundo de ellos.

Respecto al primer subsistema, de acuerdo con [9], en los últimos tiempos se han desarrollado muchos tipos distintos de guiado durante las fases de planificación de la trayectoria (*path planning*). Uno de los más usados, especialmente en RPAS de ala giratoria es el de los PRM (*Probabilistic Road Maps*) [50]. Este tipo de código mapea todos los puntos alrededor de la aeronave para, mediante su unión, determinar todas las trayectorias posibles, seleccionando finalmente aquella que atiende a unos objetivos predeterminados (generalmente la ruta de menor coste). Sin embargo, los PRM llevan asociado un alto coste computacional, y normalmente los vehículos más pequeños son incapaces de realizar el cálculo de trayectorias en tiempo real. Una evolución más eficiente de estos códigos ha originado los algoritmos *rapidly-exploring random trees* [51]. Su funcionamiento es similar al anterior: empieza por dar valores aleatorios en posición global de la aeronave mapeando la zona circundante a la misma, o la zona de despliegue del RPAS. Una vez que hay diversos puntos en el espacio, los va uniendo siguiendo el criterio de máxima proximidad entre ellos. Además, es posible establecer ciertas restricciones a estas uniones, como zonas de no vuelo. De esta forma, se ha conseguido un algoritmo que es más eficiente computacionalmente y que tiene en cuenta restricciones prediseñadas a la hora de definir la trayectoria a seguir. Algunos inconvenientes de este algoritmo es que no es determinista, esto es, como los valores en la posición son aleatorios, cada vez se puede obtener una trayectoria distinta para un mismo recorrido, lo cual desde un punto de vista de seguridad operacional puede no ser deseable. Además, si se encuentra un obstáculo en vuelo que no había sido previamente tenido en cuenta en la elaboración de la trayectoria, ésta no se puede ajustar para evitarlo, así como tampoco puede ajustarse para tolerar el cambio en las actuaciones post-fallo de una aeronave. A día de hoy se está investigando para paliar estas desventajas. Por ejemplo, uno de los avances conseguidos es que puede obtenerse la trayectoria de acuerdo a una minimización de una función objetivo como la

distancia recorrida. Con esto se consigue que, a pesar de ser un método basado en la generación de puntos aleatorios, la trayectoria final resultante en este caso sí que sería determinista, puesto que la de mínima distancia es una trayectoria concreta. Aunque en este caso, nuevamente, se necesita más tiempo de computación para alcanzar dicha solución.

Existen otros métodos basados en funciones de campo potencial (*potencial field functions*). Sin embargo, la forma primitiva de dichas funciones posibles de campo tiene dificultades a la hora de seleccionar la más apropiada, y el algoritmo podría bloquearse alrededor de algún mínimo local [52]. Para solucionar esto, se han desarrollado diversos métodos de campo potencial con actuaciones superiores. Otras técnicas de planificación de trayectorias se basan en métodos de optimización, necesitando todavía más recursos computacionales.

En relación con el subsistema de cálculo de las transiciones entre los puntos (WPs) consecutivos, existen muy diversas clases de algoritmos que permiten realizar esta función. Una primera clasificación podría hacerse en función del modelo terrestre que asuman, dividiéndose en los que utilizan modelos de Tierra plana, los que la toman como una esfera, o los que consideran la Tierra como un elipsoide. Los modelos de Tierra plana tendrán menos precisión a medida que se aumenta la distancia recorrida entre WPs, pudiendo hacer necesario el uso de modelos basados en Tierra elipsoidal en función del alcance de la aeronave o de la proximidad de los WPs proporcionados. Sin embargo, en lo referente a coste computacional, los algoritmos basados en Tierra plana deberían tener ventaja sobre los basados en Tierra elipsoidal. No obstante, en función de la precisión requerida por el modelo de Tierra elipsoidal, el coste computacional de este método podría ser pequeño y comparable a los modelos basados en tierra plana. Además, en función de los sensores de a bordo, podría ser necesario establecer restricciones a los tipos de navegación, y consecuentemente de guiado, que pueden establecerse, como por ejemplo la disponibilidad de navegación VOR.

En el caso de resolución del problema geométrico de transición entre varios WPs a través de modelos de Tierra plana pueden usarse distintos tipos de algoritmos. Cabe destacar que a lo largo de la tesis se va a contemplar solamente el caso en el que se dispone un GPS como sensor de posicionamiento global. Por lo tanto, los WPs de paso se definen como unas coordenadas latitud, longitud, y altura. El más básico de todos los algoritmos sería el de paso directo por los WPs, cuyo esquema sería como el representado en la Figura 15. El siguiente algoritmo en complejidad, incluido en la Figura 16, permite tener en cuenta el radio de acuerdo como un grado de libertad para cambiar de un WP al siguiente. El último de ellos, denominado Dubins, permite también tener en cuenta el rumbo deseado de entrada y salida alrededor de cada WP, tal y como se puede observar en la Figura 17. El algoritmo Dubins es ampliamente usado en vehículos que se mueven a velocidad y altura constante puesto que es el de mínima distancia recorrida, y por tanto dadas las hipótesis de partida, el de mínimo tiempo empleado. Las figuras de cada uno de los algoritmos han sido extraídas de [53].

Figura 15: Esquema de un sistema de guiado de paso directo por WPs [53].

Figura 16: Esquema de un sistema de guiado de control de transición mediante radio de viraje [53].

Figura 17: Esquema de un sistema de guiado Dubins [53].

En cuanto a algoritmos de Tierra elipsoidal, nuevamente existen diferentes tipos, aunque el más extendido es el de Vincenty [54] dada su eficiencia computacional y su gran precisión, por lo que es el único que se va a describir. El algoritmo de Vincenty se puede aplicar de forma directa o inversa,

en función de las variables de interés. El método directo tiene como argumentos de entrada la posición inicial dada por la latitud (ϕ_1) y la longitud (L_1), así como el azimut (rumbo) inicial α_1 , y una distancia s , para a través de estos parámetros obtener el punto final (ϕ_2, L_2) y su rumbo α_2 . El método inverso tiene como parámetros de entrada las posiciones de los dos puntos (ϕ_1, L_1) y (ϕ_2, L_2), y se calculan los rumbos inicial y final, α_1 y α_2 , que los unen, y la distancia s entre ambos. Desde el punto de vista de guiado resulta más interesante el método inverso ya que permite calcular el rumbo que hay que seguir para llegar de un punto a otro. El proceso de cálculo se divide en dos partes. Durante la primera (conjunto de expresiones en (49)) se evalúan de forma iterativa una serie de ecuaciones hasta que cierto parámetro (λ) converge con la precisión deseada. Una vez que el parámetro ha convergido, es posible evaluar la segunda parte (sistema de ecuaciones dado por (50)) que consiste en el cálculo de los valores de salida del algoritmo de Vincenty en base a los resultados de los parámetros de la primera fase. Conceptualmente, Legendre demostró que la curva geodésica sobre un elipsoide puede representarse de forma exacta por una ortodrómica de una esfera auxiliar al establecer la correspondencia de la latitud geográfica con una latitud reducida y establecer el mismo rumbo en ambos casos. Así, la longitud y la distancia sobre la geodésica del elipsoide se pueden proporcionar en términos de la longitud y la distancia sobre la ortodrómica de la esfera expresadas a través de integrales simples. Una vez establecidas las relaciones anteriores, Bessel y Helmert desarrollaron series convergentes para la resolución de dichas integrales, obteniendo la geodésica con una precisión arbitraria, la cual se fija en el algoritmo de Vincenty mediante la convergencia del parámetro de la primera etapa. La aportación de Vincenty fue elaborar una formulación, basada en los trabajos de autores previos, que minimizase la longitud del programa necesario para su cálculo, reduciendo así el coste computacional necesario [54]. No obstante, el algoritmo falla cuando los puntos de entrada son antipodales o están muy cerca de serlo. En este caso, el algoritmo puede modificarse para que se sigan obteniendo buenos resultados de forma acorde con [55]. Las ecuaciones de la solución inversa del algoritmo [54] son las descritas en las expresiones (48-50):

$$\begin{aligned} f &= (a - b)/a \\ u^2 &= \cos^2 \alpha (a^2 - b^2)/b^2 \\ \tan U &= (1 - f) \tan \phi \end{aligned} \quad (48)$$

$$\begin{aligned} \lambda &= L \text{ (primera aproximación)} \\ \sin^2 \sigma &= (\cos U_2 \sin \lambda)^2 + (\cos U_1 \sin U_2 - \sin U_1 \cos U_2 \cos \lambda)^2 \\ \cos \sigma &= \sin U_1 \sin U_2 + \cos U_1 \cos U_2 \cos \lambda \\ \tan \sigma &= \sin \sigma / \cos \sigma \\ \sin \alpha &= \cos U_1 \cos U_2 \sin \lambda / \sin \sigma \\ \cos 2\sigma_m &= \cos \sigma - 2 \sin U_1 \sin U_2 / \cos^2 \alpha \\ C &= \frac{f}{16} \cos^2 \alpha [4 + f(4 - 3 \cos^2 \alpha)] \\ \lambda &= L + (1 - C)f \sin \alpha \{ \sigma + C \sin \sigma [\cos 2\sigma_m + C \cos \sigma (-1 + 2 \cos^2 2\sigma_m)] \} \end{aligned} \quad (49)$$

$$\begin{aligned}
 A &= 1 + \frac{u^2}{16384} \{4096 + u^2[-768 + u^2(320 - 175u^2)]\} \\
 B &= \frac{u^2}{16384} \{256 + u^2[-128 + u^2(74 - 47u^2)]\} \\
 \Delta\sigma &= B \sin \sigma \left\{ \cos 2\sigma_m + \frac{B}{4} \left[\cos \sigma (-1 + 2 \cos^2 2\sigma_m) - \frac{B}{6} \cos 2\sigma_m (-3 + 4 \sin^2 \sigma)(-3 + 4 \cos^2 2\sigma_m) \right] \right\} \\
 s &= bA(\sigma - \Delta\sigma) \\
 \tan \alpha_1 &= \frac{\cos U_2 \sin \lambda}{\cos U_1 \sin U_2 - \sin U_1 \cos U_2 \cos \lambda} \\
 \tan \alpha_2 &= \frac{\cos U_1 \sin \lambda}{-\sin U_1 \cos U_2 + \cos U_1 \sin U_2 \cos \lambda}
 \end{aligned} \tag{50}$$

donde a y b son los semiejes mayor y menor, respectivamente, del elipsoide, α hace referencia al azimut o rumbo de la geodésica en el ecuador, α_1 y α_2 son los rumbos de la geodésica, siendo α_2 en la dirección P_1P_2 , ϕ es la latitud geodésica, U es la latitud reducida, L es la diferencia en longitud, s es la distancia geodésica, λ es la diferencia en longitud sobre la esfera auxiliar, σ es la distancia angular P_1P_2 sobre la esfera, σ_1 es la distancia angular en la esfera desde el ecuador a P_1 , y σ_m es la distancia angular sobre la esfera desde el ecuador al punto medio de la línea:

Por todo lo anterior se puede deducir que muchos trabajos de *path planning* se centran una vez más en el problema más matemático, dejando en segundo plano el cálculo de actuaciones reales de la aeronave una vez que ha sucedido un fallo. Respecto a los sistemas de transición entre puntos de paso, en la Figura 18, extraída de [9], pueden verse algunas de las variables a tener en cuenta para la reconfiguración de los mismos.

Figura 18: Esquema de un sistema de guiado reconfigurable [9].

2.5. Observaciones del estado del arte relacionado con los sistemas de control tolerante a fallos

A lo largo de esta sección se han visto los principales aspectos relacionados con los sistemas de control tolerante a fallos tanto desde un punto de vista académico a través de explicaciones y desarrollos teóricos de cada estrategia, como de las publicaciones de investigación y avances relativos a cada una de ellas. Como colofón de este apartado se van a mostrar los principales hallazgos descubiertos, así como un resumen en forma de tablas donde se recoge el número de publicaciones dedicadas a los fallos estudiados, por un lado, y a la estrategia empleada de tolerancia a los mismos, por otro.

Las principales carencias de los artículos citados en este trabajo se refieren a la aproximación al problema de control tolerante a fallos. El tratamiento que se hace de los fallos que pueden surgir en vuelo se trata meramente desde un punto de vista matemático. Asimismo, parece que el objetivo es intentar dar una expresión matemática que satisfaga la mayor cantidad de fallos posibles sin pararse a estudiar la repercusión que cada tipo de fallo tiene sobre la dinámica del vuelo de la aeronave, así como sobre sus actuaciones.

Este último punto comentado es también muy relevante, y salvo contados estudios que muestran alguna trayectoria más detallada en las simulaciones, la mayoría dejan de lado la reconfiguración del sistema de guiado, centrándose en la recuperación post-fallo de la aeronave. Desde el punto de vista de actuaciones, por tanto, hay un vacío muy grande respecto a cuáles son las nuevas capacidades de la aeronave con fallos presentes. No solamente será relevante si la aeronave es capaz de describir cierta trayectoria, tal y como se incide en las simulaciones conducidas en el estado del arte, sino cuál es la nueva envolvente de operación de la misma, para garantizar que se toman las medidas oportunas con el objetivo de no comandar actuaciones que lleven a una situación poco segura o de mayor riesgo operacional.

Enlazando con el riesgo de la operación y el vuelo seguro de la aeronave, en ninguna de las publicaciones, salvo en [36], se menciona siquiera la normativa aeronáutica relacionada con los RPAS o los aviones de transporte comercial y aviación general, ni de sus sistemas de a bordo. Este aspecto es crítico de cara a poder certificar los algoritmos desarrollados de control tolerante a fallos sobre aeronaves de mayor tamaño, pues lo exige la regulación aeronáutica. Por esta razón, este es otro aspecto que puede condicionar mucho el problema ya que, entre otras muchas cosas, exige que el problema sea determinista de principio a fin. Este requisito implica el descarte de todas aquellas técnicas de control que identifican en tiempo real el modelo dinámico de la aeronave para introducirlo directamente en las leyes de control del vuelo implementadas.

Por lo tanto, será necesario disponer de modelos dinámicos en presencia de fallos que describan de forma precisa las actuaciones y respuestas a los controles de la aeronave. Como han mencionado

Liu et al. [15] y se ha constatado mediante el estudio de todas las publicaciones del estado del arte revisadas, la descripción en detalle de estos modelos dinámicos para aeronaves que han sufrido algún fallo son prácticamente inexistentes. En la mayoría de las ocasiones se aborda el problema de forma matemática o, como mucho, se llega a especificar cómo habría que cambiar el modelo dinámico desde un punto de vista de alto nivel. El proceso de rehacer el sistema dinámico entero y estudiar con precisión las nuevas actuaciones de las aeronaves con fallos presentes no se ha encontrado en ninguna publicación revisada. Únicamente en [15] se desarrolla un modelo dinámico cuando se lleva a cabo el control de la aeronave mediante el empuje diferencial de los motores. Entre otros daños, por ejemplo, no se ha tratado en detalle el fallo de actuadores desde un punto de vista aerodinámico, ni los efectos no lineales debidos a altas deflexiones de las superficies de control aerodinámicas.

Otro hallazgo destacable respecto a la aproximación tomada al problema es que la mayoría de las investigaciones tratan de abordar la mayor cantidad de fallos presentes de forma automática. Es decir, se focaliza en desarrollar una estrategia de control que asuma toda la responsabilidad sobre la reconfiguración de la aeronave y sobre las limitaciones inherentes a la misma debido a la mayor cantidad de fallos posibles. Esto se puede comprobar dada la gran cantidad de algoritmos adaptativos *online* que emplean redes neurales, por ejemplo, o que estiman el modelo dinámico en tiempo real para posteriormente ejecutar unas leyes de control cuyo punto de partida es el modelo identificado, como la técnica *Nonlinear Inverse Dynamics* (NID), por ejemplo. También es un ejemplo de ello el amplio uso de la técnica *Control Allocation* (CA). Por el contrario, aquellas estrategias que solamente pueden tolerar un número finito de fallos prediseñados y pre-estudiados se trataron hace muchos años y actualmente apenas hay estudios que los empleen.

Asimismo, todas las publicaciones se centran en aeronaves en configuración convencional, generalmente de transporte comercial o de superioridad aérea. En el campo de los RPAS, donde la ausencia de personas a bordo permite un mayor abanico de posibilidades desde el punto de vista del diseño y selección de la configuración general de la aeronave, es posible encontrar muchos tipos de configuraciones no convencionales. Es por ello que podría resultar de interés centrar el estudio sobre alguna de éstas.

En resumen, el punto de vista que se da en el estado del arte sobre el problema tolerante a fallos se caracteriza por estar centrado en el desarrollo de algoritmos lo más flexibles posible, que puedan tolerar la mayor cantidad de fallos, tendiendo a infinito en el caso de las técnicas que identifican el modelo dinámico en tiempo real de la aeronave. Esto conlleva el uso generalizado de técnicas adaptativas que puedan cumplir el requisito anterior. Por tanto, el modelo dinámico de la aeronave con fallos se aborda en detalle de forma exclusivamente matemática, y el problema preciso de la dinámica del vuelo y las nuevas actuaciones de la aeronave queda completamente al margen de las investigaciones. Esto implica también la ausencia de estudios sobre actuaciones y operación segura de la aeronave con fallos. Además, los aspectos de regulación aeronáutica se dejan a un lado en favor

de las técnicas más avanzadas de control, siendo en general, como se ha mencionado, incompatibles ambas aproximaciones. Finalmente, destaca la cantidad de estudios que usan aviones de transporte comercial y de superioridad aérea en configuración aerodinámica convencional.

La categorización de las publicaciones del estado del arte tratadas en este trabajo por tipos de fallo se recoge en la Tabla 2.6. Aunque el fallo por separación de los motores de la estructura principal tiene más relación con el fallo de tipo estructural que de actuadores, tal y como los autores lo han modelizado se asemeja más a una pérdida de potencia de dos motores. Esto es así porque, recordando lo ya expuesto previamente, no se recalcula el modelo másico e inercial posterior al fallo, y por tanto el modelo aerodinámico apenas sufre cambios bajo esta hipótesis. Si se atiende a la estrategia tolerante al fallo empleada, la Tabla 2.7 contiene la clasificación de los principales artículos del estado del arte.

Tipos de fallo		Referencias
ACTUADORES	Timón de profundidad / Estabilizador horizontal	[11], [12], [23], [26], [27], [29], [30], [13], [14], [17]–[22]
	Timón de dirección	[11]–[15], [28], [30], [38]
	Alerones	[10], [11], [31], [12], [13], [15], [18]–[20], [25], [28]
	Flaps	[11]
	Todos los actuadores a la vez	[32]
	Palanca de gases del motor	[15]
	Separación de motores	[16], [30]
SENSORES		[21]–[24]
ESTRUCTURALES	Cola horizontal	[43]
	Cola vertical	[30], [31], [37], [38]
	Ala	[32]–[36]

Tabla 2.6: Resumen con las publicaciones del estado del arte clasificadas por tipos de fallo estudiados.

Estrategias de control tolerante a fallos		Referencias
PASIVOS		[37]
ACTIVOS	Multiple Model Switching and Tuning (MMST)	[17], [26], [33]
	Interacting Multiple Models (IMM)	[24]
	Model Predictive Control (MPC)	[14], [17]
	Sliding Mode Control (SMC)	[12], [23], [29], [48]
	Model Reference Adaptive Control (MRAC)	[10], [11], [34], [35], [38], [13], [15], [21], [22], [25], [27], [31], [32]
	Neural Networks (NN) / Fuzzy Logic	[16], [18]–[20], [28], [30], [32], [36]
	Control Allocation (CA)	[12], [13], [28], [29], [36]

Tabla 2.7: Resumen con las publicaciones del estado del arte clasificadas por estrategias de tolerancia al fallo estudiadas.

3. AERONAVE DE REFERENCIA Y ESCENARIOS DE FALLO CONSIDERADOS

Es importante conocer cuál es el avión de referencia usado en los diferentes trabajos, ya que está directamente relacionado con el peso de la aeronave o las capacidades de computación disponibles a bordo, así como la redundancia de alguno de los sistemas críticos desde un punto de vista de control, como los motores, actuadores, o sensores, por ejemplo. Además, la dinámica de la aeronave y sus actuaciones no solamente cambian con la categoría a la que pertenece, sino también con la configuración aerodinámica. Hay solamente una referencia que se refiera al UAV de ala rotatoria Eagle-Eye [24]. El resto de referencias usan aeronaves de ala fija, tanto tripuladas como no tripuladas. Clasificando las referencias por modelo de aeronave, y ordenándolas desde las de menor peso hasta las más grandes, se pueden agrupar como sigue. El UAV ZAGI se ha usado en [22], mientras que dos UAVs desconocidos de ala fija con un MTOW pequeño se han empleado en [13], [25]. En la categoría de aviación general y *commuter* se puede encontrar una Cessna 180 [29], una aeronave no tripulada *Georgia Institute of Technology Twinstar (GT Twinstar)* de dos motores [32], y una Dornier Do228-202 con dos motores turbohélice, tripulada [31]. A continuación, referidos a aeronaves militares, se pueden observar trabajos basados en el TAFE (*Tailless Advanced Fighter Aircraft*), el *Fighter F-8II* de la fuerza aérea China, el F/A-16, o el F/A-18 en [10], [11], [17], [20], [21], [26], [27], [33], [34], [36]. Por último, en la categoría de transporte comercial las aeronaves empleadas son el Modelo Genérico de Transporte (GTM, *Generic Transport Model*) de la NASA en [35], una aeronave desconocida dentro de esta categoría en [15], el Boeing 757 en [18], y el Boeing 747 en [12], [14], [16], [23], [28], [30], [37], [38], [43].

A pesar de que, como se ha visto, se han desarrollado muchos estudios sobre sistemas de control de vuelo tolerante a fallos que presentan resultados satisfactorios empleando diferentes aeronaves, todavía quedan asuntos por resolver, como los aspectos de certificación.

3.1. Normativa internacional más importante aplicable a los RPAS

En función de los países donde cada RPAS vaya a operar pueden existir diferentes reglamentos que regulen la operación, la certificación del vehículo aéreo y sus sistemas de a bordo, al operador, al piloto remoto, etc. A pesar de estas posibles diferencias normativas, lo que sí está claro es que a mayor peso máximo al despegue del RPAS, mayores serán los requisitos que se deben cumplir. De esta forma, a partir de ciertos pesos se cambia la categoría de certificación a la que pertenece el RPAS y se establecen nuevos requisitos para todos los aspectos involucrados en la operación del mismo.

El proceso de certificación puede llegar a afectar a todo lo concerniente a la nueva aeronave, desde su diseño conceptual hasta su vida operativa en servicio. Actualmente, muchas autoridades de países de todo el mundo están desarrollando nuevas regulaciones referentes a los RPAS. En Estados Unidos (EEUU) existen tres categorías para regular la operación de estas aeronaves: operaciones públicas,

operaciones civiles, y operaciones de aeromodelos. En 2016, se ha establecido una nueva regulación sobre los RPAS con un MTOW menor de 25 kg (55 lbs) que ha sido aprobada por la FAA (*Federal Aviation Administration*) [56]. En esta regulación se diferencia el uso de RPAS para trabajos aéreos de las actividades recreativas. Los requisitos que se establecen son fundamentalmente relativos al piloto, la aeronave, la localización, y las normas de operación. Algunos de estos requisitos se pueden ver en la Tabla 3.1.

Por otro lado, en la Unión Europea (UE), se está avanzando con el desarrollo de un nuevo Reglamento Comunitario para regular el uso de aeronaves por debajo de 150 kg, ya que hasta la fecha la normativa actual deja la regulación concerniente a estas aeronaves bajo la responsabilidad de cada Estado. Además, se ha producido un cambio muy importante en la tendencia de la regulación respecto a las aeronaves tripuladas. Si bien en el caso de los aviones de transporte comercial o aviación general la regulación se centra en la aeronave, en el caso de los RPAS la regulación está orientada al riesgo de la operación. Con este cambio de mentalidad, la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA, *European Aviation Safety Agency*) ha publicado una NPA (*Notice of Proposed Amendment*) [57] en mayo de 2017, la cual enmienda la A-NPA (*Advanced Notice of Proposed Amendment*) [58] publicada en 2015 sobre el marco regulatorio para la operación de RPAS. Recientemente han vuelto a publicar otro documento [59] que enmienda la NPA en base a los más de 3700 comentarios recibidos por parte de diferentes sectores como la industria, autoridades nacionales de aviación, operadores de RPAS, agencias de seguridad, etc. sobre la NPA. En estos documentos, los RPAS se dividen en tres categorías: abierta (bajo riesgo en la operación), específica (riesgo medio en la operación), y certificada (alto riesgo en la operación). La categoría abierta es para aquellos RPAS cuyo MTOW sea menor de 25 kg y su operación cumpla ciertos requisitos. La categoría específica es para RPAS con MTOW mayor de 25 kg y un riesgo operacional menor que aquellos RPAS que pertenecen a la categoría certificada, aunque algunas operaciones con RPAS de menos de 25 kg también podrían entrar en esta categoría. La categoría certificada es para todos aquellos RPAS cuyo riesgo operacional sea elevado. Por un lado, la categoría abierta se aborda en [57], [59], donde se divide a los RPAS en subcategorías. Por otro lado, la categoría certificada tiene un marco regulatorio similar al de la aviación tripulada. En el caso de la categoría específica, aún no se han definido los requisitos que se van a exigir. La NPA, como se ha dicho, divide los RPAS cuyo MTOW es inferior a 25 kg (categoría abierta) en 5 categorías diferentes, desde C0 hasta C4. El peso máximo para cada categoría está incluido en la Tabla 3.2.

Además, se debe incorporar un marcado en la plataforma aérea de forma que sea visible. Un ejemplo de este marcado para la clase C0 se muestra en la Figura 19. El resto de clases “C” tienen su marcado respectivo cambiando el “0” por el número de categoría correspondiente. Otros requisitos relativos a la distancia máxima entre el piloto remoto y el RPAS, la altitud de vuelo máxima permitida, la velocidad de crucero máxima, la cantidad de ruido, y algunos aspectos generales sobre sistemas de a bordo, entre otros, se incluyen también para cada categoría “C” en la NPA.

Requisitos	Actividades recreativas	Trabajos aéreos
Piloto	(1) No hay requisitos	(1) Debe tener un piloto remoto certificado. (2) Debe tener más de 16 años de edad. (3) Debe pasar certificado médico (TSA)
Aeronave	(1) Debe estar registrada si es mayor de 0.55 lbs.	(1) Debe pesar menos de 55 lbs. (2) Debe estar registrada si pesa más de 0.55 lbs (<i>online</i>). (3) Debe llevar a cabo chequeos pre-vuelo para asegurar que el UAS está en condiciones para una operación segura.
Localización	(1) 5 millas de aeropuertos sin notificación previa al control del aeropuerto y de tráfico aéreo	(1) Clase G del espacio aéreo. ¹
Operación	(1) Debe ceder el paso siempre a aviación tripulada. (2) Debe tener la aeronave en línea visual (VLOS). (3) Debe pesar menos de 55 lbs. (4) Debe seguir las guías de seguridad de la comunidad. (5) Debe notificar a torre de control de aeropuerto y tráfico aéreo antes de volar a menos de 5 millas del aeropuerto.	(1) Debe mantener la aeronave en línea de vista (VLOS). ¹ (2) Debe volar por debajo de 400 ft. ¹ (3) Debe volar durante el día. ¹ (4) Debe volar como máximo hasta a 100 mph. ¹ (5) Debe ceder el paso a la aviación tripulada. ¹ (6) No debe volar sobre gente. ¹ (7) No debe volar desde un vehículo en movimiento. ¹

¹ Estas reglas están sujetas a exenciones

Tabla 3.1: Tabla con diferentes normas en función del tipo de vuelo en EEUU para RPAS de menos de 55 lbs [56].

Categoría	C0	C1	C2	C3	C4
MTOW	≤ 0.25 kg	≤ 0.9 kg	≤ 4 kg	≤ 25 kg	≤ 25 kg

Tabla 3.2: Tabla con diferentes categorías de RPAS cuyo MTOW es inferior a 25 kg de la categoría abierta [57].

Figura 19: Marcado de la categoría C0 establecida por EASA [57].

En el documento posterior, de febrero de 2018, EASA pretende conseguir crear un nuevo marco regulatorio que defina las medidas de mitigación de riesgos de operación en las categorías abierta y específica tomando como base la NPA. De conformidad con el nuevo reglamento base, la legislación

relativa a los productos de mercado de la Unión Europea (marcado CE) garantiza el cumplimiento de los requisitos técnicos para los RPAS producidos en masa y que son operados dentro de la categoría específica.

Los dos riesgos principales identificados en [59] son riesgos aéreos (colisiones con aviación tripulada o con otros RPAS), y riesgos en tierra (colisiones con personas o infraestructuras críticas). Dentro de cada uno de estos tipos de riesgo se han identificado tres posibles áreas:

- Conflictos aéreos,
- Fallos de la aeronave (pérdida del control del RPAS), y
- Fallos de otros sistemas.

Como puede verse, de entre los tres tipos hay dos que afectan a los posibles fallos que puedan ocurrir a la aeronave, con lo que mejorando estos aspectos se garantizará una operación de menor riesgo. Estas tres áreas se abordan de manera apropiada en los requisitos que se imponen para cada una de las subcategorías de la categoría abierta y en la categoría específica.

Dicho documento de EASA toma tres puntos de vista diferentes respecto a la operación de los RPAS de las categorías abierta y específica comentadas. La primera de ellas es la aproximación centrada en la operación. Como se ha mencionado, el cambio de mentalidad de EASA ha llevado a establecer las normas proporcionalmente al riesgo de la operación, por lo que las condiciones del entorno donde ésta se desarrolla son claves. Así, no será lo mismo volar cerca de personas o instalaciones importantes o críticas, a volar en zonas despobladas. De hecho, la segunda aproximación es la basada en el riesgo. Para tenerlo en cuenta, en la categoría abierta se han creado las subcategorías explicadas de C0 a C4, y la categoría específica se basa en el estudio del riesgo que el operador debe llevar a cabo antes de empezar cualquier operación. Por último, la tercera toma un punto de vista de las actuaciones, donde los requisitos principales identificados en la normativa se deberán demostrar a través de los Medios Aceptables de Cumplimiento (AMC, *Acceptable Means of Compliance*) y Material Guía (GM, *Guidance Material*).

Además, en [59], se ha decidido no sólo dividir a los RPAS de la categoría abierta en subcategorías, sino también dividir las operaciones. De esta forma, es posible encontrarse tres escenarios distintos en lo que a operación se refiere:

- A1: vuelos sobre personas pero no sobre grupos de gente al aire libre.
- A2: vuelos cerca de personas, mientras se mantiene una distancia segura.
- A3: vuelos lejos de la gente.

De cara a la categoría específica, ésta es aplicable a todas las operaciones que no entren en alguna de las posibilidades de la categoría abierta. Se exigirá a los operadores realizar el estudio de riesgo de

la operación y proponer medidas de mitigación que la autoridad competente deberá analizar y aprobar mediante autorización.

Por tanto, este nuevo reglamento de EASA identifica dos temas separados que fueron tratados conjuntamente en la NPA. Por un lado, se puede apreciar cómo la regulación establece requisitos al diseño, producción y mantenimiento de los RPAS y sus motores, hélices, y demás equipos y subsistemas. Por otro lado, se pueden ver regulaciones concernientes a la operación y el registro del RPAS. Debido a esto, en este nuevo documento se ha dividido la NPA en dos categorías diferentes, ya que se desarrolló centrada en el concepto de riesgo operacional exclusivamente. No obstante, como se puede ver, ambos tipos de regulaciones identificadas dependen fuertemente la una de la otra, ya que en función del diseño, producción y mantenimiento, el riesgo operacional será distinto, y habrá un equilibrio entre limitaciones, competencias del piloto, y requisitos técnicos.

Uno de los cambios principales que se han establecido para estas aeronaves pequeñas relacionado con los sistemas de control del vuelo es que se debe garantizar una transición suave cuando se active el piloto automático para las categorías C1, C2, y C3. Se debe garantizar el vuelo seguro para prevenir que la aeronave presente un comportamiento inesperado durante las transiciones de piloto manual y automático. Además, se ha prohibido el uso de piloto automático en la clase C4, se ha limitado la velocidad máxima de la clase C0 a 19 m/s, y se ha introducido un nuevo requisito para incorporar un modo de baja velocidad que pueda seleccionarse por el piloto con el fin de limitar la velocidad máxima del RPAS a 3 m/s cuando se vuele una aeronave de categoría C2 cerca de personas. Hay otros cambios aparte de los mencionados aquí que pueden consultarse en [59].

Por último, se ha establecido una tabla relacionando los tipos de operación (A1, A2, y A3) con las subcategorías (C0, C1, C2, C3, y C4) de los RPAS pertenecientes a la categoría abierta y los requisitos que se deben cumplir en cada caso. Dicha tabla se puede ver en la Tabla 3.3 [59].

Por lo tanto, como se puede comprobar conforme a la dirección que parece estar tomando la regulación, si se puede aumentar la seguridad en vuelo de las aeronaves no tripuladas se podrán realizar un mayor número de operaciones, y se estará más cerca de su incorporación en un espacio aéreo no segregado.

Para los RPAS de más de 25 kg, la regulación estadounidense es la misma independientemente del MTOW del RPAS. La clasificación que establecen se basa en el uso operacional: operaciones públicas (gubernamentales), y operaciones civiles (no gubernamentales). En la Unión Europea, EASA, como se ha dicho, incluye dos categorías diferentes para estos RPAS: específica y certificada. Sin embargo, si una aeronave de menos de 25 kg no cumple todos los requisitos de una de las categorías “C” comentadas, pasa automáticamente a la categoría específica. Esto significaría que el RPAS debería cumplir todos los requisitos de esta categoría independientemente de que su MTOW sea menor de 25 kg.

Operation		Remote pilot competency (age according to MS legislation)	UAS				UAS operator registration
Subcategory	Area of operation (far from aerodromes, maximum height 120 m)		class	MTOM/ Joule (J)	Main technical requirements (CE marking)	Electronic ID/ geo awareness	
A1 Fly over people	You can fly over uninvolved people (not over crowds)	Read consumer info	Privately built	< 250 g	N/a	No	no
			C0		Consumer information, Toy Directive or <19 m/s, no sharp edges, selectable height limit		
		<ul style="list-style-type: none"> • Consumer info • online training • online test 	C1	< 80 J or <900 g	Consumer information, <19m/s, kinetic energy, mechanical strength, lost-link management, no sharp edges, selectable height limit.		
A2 Fly close to people	You can fly at a safe distance from uninvolved people	<ul style="list-style-type: none"> • Consumer info • online training • online test • theoretical test in a centre recognised by the aviation authority 	C2	< 4 kg	Consumer information, mechanical strength, no sharp edges, lost-link management, selectable height limit, frangibility, low-speed mode.	Yes + unique SN for identification	yes
A3 Fly far from people	You should: <ul style="list-style-type: none"> • fly in an area where it is reasonably expected that no uninvolved people will be endangered • keep a safety distance from urban areas 	<ul style="list-style-type: none"> • Consumer info • online training • online test 	C3	< 25 kg	Consumer information, lost- link management, lost- link management, selectable height limit, frangibility.		
			C4		Consumer information, no automatic flight	if required by zone of operations	
			Privately built		N/a		

Tabla 3.3: Requisitos que se pide a los RPAS en función del tipo de operación y de la categoría de la aeronave [59].

Todavía no se han desarrollado en detalle los requisitos para la categoría específica, aunque se menciona que se basarán en diferentes escenarios típicos y que se espera que sean publicados hacia finales de 2018. Por tanto, el cumplimiento con la regulación consistirá en la demostración de todos los requisitos definidos para el escenario de operación que es más cercano a la operación deseada. En el caso de que la operación no encajase bien en alguno de los escenarios definidos, es probable que esa operación tuviese que cumplir los requisitos de la categoría siguiente establecida, la certificada. En cualquier caso, como se ha dicho antes, esta regulación para la categoría específica aún no se ha desarrollado en detalle, pero se espera que sea muy similar a la certificación convencional de aviación tripulada.

A pesar de la propuesta del marco regulatorio realizada por EASA, todavía no hay ninguna regulación definitiva aprobada y es necesario especificar muchos requisitos particulares en un futuro cercano, como aquellos referidos al hardware y software, cuyas regulaciones son la DO-254 y la DO-178 en aviación tripulada, respectivamente, de los sistemas de a bordo de los RPAS, por ejemplo. Por tanto, en este trabajo, se han usado algunas regulaciones de aviación tripulada. En particular, la regulación SAE AS94900 [60] se refiere al avión completo junto con el sistema de control del vuelo (FCS). Entre otros aspectos, define los requisitos sobre *Handling Qualities* (HQ) de las aeronaves en cualquier escenario considerado. La MIL-DTL-9490E [61] es la versión previa de la regulación SAE antes mencionada. En este documento, dependiendo del escenario de vuelo, se cita a la regulación MIL-F-8785 [62] para establecer requisitos sobre muchos aspectos de la aeronave, como el

amortiguamiento o las frecuencias propias de los modos propios del avión considerado como sólido rígido. Como la atmósfera puede incluir turbulencia, se debe considerar la incorporación de un modelo de turbulencia a los diseños y cálculos para obtener resultados realistas. De hecho, la turbulencia no sólo se debe considerar para el desarrollo del autopiloto y la dinámica del vuelo, sino también para la etapa de diseño estructural de ciertas partes, por ejemplo. La regulación previa establece el modo en que dicha turbulencia debe tenerse en cuenta. Por esto, los sistemas de control del vuelo deben diseñarse de forma que todos los requisitos de certificación puedan cumplirse y demostrarse. Esto significa que no todas las técnicas de control, como muchas adaptativas, son válidas desde un punto de vista de certificación. A continuación, se presentan algunas tablas con requisitos extraídos de la regulación MIL-F-8785 [62] para una aeronave de Clase I, a la cual pertenecen las aeronaves cuyo MTOW es menor de 5000 kg. La Tabla 3.4 recoge los requisitos del corto periodo, mientras que la Tabla 3.5 incluye los del modo espiral. Por su parte, el modo de convergencia en balance se presenta en la Tabla 3.6. Los requisitos del modo balanceo Holandés se pueden ver en la Tabla 3.7. Finalmente, las actuaciones en balance exigidas se pueden comprobar en la Tabla 3.8.

Level	Category A and C flight phases		Category B flight phases	
	Minimum	Maximum	Minimum	Maximum
1	0.35	1.30	0.30	2.00
2	0.25	2.00	0.20	2.00
3	0.15 ¹	-	0.15 ¹	-

¹ May be reduced at altitudes above 20,000 feet if approved by the procuring activity

Tabla 3.4: Tabla con los requisitos de amortiguamiento del corto periodo [62].

Flight phase category	Level 1	Level 2	Level 3
A & C	12 s	8 s	4 s
B	20 s	8 s	4 s

Tabla 3.5: Tabla con los requisitos de mínimo tiempo para doblar la amplitud del modo espiral [62].

Flight phase category	Level 1	Level 2	Level 3
A	1.0 s	1.4 s	10 s
B	1.4 s	3.0 s	10 s
C	1.0 s	1.4 s	10 s

Tabla 3.6: Tabla con los requisitos de la constante de tiempo del modo convergencia en balance [62].

Flight phase		Min ξ_d	Min $\xi_d \omega_{nd}$ rad/s	Min ω_{nd} rad/s
Level	Category			
1	A	0.19	0.35	1.0
	B	0.08	0.15	0.4
	C	0.08	0.15	1.0
2	All	0.02	0.05	0.4
3	All	0	-	0.4

Tabla 3.7: Tabla con los requisitos del modo balanceo Holandés [62].

Level	Category A (60°)	Category B (60°)	Category C (30°)
1	1.3 s	1.7 s	1.3 s
2	1.7 s	2.5 s	1.8 s
3	2.6 s	3.4 s	2.6 s

Tabla 3.8: Tabla con el tiempo máximo para alcanzar un cambio de ángulo de balance determinado (Roll performance) [62].

Para finalizar con el análisis de los aspectos determinantes del problema de control tolerante a fallos, una vez vistas las técnicas y estrategias de control tolerante a fallos, las aeronaves de referencia y los fallos tratados en el estado del arte, junto con la normativa de referencia que se va a usar para definir los requisitos de diseño del autopiloto, se va a realizar un estudio sobre los tipos de fallo más comunes y las fases de vuelo donde se producen con el objetivo de determinar cuáles son los escenarios de fallo de mayor interés para la aeronave de referencia.

3.2. Estudio de accidentes e incidentes

Para realizar este estudio, se va a comenzar por revisar los informes de diferentes fuentes relativos a accidentes e incidentes aéreos de aviación tripulada. Así, según Boeing [63], las fases de aproximación final y aterrizaje, así como la de crucero son las fases de vuelo más comunes en las cuales se producen los accidentes. Las muertes a bordo son, respectivamente en porcentaje sobre las totales, 47% y 24%. Las principales causas de los accidentes, ordenadas de las más probables a las menos, son la pérdida de control en vuelo (LOC-I, *Loss Of Control – In flight*), las salidas de pista (RE, *Runway Excursions*), y el vuelo controlado contra el terreno (CFIT, *Controlled Flight Into or toward Terrain*). Estas conclusiones se pueden extraer de la Figura 20 y la Figura 21, ambas obtenidas de [63].

Figura 20: Estadísticas de accidentes e incidentes por cada fase de vuelo según [63].

Note: Principal categories as assigned by CAST.

Figura 21: Estadísticas de tipos de fallo causantes de accidentes e incidentes según [63].

Estudios similares a este se han llevado a cabo por la CIAIAC (Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil) en España, por el ASI (*Air Safety Institute*), y por EASA a nivel europeo, entre otros. La revisión anual de 2015 elaborada por la CIAIAC [64] mostró que el número de accidentes de aeronaves con un MTOW de hasta 2250 kg (86%) es mucho más alto que en aviones con MTOW mayores (14%). Las principales causas de los accidentes e incidentes son, en este caso, *Airprox/ACAS alert/loss of separation/(near) midair collisions* (MAC), CFIT, colisiones con obstáculos durante despegue y aterrizaje (CTOL, *Collision with an obstacle during Take-Off and Landing*), y relacionadas con combustible. Desde el punto de vista de la fase de vuelo, la aproximación final (33%), aterrizaje (16%), y crucero (16%) son las fases más comunes.

El instituto ASI proporciona el porcentaje de causas de accidente en su revisión [65], diferenciando si los porcentajes son para instrucción *primary dual*, *primary solo*, o *advanced dual*. El despegue, aterrizaje y *go-around* (50% para *primary dual*, 80% para *primary solo*), y pérdidas de potencia / mecánicas (20% *primary dual*, 5% *primary solo*) son las causas más comunes. Por un lado, durante las fases de despegue, aterrizaje y *go-around* para *primary dual*, la pérdida de control (49%) y las entradas en pérdida o *hard landings* (32%) son las causas más frecuentes. Los mismos resultados se obtienen para *primary solo*, con unos porcentajes de alrededor del 50% y 41% para la pérdida de control y entradas en pérdida o *hard landings*, respectivamente. Por otro lado, un estudio sobre los accidentes debidos a las pérdidas mecánicas y de potencia ha demostrado que el fallo de la planta propulsora (incluyendo pérdidas de potencia inexplicadas, planta de potencia, y sistema de combustible) es la causa más común, con unos porcentajes del 79% para *primary dual* y del 64% para *primary solo*. Los

fallos del vehículo aéreo, y de los controles de vuelo o eléctricos son la tercera causa más común, con una probabilidad del 12% y 13%, respectivamente. Los fallos eléctricos se han incluido en la categoría de fallos estructurales y del control del vuelo debido a la relevancia que estos sistemas tienen en los sistemas de actuación en aviones de la categoría de aviación general, donde la tendencia es diseñar vehículos más eléctricos (MEV, *More Electrical Vehicles*) con actuadores electro-mecánicos o eléctricos.

Finalmente, EASA [66] ha mostrado que las fases de vuelo durante las cuales se produjeron la mayor cantidad de accidentes en 2015 para la categoría de aviación general han sido el aterrizaje (45%), despegue (17%), crucero (13%) y aproximación final (12%). Durante 2016, las áreas de riesgo principales de las operaciones aéreas no comerciales identificadas por EASA en su informe anual de 2017 [67] son el fallo de la aeronave (47%) y colisiones contra el terreno (23%). Además, en este mismo informe, se incluye por primera vez una sección dedicada a los incidentes y accidentes entre RPAS/UAS y aviación tripulada. La primera área de riesgo identificada para esta categoría de RPAS es el fallo de la aeronave (50%), donde la principal causa es la pérdida de control.

Como se ha explicado, estas revisiones muestran resultados similares: la aproximación final, el aterrizaje, y el crucero son las fases de vuelo más críticas, y una de las principales causas es el fallo de planta de potencia. Este tipo de fallo es especialmente crítico en aviones mono-motor, debido a la maniobra de aterrizaje de emergencia que debe comandarse.

En el ámbito militar, los RPAS llevan más tiempo operando, con lo que es posible estudiar las estadísticas de accidentes e incidentes relacionadas con ellos. En [68], se han analizado diferentes informes sobre accidentes de RPAS. La AIB (*Aircraft Accident Investigation Board*) estudió 19 accidentes del MQ-1B, también conocido como Predator, entre 2011 y 2013. Los fallos mecánicos fueron los más comunes, los cuales están presentes en 11 accidentes (58%). Durante la guerra de Iraq, hubo más de 100 accidentes reportados de RPAS, siendo el Raven (64%) y el Shadow (12.8%) los vehículos aéreos con más accidentes investigados. En el caso del Raven, (RQ-11B), la pérdida del enlace de datos (*data link*) es la causa más frecuente (44%), seguida de fallos electrónicos (7%) y mecánicos (5%). Los fallos mecánicos (63%) son el tipo de fallo más probable en la operación del Shadow (RQ-7). Finalmente, este documento presenta un estudio de accidentes encontrados en diferentes webs. El resultado de dicho estudio ha demostrado que los fallos mecánicos (35.8%) son el tipo más frecuente. El informe de la FAA de 2004 [69] analiza los accidentes de los RPAS Hunter, Shadow, Pioneer, Predator y Global Hawk, cuyos resultados se pueden ver en la Figura 22. Las fases de vuelo más frecuentes para los accidentes del Pioneer, Hunter, y Predator son el aterrizaje (68%, 47%, y 87% respectivamente) y el despegue (10%, 20%, y 13% respectivamente), según [70]. Los datos mostrados por el Departamento de Defensa de Estados Unidos en 2005 [6] están recogidos en la Tabla 3.9. Del mismo informe, la Figura 23 muestra el porcentaje de cada tipo de fallo para la flota militar de Estados Unidos, mientras que el porcentaje de fallos de los accidentes de RPAS israelíes de IAI (*Israeli Aircraft Industries*) se muestra en la Figura 24. Por último, recientemente se ha publicado un informe de un accidente de un

Predator, en noviembre de 2015, el cual perdió un panel de cola y se volvió incontrolable, entrando en el modo espiral y estrellándose contra el terreno [71].

Figura 22: Estadísticas de tipos de fallo de diferentes RPAS [69].

		Propulsión	Control del Vuelo	Comunicaciones	Humanos / en tierra	Varios
Aeronave (RPAS)	RQ-1A / Predator	23%	39%	11%	16%	11%
	MQ-1B / Predator	53%	23%	10%	2%	12%
	RQ-2A / Pioneer	29%	29%	19%	18%	5%
	RQ-2B / Pioneer	51%	15%	13%	19%	2%
	RQ-5A / Hunter ¹	38%	5%	31%	7%	19%
	RQ-7 / Shadow	38%	0%	0%	38%	24%

¹ La mayoría de los casos en los que abortó la misión del Hunter (58%) fue por condiciones climatológicas.

Tabla 3.9: Tabla resumen de los modos de fallo de los RPAS [6].

Figura 23: Media de las causas de fallos en los sistemas de los RPAS de la flota militar de Estados Unidos (Basados en 194000 horas de vuelo) [6].

Figura 24: Media de las causas de fallos en los sistemas de los RPAS de la flota militar de IAI (Basados en 100000 horas de vuelo) [6].

3.3. Aeronave de referencia y escenarios de fallos

Por tanto, como se ha visto, la aeronave de referencia sobre la que se vaya a estudiar el control tolerante a fallos es determinante a la hora de definir las capacidades, requisitos (tanto normativos como técnicos), y los escenarios de fallo más relevantes junto con la fase de vuelo donde se producen.

En este trabajo, la aeronave de referencia será el RPAS ATLANTE, desarrollado por Airbus *Defence and Space*. En la Tabla 3.10 se recogen sus principales capacidades [72], [73]. Respecto a la configuración aerodinámica, se trata de una aeronave de ala alta de doble estrechamiento, donde el primer tramo es recto y el segundo trapezoidal con un pequeño diedro. Ninguno de los tramos presenta flecha. Las superficies de cola constan de una cola en V de 37.5° de diedro, y unas aletas ventrales de mucha menor envergadura que la cola en V, con el mismo diedro, y con una cuerda en la raíz mucho mayor. La geometría de la cola en V se puede ver en la Figura 25. El fuselaje es de sección rectangular con los bordes redondeados. En lo referente a la planta de potencia, se ha asumido que lleva un motor de combustión interna de pistones sin turbo unido a una hélice de paso variable y velocidad constante mediante una caja reductora. Además, en la panza del fuselaje incluye una cámara junto con el tren de aterrizaje no retractable, y en la parte superior una antena dividida en dos tramos, uno primero cilíndrico y otro superior con forma de tronco de cono. Respecto a las superficies de control aerodinámicas, se supone que lleva un par de flaperones en el tramo externo del ala, y dos pares de ruddervator en la cola en V. Como puede verse, todas las superficies de control permiten la deflexión diferencial tanto simétrica como antisimétrica para poder controlar variables longitudinales y lateral-direccionales. No se ha incluido ninguna fotografía ni tres vistas por confidencialidad.

Parámetro	Unidades	Valor
Longitud	m	5.47
Envergadura	m	8.00
Altura	m	1.99
Superficie alar de referencia	m ²	6.71
Cuerda Media Aerodinámica (CMA)	m	0.87
Brazo de momento de la cola	m	3.03
Superficie de referencia de la cola en V	m ²	1.48
Diedro de la cola en V	°	37.00
<i>Maximum Take-Off Weight</i> (MTOW)	kg	570
<i>Operating Empty Weight</i> (OEW)	kg	360
<i>Maximum Payload</i> (MPL)	kg	100
<i>Maximum Fuel Weight</i> (MFW)	kg	110
Velocidad máxima (TAS)	m/s	60
Velocidad de crucero (TAS)	m/s	37.5
Altitud máxima	m	6000
Altitud de crucero	m	3000
Autonomía	h	Sobre 10 h

Tabla 3.10: Parámetros principales del ATLANTE [72], [73].

Figura 25: Esquema de la geometría de un panel de la cola en V.

Desde un punto de vista normativo, esta aeronave es militar perteneciente a la Clase I de las normativas que atañen al sistema FCS junto con la aeronave [60]–[62], [74], por lo que serán estas normas las que regulen el diseño del autopiloto en cualquier condición de vuelo.

Por último, dada la categoría de la aeronave, su carácter militar para ser desplegada en zonas de conflicto bajo posible fuego enemigo, y la redundancia de los sistemas de control, es posible establecer como escenarios de fallo principales los recogidos en la Tabla 3.11.

1 Fallo presente	2 Fallos presentes	3 Fallos presentes
Flaperón	Flaperón + ruddervator interno	Cola en V + 2 ruddervator externos
Ruddervator interno	Flaperón + ruddervator externo	
Ruddervator externo	2 ruddervator internos	
Cola en V	1 ruddervator interno + 1 ruddervator externo	
Planta propulsora	2 ruddervator externos	

Tabla 3.11: Escenarios de fallo considerados.

Asimismo, los tipos de fallos considerados son diversos. En los actuadores se ha estudiado tanto el giro libre alrededor de la charnela como el bloqueo del actuador en diferentes posiciones. Respecto al fallo de planta propulsora, por ser el caso más crítico el de pérdida total de potencia, éste ha sido el escenario considerado. Para finalizar, en el caso de fallo de cola en V, se ha considerado la pérdida simétrica de cola, lo cual podría ocurrir en caso de ataque enemigo, por ejemplo. Además, una vez que se pierde la cola en V, podría ocurrir que se perdiese también el control de los ruddervator externos, agravando más el problema. De estos fallos considerados, aquellos que afectan a la cola en V y sus actuadores, así como el de pérdida total de potencia del motor, son contribuciones originales de este trabajo. De hecho, los primeros se han publicado en [75], mientras que el segundo se puede encontrar en [76].

Una vez establecidos todos los escenarios sobre los que se va a trabajar y habiendo definido la aeronave de referencia, es posible estimar los modelos que definen el modelo dinámico no lineal de los 6 grados de libertad (6DOF, 6 Degrees Of Freedom). Estos modelos son el másico e inercial, del

primero de los cuales a su vez dependen el aerodinámico y el propulsivo. Además, se ha establecido un modelo de reacción con el terreno del tren de aterrizaje para poder simular las fases de vuelo en que el tren está en contacto con el suelo [77]. Concretamente, en este trabajo se ha estudiado el aterrizaje. Con el fin de no recargar demasiado el texto se han incluido todos estos modelos en el ANEXO A. A continuación, únicamente se muestran las expresiones para el cálculo de derivadas de estabilidad de la cola en V y de los controles de la misma, junto con la descripción de los escenarios de fallo estudiados, dada su importancia como contribuciones principales y originales de la tesis.

3.4. Cálculo del modelo aerodinámico de la cola en V

Como se vio en el estado del arte al comienzo de la sección 3, todas las aeronaves empleadas son de configuración aerodinámica convencional, por lo que escoger una aeronave de cola en V es una novedad contemplada en esta tesis doctoral. El no encontrar aeronaves de esta configuración en el estado del arte seguramente se deba a la escasez de publicaciones referidas a los modelos dinámicos de este tipo de colas. Mientras que de aviones como el Boeing 747, por ejemplo, se pueden encontrar fácilmente los datos de sus modelos aerodinámico, másico e inercial, esto no es posible para aeronaves de cola en V. Además, no existen métodos rápidos de estimación de los modelos aerodinámicos para este tipo de configuración más allá de los métodos de paneles, cuyos resultados son demasiado bondadosos como para obtener un comportamiento lateral-direccional realista, y no proporcionan derivadas de estabilidad fiables para las superficies de control aerodinámicas.

El estudio de las colas en V no ha sido tratado en detalle en la literatura, a pesar de existir gran cantidad de RPAS con esta configuración. Los principales esfuerzos llevados a cabo sobre esta configuración han sido realizados por parte de la NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) en [78]–[80]. En el primer informe, la NACA llevó a cabo una comparación entre colas convencionales y colas en V, y se propusieron las ecuaciones para obtener la pendiente de la curva de sustentación (C_{L_α}) y de fuerza lateral (C_{Y_β}) de la cola. El efecto del diedro geométrico de la cola en las características aerodinámicas de dos colas en V aisladas, así como el cálculo del momento de cabeceo producido por la cola en V debido a la variación de ángulo de ataque, se estudiaron en [79]. Por último, el tercero de los informes [80] proporciona ensayos en túnel para comprobar las características de estabilidad y control de un modelo equipado con una cola en V para distintos diedros de cola. Más recientemente, se han estudiado los efectos del diedro de la cola en la estabilidad estática de algunas configuraciones concretas, proporcionándose las derivadas de estabilidad debido a ángulos de resbalamiento y de ataque basados en línea sustentadora en [81]. En concreto, las fórmulas de los coeficientes C_{L_α} y C_{Y_β} obtenidas son muy parecidas a las presentadas en [78]. En [82] se ha realizado un estudio para obtener las características aerodinámicas del efecto que tiene el diedro en la cola para bajas velocidades de vuelo. Al igual que ocurre en el caso anterior, únicamente se muestran los coeficientes de sustentación, balance, cabeceo y guiñada para diferentes casos de una aeronave con cola en V sin proporcionar ningún modelo de cálculo de derivadas de estabilidad.

Con el objetivo de establecer una base sólida para el cálculo de las derivadas de estabilidad de la cola en V, se van a presentar a continuación las cuatro fórmulas de partida extraídas de la referencia [78], las cuales están basadas en la Figura 26:

Figura 26: Esquema de las fuerzas que aparecen en la cola en V para (a) cambios iguales en ángulo de ataque en los dos paneles de la cola, y (b) para variaciones opuestas de ángulo de ataque en ambos paneles.

$$C_{L\alpha_t} = \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \alpha_t} = \frac{\partial (C_{L_N} \cos \Gamma)}{\partial \frac{\alpha_N}{\cos \Gamma}} = C_{L_N \alpha_N} \cos^2 \Gamma \quad (51)$$

$$C_{L\delta_e} = \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \delta_e} = \frac{\partial (C_{L_N} \cos \Gamma)}{\partial \alpha_N} \tau = C_{L_N \alpha_N} \tau \cos \Gamma \quad (52)$$

$$C_{Y\beta_t} = \frac{\partial C_{Y_t}}{\partial \beta_t} = \frac{\partial (C'_{L_N} \sin \Gamma)}{\partial \frac{\alpha_N}{\sin \Gamma}} = -C'_{L_N \alpha_N} \sin^2 \Gamma = -K_{NACA} C_{L_N \alpha_N} \sin^2 \Gamma \quad (53)$$

$$C_{Y\delta_r} = \frac{\partial C_{Y_t}}{\partial \delta_r} = \frac{\partial (C'_{L_N} \sin \Gamma)}{\partial \alpha_N} \tau = C'_{L_N \alpha_N} \tau \sin \Gamma = K_{NACA} C_{L_N \alpha_N} \tau \sin \Gamma \quad (54)$$

donde el parámetro K_{NACA} está sacado de la gráfica de la Figura 27, extraída de [78].

Figura 27: Gráfica con el parámetro K_{NACA} extraída de [78].

Cabe destacar que el método propuesto es válido para condiciones de flujo subsónico, donde no sucede ningún fenómeno transónico, y por lo tanto el M está siempre por debajo del número de Mach crítico del avión. Además, el rango de ángulos de ataque y resbalamiento válidos incluye solamente la zona lineal, quedando fuera del rango de validez las condiciones cercanas a la pérdida. Un método más simplificado análogo al que se presenta aquí ha sido publicado en [75].

- **Derivadas de estabilidad**

A continuación, se van a desarrollar las ecuaciones para el cálculo de las derivadas de estabilidad de una aeronave con cola en V a partir de [40]–[42], [78]. A fin de no extender excesivamente el documento, únicamente se van a presentar las expresiones necesarias para calcular las derivadas de estabilidad aerodinámicas que difieren de las que se encuentran en las referencias anteriores.

En el caso de las derivadas de estabilidad longitudinales, las expresiones que permiten calcularlas son las mismas que las incluidas en [40]–[42], pero teniendo en cuenta que el coeficiente $C_{L_{\alpha_t}}$ que hay que usar es el dado por la expresión (55), por lo que no van a ser descritas en este capítulo. En el caso de las derivadas de estabilidad lateral-direccionales, sí es necesario incorporar algunas modificaciones, así que se han incluido todas las fórmulas necesarias para su cálculo. El coeficiente $C_{Y_{\beta_{Vtail}}}$ se puede calcular como:

$$C_{Y_{\beta_{Vtail}}} = -K_{NACA} C_{L_{N_{\alpha_N}}} \sin^2 \Gamma k \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \eta_{tail} \frac{S_{Vtail}}{S_W} \quad (55)$$

donde el parámetro k es un factor de corrección empírico que tiene en cuenta la interferencia aerodinámica entre una cola vertical y el fuselaje a través del cociente entre la envergadura de la cola vertical y el diámetro del fuselaje en esa zona. El rango de valores que este parámetro puede tomar va de 0.75 a 1, de acuerdo con [40]. El término $C_{Y_{\beta_{Vtail}}}$ incluye también el término de deflexión de estela debido al resbalamiento y la eficiencia aerodinámica de la cola, proporcionados ambos como un único parámetro a través de la expresión (56), la cual ha sido extraída de [40]:

$$\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \eta_{tail} = 0.724 + 3.06 \frac{\frac{S_{Vtail}}{S_W}}{1 + \cos \Lambda_{W\frac{c}{4}}} + 0.4 \frac{z_W}{d} + 0.009 A_W \quad (56)$$

Para el coeficiente $C_{l_{\beta_{Vtail}}}$ es necesario considerar el término de sustentación de la cola en V cuando ambos paneles ven un ángulo de ataque opuesto, tal y como puede verse en la Figura 26 (b).

$$C_{L_{HalfVtail\beta}} = \frac{1}{2} K_{NACA} C_{L_{N_{\alpha_N}}} \sin \Gamma \cos \Gamma k \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \eta_{tail} \frac{S_{Vtail}}{S_W} \quad (57)$$

$$C_{l_{\beta_{Vtail}}} = C_{Y_{\beta_{Vtail}}} \left(\frac{z_{Vtail} \cos \alpha - l_{Vtail} \sin \alpha}{b_W} \right) - 2 C_{L_{HalfVtail\beta}} \left(\frac{y_{MACtail} \cos \Gamma}{b_W} \right) \quad (58)$$

El $C_{n_{\beta_{Vtail}}}$ tiene la misma expresión que en la referencia [40], pero teniendo en cuenta que el $C_{Y_{\beta_{Vtail}}}$ que hay que emplear es el que proporciona la expresión (55). En el término $C_{Y_{\beta_{Vtail}}}$ lo único que se ha hecho es aplicar el modelo de Roskam o las DATCOM, pero sustituyendo el valor de fuerza lateral de la cola debido a resbalamiento por la expresión incluida en [78]. En cambio, para el coeficiente de balance de la cola debido a β , el término que es debido a la sustentación es una contribución original del estudio conducido en esta tesis doctoral, el cual es, al menos, tan importante como el debido a la fuerza lateral, tal y como se aprecia en los resultados de la Tabla A. 6 y la Tabla A. 7, del Anexo A.

En el caso de las derivadas de estabilidad respecto a la velocidad de balance, los tres coeficientes aerodinámicos lateral-direccionales son contribuciones novedosas de este trabajo. Esto se debe a la geometría característica de la cola en V. La geometría para calcular el ángulo de ataque que “ve” la cola en V es muy diferente a una configuración de cola vertical convencional, ya que la cola en V no está contenida en el plano de simetría del avión. Dicha geometría se presenta en la Figura 28. Hay que tener en cuenta que las derivadas de estabilidad se calculan en ejes estabilidad (x_s, y_s, z_s), y por tanto es necesario calcular el brazo de momentos de este eje al centro aerodinámico de un panel de la cola en V (l_c del diagrama). El triángulo verde representado sobre la cola en V pertenece al plano perpendicular al plano de simetría del avión y al eje x_s , o lo que es lo mismo, pertenece a un plano paralelo al definido por los ejes y_s y z_s que pasa por el centro aerodinámico del panel de cola. Es por esto que la distancia l_c está contenida en este plano. Por su parte, el triángulo rojo representado es el que pertenece al plano paralelo al definido por los ejes y_b y z_b que pasa por el centro aerodinámico, es decir, el plano en el que se puede medir la posición en envergadura del centro aerodinámico del panel ($b = y_{CMA_{Vtail}}$) y el diedro real de la cola en V (Γ). En la misma figura, a la izquierda puede verse un esquema bidimensional del problema, en el que se ha representado la vista de frente del triángulo verde, con el objetivo de poder ver en verdadera magnitud la distancia l_c y su descomposición en l_{z_c} y l_{y_c} , además del ángulo que forma el segmento l_c con el panel de cola (ϵ), ya que será necesario para proyectar la velocidad que dicho panel “ve” debido a la velocidad de balance ($\hat{p}$). Puesto que es difícil explicar los cálculos a partir exclusivamente de este diagrama, se han usado otros de ayuda en los que aparecen las distancias y ángulos necesarios mostrados con más detalle. Una de estas figuras es la Figura 29, donde se puede ver la representación del problema bidimensional contenido en el plano xz del avión. La diferencia entre la Figura 29 y la Figura 30 es que la cuerda en la raíz de la cola no está a la misma altura que el centro de gravedad del avión, por lo que hay que añadir dicha distancia.

A continuación, se presentan las relaciones matemáticas que permiten obtener el ángulo de ataque que “ve” la cola en V a partir de los diagramas mostrados. Lo primero de todo es relacionar los triángulos verde y rojo, ya que la geometría que permite resolver el problema es la del triángulo verde, y la geometría conocida es la del rojo.

$$l_{y_c} = b' \cos \gamma \quad (59)$$

$$l_{y_c} = b \cos \Gamma \quad (60)$$

por lo que:

$$b' \cos \gamma = b \cos \Gamma \quad (61)$$

Por otro lado:

$$l_z = b' \sin \gamma \quad (62)$$

$$z_v = b \sin \Gamma = l_z \cos \alpha = b' \sin \gamma \cos \alpha \quad (63)$$

obteniendo:

$$b' \sin \gamma \cos \alpha = b \sin \Gamma \quad (64)$$

A través de las expresiones (61) y (64) se pueden obtener los parámetros b' y γ :

$$\gamma = \text{atan}\left(\frac{\tan \Gamma}{\cos \alpha}\right) \quad (65)$$

$$b' = \frac{b \cos \Gamma}{\cos \gamma} \quad (66)$$

Después de esto, se obtiene el parámetro l_{z_c} del diagrama 2D lateral (Figura 29):

$$x = l_v \sin \alpha \quad (67)$$

$$l_{z_c} = (z_v - x) \cos \alpha = (z_v - l_v \sin \alpha) \cos \alpha \quad (68)$$

Una vez conocidos l_{y_c} y l_{z_c} en función de parámetros conocidos, es posible calcular el brazo de momentos l_c mediante el teorema de Pitágoras:

$$l_c^2 = l_{y_c}^2 + l_{z_c}^2 = (b \cos \Gamma)^2 + [(z_v - l_v \sin \alpha) \cos \alpha]^2 \quad (69)$$

Por el teorema del coseno se puede obtener el ángulo ϵ :

$$\epsilon = \text{acos}\left[\frac{(l_z - l_{z_c})^2 - b'^2 - l_c^2}{-2b'l_c}\right] \quad (70)$$

En este momento se tienen calculados los parámetros necesarios en caso de que la cuerda en la raíz de la cola en V coincida en altura con el centro de gravedad. Si esto no fuese así, es necesario modificar las expresiones anteriores de forma acorde a la geometría de la Figura 30.

$$x = l_v \sin \alpha - z_{cg} \quad (71)$$

$$l_{zc} = (z_v - x) \cos \alpha = (z_v + z_{cg} - l_v \sin \alpha) \cos \alpha \quad (72)$$

Y con este nuevo valor de l_{zc} se recalcularían el resto de parámetros que dependen de esta variable: l_c y ϵ , cuyas expresiones son las mismas que en (69) y (70), respectivamente. Una vez que las expresiones del brazo de momentos y del ángulo que forma la velocidad que cada panel de cola “ve” debido a la velocidad de balance, es posible calcular el ángulo de ataque en la cola en V como la componente de dicha velocidad proyectada en la dirección perpendicular al panel, esto es:

$$\beta_{\hat{p}} = 2 \left(\frac{l_c \cos \epsilon}{b_w} \right) = \frac{2}{b_w} \sqrt{(b \cos \Gamma)^2 + [(z_v + z_{cg} - l_v \sin \alpha) \cos \alpha]^2} \cos \epsilon \quad (73)$$

siendo $\hat{p} = (pb_w/2V)$. El ángulo de ataque se ha denotado por β ya que el ángulo de ataque que aparece en cada panel es opuesto, y por tanto se asemeja al comportamiento lateral-direccional, es decir, con respecto a β .

Con la expresión (73) se puede calcular el coeficiente de fuerza lateral que aparece en la cola en V debido a velocidad de balance como:

$$C_{Y_{\hat{p}Vtail}} = \frac{2C_{Y_{\beta Vtail}}}{\sin \Gamma} \left(\frac{l_c \cos \epsilon}{b_w} \right) = \frac{2C_{Y_{\beta Vtail}}}{b_w \sin \Gamma} \sqrt{(b \cos \Gamma)^2 + [(z_v + z_{cg} - l_v \sin \alpha) \cos \alpha]^2} \cos \epsilon \quad (74)$$

En el caso del coeficiente $C_{l_{\hat{p}Vtail}}$, al igual que pasaba con el $C_{l_{\beta Vtail}}$, es necesario tener en cuenta el término debido a sustentación de cada panel, resultando:

$$\begin{aligned} C_{l_{\hat{p}Vtail}} &= C_{Y_{\hat{p}Vtail}} \left(\frac{z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha}{b_w} \right) - C_{Y_{\hat{p}Vtail}} \frac{\cos \Gamma}{\sin \Gamma} \frac{y_{CMAVtail} \cos \Gamma}{b_w} \\ &= C_{Y_{\hat{p}Vtail}} \left(\frac{z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha}{b_w} \right) - C_{Y_{\hat{p}Vtail}} \frac{\cos^2 \Gamma}{\sin \Gamma} \frac{y_{CMAVtail}}{b_w} \\ &= \frac{2}{b_w^2} \frac{C_{Y_{\beta Vtail}}}{\sin \Gamma} (l_c \cos \epsilon) (z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha) \\ &\quad - \frac{4}{b_w^2} \frac{C_{L_{HalVtail\beta}}}{\sin \Gamma} (l_c \cos \epsilon) (y_{CMAVtail} \cos \Gamma) \end{aligned} \quad (75)$$

Para estimar la derivada de estabilidad de guiñada debido a velocidad de balance ($C_{n_{\hat{p}Vtail}}$) la expresión matemática es:

$$C_{n_{\hat{p}Vtail}} = C_{Y_{\hat{p}Vtail}} \left(\frac{l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha}{b_w} \right) = \frac{2}{b_w^2} \frac{C_{Y_{\beta Vtail}}}{\sin \Gamma} (l_c \cos \epsilon) (l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha) \quad (76)$$

Finalmente, queda calcular las derivadas de estabilidad respecto a la velocidad de guiñada adimensional $\hat{r} = (rb_w/2V)$. El ángulo de resbalamiento que “ve” la cola debido a dicha velocidad es:

$$\beta_{\hat{r}} = -2 \left(\frac{l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha}{b_w} \right) \quad (77)$$

Los coeficientes $C_{Y_{\hat{r}tail}}$ y $C_{n_{\hat{r}tail}}$ incluyen el término $C_{Y_{\beta tail}}$, con las mismas consideraciones que el coeficiente $C_{n_{\beta tail}}$, y el único coeficiente que cambia en este caso es el $C_{l_{\hat{r}tail}}$, ya que una vez más hay que tener en cuenta el término de sustentación en ambos paneles de cola:

$$\begin{aligned} C_{l_{\hat{r}tail}} = & -\frac{2}{b_w^2} C_{Y_{\beta tail}} (l_{vtail} \cos \alpha + z_{vtail} \sin \alpha) (z_{vtail} \cos \alpha - l_{vtail} \sin \alpha) \\ & + \frac{4}{b_w^2} (l_{vtail} \cos \alpha + z_{vtail} \sin \alpha) (y_{MACtail} \cos \Gamma) C_{L_{Halfvtail\beta}} \end{aligned} \quad (78)$$

Nuevamente, en el caso de las derivadas de estabilidad respecto a la velocidad de guiñada pasa lo mismo que con las derivadas de estabilidad respecto al ángulo de resbalamiento. El coeficiente de fuerza lateral se ha modificado teniendo en cuenta la expresión de [78], mientras que en coeficiente de balance ha habido que añadir el término debido a la sustentación, el cual representa otra contribución nueva de este trabajo.

- **Derivadas de estabilidad de los controles**

Para el cálculo de las derivadas de estabilidad de los ruddervators, estos se han supuesto como flap simples. Acorde con [40], [42], hay diferentes parámetros que caracterizan cada tipo de superficie de control, como la fracción de cuerda que ocupan de la superficie sustentadora, la fracción de envergadura y su posición, el espesor relativo del perfil, etc. Nuevamente, las tablas y gráficas de las que obtener el valor numérico de estos parámetros pueden encontrarse en las referencias proporcionadas y no van a incluirse en este documento. El criterio de signos definido para el cálculo de las derivadas de estabilidad de los controles, así como la definición de algunas variables de interés, puede encontrarse en la Figura 31. El sentido de giro positivo de los ruddervator se ha tomado como deflexiones positivas alrededor de la charnela de la superficie de control. En este caso, la originalidad de este trabajo es conjugar el modelo de Roskam o las DATCOM con el Report No. 823 de la NACA.

Lo primero es definir el parámetro τ de las expresiones (52) y (54):

$$\tau = \left(\frac{\partial C_{L_N}}{\partial \delta_N} / \frac{\partial C_{L_N}}{\partial \alpha_N} \right) = C_{L_N \delta_N} / C_{L_N \alpha_N} \quad (79)$$

Sustituyendo este valor en las ecuaciones (52) y (54) [75]:

Figura 31: Esquema (a) de una cola en V con los ruddervators, (b) el criterio de signos de los giro de los mismos, y (c) la distancia entre el punto medio de los ruddervator interno y externo con el eje x_b del avión [75].

$$C_{L\delta_e} = C_{L\alpha_N} \tau \cos \Gamma = C_{L\alpha_N} \frac{C_{L\delta_N}}{C_{L\alpha_N}} \cos \Gamma = C_{L\delta_N} \cos \Gamma \quad (80)$$

$$C_{Y\delta_r} = K_{NACA} C_{L\alpha_N} \tau \sin \Gamma = K_{NACA} C_{L\alpha_N} \frac{C_{L\delta_N}}{C_{L\alpha_N}} \sin \Gamma = K_{NACA} C_{L\delta_N} \sin \Gamma \quad (81)$$

Siguiendo el procedimiento de Roskam es posible estimar el término $C_{L\delta_N}$ de las ecuaciones anteriores a través de la expresión:

$$C_{L\delta_N} = \left[\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}} (c_{l\delta})_{theory} k' \right] \left(\frac{C_{L\alpha_N}}{C_{l\alpha_N}} \right) \frac{(a_\delta)_{c_L}}{(a_\delta)_{cl}} K_b \frac{S_{Vtail}}{S_W} \eta_{tail} \quad (82)$$

donde:

- 1) $\left[\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}} (c_{l\delta})_{theory} k' \right]$ es la variación de la sustentación en la sección con la deflexión del control.
- 2) $C_{L\alpha_N}$ es la pendiente de la curva de sustentación de la superficie sin flap.
- 3) $C_{l\alpha_N}$ es la pendiente de la curva de sustentación del perfil.
- 4) $\frac{(a_\delta)_{c_L}}{(a_\delta)_{cl}}$ es el cociente de la efectividad 3D del flap frente a la efectividad 2D.
- 5) K_b es el factor de envergadura del flap.

Como se ha dicho anteriormente, todos estos coeficientes están detallados en las referencias [40], [42], por lo que no se van a explicar con más detalle aquí. Usando la ecuación (82), las expresiones aerodinámicas finales para los ruddervators situados en el panel de cola derecho, con los signos adecuados a los ejes estabilidad del avión para una deflexión positiva de acuerdo con el criterio de signos establecido en la Figura 31, son [75]:

$$C_{L\delta_{ei}} = \left[\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}} (c_{l\delta})_{theory} k' \right]_i \left(\frac{C_{L\alpha_N}}{C_{l\alpha_N}} \right) \left[\frac{(a_\delta)_{c_L}}{(a_\delta)_{cl}} \right]_i K_{bi} \frac{S_{Vtail}}{S_W} \eta_{tail} \cos \Gamma \quad (83)$$

$$C_{Y\delta_{ri}} = -K_{NACA} \left[\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}} (c_{l\delta})_{theory} k' \right]_i \left(\frac{C_{L\alpha_N}}{C_{l\alpha_N}} \right) \left[\frac{(a_\delta)_{c_L}}{(a_\delta)_{cl}} \right]_i K_{bi} \frac{S_{Vtail}}{S_W} \eta_{tail} \sin \Gamma \quad (84)$$

$$C_{D\delta_{ei}} = \frac{2C_{L_{Vtail}} \left(\frac{\partial C_{L_{N_i}}}{\partial \delta_e} \right) \eta_{tail}}{\pi A_{Vtail} e_{Vtail}} = \frac{2C_{L_{Vtail}} C_{L_{N_{\delta_{N_i}}}} \eta_{tail} \frac{S_i}{S_{Vtail}}}{\pi A_{Vtail} e_{Vtail}} \quad (85)$$

$$C_{l\delta_{ri}} = C_{Y\delta_{ri}} \frac{[(y_i \sin \Gamma) \cos \alpha - l_v \sin \alpha]}{b_w} - K_{NACA} C_{L_{N_{\delta_{N_i}}}} \cos \Gamma \frac{(y_i \cos \Gamma)}{b_w} \quad (86)$$

$$C_{m\delta_{ei}} = -C_{L\delta_{ei}} \frac{l_v}{CMA} \quad (87)$$

$$C_{n\delta_{ri}} = -C_{Y\delta_{ri}} \frac{[l_v \cos \alpha + (y_i \sin \Gamma) \sin \alpha]}{b_w} \quad (88)$$

el subíndice i indica que el resultado se puede aplicar al ruddervator i -ésimo de la cola en V. El parámetro e_{Vtail} es el factor de Oswald de la cola. El cociente S_i/S_{Vtail} indica la porción de superficie afectada por el ruddervator i -ésimo, como se explica en la Figura 32. El coeficiente de sustentación de la cola en V, $C_{L_{Vtail}}$, está referido a la superficie de referencia, es decir, a la del ala. Análogamente, los coeficientes aerodinámicos longitudinales para los ruddervator de los paneles de la derecha tienen el signo contrario a los presentados para el panel derecho. En cambio, los coeficientes lateral-direccionales presentan el mismo signo independientemente de en qué panel estén ubicados.

Figura 32: Superficie de una superficie sustentadora afectada por dos superficies de control.

El siguiente paso es obtener las derivadas de estabilidad de los controles en el caso de dos superficies de control iguales, una situada en un panel de la cola y la otra en el otro panel. Por un lado, en caso de que la deflexión de ambas superficies de control sea simétrica, comportándose como un timón de profundidad convencional, las derivadas de estabilidad lateral-direccionales se anularían, quedando exclusivamente $C_{L_{\delta_e}}$, $C_{D_{\delta_e}}$ y $C_{m_{\delta_e}}$ no nulos y cuyo valor es el doble del presentado en las expresiones (83)-(88). Por otro lado, si la deflexión es antisimétrica, comportándose como un timón de dirección, son las derivadas de estabilidad longitudinales las que se anulan y las lateral-direccionales ($C_{Y_{\delta_r}}$, $C_{l_{\delta_r}}$ y $C_{n_{\delta_r}}$) las no nulas y de valor el doble de las calculadas en (83)-(88) [75].

Estos resultados concuerdan con las mismas derivadas de estabilidad que proporciona una cola convencional con timón de profundidad en el estabilizador horizontal y de dirección en el estabilizador vertical, dependiendo del tipo de deflexión de los ruddervator: simétrica o antisimétrica. Además, es importante destacar que el método usado en este trabajo emplea el modelo aerodinámico para el cálculo de las derivadas de estabilidad de los controles y no sólo se basa en modelos matemáticos, como se suele hacer para tratar los fallos de actuadores en el estado del arte, tal y como se describió en el apartado 2.1. Este modelo también tiene en cuenta las no linealidades debidas a altas deflexiones de la superficie de control y a la condición de vuelo definida por el ángulo de ataque, el número de Mach, la posición del centro de gravedad, etc. Como se ha demostrado con las expresiones previas, cuando una superficie de control sufre un fallo y deja de estar operativa (independientemente de que sufra un bloqueo en alguna posición o que gire libre alrededor de la charnela), las derivadas de estabilidad asociadas a dicho control se reducen a la mitad de su valor, bajo la hipótesis de que se mantenga la misma condición de vuelo. En caso de que se cambiase la condición de vuelo, todas las derivadas de estabilidad deberían recalcularse, tanto las dinámicas y estáticas como las de los controles. Sin embargo, para esta nueva condición de vuelo, nuevamente, si una superficie de control se pierde, las derivadas de estabilidad de dicho control se reducen a la mitad para cualquier deflexión. Por tanto, el estudio realizado en este trabajo proporciona valores más realistas que los existentes en el estado del arte, ya que se basa en el problema aerodinámico no lineal en lugar de modelos exclusivamente matemáticos. Además, se ha demostrado que cuando se pierde una superficie de control, no solamente se reducen a la mitad de su valor las derivadas de estabilidad aerodinámicas, sino que también se acoplan los problemas lateral-direccional y longitudinal, ya que a partir de ese momento no se puede producir una deflexión simétrica o antisimétrica del control al moverse únicamente una superficie. Esto quiere decir que las seis derivadas de estabilidad son no nulas y deben tenerse en cuenta a la hora de calcular la dinámica y el autopiloto de la aeronave en la condición de fallo de actuador. En caso de que hubiese más de un par de superficies de control para controlar un grado de libertad y solo fallase un actuador, se puede seguir un procedimiento análogo al descrito para hallar las nuevas derivadas de estabilidad aerodinámicas del control. Cabe destacar que este estudio ha sido publicado en [75], suponiendo una mejora para el estado del arte.

En el caso de los flaperones, estos han sido considerados como flaps simples mediante las expresiones proporcionadas en [40], por lo que no se van a describir en detalle aquí. En caso de fallo de flaperón se puede usar el mismo procedimiento que el descrito anteriormente para calcular las nuevas capacidades del control, pero aplicado a la geometría del flaperón.

Para validar el nuevo modelo de estimación de las derivadas de estabilidad de una aeronave completa con cola en V se han usado los resultados en túnel aerodinámico de [80] para la misma aeronave con dos configuraciones de cola en V distintas. También se han calculado las derivadas de estabilidad aerodinámicas usando el programa Athena Vortex Lattice (AVL) a fin de comparar los errores obtenidos con ambos métodos de estimación. Sin embargo, las derivadas de estabilidad de los controles no se han estimado con AVL ya que, como dicen los propios desarrolladores del código, este programa no proporciona resultados precisos para estas derivadas de estabilidad por ser un método de Vortex Lattice y no tener en cuenta ciertos parámetros empíricos. En [83], se puede comprobar el error cometido con AVL respecto a ensayos en túnel aerodinámico para una aeronave de aviación general a la que aplica la regulación CS-VLA (*Certification Specification for Very Light Aeroplanes*), el cual está en el mismo rango que el obtenido en este estudio. El error relativo esperado del método propuesto es el típico de las fases de diseño conceptual y menor que el obtenido con AVL. Los datos necesarios para realizar el ensayo se resumen en la Tabla 3.12 [80]. Los resultados de las comparativas realizadas entre ensayos en túnel aerodinámico, las derivadas de estabilidad obtenidas con el método propuesto, y las calculadas con el programa AVL, así como el error relativo de ambos métodos se muestran en la Tabla 3.13 y la Tabla 3.14.

Variable	Valor
M	0.35
Re	1.28×10^6
Angle of Attack (AoA)	0
Angle of Sideslip (AoS)	0

Tabla 3.12: Condición de vuelo para los ensayos en túnel aerodinámico de [80].

Derivadas de estabilidad	Túnel aerodinámico	Método propuesto	AVL	Error relativo del método propuesto, %	Error relativo del AVL, %
$C_{L\alpha}$	4.870	5.176	5.307	6.29	8.97
$C_{m\alpha}$	-1.218	-1.232	-1.253	1.18	2.88
$C_{Y\beta}$	-0.630	-0.578	-0.627	-8.24	-0.44
$C_{l\beta}$	-0.152	-0.164	-0.129	7.84	-15.09
$C_{n\beta}$	0.149	0.155	0.083	3.72	-44.51
$C_{m\delta_e}$	-1.375	-1.803	-	31.09	-
$C_{l\delta_r}$	-0.100	-0.097	-	-3.30	-
$C_{n\delta_r}$	0.166	0.151	-	-8.98	-

Tabla 3.13: Derivadas de estabilidad aerodinámicas de [80] para el avión con una cola en V de 35° de diedro [75].

Derivadas de estabilidad	Túnel aerodinámico	Método propuesto	AVL	Error relativo del método propuesto, %	Error relativo del AVL, %
C_{L_α}	5.042	5.021	5.132	-0.42	1.78
C_{m_α}	-0.882	-0.807	-0.809	-8.53	-8.31
C_{Y_β}	-1.003	-0.932	-0.831	-7.08	-17.14
C_{l_β}	-0.201	-0.227	-0.165	13.13	-17.65
C_{n_β}	0.292	0.320	0.176	9.56	-39.69
$C_{m_{\delta_e}}$	-1.432	-1.532	-	6.98	-
$C_{l_{\delta_r}}$	-0.115	-0.106	-	-7.60	-
$C_{n_{\delta_r}}$	0.201	0.197	-	-1.81	-

Tabla 3.14: Derivadas de estabilidad aerodinámicas de [80] para el avión con una cola en V de 47° de diedro [75].

El error relativo que aparece en el coeficiente $C_{m_{\delta_e}}$ de la Tabla 3.13 es acorde al error que el mismo coeficiente presenta en [80], donde se lleva a cabo una comparación entre el resultado teórico y el medido. Además, el error relativo de esta derivada de estabilidad del control mostrado en la Tabla 3.14 es del mismo orden que el resto de errores expuestos. Como puede verse, el error alcanzado es coherente con el de las etapas de diseño conceptual y preliminar, y el método propuesto presenta menos error que el proporcionado por AVL, especialmente en el coeficiente C_{n_β} . Además, en [78], las ecuaciones (51)-(54) han sido validadas para diferentes aviones a través de ensayos en túnel aerodinámico. Por lo tanto, el método propuesto ha sido validado.

3.5. Modelo de fallo de pérdida simétrica de cola en V

Como se dijo en el último apartado de la sección 2, los modelos del estado del arte que reproducen los fallos estructurales solamente abordan el problema aerodinámico de forma precisa, en el mejor de los casos. Sin embargo, tal y como se comentó, esto proporciona resultados poco realistas. Por esta razón, en este trabajo se van a detallar los efectos que tiene la pérdida de un elemento estructural para la aeronave y, en caso de que sea posible, se cuantificará cada uno de ellos. A través de los valores numéricos de cada cambio producido se podrán establecer las modificaciones principales a tener en cuenta en los modelos dinámicos y las hipótesis razonables que se pueden asumir. Este estudio se ha publicado parcialmente en [75], ya que no se presentan algunas de las conclusiones recogidas aquí.

El modelo dinámico de la pérdida simétrica de la cola en V debe tener en cuenta no solamente las variaciones aerodinámicas detalladas, sino también las variaciones de la masa del avión y del centro de gravedad, así como el cambio de los momentos de inercia. Este modelo es otra contribución original de la tesis. Se supone que la pérdida de cola se produce conforme a la Figura 33. Lo primero, es necesario calcular el nuevo modelo másico con el daño de la cola en V para poder seguir un procedimiento análogo al explicado en el ANEXO A. Para esto, se pueden usar las siguientes ecuaciones, en las cuales se han aplicado las hipótesis explicadas tras las expresiones:

Figura 33: Esquema con la pérdida de cola en V [75].

$$W_{Vtail}^* = W_{Vtail} \cdot (1 - E) \quad (89)$$

$$X_{cg}^*|_{Aircraft} = \frac{\sum W_j \cdot X_{cgj}}{\sum W_j} \quad (90)$$

$$Z_{cg}^*|_{Aircraft} = \frac{\sum W_j \cdot Z_{cgj}}{\sum W_j} \quad (91)$$

donde E es el porcentaje de envergadura de cola perdida. El subíndice j hace referencia a cada elemento en los que se ha descompuesto la aeronave, y que son los incluidos en la Tabla A. 1. De estos elementos, los únicos que cambian son los referidos a la cola en V y a las superficies de control debido a la pérdida de ruddervators. En la ecuación (89) se ha supuesto que la masa de la cola está igualmente distribuida en la envergadura, a pesar de que esto en la realidad no sería así puesto que los mayores esfuerzos se dan en el encaسته de la superficie sustentadora. Además, hay que tener en cuenta que en las etapas de diseño conceptual y preliminar no se conoce aún en detalle la estructura de cada elemento, con lo que sería imposible estimar la distribución de peso con alta precisión. No obstante, puesto que el peso de este elemento estructural es pequeño en comparación con el peso total de la aeronave, el error cometido con esta hipótesis es despreciable en comparación con los errores asociados a los modelos de cálculo usados. Debido a la pérdida de la zona de la punta de la cola, el centro de gravedad de este elemento del avión se adelantaría también. La variación del centro de gravedad de la cola debido a la pérdida simétrica considerada es del orden de 0.05 m, mientras que el brazo de momentos l_v , mide 3.02 m, lo que implica que la variación del centro de gravedad de la cola respecto al brazo de momentos supone un 1.6%, pero nuevamente este efecto se ha considerado despreciable. De la misma forma, los momentos de inercia cambiarían con la nueva geometría. Para la aeronave completa, este cambio se podría estimar a partir de los momentos de inercia de la aeronave completa, viendo cómo varían los momentos de inercia debidos exclusivamente a la cola en

V mediante el modelo de estimación de [42]. Los momentos de inercia de la cola en V calculados como si fuesen un estabilizador horizontal respecto a su propio centro de gravedad son $[I_{ox}, I_{oy}, I_{oz}] = [0.01, 0.507, 0.517]$ kgm², mientras que en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V serían $[I_{ox}, I_{oy}, I_{oz}] = [0.002, 0.319, 0.320]$ kgm². El orden de magnitud de estos momentos de inercia respecto a los momentos de inercia del avión completo sin pérdida de cola es de 10^{-3} para los ejes z e y, y de 10^{-4} para el eje x, igual que el que se obtiene en las DATCOM para un caso de ejemplo [42]. Sin embargo, el cambio del momento de inercia del avión completo debido al cambio en la componente de Steiner de la cola sí sería importante. A pesar de esto, este efecto no se ha considerado de cara a cálculos posteriores, ya que falta mucha información acerca de la distribución de masas de la aeronave como para lograr unos cálculos de momentos de inercia suficientemente precisos. También es importante retener el cambio del centro de gravedad del avión. A pesar de que, como se ha dicho, la cola pese poco en comparación con el peso total de la aeronave, es uno de los elementos más alejados del centro de gravedad, por lo que una variación en su peso, por pequeña que sea, puede tener consecuencias notables en la posición del centro de gravedad. La posición del centro de gravedad para la condición de vuelo de diseño era 1.71 m desde el morro del avión, o 23.6% expresado como porcentaje de la CMA. En el caso de pérdida simétrica de un 50% de la cola en V, el centro de gravedad pasa a situarse a 1.64 m desde el morro, o 16.57% como porcentaje de la CMA. Como se puede ver, la variación de la posición longitudinal del centro de gravedad no se puede despreciar ya que es mayor que la máxima variación que experimenta la aeronave en función del combustible y la carga de pago transportada. De hecho, esta posición pasaría a ser la condición de vuelo con el centro de gravedad más adelantado pues es menor que cualquiera de las posiciones mostradas en la Tabla A. 2.

Las expresiones para calcular las nuevas derivadas de estabilidad aerodinámicas son:

$$b_{Vtail}^* = (1 - E) \cdot b_{Vtail} \quad (92)$$

$$c_{tVtail}^* = \frac{1}{b_{Vtail}} \cdot (c_{tVtail} - c_{rVtail}) \cdot b_{Vtail}^* + c_{rVtail} \quad (93)$$

$$S_{Vtail}^* = \frac{(c_{tVtail}^* + c_{rVtail})}{2} \cdot b_{Vtail}^* \quad (94)$$

$$A_{Vtail}^* = \frac{(b_{Vtail}^*)^2}{S_{Vtail}^*} \quad (95)$$

$$\lambda_{Vtail}^* = \frac{c_{tVtail}^*}{c_{rVtail}} \quad (96)$$

$$MAC_{Vtail}^* = \frac{2}{3} \cdot c_{rVtail} \cdot \frac{\lambda_{Vtail}^{*2} + \lambda_{Vtail}^* + 1}{\lambda_{Vtail}^* + 1} \quad (97)$$

$$y_{MAC_{Vtail}}^* = \frac{b_{Vtail}^*}{6} \cdot \frac{1 + 2\lambda_{Vtail}^*}{1 + \lambda_{Vtail}^*} \quad (98)$$

$$x_{MAC_{Vtail}}^* = \frac{b_{Vtail}^*}{6} \cdot \frac{1 + 2\lambda_{Vtail}^*}{1 + \lambda_{Vtail}^*} \cdot \tan \Lambda_{VtailLE} \quad (99)$$

$$C_{L_N \alpha_N}^* = \frac{2\pi \cdot A_{Vtail}^*}{2 + \sqrt{\left(\frac{A_{Vtail}^* \cdot \beta_{MACH}}{\kappa_{Vtail}}\right)^2 \cdot \left(1 + \left(\frac{\tan \Lambda_{Vtail c/2}}{\beta_{MACH}}\right)^2\right) + 4}} \quad (100)$$

A partir de este coeficiente $C_{L_N \alpha_N}^*$ se pueden recalcular todas las derivadas de estabilidad de la cola en V con el procedimiento explicado en la sección A.2. Como puede verse, el brazo de momentos aerodinámico cambia debido a dos efectos simultáneos: el cambio del centro de gravedad del avión y la variación de la posición del centro aerodinámico de la cola. Cuanto mayor es la pérdida de cola en V, mayor será el brazo de momentos entre el centro de gravedad y el centro aerodinámico de la cola, ya que el cambio que experimenta el centro de gravedad adelantándose es mayor que el que le sucede al centro aerodinámico. Además, otro efecto a tener en cuenta desde el punto de vista aerodinámico es la pérdida de superficie de cola, que también afecta en gran medida a las derivadas de estabilidad de la misma.

A continuación, se muestran una serie de figuras con el cambio de los modos propios de la aeronave en función del porcentaje de cola perdida con las hipótesis y modelos descritos hasta ahora. En la Figura 34 se incluye la variación de todos los modos propios longitudinales y lateral-direccionales en una misma representación con el fin de ver cuáles son los más afectados. La Figura 35 contiene la zona ampliada de los modos propios longitudinales. Los modos propios lateral-direccionales cuyo autovalor es real sin parte compleja se muestran en la Figura 36. Finalmente, el autovalor correspondiente al balanceo Holandés de parte imaginaria positiva se representa en la Figura 37. A excepción de la Figura 34, el resto están recogidas en la publicación fruto de este estudio [75].

Figura 34: Evolución de los modos propios (a) longitudinales y (b) lateral-direccionales del ATLANTÉ con la pérdida de cola en V.

Figura 35: Evolución de los modos propios (a) fugaide y (b) corto periodo del ATLANTIS con la pérdida de cola en V [75].

Figura 36: Evolución de los modos propios (a) espiral y (b) convergencia en balance del ATLANTIS con la pérdida de cola en V [75].

Figura 37: Evolución del balance Holandés del ATLANTIS con la pérdida de cola en V [75].

3.6. Linealización de cada superficie de control en caso de fallo de bloqueo de actuador

Otro estudio interesante es investigar el número mínimo de modelos linealizados que son necesarios para acomodar la no linealidad de las derivadas de estabilidad de los controles debidas a altas deflexiones con un error relativo fijo. Esto podría ayudar al diseño del sistema FDI de cara a la identificación del fallo si se usa un algoritmo basado en modelos sin estimadores, así como a la estimación del coste de memoria y computacional requerido por dicho sistema, o al cálculo de las nuevas condiciones de trimado post-fallo y posterior diseño del autopiloto, por ejemplo. Nuevamente cabe destacar que este estudio ha sido publicado en [75].

Cada superficie de control tiene tres coeficientes de fuerzas y tres coeficientes de momentos, y solamente una linealización posible desde el punto de vista de control o del sistema FDI. El primer paso de este estudio es estimar las derivadas de estabilidad de las superficies de control usando las expresiones antes detalladas. Después, se ha de chequear cuál es el coeficiente más importante comparado con una derivada de estabilidad similar del avión completo, y usar dicha derivada de estabilidad del control para fijar los puntos de linealización que servirán para calcular los diferentes modelos dinámicos de referencia. La leyenda "*reference models*" de las figuras siguientes hace referencia a la derivada de estabilidad constante del control a lo largo de la cual el error relativo respecto a la derivada de estabilidad tomada como real ("*current models*") es menor del 5%. Cuando el error relativo llega al 5%, se toma el valor del coeficiente real como el nuevo coeficiente de referencia. De cara a acomodar la no linealidad de los controles debida a altas deflexiones, los coeficientes aerodinámicos podrían ser linealizados tomando estos modelos de referencia como los rangos de deflexión del control válidos para cada linealización, las cuales sirven como modelos de referencia para el desarrollo del sistema FDI o del control, como se dijo anteriormente. A continuación, se van a mostrar las figuras con los dos coeficientes más importantes de cada superficie de control. En la Figura 38 está representado el coeficiente de momento de cabeceo y de guiñada del ruddervator interno. Análogamente, los coeficientes principales del ruddervator externo se incluyen en la Figura 39. En el caso de los flaperones (denotados en este caso como δ_a), los coeficientes más importantes son los de balance y cabeceo, mostrados en la Figura 40. Aunque en el caso de los ruddervator los dos coeficientes principales proporcionan el mismo número de puntos de linealización (Figura 41), para los flaperones es el coeficiente de cabeceo el que contiene un mayor número de puntos, tal y como se muestra en la Figura 42. Por esto, el momento de cabeceo es el elegido para linealizar los flaperones con el objetivo de asegurar el nivel de precisión elegida.

Figura 38: Derivadas de estabilidad principales para el ruddervator interno comparadas con coeficientes característicos similares del avión completo [75].

Figura 39: Derivadas de estabilidad principales para el ruddervator externo comparadas con coeficientes característicos similares del avión completo [75].

Figura 40: Derivadas de estabilidad principales para un flaperón comparadas con coeficientes característicos similares del avión completo [75].

Figura 41: Puntos de linealización del momento de cabeceo (a) del ruddervator interno y (b) del ruddervator externo con un error relativo máximo del 5% [75].

Figura 42: Puntos de linealización del momento de cabeceo (a) y del momento de balance de un flaperón con un error relativo máximo del 5% [75].

Los resultados obtenidos tienen sentido físico, puesto que las derivadas de estabilidad principales de los ruddervator son los momentos de cabeceo y guiñada, coincidiendo con su función principal de trimado longitudinal y giros coordinados en el problema lateral-direccional. Asimismo, en el caso de los flaperones, la contribución principal es el momento de alabeo coincidiendo con su función primaria como alerones, siendo el segundo término más importante el de cabeceo. Este segundo resultado justificaría el uso de flaps de borde de ataque no sólo para producir un incremento de sustentación, sino también para compensar el elevado momento de cabeceo que introducen los flaps por el desplazamiento de la curva de sustentación hacia el borde de salida.

4. MODELO DINÁMICO DE UNA AERONAVE DE ALA FIJA

En esta sección se va a desarrollar desde el principio el modelo dinámico de una aeronave de ala fija para tener en cuenta los escenarios de fallo descritos: bloqueo de actuador, pérdida de potencia total, y pérdida simétrica de la cola en V. Además, se van a tener en cuenta los efectos que un supuesto fallo estructural no simétrico tendría sobre la aerodinámica, puesto que aparecerían términos de acoplamiento entre el problema longitudinal y el lateral-direccional.

4.1. Trimado

El primer paso es establecer la condición de trimado de la aeronave una vez que ha surgido un fallo. Este estudio es una contribución original del presente trabajo. Para ello se va a utilizar la condición de vuelo de crucero, caracterizada por ser un vuelo estacionario, rectilíneo, simétrico, con alas a nivel. El problema lateral-direccional se trima manteniendo la simetría de la aeronave, siempre que sea posible. En caso contrario, sería necesario establecer las ecuaciones de este problema y extraer de ellas las deflexiones necesarias de los controles. Las expresiones longitudinales de trimado para el caso de bloqueo de flaperón son:

$$mg/(0.5\rho V^2 S_{ref}) = C_{L_{cruise}} \quad (101)$$

$$C_{L_{cruise}} \cos \theta = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_{r_{trim}}}} \delta_{r_{trim}} + C_{L_{\delta_f}} \delta_f + C_{L_{\delta^*}} \delta^* \quad (102)$$

$$C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_{r_{trim}}}} \delta_{r_{trim}} + C_{m_{\delta_f}} \delta_f + C_{m_{\delta^*}} \delta^* = 0 \quad (103)$$

donde S_{ref} es la superficie de referencia tomada como la superficie en planta del ala, ρ es la densidad atmosférica de la condición de vuelo de crucero seleccionada, V es la velocidad de vuelo en TAS, m es la masa del avión, g es la aceleración de la gravedad, α es el ángulo de ataque, θ es el ángulo de asiento del avión, δ^* es la posición de la superficie de control bloqueada, δ_f es la deflexión de la superficie de control equivalente a la que se ha bloqueado (la simétrica a la dañada en el caso del ATLANTE), δ_e es la deflexión del timón de profundidad (en el caso del ATLANTE son los ruddervator como timones de profundidad), $\delta_{r_{trim}}$ es la deflexión del timón de dirección como si fuese un timón de profundidad, y el resto de coeficientes como C_{L_α} , C_{L_0} , $C_{L_{\delta_e}}$, C_{m_0} , etc. son las derivadas de estabilidad aerodinámicas del avión comentadas en el apartado anterior. En el caso de que el flaperón gire libre alrededor de la charnela bastaría con calcular la deflexión del actuador anulando el momento alrededor de su charnela. La contribución del resto de fuerzas se realizaría multiplicando las derivadas de estabilidad asociadas a dicha superficie de control por la deflexión calculada. El flaperón sano se debería quedar en la deflexión simétrica para garantizar la simetría del avión.

Si por el contrario es un ruddervator el que falla, se deben tener en cuenta algunas consideraciones adicionales. En caso de fallo de un ruddervator, aquel que falle se convertirá automáticamente en la superficie de control de cola que se comportará como timón de dirección, ya que a partir de ese

instante es imposible la deflexión simétrica del mismo. Esto quiere decir que sería imposible obtener un $\delta_{r_{trim}}$, salvo para la deflexión de bloqueo del ruddervator, la cual es, de hecho, obligatoria para mantener la simetría de la aeronave. En caso de que el fallo fuese de giro libre alrededor de la charnela, la deflexión $\delta_{r_{trim}}$ habría que calcularla mediante el equilibrio de momentos alrededor de la charnela, de forma análoga al caso anterior. Si fuese necesario, se podrían utilizar los flaperones como flaps para proporcionar un momento de cabeceo que ayude al timón de profundidad a equilibrar la aeronave. En este caso las ecuaciones serían análogas al caso anterior:

$$C_{L_{cruise}} \cos \theta = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_{f_{trim}}}} \delta_{f_{trim}} + C_{L_{\delta_r}} \delta_r + C_{L_{\delta^*}} \delta^* \quad (104)$$

$$C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_{f_{trim}}}} \delta_{f_{trim}} + C_{m_{\delta_r}} \delta_r + C_{m_{\delta^*}} \delta^* = 0 \quad (105)$$

En el caso de pérdida simétrica de cola, el único cambio respecto a las ecuaciones de trimado de una aeronave de cola en V sería en las derivadas de estabilidad del avión. Se podrían seguir teniendo en cuenta las consideraciones comentadas acerca de la ayuda que pueden proporcionar los flaperones o los ruddervator que hacen de timón de dirección al timón de profundidad para trimar la aeronave.

Por último, si se produjese una pérdida total de potencia, los aspectos a tener en cuenta son los mismos que en el caso de pérdida de cola en V, con las derivadas de estabilidad originales de la aeronave sin fallo. En este caso se perdería el control de *throttle* y la potencia de salida de la hélice ($P_{disponible}$) sería nula para cualquier instante posterior al fallo.

En el caso de dos fallos simultáneos, los escenarios considerados eran: flaperón + ruddervator (interno o externo), un ruddervator interno y uno externo, o dos ruddervator (internos o externos). En el primer escenario, es necesario deflectar el flaperón sin fallo a la misma posición que el flaperón con fallo, y hacer lo mismo con el ruddervator que ha fallado. Esto deja unas ecuaciones de trimado del tipo:

$$C_{L_{cruise}} \cos \theta = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_f}} \delta_f + C_{L_{\delta_f^*}} \delta_f^* + C_{L_{\delta_r}} \delta_r + C_{L_{\delta_r^*}} \delta_r^* \quad (106)$$

$$C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_f}} \delta_f + C_{m_{\delta_f^*}} \delta_f^* + C_{m_{\delta_r}} \delta_r + C_{m_{\delta_r^*}} \delta_r^* = 0 \quad (107)$$

donde δ_f^* y δ_r^* son las posiciones de bloqueo del flaperón y del ruddervator dañados, respectivamente. Como se puede observar, directamente se ha atribuido el control como timón de dirección al ruddervator dañado por las razones comentadas anteriormente. Las deflexiones del par de controles sanos serían $\delta_f = \delta_f^*$ y $\delta_r = -\delta_r^*$, acorde al criterio de signos establecido. Nótese que las derivadas de estabilidad longitudinales para un par de ruddervator simétricos cambian el signo de un ruddervator a otro, con lo que al cambiar también el signo de la deflexión el resultado total es el doble que el de la deflexión de un único ruddervator. Esto es así de acuerdo al desarrollo del cálculo de las derivadas de estabilidad de los controles del apartado anterior. Podría darse el caso de que debido a la casuística

del problema apareciese una condición de vuelo en la que fuese imposible el trimado de la aeronave, por lo que ésta se volvería incontrolable. En cualquier otro caso, será posible realizar un control de vuelo más o menos seguro que garantice que la aeronave no se estrelle.

En el segundo de los escenarios, en caso de fallo de dos ruddervator correspondientes a distinto control (timón de dirección y de profundidad), las ecuaciones del trimado serían:

$$C_{L_{cruise}} \cos \theta = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_{ftrim}}} \delta_{ftrim} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_e^*}} \delta_e^* + C_{L_{\delta_r}} \delta_r + C_{L_{\delta_r^*}} \delta_r^* \quad (108)$$

$$C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_{ftrim}}} \delta_{ftrim} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_e^*}} \delta_e^* + C_{m_{\delta_r}} \delta_r + C_{m_{\delta_r^*}} \delta_r^* = 0 \quad (109)$$

donde δ_e^* y δ_r^* son las posiciones de bloqueo del ruddervator que se comportaba como timón de profundidad y del ruddervator como timón de dirección, respectivamente. A partir de este instante, ambos ruddervator se comportarán como timón de dirección, ya que es imposible la deflexión simétrica de cualquiera de ellos. Un caso especial podría ser aquel en el que los actuadores dañados sean de paneles de cola diferentes, es decir, uno de la izquierda y uno de la derecha. En dicho caso se podría enviar a cada ruddervator sano la suma de las deflexiones requeridas como timón de dirección y de profundidad, haciendo que se comporten de las dos maneras de forma simultánea. Para que esto funcionase, sería necesario ponderar la señal de cada tipo de control (deflexiones δ_e y δ_r requeridas por el autopiloto) que se envía a cada superficie de control a través del cociente entre las derivadas de estabilidad de cada una. De esta forma, en el diseño del autopiloto, se tendría un actuador “virtual” cuyas derivadas de estabilidad serían el resultado de la combinación de ambas superficies de control funcionando simultáneamente en las dos variables de control. En cualquier caso, este es un escenario particular que sería el menos severo de todos los posibles, por lo que se va a trabajar en un escenario en el que fallen los dos ruddervator del mismo lado. Además, la solución obtenida para este escenario vale también para el escenario particular anterior. En este caso, es necesario trimar longitudinalmente la aeronave mediante la deflexión de los flaperones como flaps. A partir de esta condición de trimado, se deflectarían diferencialmente para controlar de forma simultánea el balance y el cabeceo del avión, es decir, comportándose como alerones y timón de profundidad convencional. Al igual que ocurría antes, es posible que se produjesen fallos de este tipo que no sea posible trimar, en cuyo caso la aeronave sería incontrolable.

Por último, si fallasen dos ruddervator correspondientes a la misma variable de control, esto es, simétricos, se usarían los dos ruddervator sanos que restan para el control simultáneo como timón de profundidad y de dirección. Como se puede comprobar, este caso es un caso específico del escenario particular del fallo anterior, ya que las derivadas de estabilidad de ambas superficies de control son las mismas en valor absoluto, lo que hace que la ponderación entre señales sea justo la mitad para cada variable de control. La deflexión de trimado de cada ruddervator sano sería la que trime el problema lateral-direccional. A pesar de que se podría pensar que se pueden trimar dos grados de

libertad lateral-direccionales al tener dos superficies de control con deflexión diferencial, esto no es posible. Las ecuaciones lateral-direccionales para trimar el balance y la guiñada, por ejemplo, serían:

$$C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_{r_l}}\delta_{r_l} + C_{l\delta_{r_r}}\delta_{r_r} + C_{l\delta_{r_l}^*}\delta_{r_l}^* + C_{l\delta_{r_r}^*}\delta_{r_r}^* = 0 \quad (110)$$

$$C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_{r_l}}\delta_{r_l} + C_{n\delta_{r_r}}\delta_{r_r} + C_{n\delta_{r_l}^*}\delta_{r_l}^* + C_{n\delta_{r_r}^*}\delta_{r_r}^* = 0 \quad (111)$$

donde los δ_{r_l} y δ_{r_r} hacen referencia a los ruddervator de la izquierda y la derecha respectivamente. El resto de la notación es análoga a los casos anteriores. Teniendo en cuenta que las derivadas de estabilidad de las superficies de control sanas son iguales, las ecuaciones anteriores se pueden reescribir como:

$$A_1(\delta_{r_l} + \delta_{r_r}) = A_2 \quad (112)$$

$$B_1(\delta_{r_l} + \delta_{r_r}) = B_2 \quad (113)$$

Como se puede observar, ambas ecuaciones son en realidad la misma, demostrando que solamente es posible controlar uno de los grados de libertad del problema lateral-direccional. Se selecciona el ángulo de guiñada como el grado de libertad a trimar por los ruddervator, ya que el ángulo de balance es mucho más eficiente trimarlo con los alerones a la vista de las derivadas de estabilidad de los controles. Además, la fuerza lateral existente que no se podría anular conllevaría el desplazamiento lateral de la aeronave en un vuelo rectilíneo, el cual se puede corregir mediante el controlador de rumbo del autopiloto. Por esto, se deben usar los flaperones como control de un grado de libertad lateral-direccional (balance) y de otro longitudinal (cabeceo). Las ecuaciones longitudinales se obtendrían de forma análoga a los escenarios anteriores y no van a mostrarse aquí.

Para finalizar, el caso de tres fallos simultáneos considerados es la pérdida simétrica de cola en V más los dos ruddervator externos. Este caso es el mismo que el anterior, solo que modificando también las derivadas de estabilidad tanto de la aeronave como de los controles en la forma en la que se explicó en la sección previa.

A modo de ejemplo, en la Tabla 4.1 se han incluido las deflexiones necesarias de los ruddervator en caso de bloqueo de un flaperón en diferentes posiciones. Los cálculos están hechos para la condición de crucero de diseño. La sustentación de la cola provoca que no se obtenga un comportamiento simétrico, mientras que para mantener suficiente rango de movimiento del ruddervator como timón de profundidad (δ_e), a partir de que se necesite una deflexión de este control de más de 10° se usa también el otro ruddervator deflectado simétricamente como timón de profundidad ($\delta_{r_{trim}}$) para ayudar en el trimado, y a partir de esa posición se comportaría como timón de dirección. La no linealidad en la derivada de estabilidad del control provoca que en posiciones de bloqueo de -25° se necesite menor deflexión que para una posición de bloqueo de -20° .

Condición	δ_e (°)	δ_{rtrim} (°)
Sin fallo	-0.3	0.0
Bloqueo de flaperón a -25°	6.5	6.5
Bloqueo de flaperón a -20°	6.9	6.9
Bloqueo de flaperón a -15°	6.5	6.5
Bloqueo de flaperón a -10°	9.8	0.0
Bloqueo de flaperón a -5°	4.7	0.0
Bloqueo de flaperón a 5°	-5.4	0.0
Bloqueo de flaperón a 10°	-10.5	0.0
Bloqueo de flaperón a 15°	-6.8	-6.8
Bloqueo de flaperón a 20°	-7.2	-7.2
Bloqueo de flaperón a 25°	-6.7	-6.7

Tabla 4.1: Deflexiones de los ruddervator para trimar la aeronave en el escenario de fallo correspondiente a un bloqueo de flaperón [76].

4.2. Modelo dinámico

Una vez trimada la aeronave, es posible comenzar con el desarrollo del sistema dinámico del avión completo. El criterio de signos de velocidades, fuerzas y momentos es acorde al establecido en la Figura 43, la cual se ha extraído de la publicación [76] relacionada con esta tesis doctoral.

Figura 43: Criterio de signos (a) de velocidades, y (b) fuerzas y momentos del modelo dinámico [76].

Las ecuaciones de partida son [84]:

$$-mg \sin \theta + F_{T_x} + F_{A_x} = m(\dot{u} - rv + qw) \quad (114)$$

$$mg \cos \theta \sin \phi + F_{T_y} + F_{A_y} = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (115)$$

$$mg \cos \theta + F_{T_z} + F_{A_z} = m(\dot{w} - qu + pv) \quad (116)$$

$$L_T + L_A = (I_z - I_y)qr - I_{xz}pq + I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} \quad (117)$$

$$M_T + M_A = -(I_z - I_x)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) + I_y\dot{q} \quad (118)$$

$$N_T + N_A = -(I_x - I_y)pq + I_{xz}qr + I_z\dot{r} - I_{xz}\dot{p} \quad (119)$$

Las fuerzas y momentos aerodinámicos y propulsivos deben ser linealizados alrededor de alguna condición de vuelo de referencia concreta. Tomando esta condición de referencia después de un fallo de actuador, las fuerzas y momentos aerodinámicos linealizados son:

$$F_{Ax} = X_0 + X_u u + X_v v + X_w w + X_p p + X_q q + X_r r + X_{\delta_j} \delta_j + X_{\delta_i^*} \delta_i^* \quad (120)$$

$$F_{Ay} = Y_u u + Y_v v + Y_w w + Y_p p + Y_q q + Y_r r + Y_{\delta_j} \delta_j + Y_{\delta_i^*} \delta_i^* \quad (121)$$

$$F_{Az} = Z_0 + Z_u u + Z_v v + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_p p + Z_q q + Z_r r + Z_{\delta_j} \delta_j + Z_{\delta_i^*} \delta_i^* \quad (122)$$

$$L_A = L_u u + L_v v + L_w w + L_p p + L_q q + L_r r + L_{\delta_j} \delta_j + L_{\delta_i^*} \delta_i^* \quad (123)$$

$$M_A = M_0 + M_u u + M_v v + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_p p + M_q q + M_r r + M_{\delta_j} \delta_j + M_{\delta_i^*} \delta_i^* \quad (124)$$

$$N_A = N_u u + N_v v + N_w w + N_p p + N_q q + N_r r + N_{\delta_j} \delta_j + N_{\delta_i^*} \delta_i^* \quad (125)$$

donde δ_j hace referencia a todos los controles sanos de la aeronave y δ_i^* hace referencia a todos los controles dañados de la aeronave. El nuevo modelo dinámico de la aeronave tras el fallo es una combinación de estas expresiones con las (114)-(119). A continuación, se introducen perturbaciones pequeñas alrededor de la condición de referencia en el modelo, denotada por el subíndice s . Es importante destacar que las superficies de control dañadas no pueden cambiar su posición después de quedar bloqueadas, por lo que estos términos no tienen una parte perturbada. En caso de quedar girando libres alrededor de la charnela, su deflexión en cada instante es la que equilibra el momento de charnela sin par aplicado por el actuador. Extrayendo la condición de referencia y despreciando términos de segundo orden, el modelo final resulta:

$$\begin{aligned} -mg \cos \theta_s \Delta \theta + \Delta F_{T_x} + (X_u \Delta u + X_v \Delta v + X_w \Delta w + X_p \Delta p + X_q \Delta q + X_r \Delta r + X_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = m(\Delta \dot{u} - \Delta r v_s - r_s \Delta v + \Delta q w_s + q_s \Delta w) \end{aligned} \quad (126)$$

$$\begin{aligned} mg \cos \theta_s \cos \phi_s \Delta \theta + \Delta F_{T_y} \\ + (Y_u \Delta u + Y_v \Delta v + Y_w \Delta w + Y_p \Delta p + Y_q \Delta q + Y_r \Delta r + Y_{\delta_r} \Delta \delta_r + Y_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = m(\Delta \dot{v} + \Delta r u_s + r_s \Delta u - \Delta p w_s - p_s \Delta w) \end{aligned} \quad (127)$$

$$\begin{aligned} -mg \sin \theta_s \cos \phi_s \Delta \theta - mg \cos \theta_s \sin \phi_s \Delta \phi + \Delta F_{T_z} \\ + (Z_u \Delta u + Z_v \Delta v + Z_w \Delta w + Z_{\dot{w}} \Delta \dot{w} + Z_p \Delta p + Z_q \Delta q + Z_r \Delta r + Z_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = m(\Delta \dot{w} - \Delta q u_s - q_s \Delta u + \Delta p v_s + p_s \Delta v) \end{aligned} \quad (128)$$

$$\begin{aligned} \Delta L_T + (L_u \Delta u + L_v \Delta v + L_w \Delta w + L_p \Delta p + L_q \Delta q + L_r \Delta r + L_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = (I_z - I_y)(\Delta q r_s + q_s \Delta r) - I_{xz}(\Delta p q_s + p_s \Delta q) + I_x \Delta \dot{p} - I_{xz} \Delta \dot{r} \end{aligned} \quad (129)$$

$$\begin{aligned} \Delta M_T + (M_u \Delta u + M_v \Delta v + M_w \Delta w + M_{\dot{w}} \Delta \dot{w} + M_p \Delta p + M_q \Delta q + M_r \Delta r + M_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = -(I_z - I_x)(\Delta p r_s + p_s \Delta r) + I_{xz}(2p_s \Delta p - 2r_s \Delta r) + I_y \Delta \dot{q} \end{aligned} \quad (130)$$

$$\begin{aligned} \Delta N_T + (N_u \Delta u + N_v \Delta v + N_w \Delta w + N_p \Delta p + N_q \Delta q + N_r \Delta r + N_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = -(I_x - I_y)(\Delta p q_s + p_s \Delta q) + I_{xz}(\Delta q r_s + q_s \Delta r) + I_z \Delta \dot{r} - I_{xz} \Delta \dot{p} \end{aligned} \quad (131)$$

El siguiente paso es definir la condición de vuelo de referencia. Esta condición se define normalmente como vuelo simétrico ($v_s = \beta_s = 0$), rectilíneo ($p_s = q_s = r_s = \dot{\phi}_s = \dot{\theta}_s = \dot{\psi}_s = 0$), con alas a nivel ($\phi_s = 0$), en ejes estabilidad ($w_s = \alpha_s = 0$). Además, se pueden adimensionalizar las velocidades vertical y lateral para forzar a que aparezcan el ángulo de ataque ($w = u_s \alpha$) y el de resbalamiento ($v = u_s \beta$) de la velocidad. Con todo esto, se tiene:

$$-mg \cos \theta_s \Delta \theta + \Delta F_{T_X} + (X_u \Delta u + X_\beta \Delta \beta + X_\alpha \Delta \alpha + X_p \Delta p + X_q \Delta q + X_r \Delta r + X_{\delta_j} \Delta \delta_j) = m \Delta \dot{u} \quad (132)$$

$$\begin{aligned} mg \cos \theta_s \Delta \theta + \Delta F_{T_Y} + (Y_u \Delta u + Y_\beta \Delta \beta + Y_\alpha \Delta \alpha + Y_p \Delta p + Y_q \Delta q + Y_r \Delta r + Y_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = m(u_s \Delta \dot{\beta} + u_s \Delta r) \end{aligned} \quad (133)$$

$$\begin{aligned} -mg \sin \theta_s \Delta \theta + \Delta F_{T_Z} + (Z_u \Delta u + Z_\beta \Delta \beta + Z_\alpha \Delta \alpha + Z_{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + Z_p \Delta p + Z_q \Delta q + Z_r \Delta r + Z_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = m(u_s \Delta \dot{\alpha} - u_s \Delta q) \end{aligned} \quad (134)$$

$$\Delta L_T + (L_u \Delta u + L_\beta \Delta \beta + L_\alpha \Delta \alpha + L_p \Delta p + L_q \Delta q + L_r \Delta r + L_{\delta_j} \Delta \delta_j) = I_x \Delta \dot{p} - I_{xz} \Delta \dot{r} \quad (135)$$

$$\Delta M_T + (M_u \Delta u + M_\beta \Delta \beta + M_\alpha \Delta \alpha + M_{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + M_p \Delta p + M_q \Delta q + M_r \Delta r + M_{\delta_j} \Delta \delta_j) = I_y \Delta \dot{q} \quad (136)$$

$$\Delta N_T + (N_u \Delta u + N_\beta \Delta \beta + N_\alpha \Delta \alpha + N_p \Delta p + N_q \Delta q + N_r \Delta r + N_{\delta_j} \Delta \delta_j) = I_z \Delta \dot{r} - I_{xz} \Delta \dot{p} \quad (137)$$

Finalmente, los coeficientes de las expresiones anteriores son:

$$X_u = \rho u_s S_{ref} \left(\frac{1}{2} (C_{T_{X_{\hat{u}}}} - C_{D_{\hat{u}}}) - C_{Z_s} \tan \theta_s \right) \quad (138)$$

$$X_\beta = \rho u_s S_{ref} / 2 C_{D_\beta} \quad (139)$$

$$X_\alpha = \rho u_s S_{ref} / 2 (C_{L_s} - C_{D_\alpha}) \quad (140)$$

$$X_p = -\rho u_s S_{ref} b C_{D_{\hat{p}}} / 4 \quad (141)$$

$$X_q = -\rho u_s S_{ref} \bar{c} C_{D_{\hat{q}}} / 4 \quad (142)$$

$$X_r = -\rho u_s S_{ref} c C_{D_{\hat{r}}} / 4 \quad (143)$$

$$X_{\delta_e} = -\rho u_s^2 S_{ref} C_{D_{\delta_e}} / 2 \quad (144)$$

$$X_{\delta_r} = -\rho u_s^2 S_{ref} C_{D_{\delta_r}} / 2 \quad (145)$$

$$X_{\delta_f} = -\rho u_s^2 S_{ref} C_{D_{\delta_f}} / 2 \quad (146)$$

$$Y_u = \rho u_s S_{ref} C_{Y_{\hat{u}}} / 2 \quad (147)$$

$$Y_\beta = \rho u_s^2 S_{ref} C_{Y_\beta} / 2 \quad (148)$$

$$Y_\alpha = \rho u_s^2 S_{ref} C_{Y_\alpha} / 2 \quad (149)$$

$$Y_p = \rho u_s S_{ref} b C_{Y_{\hat{p}}} / 4 \quad (150)$$

$$Y_q = \rho u_s S_{ref} b C_{Y_{\hat{q}}} / 4 \quad (151)$$

$$Y_r = \rho u_s S_{ref} b C_{Y_{\hat{r}}} / 4 \quad (152)$$

$$Y_{\delta_e} = \rho u_s^2 S_{ref} C_{Y_{\delta_e}} / 2 \quad (153)$$

$$Y_{\delta_r} = \rho u_s^2 S_{ref} C_{Y_{\delta_r}} / 2 \quad (154)$$

$$Y_{\delta_f} = \rho u_s^2 S_{ref} C_{Y_{\delta_f}} / 2 \quad (155)$$

$$Z_u = \rho u_s S_{ref} \left(-\frac{1}{2} C_{L_{\hat{u}}} + C_{Z_s} \right) \quad (156)$$

$$Z_\beta = \rho u_s^2 S_{ref} C_{Z_\beta} / 2 \quad (157)$$

$$Z_\alpha = \rho u_s^2 S_{ref} (-C_{L_\alpha} - C_{D_s}) / 2 \quad (158)$$

$$Z_{\hat{\alpha}} = -\rho u_s S_{ref} \bar{c} C_{L_{\hat{\alpha}}} / 4 \quad (159)$$

$$Z_p = \rho u_s S_{ref} \bar{c} C_{L_{\hat{p}}} / 4 \quad (160)$$

$$Z_q = -\rho u_s S_{ref} \bar{c} C_{L_{\hat{q}}} / 4 \quad (161)$$

$$Z_r = \rho u_s S_{ref} \bar{c} C_{L_{\hat{r}}} / 4 \quad (162)$$

$$Z_{\delta_e} = -\rho u_s^2 S_{ref} C_{L_{\delta_e}} / 2 \quad (163)$$

$$Z_{\delta_r} = -\rho u_s^2 S_{ref} C_{L_{\delta_r}} / 2 \quad (164)$$

$$Z_{\delta_f} = -\rho u_s^2 S_{ref} C_{L_{\delta_f}} / 2 \quad (165)$$

$$L_u = \rho u_s S_{ref} b C_{l_{\hat{u}}} / 2 \quad (166)$$

$$L_\beta = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{l_\beta} / 2 \quad (167)$$

$$L_\alpha = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{l_\alpha} / 2 \quad (168)$$

$$L_p = \rho u_s S_{ref} b^2 C_{l_{\hat{p}}} / 4 \quad (169)$$

$$L_q = \rho u_s S_{ref} b^2 C_{l_{\hat{q}}} / 4 \quad (170)$$

$$L_r = \rho u_s S_{ref} b^2 C_{l_{\hat{r}}} / 4 \quad (171)$$

$$L_{\delta_e} = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{l_{\delta_e}} / 2 \quad (172)$$

$$L_{\delta_r} = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{l_{\delta_r}} / 2 \quad (173)$$

$$L_{\delta_f} = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{l_{\delta_f}} / 2 \quad (174)$$

$$M_u = \rho u_s S_{ref} \bar{c} C_{m_{\hat{u}}} / 2 \quad (175)$$

$$M_\beta = \rho u_s^2 S_{ref} \bar{c} C_{m_\beta} / 2 \quad (176)$$

$$M_\alpha = \rho u_s^2 S_{ref} \bar{c} C_{m_\alpha} / 2 \quad (177)$$

$$M_{\hat{\alpha}} = \rho u_s S_{ref} \bar{c}^2 C_{m_{\hat{\alpha}}} / 4 \quad (178)$$

$$M_p = \rho u_s S_{ref} \bar{c}^2 C_{m_{\hat{p}}} / 4 \quad (179)$$

$$M_q = \rho u_s S_{ref} \bar{c}^2 C_{m_{\hat{q}}} / 4 \quad (180)$$

$$M_r = \rho u_s S_{ref} \bar{c}^2 C_{m_{\hat{r}}} / 4 \quad (181)$$

$$M_{\delta_r} = \rho u_s^2 S_{ref} \bar{c} C_{m_{\delta_r}} / 2 \quad (182)$$

$$M_{\delta_e} = \rho u_s^2 S_{ref} \bar{c} C_{m_{\delta_e}} / 2 \quad (183)$$

$$M_{\delta_f} = \rho u_s^2 S_{ref} \bar{c} C_{m_{\delta_f}} / 2 \quad (184)$$

$$N_u = \rho u_s S_{ref} b C_{n_{\hat{u}}} / 2 \quad (185)$$

$$N_\beta = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{n_\beta} / 2 \quad (186)$$

$$N_\alpha = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{n_\alpha} / 2 \quad (187)$$

$$N_p = \rho u_s S_{ref} b^2 C_{n_{\hat{p}}} / 4 \quad (188)$$

$$N_q = \rho u_s S_{ref} b^2 C_{n_{\hat{q}}} / 4 \quad (189)$$

$$N_r = \rho u_s S_{ref} b^2 C_{n_{\hat{r}}} / 4 \quad (190)$$

$$N_{\delta_e} = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{n_{\delta_e}} / 2 \quad (191)$$

$$N_{\delta_r} = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{n_{\delta_r}} / 2 \quad (192)$$

$$N_{\delta_f} = \rho u_s^2 S_{ref} b C_{n_{\delta_f}} / 2 \quad (193)$$

donde el término $\bar{c}$ es la CMA, b es la envergadura alar, $\hat{u} = u/u_s$ es la velocidad longitudinal adimensional, $\hat{p} = pb/(2u_s)$, $\hat{q} = q\bar{c}/(2u_s)$, y $\hat{r} = rb/(2u_s)$ son las velocidades angulares adimensionales, $\hat{\alpha} = \dot{\alpha}\bar{c}/(2u_s)$ es la velocidad de variación del ángulo de ataque adimensional, y el resto de parámetros como $C_{D_{\hat{u}}}$, C_{Z_s} , C_{L_s} , $C_{D_{\hat{\alpha}}}$, $C_{D_{\delta_e}}$, $C_{D_{\delta_f}}$, $C_{L_{\hat{u}}}$, $C_{L_{\hat{\alpha}}}$, etc. son los coeficientes aerodinámicos que describen el comportamiento de la aeronave en relación con las diferentes variables. Estos últimos coeficientes pueden estimarse usando [39]–[42], [78] junto con el modelo de cálculo de derivadas de estabilidad para una cola en V presentado en este trabajo. En el caso de los términos cruzados, es decir, los términos longitudinales que están afectados por la variación de variables lateral-direccionales y viceversa, habría que desarrollar un modelo que permitiese su cálculo. En este trabajo, puesto que no se han supuesto fallos no simétricos estructurales, dichas derivadas de estabilidad serán nulas. Además, los términos $C_{D_{\hat{p}}}$, $C_{D_{\hat{q}}}$, $C_{D_{\hat{r}}}$, y $C_{Y_{\delta_f}}$ son igualmente nulos.

4.3. Modelo dinámico con turbulencia

Una vez visto el modelo dinámico de una aeronave, es posible introducir la turbulencia. Existen diferentes modelos de turbulencia, aunque el que se cita en la norma es el de Dryden, el cual puede tratarse de forma analítica. Este modelo consiste en introducir un ruido blanco que es coloreado por las funciones de transferencia correspondientes del modelo Dryden, tal y como se muestra en la Figura 44, extraída de [76]. Es importante destacar que el término q_g se obtiene de w_g , y que el r_g viene de la contribución v_g , con lo que únicamente es necesario considerar cuatro señales de ruido blanco, una por cada velocidad lineal y una más para la contribución de velocidad de balance [85]. Las funciones de transferencia anteriores son [74]:

Figura 44: Esquema de la incorporación de turbulencia al modelo dinámico [76].

$$\frac{u_g}{\eta_1} = G_u = \sigma_u \frac{\sqrt{2V/(L_u\pi)}}{s + V/L_u} = \frac{\sqrt{k_u}}{s + \lambda_u} \quad (194)$$

$$\frac{v_g}{\eta_2} = G_v = \sigma_v \sqrt{3V/(2\pi L_v)} \frac{s + V/(2\sqrt{3}L_v)}{(s + V/(2L_v))^2} = \sqrt{k_v} \frac{s + \beta_v}{(s + \lambda_v)^2} \quad (195)$$

$$\frac{w_g}{\eta_3} = G_w = \sigma_w \sqrt{3V/(2\pi L_w)} \frac{s + V/(2\sqrt{3}L_w)}{(s + V/(2L_w))^2} = \sqrt{k_w} \frac{s + \beta_w}{(s + \lambda_w)^2} \quad (196)$$

$$\frac{p_g}{\eta_4} = G_p = \sigma_w \sqrt{0.8V} \left(\frac{\pi}{4b} \right)^{\frac{7}{6}} / (2L_w)^{\frac{1}{3}} \frac{1}{s + \pi V/(4b)} = \sqrt{k_p} \frac{1}{(s + \lambda_p)} \quad (197)$$

$$\frac{q_g}{\eta_3} = G_q = \sigma_w \frac{\pi}{4b} \sqrt{\frac{3V}{2\pi L_w}} \frac{s(s + V/(2\sqrt{3}L_w))}{(s + \pi V/(4b))(s + V/(2L_w))^2} = \sqrt{k_q} \frac{s(s + \beta_q)}{(s + \lambda_{q_1})(s + \lambda_{q_2})^2} \quad (198)$$

$$\frac{r_g}{\eta_2} = G_r = \sigma_v \frac{\pi}{3b} \sqrt{\frac{3V}{2\pi L_v}} \frac{s(s + V/(2\sqrt{3}L_v))}{(s + \pi V/(3b))(s + V/(2L_v))^2} = \sqrt{k_r} \frac{s(s + \beta_r)}{(s + \lambda_{r_1})(s + \lambda_{r_2})^2} \quad (199)$$

donde σ_u , σ_v , y σ_w representan las intensidades de turbulencia y L_u , L_v , y L_w son las longitudes de escala de turbulencia. El valor de estas tres últimas depende de la regulación que se use [62], [74], aunque en ambos casos resulta la misma función de transferencia después de sustituir dichos coeficientes en las expresiones respectivas. En este trabajo, los valores de estos seis coeficientes se han tomado de [74].

Las expresiones (194)-(199) se pueden introducir en el modelo dinámico de la aeronave, resultando las siguientes expresiones, donde $\alpha_g = w_g/u_s$ y $\beta_g = v_g/u_s$ [85]:

$$\begin{aligned} -mg \cos \theta_s \Delta \theta + \Delta F_{T_x} \\ + (X_u(\Delta u + u_g) + X_\beta(\Delta \beta + \beta_g) + X_\alpha(\Delta \alpha + \alpha_g) + X_p(\Delta p + p_g) \\ + X_q(\Delta q + q_g) + X_r(\Delta r + r_g) + X_{\delta_j} \Delta \delta_j) = m \Delta \dot{u} \end{aligned} \quad (200)$$

$$\begin{aligned} mg \cos \theta_s \Delta \theta + \Delta F_{T_y} \\ + (Y_u(\Delta u + u_g) + Y_\beta(\Delta \beta + \beta_g) + Y_\alpha(\Delta \alpha + \alpha_g) + Y_p(\Delta p + p_g) + Y_q(\Delta q + q_g) \\ + Y_r(\Delta r + r_g) + Y_{\delta_j} \Delta \delta_j) = m(u_s \Delta \dot{\beta} + u_s(\Delta r + r_g)) \end{aligned} \quad (201)$$

$$\begin{aligned} -mg \sin \theta_s \Delta \theta + \Delta F_{T_z} \\ + (Z_u(\Delta u + u_g) + Z_\beta(\Delta \beta + \beta_g) + Z_\alpha(\Delta \alpha + \alpha_g) + Z_{\dot{\alpha}}(\Delta \dot{\alpha} + q_g) \\ + Z_p(\Delta p + p_g) + Z_q(\Delta q + q_g) + Z_r(\Delta r + r_g) + Z_{\delta_j} \Delta \delta_j) \\ = m(u_s(\Delta \dot{\alpha} + q_g) - u_s(\Delta q + q_g)) \end{aligned} \quad (202)$$

$$\begin{aligned} \Delta L_T + (L_u(\Delta u + u_g) + L_\beta(\Delta \beta + \beta_g) + L_\alpha(\Delta \alpha + \alpha_g) + L_p(\Delta p + p_g) + L_q(\Delta q + q_g) \\ + L_r(\Delta r + r_g) + L_{\delta_j} \Delta \delta_j) = I_x \Delta \dot{p} - I_{xz} \Delta \dot{r} \end{aligned} \quad (203)$$

$$\begin{aligned} \Delta M_T + (M_u(\Delta u + u_g) + M_\beta(\Delta \beta + \beta_g) + M_\alpha(\Delta \alpha + \alpha_g) + M_{\dot{\alpha}}(\Delta \dot{\alpha} + q_g) + M_p(\Delta p + p_g) \\ + M_q(\Delta q + q_g) + M_r(\Delta r + r_g) + M_{\delta_j} \Delta \delta_j) = I_y \Delta \dot{q} \end{aligned} \quad (204)$$

$$\begin{aligned} \Delta N_T + (N_u(\Delta u + u_g) + N_\beta(\Delta \beta + \beta_g) + N_\alpha(\Delta \alpha + \alpha_g) + N_p(\Delta p + p_g) + N_q(\Delta q + q_g) \\ + N_r(\Delta r + r_g) + N_{\delta_j} \Delta \delta_j) = I_z \Delta \dot{r} - I_{xz} \Delta \dot{p} \end{aligned} \quad (205)$$

Los sistemas de ecuaciones anteriores se pueden expresar en el espacio de estados a través de las matrices A y B. Para ello, es necesario operar las expresiones de turbulencia para dejar los términos turbulentos en función de las variables de estado del sistema:

a) u_g/η_1 :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{x}{\eta_1} = \frac{1}{s + \lambda_u} \rightarrow \dot{x} + \lambda_u x = \eta_1 \\ \frac{u_g}{x} = \sqrt{k_u} \rightarrow u_g = \sqrt{k_u} x \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = -\lambda_u x_1 + \eta_1 \\ u_g = \sqrt{k_u} x_1 \end{array} \right\} \quad (206)$$

b) v_g/η_2 :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{x}{\eta_2} = \frac{1}{s^2 + 2\lambda_v s + \lambda_v^2} \rightarrow \ddot{x} + 2\lambda_v \dot{x} + \lambda_v^2 x = \eta_2 \\ \frac{v_g}{x} = \sqrt{k_v}(s + \beta_v) \rightarrow v_g = \sqrt{k_v} \dot{x} + \sqrt{k_v} \beta_v x \end{array} \right\} \quad (207)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x}_3 + 2\lambda_v \dot{x}_3 + \lambda_v^2 x_3 = \eta_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ v_g = \sqrt{k_v} x_3 + \sqrt{k_v} \beta_v x_2 \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{array} \right\} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\lambda_v^2 & -2\lambda_v \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \eta_2 \\ \beta_g = \frac{v_g}{u_s} = \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} [\beta_v \quad 1] \begin{bmatrix} x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} \end{array} \quad (208)$$

c) w_g/η_3 :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{x}{\eta_3} = \frac{1}{s^2 + 2\lambda_w s + \lambda_w^2} \rightarrow \ddot{x} + 2\lambda_w \dot{x} + \lambda_w^2 x = \eta_3 \\ \frac{w_g}{x} = \sqrt{k_w}(s + \beta_w) \rightarrow w_g = \sqrt{k_w} \dot{x} + \sqrt{k_w} \beta_w x \end{array} \right\} \quad (209)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x}_5 + 2\lambda_w \dot{x}_5 + \lambda_w^2 x_5 = \eta_3 \\ \dot{x}_4 = x_5 \\ w_g = \sqrt{k_w} x_5 + \sqrt{k_w} \beta_w x_4 \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \end{array} \right\} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\lambda_w^2 & -2\lambda_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_4 \\ x_5 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \eta_3 \\ \alpha_g = \frac{w_g}{u_s} = \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} [\beta_w \quad 1] \begin{bmatrix} x_4 \\ x_5 \end{bmatrix} \end{array} \quad (210)$$

d) p_g/η_4 :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{x}{\eta_4} = \frac{1}{s + \lambda_p} \rightarrow \dot{x} + \lambda_p x = \eta_4 \\ \frac{p_g}{x} = \sqrt{k_p} \rightarrow p_g = \sqrt{k_p} x \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = -\lambda_p x_1 + \eta_4 \\ p_g = \sqrt{k_p} x_1 \end{array} \right\} \quad (211)$$

e) q_g/η_3 :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{x}{\eta_3} = \frac{1}{(s + \lambda_{q_1})(s^2 + 2\lambda_{q_2}s + \lambda_{q_2}^2)} = \frac{1}{s^3 + (2\lambda_{q_2} + \lambda_{q_1})s^2 + \lambda_{q_2}(2\lambda_{q_1} + \lambda_{q_2})s + \lambda_{q_2}^2 \lambda_{q_1}} \\ \frac{q_g}{x} = \sqrt{k_q}s(s + \beta_q) = \sqrt{k_q}(s^2 + \beta_q s) \end{array} \right\} \quad (212)$$

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\lambda_{q_2}^2 \lambda_{q_1} & -\lambda_{q_2}(2\lambda_{q_1} + \lambda_{q_2}) & -(2\lambda_{q_2} + \lambda_{q_1}) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_7 \\ x_8 \\ x_9 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{Bmatrix} \eta_3 \\ q_g &= \sqrt{k_q} \begin{bmatrix} 0 & \beta_q & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_7 \\ x_8 \\ x_9 \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (213)$$

f) r_g/η_2 :

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{x}{\eta_2} &= \frac{1}{(s + \lambda_{r_1})(s^2 + 2\lambda_{r_2}s + \lambda_{r_2}^2)} = \frac{1}{s^3 + (2\lambda_{r_2} + \lambda_{r_1})s^2 + \lambda_{r_2}(2\lambda_{r_1} + \lambda_{r_2})s + \lambda_{r_2}^2 \lambda_{r_1}} \\ \frac{r_g}{x} &= \sqrt{k_r} s(s + \beta_r) = \sqrt{k_r}(s^2 + \beta_r s) \end{aligned} \right\} \quad (214)$$

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\lambda_{r_2}^2 \lambda_{r_1} & -\lambda_{r_2}(2\lambda_{r_1} + \lambda_{r_2}) & -(2\lambda_{r_2} + \lambda_{r_1}) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{Bmatrix} \eta_2 \\ r_g &= \sqrt{k_r} \begin{bmatrix} 0 & \beta_r & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (215)$$

En todas las componentes de turbulencia aparecen nuevas variables de estado x_i , como se acaba de ver. En este momento, se pueden sustituir las expresiones de los términos de turbulencia en el modelo dinámico y formularlo en el espacio de estados. Las matrices del sistema y los vectores de variables de estado y control son:

$$\bar{\bar{A}} = \begin{bmatrix} \bar{\bar{A}}_{long} & \bar{\bar{A}}_{longcoup} & \bar{\bar{A}}_{longturb} & \bar{\bar{A}}_{longcoup_turb} \\ \bar{\bar{A}}_{latdircoup} & \bar{\bar{A}}_{latdir} & \bar{\bar{A}}_{latdircoup_turb} & \bar{\bar{A}}_{latdir_turb} \\ \bar{\bar{A}}_{turb long} & \bar{\bar{A}}_{turb long coup} & \bar{\bar{A}}_{turb long turb} & \bar{\bar{A}}_{turb long coup turb} \\ \bar{\bar{A}}_{turb latdir coup} & \bar{\bar{A}}_{turb latdir} & \bar{\bar{A}}_{turb latdir coup turb} & \bar{\bar{A}}_{turb latdir turb} \end{bmatrix} \quad (216)$$

$$\bar{\bar{B}}^T = \begin{bmatrix} \bar{\bar{B}}_{long} & \bar{\bar{B}}_{longturb} & \bar{\bar{B}}_{longcoup_turb} \\ \bar{\bar{B}}_{latdir} & \bar{\bar{B}}_{latdircoup_turb} & \bar{\bar{B}}_{latdir_turb} \\ & \bar{\bar{B}}_{turb} & \end{bmatrix} \quad (217)$$

$$x = \{u \quad \alpha \quad q \quad \theta \quad \beta \quad p \quad r \quad \phi \quad \psi \quad x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5 \quad x_6 \quad x_7 \quad x_8 \quad x_9 \quad x_{10} \quad x_{11} \quad x_{12}\} \quad (218)$$

$$u = \{\delta_e \quad \delta_{th} \quad \delta_f \quad \delta_r \quad \eta_1 \quad \eta_2 \quad \eta_3 \quad \eta_4\} \quad (219)$$

donde $\bar{\bar{A}}_{long}$ es la matriz del espacio de estados correspondiente al problema longitudinal, $\bar{\bar{A}}_{longcoup}$ es la matriz del espacio de estados referente a los términos del problema longitudinal que se ven afectados por componentes lateral-direccionales, $\bar{\bar{A}}_{longturb}$ son los términos del problema longitudinal que aparecen por la incorporación de la turbulencia, $\bar{\bar{A}}_{longcoup_turb}$ hace referencia a la matriz que contiene la contribución al problema longitudinal de los términos del problema lateral-direccional afectados por la turbulencia. Por otro lado, para el problema lateral direccional, $\bar{\bar{A}}_{latdircoup}$ contiene

los términos del problema lateral-direccional influidos por las componentes del longitudinal, $\bar{\bar{A}}_{latdir}$ es la matriz del espacio de estados clásica del problema lateral-direccional, $\bar{\bar{A}}_{latdir_{coup_{turb}}}$ son los términos cruzados del problema lateral-direccional influidos por los longitudinales debidos a la turbulencia, y $\bar{\bar{A}}_{latdir_{turb}}$ contiene las contribuciones propias del problema lateral-direccional debidas a la turbulencia de las variables lateral-direccionales. Respecto a los términos de las variables de estado $x_i, i = 1,2,3, \dots, 12$ que hace falta añadir al desarrollar los términos de turbulencia, la matriz $\bar{\bar{A}}_{turb_{long}}$ hace referencia a los términos de turbulencia afectados por las variables longitudinales, $\bar{\bar{A}}_{turb_{long_{coup}}}$ contiene las contribuciones de turbulencia del problema longitudinal debida a los términos cruzados del problema lateral-direccional. La matriz $\bar{\bar{A}}_{turb_{long_{turb}}}$ contiene las contribuciones de turbulencia longitudinal debido a la propia turbulencia longitudinal, mientras que $\bar{\bar{A}}_{turb_{long_{coup_{turb}}}}$ incluye los términos de turbulencia longitudinales debido a los términos cruzados de turbulencia lateral-direccional. Como puede verse a continuación, la única de estas últimas cuatro matrices que es no nula es la $\bar{\bar{A}}_{turb_{long_{turb}}}$. De forma análoga, $\bar{\bar{A}}_{turb_{latdir_{coup}}}$ contiene los términos de turbulencia lateral-direccionales debidos a la variación de las variables de estado del problema longitudinal, $\bar{\bar{A}}_{turb_{latdir}}$ contiene las contribuciones a la turbulencia del problema lateral-direccional de las variables del mismo problema, $\bar{\bar{A}}_{turb_{latdir_{coup_{turb}}}}$ es la matriz de turbulencia debida a cambios en las variables de turbulencia longitudinal, y, finalmente, $\bar{\bar{A}}_{turb_{latdir_{turb}}}$ representa las variaciones de turbulencia lateral-direccional debidas a las variables de turbulencia de este mismo problema. De igual forma que con el problema de turbulencia longitudinal, en este caso la única de estas cuatro últimas matrices que no es nula es la $\bar{\bar{A}}_{turb_{latdir_{turb}}}$. En el caso de la matriz $\bar{\bar{B}}^T$, se puede desarrollar de forma análoga al caso anterior, aunque hay que tener en cuenta que todos los términos que afectan a las variables de estado de turbulencia se han considerado en una única submatriz $\bar{\bar{B}}_{turb}$ por acortar el desarrollo. A través del modelo descrito anteriormente, es posible construir cualquier modelo simplificado como, por ejemplo, un modelo sin tener en cuenta los términos cruzados, pero sí la turbulencia, o al revés, teniendo en cuenta los términos cruzados y no la turbulencia. Las submatrices de las expresiones anteriores se pueden desarrollar obteniendo:

$$\bar{\bar{A}}_{long} = \begin{bmatrix} X'_u & X'_\alpha & X'_q & X'_\theta \\ Z'_u & Z'_\alpha & Z'_q & Z'_\theta \\ M'_u & M'_\alpha & M'_q & M'_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (220)$$

$$\bar{\bar{A}}_{long_{coup}} = \begin{bmatrix} X'_\beta & X'_p & X'_r & X'_\phi & 0 \\ Z'_\beta & Z'_p & Z'_r & Z'_\phi & 0 \\ M'_u & M'_p & M'_r & M'_\phi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (221)$$

$$\bar{\bar{A}}_{long_{turb}} = \begin{bmatrix} X'_u \sqrt{k_u} & X'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} \beta_w & X'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} & 0 & X'_q \sqrt{k_q} \beta_q & X'_q \sqrt{k_q} \\ Z'_u \sqrt{k_u} & Z'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} \beta_w & Z'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} & 0 & (Z'_q - 1) \sqrt{k_q} \beta_q & (Z'_q - 1) \sqrt{k_q} \\ M'_u \sqrt{k_u} & M'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} \beta_w & M'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} & 0 & (M'_q - M_{\dot{\alpha}}/I_y) \sqrt{k_q} \beta_q & (M'_q - M_{\dot{\alpha}}/I_y) \sqrt{k_q} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (222)$$

$$\bar{\bar{A}}_{long_{coup_{turb}}} = \begin{bmatrix} X'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} \beta_v & X'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} & X'_p \sqrt{k_p} & 0 & X'_r \sqrt{k_r} \beta_r & X'_r \sqrt{k_r} \\ Z'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} \beta_v & Z'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} & Z'_p \sqrt{k_p} & 0 & Z'_r \sqrt{k_r} \beta_r & Z'_r \sqrt{k_r} \\ M'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} \beta_v & M'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} & M'_p \sqrt{k_p} & 0 & M'_r \sqrt{k_r} \beta_r & M'_r \sqrt{k_r} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (223)$$

$$\bar{\bar{A}}_{latdir_{coup}} = \begin{bmatrix} Y'_u & Y'_\alpha & Y'_q & 0 \\ L'_u & L'_\alpha & L'_q & 0 \\ N'_u & N'_\alpha & N'_q & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (224)$$

$$\bar{\bar{A}}_{latdir} = \begin{bmatrix} Y'_\beta & Y'_p & Y'_r & Y'_\phi & 0 \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & L'_\phi & 0 \\ N'_u & N'_p & N'_r & N'_\phi & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_s & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\cos \theta_s} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (225)$$

$$\bar{\bar{A}}_{latdir_{coup_{turb}}} = \begin{bmatrix} Y'_u \sqrt{k_u} & Y'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} \beta_w & Y'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} & 0 & \left(Y'_q - \frac{Y_{\dot{\alpha}}}{mu_s}\right) \sqrt{k_q} \beta_q & X'_q \sqrt{k_q} \\ L'_u \sqrt{k_u} & L'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} \beta_w & L'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} & 0 & L_{q_{turb}} \sqrt{k_q} \beta_q & L_{q_{turb}} \sqrt{k_q} \\ N'_u \sqrt{k_u} & N'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} \beta_w & N'_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} & 0 & N_{q_{turb}} \sqrt{k_q} \beta_q & N_{q_{turb}} \sqrt{k_q} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (226)$$

$$\bar{\bar{A}}_{latdir_{turb}} = \begin{bmatrix} Y'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} \beta_v & Y'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} & Y'_p \sqrt{k_p} & 0 & Y'_r \sqrt{k_r} \beta_r & Y'_r \sqrt{k_r} \\ L'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} \beta_v & L'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} & L'_p \sqrt{k_p} & 0 & L'_r \sqrt{k_r} \beta_r & L'_r \sqrt{k_r} \\ N'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} \beta_v & N'_\beta \frac{\sqrt{k_v}}{u_s} & N'_p \sqrt{k_p} & 0 & N'_r \sqrt{k_r} \beta_r & N'_r \sqrt{k_r} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \tan \theta_s \sqrt{k_r} \beta_r & \tan \theta_s \sqrt{k_r} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\cos \theta_s} \sqrt{k_r} \beta_r & \frac{1}{\cos \theta_s} \sqrt{k_r} \end{bmatrix} \quad (227)$$

$$\bar{\bar{A}}_{turb_{long}} = \bar{\bar{0}}_{6 \times 4} \quad (228)$$

$$\bar{\bar{A}}_{turb_{long_{coup}}} = \bar{\bar{0}}_{6 \times 5} \quad (229)$$

$$\bar{A}_{turb long turb} = \begin{bmatrix} -\lambda_u & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\lambda_w^2 & -2\lambda_w & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\lambda_{q_2}^2 \lambda_{q_1} & -\lambda_{q_2} (2\lambda_{q_1} + \lambda_{q_2}) & -(2\lambda_{q_2} + \lambda_{q_1}) \end{bmatrix} \quad (230)$$

$$\bar{A}_{turb long coup turb} = \bar{0}_{6 \times 6} \quad (231)$$

$$\bar{A}_{turb lat dir coup} = \bar{0}_{6 \times 4} \quad (232)$$

$$\bar{A}_{turb lat dir} = \bar{0}_{6 \times 5} \quad (233)$$

$$\bar{A}_{turb lat dir coup turb} = \bar{0}_{6 \times 6} \quad (234)$$

$$\bar{A}_{turb lat dir turb} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\lambda_v^2 & -2\lambda_v & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\lambda_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\lambda_{r_2}^2 \lambda_{r_1} & -\lambda_{r_2} (2\lambda_{r_1} + \lambda_{r_2}) & -(2\lambda_{r_2} + \lambda_{r_1}) \end{bmatrix} \quad (235)$$

Las submatrices de la matriz de control $\bar{B}$ son:

$$\bar{B}_{long} = \begin{bmatrix} X'_{\delta_e} & Z'_{\delta_e} & M'_{\delta_e} & 0 \\ X'_{\delta_{th}} & Z'_{\delta_{th}} & M'_{\delta_{th}} & 0 \end{bmatrix} \quad (236)$$

$$\bar{B}_{long coup} = \begin{bmatrix} Y'_{\delta_e} & L'_{\delta_e} & N'_{\delta_e} & 0 & 0 \\ Y'_{\delta_{th}} & L'_{\delta_{th}} & N'_{\delta_{th}} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (237)$$

$$\bar{B}_{long turb} = \bar{0}_{2 \times 6} \quad (238)$$

$$\bar{B}_{long coup turb} = \bar{0}_{2 \times 6} \quad (239)$$

$$\bar{B}_{lat dir coup} = \begin{bmatrix} X'_{\delta_f} & Z'_{\delta_f} & M'_{\delta_f} & 0 \\ X'_{\delta_r} & Z'_{\delta_r} & M'_{\delta_r} & 0 \end{bmatrix} \quad (240)$$

$$\bar{B}_{lat dir} = \begin{bmatrix} Y'_{\delta_f} & L'_{\delta_f} & N'_{\delta_f} & 0 & 0 \\ Y'_{\delta_r} & L'_{\delta_r} & N'_{\delta_r} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (241)$$

$$\bar{B}_{lat dir coup turb} = \bar{0}_{2 \times 6} \quad (242)$$

$$\bar{B}_{lat dir turb} = \bar{0}_{2 \times 6} \quad (243)$$

$$\bar{B}_{turb} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (244)$$

En las matrices anteriores, los coeficientes X'_ϕ , Z'_ϕ , M'_ϕ , L'_ϕ , y N'_ϕ son nulos y el resto de términos representan:

$$X'_u = \frac{X_u}{m} \quad (245)$$

$$X'_\alpha = \frac{X_\alpha}{m} \quad (246)$$

$$X'_q = \frac{X_q}{m} \quad (247)$$

$$X'_\theta = -g \cos \theta_s \quad (248)$$

$$X'_\beta = \frac{X_\beta}{m} \quad (249)$$

$$X'_p = \frac{X_p}{m} \quad (250)$$

$$X'_r = \frac{X_r}{m} \quad (251)$$

$$Z'_u = \frac{Z_u}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (252)$$

$$Z'_\alpha = \frac{Z_\alpha}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (253)$$

$$Z'_q = \frac{Z_q}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (254)$$

$$Z'_\theta = \frac{-mg \sin \theta_s}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (255)$$

$$Z'_\beta = \frac{Z_\beta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (256)$$

$$Z'_p = \frac{Z_p}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (257)$$

$$Z'_r = \frac{Z_r}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (258)$$

$$M'_u = \frac{M_u + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_u}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (259)$$

$$M'_\alpha = \frac{M_\alpha + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (260)$$

$$M'_q = \frac{M_q + \frac{M_{\dot{\alpha}} (Z_q + mu_s)}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (261)$$

$$M'_\theta = \frac{M_\theta + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_\theta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (262)$$

$$M'_\beta = \frac{M_\beta + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_\beta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (263)$$

$$M'_p = \frac{M_p + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_p}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (264)$$

$$M'_r = \frac{M_r + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_r}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (265)$$

$$Y'_u = \frac{Y_u + \frac{Y_{\dot{\alpha}} Z_u}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (266)$$

$$Y'_\alpha = \frac{Y_\alpha + \frac{Y_{\dot{\alpha}}Z_\alpha}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (267)$$

$$Y'_q = \frac{Y_q + \frac{Y_{\dot{\alpha}}(Z_q + mu_s)}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (268)$$

$$Y'_\theta = \frac{\frac{Y_{\dot{\alpha}}Z_\theta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (269)$$

$$Y'_\beta = \frac{Y_\beta + \frac{Y_{\dot{\alpha}}Z_\beta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (270)$$

$$Y'_p = \frac{Y_p + \frac{Y_{\dot{\alpha}}Z_p}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (271)$$

$$Y'_r = \frac{Y_r + \frac{Y_{\dot{\alpha}}Z_r}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} - mu_s}{mu_s} \quad (272)$$

$$Y'_\phi = \frac{g \cos \theta_s}{u_s} \quad (273)$$

$$L'_u = \frac{I_z \left(L_u + \frac{L_{\dot{\alpha}}Z_u}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_u + \frac{N_{\dot{\alpha}}Z_u}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (274)$$

$$L'_\alpha = \frac{I_z \left(L_\alpha + \frac{L_{\dot{\alpha}}Z_\alpha}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_\alpha + \frac{N_{\dot{\alpha}}Z_\alpha}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (275)$$

$$L'_q = \frac{I_z \left(L_q + \frac{L_{\dot{\alpha}}(Z_q + mu_s)}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_q + \frac{N_{\dot{\alpha}}(Z_q + mu_s)}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (276)$$

$$L'_\theta = \frac{I_z \left(\frac{L_{\dot{\alpha}}Z_\theta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(\frac{N_{\dot{\alpha}}Z_\theta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (277)$$

$$L'_\beta = \frac{I_z \left(L_\beta + \frac{L_{\dot{\alpha}}Z_\beta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_\beta + \frac{N_{\dot{\alpha}}Z_\beta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (278)$$

$$L'_p = \frac{I_z \left(L_p + \frac{L_{\dot{\alpha}}Z_p}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_p + \frac{N_{\dot{\alpha}}Z_p}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (279)$$

$$L'_r = \frac{I_z \left(L_r + \frac{L_{\dot{\alpha}}Z_r}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_r + \frac{N_{\dot{\alpha}}Z_r}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (280)$$

$$N'_u = \frac{I_x \left(N_u + \frac{N_{\dot{\alpha}}Z_u}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_u + \frac{L_{\dot{\alpha}}Z_u}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (281)$$

$$N'_\alpha = \frac{I_x \left(N_\alpha + \frac{N_{\dot{\alpha}}Z_\alpha}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_\alpha + \frac{L_{\dot{\alpha}}Z_\alpha}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (282)$$

$$N'_q = \frac{I_x \left(N_\alpha + \frac{N_{\dot{\alpha}}(Z_q + mu_s)}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_q + \frac{L_{\dot{\alpha}}(Z_q + mu_s)}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (283)$$

$$N'_\theta = \frac{I_x \left(\frac{N_{\dot{\alpha}} Z_\theta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(\frac{L_{\dot{\alpha}} Z_\theta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (284)$$

$$N'_\beta = \frac{I_x \left(N_\beta + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_\beta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_\beta + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_\beta}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (285)$$

$$N'_p = \frac{I_x \left(N_p + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_p}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_p + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_p}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (286)$$

$$N'_r = \frac{I_x \left(N_r + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_r}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_r + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_r}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (287)$$

$$X'_{\delta_e} = \frac{X_{\delta_e}}{m} \quad (288)$$

$$X'_{\delta_{th}} = \frac{X_{\delta_{th}}}{m} \quad (289)$$

$$X'_{\delta_f} = \frac{X_{\delta_f}}{m} \quad (290)$$

$$X'_{\delta_r} = \frac{X_{\delta_r}}{m} \quad (291)$$

$$Z'_{\delta_e} = \frac{Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (292)$$

$$Z'_{\delta_{th}} = \frac{Z_{\delta_{th}}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (293)$$

$$Z'_{\delta_f} = \frac{Z_{\delta_f}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (294)$$

$$Z'_{\delta_r} = \frac{Z_{\delta_r}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \quad (295)$$

$$M'_{\delta_e} = \frac{M_{\delta_e} + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (296)$$

$$M'_{\delta_{th}} = \frac{M_{\delta_{th}} + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_{th}}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (297)$$

$$M'_{\delta_f} = \frac{M_{\delta_f} + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_f}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (298)$$

$$M'_{\delta_r} = \frac{M_{\delta_r} + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_r}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{I_y} \quad (299)$$

$$Y'_{\delta_e} = \frac{Y_{\delta_e} + \frac{Y_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (300)$$

$$Y'_{\delta_{th}} = \frac{Y_{\delta_{th}} + \frac{Y_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_{th}}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (301)$$

$$Y'_{\delta_f} = \frac{Y_{\delta_e} + \frac{Y_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (302)$$

$$Y'_{\delta_r} = \frac{Y_{\delta_e} + \frac{Y_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}}}{mu_s} \quad (303)$$

$$L'_{\delta_e} = \frac{I_z \left(L_{\delta_e} + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_{\delta_e} + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (304)$$

$$L'_{\delta_{th}} = \frac{I_z \left(L_{\delta_{th}} + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_{th}}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_{\delta_{th}} + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_{th}}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (305)$$

$$L'_{\delta_f} = \frac{I_z \left(L_{\delta_f} + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_f}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_{\delta_f} + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_f}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (306)$$

$$L'_{\delta_r} = \frac{I_z \left(L_{\delta_r} + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_r}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(N_{\delta_r} + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_r}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (307)$$

$$N'_{\delta_e} = \frac{I_x \left(N_{\delta_e} + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_{\delta_e} + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (308)$$

$$N'_{\delta_{th}} = \frac{I_x \left(N_{\delta_{th}} + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_{th}}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_{\delta_{th}} + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_{th}}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (309)$$

$$N'_{\delta_f} = \frac{I_x \left(N_{\delta_f} + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_f}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_{\delta_f} + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_f}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (310)$$

$$N'_{\delta_r} = \frac{I_x \left(N_{\delta_r} + \frac{N_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_r}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right) + I_{xz} \left(L_{\delta_r} + \frac{L_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_r}}{mu_s - Z_{\dot{\alpha}}} \right)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (311)$$

donde los coeficientes que representan los términos cuando varía θ se podrían identificar o calcular de forma análoga a como se calcularon en resto de coeficientes en las expresiones (138)-(193).

Es importante mencionar que el desarrollo anterior es una contribución original de esta tesis, pues en ninguna de las publicaciones del estado del arte se desarrolla con tanto detalle el modelo dinámico, ni se explica analíticamente el proceso de adición de la turbulencia al problema de la mecánica del vuelo longitudinal y lateral-direccional teniendo en cuenta posibles asimetrías en la aeronave. Parte del desarrollo de este modelo junto con el estudio de trimado, el diseño del autopiloto tolerante a fallos y la reconfiguración del sistema de guiado correspondientes a los fallos de bloqueo de un flaperón y pérdida total de potencia del motor, además del estudio de accidentes e incidentes de la

sección 3.2 y las simulaciones respectivas a cada uno de estos dos fallos mencionados, han sido publicados en [76].

Con el modelo dinámico de la aeronave, incluyendo el modelo de turbulencia, se puede pasar a explicar el proceso de diseño del autopiloto, incluido en la siguiente sección.

5. ESTUDIO DEL DISEÑO DEL AUTOPILOTO

Para el diseño del autopiloto, lo primero que se va a realizar es la selección de la estrategia de control tolerante a fallos de cara a identificar las necesidades y requisitos impuestos por todos los sistemas implicados en el *Flight Control System*.

Debido a las necesidades de diseño: (1) demostrar el cumplimiento de certificación, (2) acomodación de no linealidades del modelo dinámico, (3) tiempo pequeño de respuesta y de conmutación ante fallos, y (4) tolerancia de diferentes tipos de daños, incluyendo fallos en actuadores y fallos estructurales de diferentes partes del avión, se ha decidido implementar la técnica MMST (*Multiple Model Switching and Tuning*) como estrategia FTC. Dicha técnica se basará en la definición del modelo dinámico de la aeronave en cada escenario de fallo, cuya estimación se puede realizar a través de las secciones previas. La selección de esta estrategia automáticamente impone ciertos requisitos al sistema: se necesita un sistema FDI que evalúe la condición de vuelo o estado de la aeronave, conocer a priori los fallos que se desean tolerar (fijados en la sección 3), así como el modelo dinámico de la aeronave en cada uno de estos escenarios (explicados en las secciones 3 y 4), y se deben diseñar e implementar las diferentes leyes de control (FCL) y de guiado.

Puesto que la robustez podría enmascarar posibles fallos que el sistema FDI tiene que identificar y degradaría las cualidades de vuelo en todas las condiciones operativas para tolerar la incertidumbre fijada de diseño, ésta no se va a incorporar a la estrategia FTC. Esto quiere decir que los modelos empleados deben ser suficientemente precisos en los cálculos como para hacer viable el diseño fiable del control, y que, además, se requiere que, en la linealización de los modelos de fallo, todos los subespacios correspondientes a un fallo distinto se solapen para cubrir lo que se ha definido como “envolvente de fallo”. Esto puede verse en la Figura 45, la cual ha sido publicada en [76]. Respecto a la precisión de los modelos, en este caso, puesto que este trabajo pretende llevar a cabo un estudio de viabilidad del diseño de autopilotos FTC certificables, es la correspondiente a las etapas de diseño conceptual y preliminar, como se dijo previamente, cuyos resultados se mostraron en la validación del modelo propuesto. Además, en la literatura abierta se pueden encontrar estudios como [86] en los cuales se han obtenido resultados mucho más precisos utilizando estos modelos corregidos con ensayos en túnel aerodinámico. No obstante, si se requiriese mayor precisión por estar en una fase de diseño más avanzada, se puede acudir a modelos más precisos como los CFD o los ensayos en túnel aerodinámico, manteniendo la viabilidad de la estrategia de diseño aquí establecida.

Además, dentro de cada uno de esos modelos de fallo M_i^* , hay que tener en cuenta que la condición de vuelo en cada instante (altura y velocidad de vuelo, posición del centro de gravedad, peso de la aeronave, deflexión de los controles, etc.) hace que cambien las derivadas de estabilidad, por lo que es necesario que el autopiloto acomode dichas no linealidades también. Esto se consigue mediante la técnica *gain scheduling*, ampliamente usada en ámbito aeronáutico en el desarrollo de las

leyes de control tanto de RPAS como de aviación tripulada. El uso conjunto de la técnica MMST con la técnica *gain scheduling* es otra contribución original no encontrada en el estado del arte revisado.

Figura 45: Requisitos de linealización entre modelos para satisfacer las necesidades de robustez del diseño en toda la envolvente de fallos [76].

En la Figura 46, extraída de [76], se pueden ver los bloques que identifican cada uno de los sistemas que hay que desarrollar en el diseño de un sistema FTC. Como puede verse, la dinámica de la aeronave con fallos, incluidos los fallos de actuadores, ya se ha descrito en una sección anterior. En este trabajo, el sistema FDI se va a suponer ideal, al igual que los sensores, por lo que no será necesario filtrar la señal medida por éstos. Al final de este documento, en la sección dedicada a las simulaciones, se supondrá que el sistema FDI tiene un cierto retardo en la identificación del fallo ocurrido, para realizar un estudio de sensibilidad frente a este parámetro y ver la viabilidad de los sistemas diseñados. El bloque llamado “sistema de gestión de actuadores” es el encargado de traducir las órdenes dadas por el autopiloto y el sistema FDI en deflexiones de los controles, tanto para el trimado de la aeronave como para el control de la misma. Entre otras cosas, por ejemplo, debe ser capaz de conmutar la función de los ruddervator para que, en caso de fallo de uno de ellos, éste par se comporte como timón de dirección y el otro como timón de profundidad, independientemente de cómo lo estuvieran haciendo hasta el momento del fallo. También es el encargado de comandar las deflexiones diferenciales de los ruddervators actuando como timón de dirección y de profundidad simultáneamente, cuando se ha perdido un par de ellos, o la de los flaperones, cuando estos controlan el cabeceo y el balance a la vez. Asimismo, se ha establecido la estrategia de tolerancia al fallo. Por tanto, los únicos bloques que quedan por diseñar y desarrollar son el autopiloto certificable mediante MMST referido a las leyes de control del vuelo, y el sistema de guiado reconfigurable, referido a las leyes de guiado.

Para el desarrollo de las leyes de control teniendo en cuenta todos los criterios de diseño ya mencionados, se va a usar control clásico mediante lazos en cascada de forma que el primero de ellos

será el sistema de aumento de estabilidad (SAS, *Stability Augmentation System*), a continuación, el de control de actitud (ACS, *Attitude Control System*), y por último el de control de trayectorias (PCS, *Path Control System*).

Figura 46: Sistemas presentes en el problema de control tolerante a fallos [76].

5.1. Sistema de aumento de estabilidad (SAS)

Los sistemas de aumento de estabilidad buscan posicionar los modos propios de forma que se corrija su desviación de diseño respecto a la que establece la norma. Si se atiende a los requisitos normativos, se fijan criterios especialmente estrictos en aquellos modos cuyo tiempo característico es pequeño, por ser los más peligrosos. Esto es así por la falta de tiempo de reacción del piloto para corregir la desviación producida. Por ello, se posicionan los polos del sistema donde dicta la regulación mediante el SAS, dándole tiempo de reacción al piloto frente a cambios en la condición de vuelo, y eliminando los transitorios de los modos propios.

Los modos propios de la aeronave vienen determinados por los autovalores de la matriz A del espacio de estados. Como se puede observar, esto quiere decir que, para los fallos de actuadores, puesto que solo se modifican las derivadas de estabilidad de la matriz B , los modos propios serán los mismos. No obstante, en el escenario de pérdida de cola en V considerado sí que hay una variación en las derivadas de estabilidad de la matriz A , modificándose la posición de los polos del sistema.

Una vez vistos los requisitos que impone la normativa a los modos propios de la aeronave y la localización de estos para el ATLANTE, incluidos en la Tabla 5.1 para la condición de vuelo de diseño sin fallos, se puede comenzar con el diseño del SAS en el punto de operación de diseño sin que se haya producido ningún fallo en la aeronave. El esquema del SAS completo es como el presentado en la Figura 47, donde se ha supuesto que los actuadores son un sistema de primer orden, y cuyo parámetro habrá que calcular en la fase de diseño del autopiloto.

Modo propio	Polo	Amortiguamiento	Frecuencia (rad/s)	Cte. de tiempo (s)
Fugoide	$-0.03+0.26i$	0.11	0.27	33.5
Corto periodo	$-1.54+2.99i$	0.46	3.36	0.65
Espiral	0.01	-	-	-92.3
Convergencia en balance	-7.04	-	-	0.14
Balanceo Holandés	$-0.12+2.29i$	0.05	2.29	8.26

Tabla 5.1: Posición de los modos propios en la condición de vuelo de diseño sin ningún fallo presente [76].

Figura 47: Esquema del SAS [76].

A continuación, se van a desarrollar los sistemas de ecuaciones del modelo dinámico del avión + SAS. Para el cálculo del SAS en cabeceo se tiene el esquema de la Figura 48, el cual representa un sistema *pitch damper*. Las fórmulas de este sistema son:

Figura 48: SAS de cabeceo.

$$\frac{\delta_e}{x} = \frac{c}{s + c} \rightarrow \dot{\delta}_e + c\delta_e = cx \rightarrow \begin{cases} \dot{\delta}_e = cx - c\delta_e \\ x = q_{ref} - k_q q \end{cases} \rightarrow \dot{\delta}_e = cq_{ref} - ck_q q - c\delta_e \quad (312)$$

donde ahora la deflexión del timón de profundidad es una nueva variable de estado del sistema, y la nueva variable de control es q_{ref} . De esta forma el espacio de estados del sistema, sin tener en cuenta el modelo de turbulencia para no extender demasiado las matrices, queda como:

$$\bar{A}_{SAS_{long}} = \begin{bmatrix} & & & & & & & & & X'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & Z'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & M'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & 0 \\ & & & & \bar{A}|_{sin\ turb} & & & & & Y'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & L'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & N'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & 0 \\ & & & & & & & & & 0 \\ 0 & 0 & -ck_q & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -c \end{bmatrix} \quad (313)$$

$$\bar{B}_{SAS_{long}}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c \\ X'_{\delta_{th}} & Z'_{\delta_{th}} & M'_{\delta_{th}} & 0 & Y'_{\delta_{th}} & L'_{\delta_{th}} & N'_{\delta_{th}} & 0 & 0 & 0 \\ X'_{\delta_f} & Z'_{\delta_f} & M'_{\delta_f} & 0 & Y'_{\delta_f} & L'_{\delta_f} & N'_{\delta_f} & 0 & 0 & 0 \\ X'_{\delta_r} & Z'_{\delta_r} & M'_{\delta_r} & 0 & Y'_{\delta_r} & L'_{\delta_r} & N'_{\delta_r} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (314)$$

$$x_{SAS_{long}} = \{u \ \alpha \ q \ \theta \ \beta \ p \ r \ \phi \ \psi \ \delta_e\} \quad (315)$$

$$u_{SAS_{long}} = \{q_{ref} \ \delta_{th} \ \delta_f \ \delta_r\} \quad (316)$$

Si se quisiera tener en cuenta el modelo de turbulencia puede hacerse sin problemas añadiendo al sistema anterior las filas y columnas explicadas previamente, resultando:

$$\bar{A}_{SAS_{long\ turb}} = \begin{bmatrix} & & & & & & & & & X'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & Z'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & M'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & 0 \\ & & & & \bar{A} & & & & & Y'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & L'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & N'_{\delta_e} \\ & & & & & & & & & 0 \\ & & & & & & & & & \vdots \\ 0 & 0 & -ck_q & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -c \end{bmatrix} \quad (317)$$

$$\bar{B}_{SAS_{long\ turb}}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & c \\ \text{fila 2 de } \bar{B}^T & 0 \\ \text{fila 3 de } \bar{B}^T & 0 \\ \text{fila 4 de } \bar{B}^T & 0 \\ \text{fila 5 de } \bar{B}^T & 0 \\ \text{fila 6 de } \bar{B}^T & 0 \\ \text{fila 7 de } \bar{B}^T & 0 \\ \text{fila 8 de } \bar{B}^T & 0 \end{bmatrix} \quad (318)$$

$$x_{SAS_{long\ turb}} = \{u \ \alpha \ q \ \theta \ \beta \ p \ r \ \phi \ \psi \ x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12} \ \delta_e\} \quad (319)$$

$$u_{SAS_{long_{turb}}} = \{q_{ref} \quad \delta_{th} \quad \delta_f \quad \delta_r \quad \eta_1 \quad \eta_2 \quad \eta_3 \quad \eta_4\} \quad (320)$$

Tras esto, se añade el sistema de amortiguamiento en guiñada (*yaw damper*) siguiendo el esquema de la Figura 49:

Figura 49: SAS de guiñada.

$$\frac{\delta_r}{\delta_{rc}} = \frac{a}{s+a} \rightarrow \dot{\delta}_r + a\delta_r = a\delta_{rc} \rightarrow \begin{cases} \dot{\delta}_r = a\delta_{rc} - a\delta_r \\ \delta_{rc} = r_{ref} + e_{wo} \end{cases} \rightarrow \dot{\delta}_r = ar_{ref} - a\delta_r + ae_{wo} \quad (321)$$

$$\frac{e_{wo}}{r} = k_r \frac{s}{s + \frac{1}{T_{wo}}} \rightarrow \dot{e}_{wo} + \frac{e_{wo}}{T_{wo}} = k_r \dot{r} \rightarrow \quad (322)$$

$$\dot{e}_{wo} = -\frac{e_{wo}}{T_{wo}} + k_r (N_u u + N_\alpha \alpha + N_q q + N_\beta \beta + N_p p + N_r r + N_{\delta_e} \delta_e + N_{\delta_{th}} \delta_{th} + N_{\delta_f} \delta_f + N_{\delta_r} \delta_r)$$

con δ_r y e_{wo} como nuevas variables de estado y r_{ref} como nuevo control.

Por último, respecto al SAS en balance, la Figura 50 representa el diagrama de bloques, y las expresiones matemáticas que describen el sistema resultan:

Figura 50: SAS de balance.

$$\frac{\delta_f}{\delta_{fc}} = \frac{b}{s+b} \rightarrow \dot{\delta}_f + b\delta_f = b\delta_{fc} \rightarrow \begin{cases} \dot{\delta}_f = b\delta_{fc} - b\delta_f \\ \delta_{fc} = p_{ref} - k_p p \end{cases} \rightarrow \dot{\delta}_f = bp_{ref} - bk_p p - b\delta_f \quad (323)$$

donde nuevamente, δ_f se convierte en variable de estado.

El nuevo sistema del espacio de estados después de incluir los SAS lateral-direccionales queda:

$$\bar{A}_{SAS} = \begin{bmatrix} & & & & & & & & & X'_{\delta_e} & X'_{\delta_r} & 0 & X'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & Z'_{\delta_e} & Z'_{\delta_r} & 0 & Z'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & M'_{\delta_e} & M'_{\delta_r} & 0 & M'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & & & & & & & & Y'_{\delta_e} & Y'_{\delta_r} & 0 & Y'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & L'_{\delta_e} & L'_{\delta_r} & 0 & L'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & N'_{\delta_e} & N'_{\delta_r} & 0 & N'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & & & & & & & & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & 0 & 0 & -ck_q & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -c & 0 & 0 & 0 \\ & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -a & a & 0 \\ k_r N_u & k_r N_\alpha & k_r N_q & 0 & k_r N_\beta & k_r N_p & k_r N_r & 0 & 0 & k_r N_{\delta_e} & k_r N_{\delta_r} & \frac{-1}{T_{wo}} & k_r N_{\delta_f} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -bk_p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -b \end{bmatrix} \quad (324)$$

$$\bar{B}_{SAS}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c & 0 & 0 & 0 \\ X'_{\delta_{th}} & Z'_{\delta_{th}} & M'_{\delta_{th}} & 0 & Y'_{\delta_{th}} & L'_{\delta_{th}} & N'_{\delta_{th}} & 0 & 0 & 0 & 0 & k_r N_{\delta_{th}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (325)$$

$$x_{SAS} = \{u \quad \alpha \quad q \quad \theta \quad \beta \quad p \quad r \quad \phi \quad \psi \quad \delta_e \quad \delta_r \quad e_{wo} \quad \delta_f\} \quad (326)$$

$$u_{SAS} = \{q_{ref} \quad \delta_{th} \quad p_{ref} \quad r_{ref}\} \quad (327)$$

De nuevo, si en el sistema anterior se quiere introducir la turbulencia no hay más que añadir las nuevas ecuaciones de estado al sistema con turbulencia, quedando:

$$\bar{A}_{SAS_{turb}} = \begin{bmatrix} & & & & & & & & & X'_{\delta_e} & X'_{\delta_r} & 0 & X'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & Z'_{\delta_e} & Z'_{\delta_r} & 0 & Z'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & M'_{\delta_e} & M'_{\delta_r} & 0 & M'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & & & & & & & & Y'_{\delta_e} & Y'_{\delta_r} & 0 & Y'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & L'_{\delta_e} & L'_{\delta_r} & 0 & L'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & N'_{\delta_e} & N'_{\delta_r} & 0 & N'_{\delta_f} \\ & & & & & & & & & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & & & & & & & & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ & 0 & 0 & -ck_q & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & -c & 0 & 0 & 0 \\ & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & -a & a & 0 \\ k_r N_u & k_r N_\alpha & k_r N_q & 0 & k_r N_\beta & k_r N_p & k_r N_r & 0 & 0 & k_r N_u \sqrt{k_u} & k_r N_\alpha \frac{\sqrt{k_w}}{u_s} \beta_w & \dots & k_r N_{\delta_e} & k_r N_{\delta_r} & \frac{-1}{T_{wo}} & k_r N_{\delta_f} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -bk_p & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & -b \end{bmatrix} \quad (328)$$

$$\bar{\bar{B}}_{SAS_{turb}}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & c & 0 & 0 & 0 \\ \text{fila 2 de } \bar{\bar{B}}^T & 0 & 0 & k_r N_{\delta_{th}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & b \\ 0 & 0 & \dots & 0 & a & 0 & 0 \\ \text{fila 5 de } \bar{\bar{B}}^T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \text{fila 6 de } \bar{\bar{B}}^T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \text{fila 7 de } \bar{\bar{B}}^T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \text{fila 8 de } \bar{\bar{B}}^T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (329)$$

$$x_{SAS_{turb}} = \{u \ \alpha \ q \ \theta \ \beta \ p \ r \ \phi \ \psi \ x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12} \ \delta_e \ \delta_r \ e_{wo} \ \delta_f\} \quad (330)$$

$$u_{SAS_{turb}} = \{q_{ref} \ \delta_{th} \ p_{ref} \ r_{ref} \ \eta_1 \ \eta_2 \ \eta_3 \ \eta_4\} \quad (331)$$

5.2. Sistema de control de actitud

El siguiente paso es realizar los lazos de control del sistema de actitud. El esquema de bloques de este sistema completo, incluyendo el SAS, es el mostrado en la Figura 51.

Figura 51: diagrama de bloques del sistema de control de actitud completo + SAS [76].

Como puede verse en la figura anterior, el canal lateral-direccional está acoplado mediante el sistema ARI (Aileron-Rudder Interconnect). Se han estudiado otros sistemas de control de actitud, pero ninguno de ellos era capaz de corregir el modo espiral y estabilizarlo. Es posible dividir el diseño del sistema de control de actitud en dos: por un lado el diseño de control del ángulo de asiento del avión (θ), y por otro el diseño del control del canal lateral-direccional (ϕ y β), dotando a la aeronave de la capacidad de realizar giros coordinados al suprimir el ángulo de resbalamiento de la velocidad. Este

es el cometido principal del timón de dirección en aviones mono-motor, junto con el control del avión bajo fuerte viento para poder realizar aterrizajes y despegues con viento cruzado. En caso de aviones con más de un motor, además habría que añadir la condición de segundo segmento con fallo de motor crítico, la cual añade restricciones al diseño del estabilizador vertical y al dimensionado del timón de dirección.

El diagrama para el control de actitud longitudinal es el mostrado en la Figura 52. Tras ella, se incluyen las expresiones matemáticas que definen el modelo dinámico del sistema.

Figura 52: Sistema de control de actitud + SAS longitudinal.

$$q_{ref} = k_{\theta}(\theta_{ref} - \theta) \rightarrow \dot{\delta}_e = cq_{ref} - ck_qq - c\delta_e \rightarrow \dot{\delta}_e = ck_{\theta}\theta_{ref} - ck_{\theta}\theta - ck_qq - c\delta_e \quad (332)$$

El diagrama de bloques para el control con el sistema ARI y el SAS lateral-direccional se incluye en la Figura 53.

Figura 53: Sistema de control de actitud + SAS lateral-direccional.

$$\frac{\delta_r}{\delta_{rc}} = \frac{a}{s+a} \rightarrow \dot{\delta}_r = a\delta_{rc} - a\delta_r \quad (333)$$

$$\frac{\delta_{rc}}{e_1} = \frac{\delta_{rc}}{\omega_1} \frac{\omega_1}{e_1} = \frac{1+sT_{a_1}}{1+sT_{a_2}} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \frac{\delta_{rc}}{\omega_1} = 1+sT_{a_1} \\ \frac{\omega_1}{e_1} = \frac{1}{1+sT_{a_2}} \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \delta_{rc} = \omega_1 + T_{a_1}\dot{\omega}_1 \\ e_1 = \omega_1 + T_{a_2}\dot{\omega}_1 \end{array} \right\} \quad (334)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \delta_{rc} = \left(1 - \frac{T_{a_1}}{T_{a_2}}\right)\omega_1 + \frac{T_{a_1}}{T_{a_2}}e_1 \\ \dot{\omega}_1 = \frac{-1}{T_{a_2}}\omega_1 + \frac{1}{T_{a_2}}e_1 \end{array} \right. \quad (335)$$

$$e_1 = r_{ref} + e_{wo} - e_{cf} \quad (336)$$

$$\frac{e_{rf}}{\delta_f} = k_{rf} \frac{s}{s + \frac{1}{T_2}} \rightarrow \dot{e}_{rf} = k_{rf}\dot{\delta}_f - \frac{1}{T_2}e_{rf} \quad (337)$$

$$\frac{\delta_f}{\delta_{fc}} = \frac{b}{s+b} \rightarrow \dot{\delta}_f = b\delta_{fc} - b\delta_f \quad (338)$$

$$\frac{\delta_{fc}}{e_2} = \frac{\delta_{fc}}{\omega_2} \frac{\omega_2}{e_2} = \frac{1+sT_{b_1}}{1+sT_{b_2}} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \frac{\delta_{fc}}{\omega_2} = 1+sT_{b_1} \\ \frac{\omega_2}{e_2} = \frac{1}{1+sT_{b_2}} \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \delta_{fc} = \omega_2 + T_{b_1}\dot{\omega}_2 \\ e_2 = \omega_2 + T_{b_2}\dot{\omega}_2 \end{array} \right\} \quad (339)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \delta_{fc} = \left(1 - \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}\right)\omega_2 + \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}e_2 \\ \dot{\omega}_2 = \frac{-1}{T_{b_2}}\omega_2 + \frac{1}{T_{b_2}}e_2 \end{array} \right. \quad (340)$$

$$e_2 = p_{ref} - k_p p = k_\phi \phi_{ref} - k_\phi \phi - k_p p \quad (341)$$

$$\frac{e_{wo}}{r} = k_r \frac{s}{s + \frac{1}{T_{wo}}} \rightarrow \dot{e}_{wo} = k_r \dot{r} - \frac{1}{T_{wo}}e_{wo} \quad (342)$$

con todo lo anterior, las ecuaciones de las nuevas variables de estado que hay que introducir en el sistema son:

$$\dot{\delta}_r = a \left(1 - \frac{T_{a_1}}{T_{a_2}}\right)\omega_1 + a \frac{T_{a_1}}{T_{a_2}}e_{wo} - a \frac{T_{a_1}}{T_{a_2}}e_{rf} + a \frac{T_{a_1}}{T_{a_2}}r_{ref} \quad (343)$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_{wo} = & k_r N_u u + k_r N_\alpha \alpha + k_r N_q q + k_r N_\beta \beta + k_r N_p p + k_r N_r r + k_r N_{\delta_e} \delta_e + k_r N_{\delta_{th}} \delta_{th} \\ & + k_r N_{\delta_r} \delta_r + k_r N_{\delta_f} \delta_f - \frac{1}{T_{wo}}e_{wo} \end{aligned} \quad (344)$$

$$\dot{\delta}_f = b \left(1 - \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}\right)\omega_2 - b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}k_p p - b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}k_\phi \phi - b\dot{\delta}_f + b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}k_\phi \phi_{ref} \quad (345)$$

$$\dot{e}_{rf} = k_{rf} b \left(1 - \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}\right)\omega_2 - k_{rf} b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}k_p p - k_{rf} b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}k_\phi \phi - k_{rf} b\dot{\delta}_f - \frac{1}{T_2}e_{rf} + k_{rf} b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}k_\phi \phi_{ref} \quad (346)$$

$$\dot{\omega}_1 = -\frac{1}{T_{a_2}}\omega_1 + \frac{1}{T_{a_2}}e_{wo} - \frac{1}{T_{a_2}}e_{rf} + \frac{1}{T_{a_2}}r_{ref} \quad (347)$$

$$\dot{\omega}_2 = -\frac{1}{T_{b_2}}\omega_2 + \frac{1}{T_{b_2}}k_\phi\phi - \frac{1}{T_{b_2}}k_pp + \frac{1}{T_{b_2}}k_\phi\phi_{ref} \quad (346)$$

A partir de las expresiones anteriores de los sistemas de actitud longitudinal y lateral-direccional se pueden escribir las ecuaciones del espacio de estados con las matrices:

$$= \begin{bmatrix} \bar{A}|_{\sin \text{ turb}} & X'_{\delta_e} & X'_{\delta_r} & 0 & X'_{\delta_f} & 0 & 0 & 0 \\ Z'_{\delta_e} & Z'_{\delta_r} & 0 & Z'_{\delta_f} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ M'_{\delta_e} & M'_{\delta_r} & 0 & M'_{\delta_f} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Y'_{\delta_e} & Y'_{\delta_r} & 0 & Y'_{\delta_f} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L'_{\delta_e} & L'_{\delta_r} & 0 & L'_{\delta_f} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ N'_{\delta_e} & N'_{\delta_r} & 0 & N'_{\delta_f} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -ck_q & -ck_\theta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ k_r N_u & k_r N_a & k_r N_q & 0 & k_r N_\beta & k_r N_p & k_r N_r & 0 \\ 0 & k_r N_{\delta_e} & k_r N_{\delta_r} & \frac{-1}{T_{wo}} & k_r N_{\delta_f} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}} k_p & 0 & b \left(1 - \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}\right) \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -k_{rf} b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}} k_p & 0 & k_{rf} b \left(1 - \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}}\right) \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{T_{a_2}} & \frac{-1}{T_{a_2}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_p}{T_{b_2}} & 0 & \frac{-1}{T_{b_2}} \end{bmatrix} \quad (347)$$

$$\bar{\bar{B}}_{ACS}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & ck_\theta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X'_{\delta_{th}} & Z'_{\delta_{th}} & M'_{\delta_{th}} & 0 & Y'_{\delta_{th}} & L'_{\delta_{th}} & N'_{\delta_{th}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_r N_{\delta_{th}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}} k_\phi & k_{rf} b \frac{T_{b_1}}{T_{b_2}} k_\phi & 0 & \frac{k_\phi}{T_{b_2}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a \frac{T_{a_1}}{T_{a_2}} & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{T_{a_2}} & 0 \end{bmatrix} \quad (348)$$

$$x_{ACS} = \{u \quad \alpha \quad q \quad \theta \quad \beta \quad p \quad r \quad \phi \quad \psi \quad \delta_e \quad \delta_r \quad e_{wo} \quad \delta_f \quad e_{rf} \quad \omega_1 \quad \omega_2\} \quad (349)$$

$$u_{ACS} = \{\theta_{ref} \quad \delta_{th} \quad \phi_{ref} \quad r_{ref}\} \quad (350)$$

De forma análoga a como se ha hecho para el SAS, se puede introducir la turbulencia en el modelo anterior a partir del modelo dinámico desarrollado, por lo que no se va a realizar aquí con el fin de no extender excesivamente el documento.

5.3. Sistema de control de trayectorias

El último sistema es el de control de trayectorias. Dicho sistema completo se puede ver en la Figura 54, la cual ha sido publicada en [76] junto con el resto de las figuras generales (Figura 47 y Figura 51) de los sistemas de control del vuelo diseñados, donde el sistema de control de actitud y el de aumento de estabilidad se han incluido en un solo bloque por simplificar el diagrama.

Figura 54: diagrama de bloques del sistema de control de trayectorias completo + ACS + SAS [76].

El sistema de control de altitud se ha dividido en dos: por un lado, un bucle interno de control de velocidad ascensional, y por fuera de éste, el lazo de control de altitud. Las expresiones que permiten calcular el modelo dinámico de la nueva planta con ambos sistemas son:

$$\dot{h} = -\Delta\ddot{z}_e = \sin\theta_s \Delta\dot{u} - \cos\theta_s \Delta\dot{w} + \cos\theta_s u_s \Delta q \quad (351)$$

$$\dot{h} = V_z = -\Delta\dot{z}_e = \sin\theta_s \Delta u - \cos\theta_s \Delta w + \cos\theta_s u_s \Delta q \quad (352)$$

$$V_{zref} = k_h(h_{ref} - h) \quad (353)$$

$$\theta_{ref} = k_{V_z}(V_{zref} - V_z) = k_{V_z}(V_{zref} - \dot{h}) = k_{V_z}k_h h_{ref} - k_{V_z}k_h h - k_{V_z}\dot{h} \quad (354)$$

$$q_{ref} = k_\theta(\theta_{ref} - \theta) = k_\theta k_{V_z} k_h h_{ref} - k_\theta k_{V_z} k_h h - k_\theta k_{V_z} \dot{h} - k_\theta \theta \quad (355)$$

$$x = q_{ref} - k_q q = k_\theta k_{V_z} k_h h_{ref} - k_\theta k_{V_z} k_h h - k_\theta k_{V_z} \dot{h} - k_\theta \theta - k_q q \quad (356)$$

$$\frac{\delta_e}{x} = \frac{c}{s + c} \rightarrow \dot{\delta}_e = cx - c\delta_e \quad (357)$$

$$\begin{aligned} \dot{\delta}_e = & ck_\theta k_{V_z} k_h h_{ref} - ck_\theta k_{V_z} \sin\theta_s u + ck_\theta k_{V_z} \cos\theta_s u_s \alpha - ck_q q - (ck_\theta k_{V_z} \cos\theta_s u_s + ck_\theta) \theta \\ & - c\delta_e - ck_\theta k_{V_z} k_h h \end{aligned} \quad (358)$$

$$\dot{h} = \sin\theta_s u - \cos\theta_s u_s \alpha + \cos\theta_s u_s \theta \quad (359)$$

$$\phi_{ref} = k_\psi(\psi_{ref} - \psi) \quad (360)$$

$$\dot{\delta}_f = b \left(1 - \frac{T_{b1}}{T_{b2}} \right) \omega_2 - b \frac{T_{b1}}{T_{b2}} k_p p - b \frac{T_{b1}}{T_{b2}} k_\phi \phi - b \delta_f - b \frac{T_{b1}}{T_{b2}} k_\phi k_\psi \psi + b \frac{T_{b1}}{T_{b2}} k_\phi k_\psi \psi_{ref} \quad (361)$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_{rf} = & k_{rf} b \left(1 - \frac{T_{b1}}{T_{b2}} \right) \omega_2 - k_{rf} b \frac{T_{b1}}{T_{b2}} k_p p - k_{rf} b \frac{T_{b1}}{T_{b2}} k_\phi \phi - k_{rf} b \delta_f - \frac{1}{T_2} e_{rf} - k_{rf} b \frac{T_{b1}}{T_{b2}} k_\phi k_\psi \psi \\ & + k_{rf} b \frac{T_{b1}}{T_{b2}} k_\phi k_\psi \psi_{ref} \end{aligned} \quad (362)$$

$$\dot{\omega}_2 = -\frac{1}{T_{b2}} \omega_2 + \frac{1}{T_{b2}} k_\phi \phi - \frac{1}{T_{b2}} k_p p - \frac{1}{T_{b2}} k_\phi k_\psi \psi + \frac{1}{T_{b2}} k_\phi k_\psi \psi_{ref} \quad (363)$$

Y, finalmente, las matrices del espacio de estados del modelo completo con el autopiloto son las siguientes:

(365)

$x_{PCS} = \{u, \alpha, q, \theta, \beta, p, r, \phi, \psi, \delta_e, \delta_r, \delta_f, e_{w0}, e_{rf}, \omega_1, \omega_2, h\}$

$$u_{\text{PCS}} = \{h_{\text{ref}} \quad \delta_{\text{th}} \quad \psi_{\text{ref}} \quad r_{\text{ref}}\}$$

Y, nuevamente, a partir de las matrices anteriores se pueden incorporar los términos de turbulencia de forma análoga a los casos anteriores.

En caso de que se produzca una pérdida total de potencia, como en el escenario de fallo de planta propulsora estudiado en este trabajo, no tiene sentido que se controle la velocidad con el *throttle* y la altura con el timón de profundidad, ya que a partir del fallo mencionado el avión únicamente puede descender planeando. Por esto, en caso de mantener el controlador en altura lo que se comandaría sería un momento de encabritado cada vez mayor, hasta que el avión entrase en pérdida y se desplomase sobre el terreno. El controlador que se propone para este escenario consiste en un control de velocidad longitudinal a través del timón de profundidad como el mostrado en la Figura 55. Es necesario introducir un término integral en el controlador ya que de no hacerlo el error en el estacionario sería demasiado elevado, no consiguiéndose el control deseado. El efecto de añadir dicho término integral se explica mediante el diagrama de la Figura 56 y las expresiones que la siguen. La consideración de este fallo y su estudio correspondiente son contribuciones novedosas de esta tesis doctoral que han sido publicadas en [76].

Figura 55: diagrama de bloques del sistema de control de trayectorias completo + ACS + SAS en caso de pérdida total de potencia [76].

Figura 56: Esquema del controlador PI para la velocidad longitudinal.

$$\frac{x_i}{e_u} = \frac{k_{iu}}{s} \rightarrow \dot{x}_i = k_{iu} e_u \quad (368)$$

$$e_u = u_{ref} - u \quad (369)$$

$$x_p = k_{pu} e_u = k_{pu} u_{ref} - k_{pu} u \quad (370)$$

$$V_{Z_{ref}} = x_p + x_i = -k_{p_u} u + x_i + k_{p_u} u_{ref} \quad (371)$$

Con estas expresiones es posible introducir la nueva variable de estado x_i y modificar las ecuaciones correspondientes a δ_e tanto de la matriz A como de la matriz B. En este caso, las expresiones que permiten calcular la matriz del espacio de estados de la aeronave son:

$$\ddot{h} = -\Delta\ddot{z}_e = \sin\theta_s \Delta\dot{u} - \cos\theta_s \Delta\dot{w} + \cos\theta_s u_s \Delta q \quad (372)$$

$$\dot{h} = V_z = -\Delta\dot{z}_e = \sin\theta_s \Delta u - \cos\theta_s \Delta w + \cos\theta_s u_s \Delta\theta \quad (373)$$

$$V_{Z_{ref}} = x_p + x_i = -k_{p_u} u + x_i + k_{p_u} u_{ref} \quad (374)$$

$$\theta_{ref} = k_{V_z} (V_{Z_{ref}} - V_z) = k_{V_z} (V_{Z_{ref}} - \dot{h}) = k_{V_z} k_{p_u} u_{ref} + k_{V_z} x_i - k_{V_z} k_{p_u} u - k_{V_z} \dot{h} \quad (375)$$

$$q_{ref} = k_\theta (\theta_{ref} - \theta) = k_\theta k_{V_z} k_{p_u} u_{ref} + k_\theta k_{V_z} x_i - k_\theta k_{V_z} k_{p_u} u - k_\theta k_{V_z} \dot{h} - k_\theta \theta \quad (376)$$

$$x = q_{ref} - k_q q = k_\theta k_{V_z} k_{p_u} u_{ref} + k_\theta k_{V_z} x_i - k_\theta k_{V_z} k_{p_u} u - k_\theta k_{V_z} \dot{h} - k_\theta \theta - k_q q \quad (377)$$

$$\frac{\delta_e}{x} = \frac{c}{s+c} \rightarrow \dot{\delta}_e = cx - c\delta_e \quad (378)$$

$$\begin{aligned} \dot{\delta}_e = & ck_\theta k_{V_z} k_{p_u} u_{ref} - ck_\theta k_{V_z} (\sin\theta_s + k_{p_u}) u + ck_\theta k_{V_z} \cos\theta_s u_s \alpha - ck_q q \\ & - ck_\theta (k_{V_z} \cos\theta_s u_s + 1) \theta - c\delta_e + ck_\theta k_{V_z} x_i \end{aligned} \quad (379)$$

$$\dot{h} = \sin\theta_s u - \cos\theta_s u_s \alpha + \cos\theta_s u_s \theta \quad (380)$$

$$\dot{x}_i = k_{i_u} u_{ref} - k_{i_u} u \quad (381)$$

En caso de querer controlar la velocidad u sin el controlador de velocidad ascensional y pasar la señal de control directamente a θ , las ecuaciones que rigen el sistema son:

$$\theta_{ref} = x_p + x_i = -k_{p_u} u + x_i + k_{p_u} u_{ref} \quad (382)$$

$$q_{ref} = k_\theta (\theta_{ref} - \theta) = k_\theta k_{p_u} u_{ref} + k_\theta x_i - k_\theta k_{p_u} u - k_\theta \theta \quad (383)$$

$$x = q_{ref} - k_q q = k_\theta k_{p_u} u_{ref} + k_\theta x_i - k_\theta k_{p_u} u - k_\theta \theta - k_q q \quad (384)$$

$$\frac{\delta_e}{x} = \frac{c}{s+c} \rightarrow \dot{\delta}_e = cx - c\delta_e \quad (385)$$

$$\dot{\delta}_e = ck_\theta k_{p_u} u_{ref} - ck_\theta k_{p_u} u - ck_q q - ck_\theta \theta - c\delta_e + ck_\theta x_i \quad (386)$$

$$\dot{x}_i = k_{i_u} u_{ref} - k_{i_u} u \quad (387)$$

Como puede verse, en este último caso no es necesario añadir la variable de estado h , pudiendo omitirse la fila y columna correspondiente de las matrices del espacio de estados A y B.

Para terminar con esta sección, a continuación, se incluyen algunas gráficas y tablas resumiendo los resultados principales del proceso de diseño del autopiloto completo, tanto para los escenarios de fallo más representativos estudiados en este trabajo, como el escenario de diseño sin fallo del ATLANTE. Cabe destacar que, puesto que las funciones de timón de profundidad y de dirección de los ruddervator son intercambiables entre ellos, el valor de los parámetros que definen el comportamiento del actuador de los ruddervators, esto es, los parámetros a y c , tendrán el mismo valor, el cual debe ser el más restrictivo de los dos.

5.4. Resultados

5.4.1. Condición sin fallo

1) SAS

En la Figura 57 se muestra la respuesta de la aeronave con SAS a la entrada en velocidad de cabeceo, la Figura 58 incluye la respuesta a la velocidad de balance, y la velocidad de guiñada se puede ver en la Figura 59. En el caso del problema longitudinal, puede apreciarse cómo desaparece el modo fugoide una vez que se implementa el sistema SAS. En el caso de la velocidad de balance y de guiñada, se puede ver cómo el modo propio que se elimina es el balanceo Holandés. Además, se consigue estabilizar la velocidad de balance en el modo espiral, mientras que en la velocidad de guiñada ésta sigue aumentando con el tiempo. Esto implicaría que el avión no puede salir del modo espiral únicamente con este sistema, siendo necesario incorporar el sistema ARI explicado anteriormente.

Figura 57: Respuesta del SAS en velocidad de cabeceo (q) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad/s.

Figura 58: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad/s.

Figura 59: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad/s.

2) Sistema de control de actitud

La respuesta a la entrada en ángulo de asiento del avión del controlador de actitud se puede ver en la Figura 60. Para el problema lateral-direccional, la respuesta a una entrada en ángulo de balance se puede ver en la Figura 61, mientras que la Figura 62 muestra la evolución del ángulo de resbalamiento para la misma entrada. Al igual que para el SAS, se puede apreciar cómo desaparece el modo fugoide de la respuesta en θ , además de un error estacionario despreciable en la entrada escalón de 0.2 rad.

3) Sistema de control de trayectorias

Por último, respecto al sistema de control de trayectorias, la respuesta a la entrada en altitud se puede ver en la Figura 63, y la respuesta a la entrada en rumbo se incluye en la Figura 64.

Figura 60: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de asiento del avión (θ) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 61: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60° .

Figura 62: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ .

Figura 63: Respuesta del sistema de control de trayectorias en altitud (h) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 5 m , y (b) escalón de 10 m .

Figura 64: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario libre de fallo: (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.

4) Tabla resumen de resultados

En la Tabla 5.2 se pueden ver los polos o raíces del sistema completo. Solamente se muestran los autovalores cuya parte compleja es nula o positiva debido a la simetría del lugar de las raíces.

Autovalor	Amortiguamiento (ξ)	Frecuencia (ω_n) (rad/s)
-0.0456	-	-
-0.0763	-	-
-0.0849 + 0.0023 i	1.000	0.0850
-0.0879 + 0.0057 i	0.998	0.0881
-0.0922 + 0.0065 i	0.998	0.0924
-0.0962 + 0.0043 i	0.999	0.0963
-0.0978	-	-
-0.2950	-	-
-1.0000	-	-
-1.2100	-	-
-0.7790 + 0.9240 i	0.645	1.2100
-1.2600	-	-
-1.8000	-	-
-2.4800	-	-
-4.7700	-	-
-4.7700	-	-
-6.3600	-	-
-8.5900	-	-
-7.0400 + 5.0900 i	0.811	8.6900
-8.7200 + 19.7000 i	0.405	21.5000
-314.0000	-	-
-326.0000	-	-

Tabla 5.2: Posición de los modos propios con el autopiloto completo del escenario sin fallo.

5.4.2. Bloqueo de flaperón izquierdo en 5°

Este fallo ha sido publicado en [76].

1) SAS

En este caso, puesto que lo que cambia es el canal de los flaperones, únicamente la gráfica del SAS correspondiente al amortiguamiento en balance es distinta del caso anterior. Por esto, solamente se muestran las respuestas a una entrada impulso y otra escalón en dicha variable en la Figura 65.

Figura 65: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario de bloqueo del flaperón izquierdo en 5°: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad [76].

2) Sistema de control de actitud

En este caso, las gráficas que son diferentes son las correspondientes al problema lateral direccional, el cual resulta como se muestra en la Figura 66 para el ángulo de balance, y en la Figura 67 para el ángulo de resbalamiento de la velocidad.

Figura 66: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de bloqueo del flaperón izquierdo en 5°: (a) impulso de 18°, y (b) escalón de 60° [76].

Figura 67: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de bloqueo del flaperón izquierdo en 5° : (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ [76].

3) Sistema de control de trayectorias

Nuevamente, la única diferencia con el controlador anterior está en el control lateral-direccional, esto es, el de rumbo, mostrado en la Figura 68.

Figura 68: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de bloqueo del flaperón izquierdo en 5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón [76].

4) Tabla resumen de resultados

En la tabla siguiente, la Tabla 5.3, se han incluido las raíces de la aeronave con el autopiloto completo desarrollado para la condición de bloqueo del flaperón izquierdo en la posición de 5° . De nuevo, solamente se muestran los autovalores cuya parte compleja es nula o negativa por la simetría que presenta el lugar de las raíces.

Autovalor	Amortiguamiento (ξ)	Frecuencia (ω_n) (rad/s)
-0.0456	-	-
-0.0729	-	-
-0.0858	-	-
-0.0858 + 0.0034 i	0.999	0.0850
-0.0900 + 0.0055 i	0.998	0.0881
-0.0938 + 0.0050 i	0.999	0.0924
-0.0965 + 0.0020 i	1.000	0.0963
-0.3280	-	-
-1.0000	-	-
-0.5450 + 0.8500 i	0.540	1.0100
-1.2000	-	-
-1.8000	-	-
-2.5700	-	-
-3.5400 + 2.2700 i	0.842	4.2100
-4.7700 + 0.0004 i	1.000	4.7700
-6.3600	-	-
-8.8900	-	-
-11.7000 + 8.2500 i	0.816	14.3000
-10.2000 + 11.5000 i	0.665	15.4000
-24.6000	-	-

Tabla 5.3: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de bloqueo del flaperón izquierdo a 5° .

5.4.3. Bloqueo del ruddervator derecho en -15°

1) SAS

Para el escenario de bloqueo de un ruddervator, ya que éste se comportará a partir de ese momento como timón de dirección, será necesario recalcular las ganancias de los sistemas que tienen relación con él. En este caso, para el SAS, se debe rehacer el sistema de amortiguamiento en guiñada, mostrado en la Figura 69.

Figura 69: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario de bloqueo del ruddervator externo derecho en -15° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

2) Sistema de control de actitud

Análogamente al caso de fallo de un flaperón, en este caso se muestran de nuevo las gráficas distintivas de este escenario. La respuesta del ángulo de balance se muestra en la Figura 70, mientras que la respuesta del ángulo del resbalamiento se muestra en la Figura 71. En este caso, se puede ver que el fallo apenas afecta al ángulo de balance, ya que la conexión se hace desde éste al ruddervator como timón de dirección. Sin embargo, sí es posible apreciar el efecto del fallo en el control de β , puesto que el pico de esta variables es mayor y tarda más tiempo en anularse (la pendiente de la respuesta es menor).

Figura 70: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de bloqueo del ruddervator externo derecho en -15° : (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60° .

Figura 71: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de bloqueo del ruddervator externo derecho en -15° : (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ .

3) Sistema de control de trayectorias

Para el sistema de control de trayectorias se muestra la respuesta del ángulo de rumbo en la Figura 72. El tiempo de respuesta de este sistema es algo menor al del escenario sin fallo.

Figura 72: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de bloqueo del ruddervator externo derecho en -15° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.

4) Tabla resumen de resultados

En la Tabla 5.4 se incluyen las raíces del sistema de forma análoga a los estudios anteriores.

Autovalor	Amortiguamiento (ξ)	Frecuencia (ω_n) (rad/s)
-0.0456	-	-
-0.0768	-	-
-0.0808	-	-
-0.0838 + 0.0063 i	0.997	0.0841
-0.0890 + 0.0093 i	0.995	0.0895
-0.0951 + 0.0090 i	0.996	0.0955
-0.1000 + 0.0054 i	0.999	0.1000
-0.1030	-	-
-0.6630 + 0.4880 i	0.806	0.8230
-1.0000	-	-
-1.2100	-	-
-1.6400	-	-
-2.3100	-	-
-2.4800	-	-
-4.7700	-	-
-4.7700	-	-
-6.3600	-	-
-7.0400 + 5.0900 i	0.816	8.6900
-9.1300	-	-
-8.5600 + 19.8000 i	0.400	21.5000
-314.0000	-	-
-325.0000	-	-

Tabla 5.4: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de bloqueo del ruddervator exterior derecho a -15° .

5.4.4. Pérdida total de potencia de planta propulsora

En este caso, puesto que únicamente cambia la ley de control encargada de controlar la trayectoria, solamente se van a mostrar los resultados para el controlador de velocidad con el timón de profundidad. El resto de figuras se mantienen igual que en el escenario libre de fallos. Al igual que ocurre con el fallo de bloqueo de flaperón, este fallo también ha sido publicado en [76].

1) Sistema de control de trayectorias

La primera opción estudiada para el control de velocidad con el timón de profundidad fue usar exclusivamente un controlador proporcional. Sin embargo, como puede verse en la Figura 73, la respuesta a una entrada escalón presenta un límite respecto a la ganancia. Debido a esto, ha sido necesario incorporar un término integral en el controlador para eliminar dicho error en el estacionario. La incorporación de este término también provoca que el sistema tarde más en alcanzar el valor objetivo de velocidad. No obstante, puesto que un error en velocidad podría provocar que la aeronave entrase en pérdida, especialmente durante la aproximación final y el aterrizaje en las que se vuela cerca de dicha velocidad y que, como se vio, son unas de las condiciones de vuelo más críticas, especialmente en el caso de pérdida total de potencia, se ha decidido emplear el controlador Proporcional-Integral (PI) frente al proporcional (P). La respuesta con el controlador PI se puede ver en la Figura 74.

Figura 73: Respuesta a una entrada escalón del sistema de control de velocidad mediante timón de profundidad con la variación de la ganancia del control (K_u) exclusivamente proporcional.

Figura 74: Respuesta del sistema de control PI de velocidad con timón de profundidad en el escenario fallo de planta propulsora: (a) impulso de 5 m/s, y (b) escalón de 10 m/s [76].

2) Tabla resumen de resultados

Los autovalores obtenidos tras el diseño de este autopiloto se presentan en la Tabla 5.5. Como puede verse, este escenario contiene treinta raíces, una más que el resto debido al término integrador del control de velocidad. Dicho polo se corresponde con el primero de la tabla, situado en el origen.

Autovalor	Amortiguamiento (ξ)	Frecuencia (ω_n) (rad/s)
0.0000	-	-
-0.0763	-	-
-0.0831 + 0.0032 i	0.999	0.0831
-0.0872 + 0.0073 i	0.996	0.0875
-0.0927 + 0.0081 i	0.996	0.0930
-0.0975 + 0.0053 i	0.999	0.0976
-0.0994	-	-
-0.0934 + 0.0499 i	0.882	0.1060
-0.295	-	-
-1.0000	-	-
-0.7790 + 0.9240 i	0.645	1.2100
-1.2600	-	-
-1.8000	-	-
-4.4000	-	-
-4.7700 + 0.0001 i	1.000	4.7700
-6.3600	-	-
-6.6000 + 5.2300 i	0.784	8.4200
-8.5900	-	-
-8.7200 + 19.7000 i	0.405	21.5000
-314.0000	-	-
-326.0000	-	-

Tabla 5.5: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de fallo de planta propulsora [76].

5.4.5. Bloqueo del flaperón derecho en -20° y del ruddervator izquierdo interno en -5°

En este caso, las superficies sanas simétricas a las bloqueadas deben posicionarse en la deflexión simétrica a la de bloqueo, y a partir de ahí controlar cada uno su variable correspondiente. En el caso de los flaperones es el rumbo, y en el caso del ruddervator interno los virajes coordinados.

1) SAS

Las gráficas correspondientes al SAS se muestran en las siguientes figuras. La Figura 75 incluye la respuesta temporal en cabeceo, la Figura 76 muestra la respuesta frente a velocidad de balance, y en la Figura 77 se puede ver la evolución de la respuesta con la velocidad de guiñada como entrada. Nuevamente, los transitorios de los modos propios desaparecen, tal y como puede apreciarse en las gráficas.

Figura 75: Respuesta del SAS en velocidad de cabeceo (q) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 76: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 77: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

2) Sistema de control de actitud

El control del ángulo de asiento puede verse en la Figura 78. Por su parte, la respuesta del ángulo de balance y del ángulo de resbalamiento de la velocidad pueden encontrarse en la Figura 79 y la Figura 80. En este caso, el pico del ángulo de resbalamiento a la entrada impulso en ángulo de balance es ligeramente mayor que en el caso libre de fallos. No obstante y a pesar de la pérdida simultánea de un flaperón y de un ruddervator, se puede seguir realizando virajes coordinados y se sigue cumpliendo el requisito de alcanzar un ángulo de balance de 60° en menos de 1.3 s acordes al nivel 1 de dicho requisito. Respecto al ángulo de asiento del avión, su respuesta es algo distinta al caso libre de fallo por el cambio de par de ruddervators que lo controlan, ya que el brazo de momentos aumenta, lo que implica un cambio pequeño en el momento de cabeceo del timón de profundidad.

Figura 78: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de asiento del avión (θ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 79: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60° .

Figura 80: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ .

3) Sistema de control de trayectorias

Las respuestas de la aeronave con el sistema de control de trayectorias a las entradas de altitud y de rumbo se pueden ver en la Figura 81 y la Figura 82, respectivamente. Nuevamente, respecto al sistema de control de altitud la respuesta es prácticamente la misma, siendo algo diferente la del controlador de trayectorias. A pesar de los daños de la aeronave, los cuales afectan principalmente al problema lateral-direccional, la respuesta al salto escalón en el ángulo de guiñada es muy similar al escenario en el que no hay fallos presentes.

Figura 81: Respuesta del sistema de control de trayectorias en altitud (h) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 5 m, y (b) escalón de 10 m.

Figura 82: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.

4) Tabla resumen de resultados

Por último, la posición de los autovalores del conjunto del ATLANTE más el autopiloto se puede ver en la Tabla 5.6. Como puede comprobarse, una vez más los autovalores obtenidos cumplen los requisitos de la normativa propuestos como objetivo de diseño del autopiloto.

Autovalor	Amortiguamiento (ξ)	Frecuencia (ω_n) (rad/s)
-0.0456	-	-
-0.0783	-	-
-0.0841 + 0.0029 i	0.999	0.0842
-0.0878 + 0.0064 i	0.997	0.0881
-0.0926 + 0.0069 i	0.997	0.0928
-0.0965 + 0.0044 i	0.999	0.0966
-0.0981	-	-
-0.3090	-	-
-0.4190 + 0.7910 i	0.468	0.8950
-1.0000	-	-
-1.2100	-	-
-1.4600	-	-
-2.3900	-	-
-2.4900	-	-
-4.7700 + 0.0001 i	1.000	4.7700
-5.2500	-	-
-6.3600	-	-
-10.2000	-	-
-9.5700 + 10.2000 i	0.685	14.0000
-25.3000	-	-
-11.6000 + 23.8000 i	0.437	26.5000

Tabla 5.6: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de bloqueo de dos superficies de control, el flaperón derecho en -20° y el ruddervator izquierdo interno en -5° .

5.4.6. Bloqueo del ruddervator izquierdo externo en 8° y del ruddervator derecho interno en -5°

En este caso, puesto que no se pueden deflexar ninguno de los dos pares de ruddervator de forma simétrica, los flaperones deben controlar el ángulo de balance y el de cabeceo, controlando así una variable longitudinal y otra lateral-direccional mediante deflexión diferencial. Además, el caso de fallo escogido es de los más severos, ya que ambas deflexiones de bloqueo producen un momento de cabeceo en el mismo sentido, por lo que la deflexión de trimado de los flaperones para compensarlo debe ser mayor, tal y como puede apreciarse en la Tabla 5.12, donde están incluidas las deflexiones de trimado para todos los escenarios de fallo mostrados. Esta situación deja menos margen de deflexión a los flaperones para controlar las variables de estado mencionadas, dando como resultado un escenario de operación de mayor riesgo, el cual se agrava, además, por la necesidad de que los flaperones ejerzan el control de ambas variables a la vez. Hay que tener en cuenta que la constante de tiempo de los flaperones debe ser la más limitante entre el comportamiento como alerones y como “timón de profundidad”.

1) SAS

La respuesta del avión con el SAS en cabeceo se puede ver en la Figura 83, mientras que la Figura 84 muestra la respuesta frente a velocidad de balance, y la Figura 85 frente a velocidad de guiñada. La respuesta temporal obtenida es muy similar a los casos anteriores gracias a la estrategia de control propuesta, en la que la derivada de estabilidad del momento de cabeceo de los flaperones ($C_{m_{\delta_f}} = -0.79 \text{ rad}^{-1}$) es muy similar a la de los ruddervator ($C_{m_{\delta_e}} = -0.69 \text{ rad}^{-1}$).

Figura 83: Respuesta del SAS en velocidad de cabeceo (q) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 84: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 85: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

2) Sistema de control de actitud

La evolución temporal de las variables de estado para el sistema de control de actitud se muestra a continuación. La Figura 86 presenta la variación del ángulo de asiento para una entrada escalón e impulso. Respecto al problema lateral-direccional, la Figura 87 muestra la evolución del ángulo de balance, y el ángulo de resbalamiento de la velocidad para la entrada escalón e impulso en ángulo de balance se puede encontrar en la Figura 88.

3) Sistema de control de trayectorias

Finalmente, para el sistema de control de trayectorias, la respuesta del control de altitud se puede observar en la Figura 89, mientras que la evolución del ángulo de guiñada se puede ver en la Figura 90.

Figura 86: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de asiento del avión (θ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 87: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 18° , y (b) escalón de 60° .

Figura 88: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ .

Figura 89: Respuesta del sistema de control de trayectorias en altitud (h) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 5 m , y (b) escalón de 10 m .

Figura 90: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° : (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.

4) Tabla resumen de resultados

De nuevo, los polos del sistema completo se encuentran en la Tabla 5.7.

Autovalor	Amortiguamiento (ξ)	Frecuencia (ω_n) (rad/s)
-0.0427	-	-
-0.0737	-	-
-0.0861	-	-
-0.0875 + 0.0033 i	0.999	0.0876
-0.0906 + 0.0048 i	0.999	0.0907
-0.0937 + 0.0037 i	0.999	0.0938
-0.0952 + 0.0013 i	1.000	0.0952
-0.2960	-	-
-1.0000	-	-
-0.8060 + 0.8360 i	0.694	1.1600
-1.4600	-	-
-1.4200 + 0.5300 i	0.938	1.5200
-1.8900	-	-
-4.7700	-	-
-4.7700	-	-
-6.3600	-	-
-9.4500	-	-
-5.7300 + 9.2800 i	0.526	10.9000
-18.8000	-	-
-22.8000	-	-
-15.6000 + 22.5000 i	0.570	27.4000

Tabla 5.7: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de bloqueo de dos superficies de control, el ruddervator izquierdo externo en 8° y el derecho interno en -5° .

5.4.7. Pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervator externos

En este caso, únicamente se van a mostrar los resultados del escenario más crítico de todos los de pérdida de cola en V estudiados, el cual se corresponde con una pérdida de cola en V del 50% y pérdida de los ruddervator externos. Puesto que las derivadas de estabilidad de la aeronave cambian, es necesario volver a mostrar todas las figuras de nuevo ya que cambian todas las respuestas de la aeronave.

1) SAS

La respuesta del SAS con la velocidad de cabeceo se representa en la Figura 91, la correspondiente a la velocidad de balance se incluye en la Figura 92, y la respuesta en velocidad de guiñada se puede ver en la Figura 93. En este escenario se aprecia que, a pesar de que la cola en V influye tanto en el problema longitudinal como en el lateral-direccional, es sobre este último sobre el que tiene mucha más influencia la pérdida de superficie de la misma. De esta forma, mientras que en el modo fugoide apenas se produce una modificación en la respuesta sin SAS, en el caso del problema lateral-direccional se aprecian dos efectos muy importantes desde el punto de vista de la dinámica de la aeronave. Por un lado, el modo espiral se estabiliza, lo que puede comprobarse en la evolución convergente de la componente de continua tanto de la velocidad de balance como de la velocidad de guiñada en un tiempo característico largo. Por otro lado, a altas frecuencias se observa que ambas velocidades divergen. Este comportamiento se debe al balanceo del Holandés que, mientras que en los casos previos era estable y por tanto desaparecía a los pocos segundos de la perturbación, en este caso es inestable, lo por que no desaparece en el tiempo, sino todo lo contrario, cada vez es más acusado. No obstante, una vez que se introduce el sistema SAS se puede ver que el balanceo Holandés se estabiliza, y que el fugoide también desaparece, de la misma forma que en los casos anteriores, con la salvedad de que el modo espiral sigue siendo estable.

Figura 91: Respuesta del SAS en velocidad de cabeceo (q) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 92: Respuesta del SAS en velocidad de balance (p) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 93: Respuesta del SAS en velocidad de guiñada (r) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad/s, y (b) escalón de 0.2 rad.

2) Sistema de control de actitud

La Figura 94 muestra la respuesta al control en ángulo de asiento del avión. Para el problema lateral-direccional, el ángulo de balance del avión se muestra en la Figura 95, y en la Figura 96 se puede observar la respuesta en ángulo de resbalamiento de la velocidad. Cabe destacar que el error en el estacionario en el ángulo de balance es de un 3.4%, por lo que se ha descartado incorporar un término integral que haría más lenta la respuesta, con el fin de no empeorar el comportamiento frente a viento lateral, ráfagas y turbulencia. Asimismo, el ángulo de resbalamiento presenta un gran incremento en los instantes iniciales después de comandar un viraje debido a que la falta de cola no permite amortiguarlo. También se aprecia un aumento en el error estacionario del ángulo de asiento del avión respecto a la condición de vuelo sin fallos.

Figura 94: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de asiento del avión (θ) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón de 0.2 rad.

Figura 95: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de balance del avión (ϕ) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 18°, y (b) escalón de 60°.

Figura 96: Respuesta del sistema de control de actitud en ángulo de resbalamiento de la velocidad (β) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 18° en ϕ , y (b) escalón de 60° en ϕ .

3) Sistema de control de trayectorias

La respuesta del control en altitud se muestra en la Figura 97, y la respuesta del control de rumbo se muestra en la Figura 98. En este caso, cabe destacar la guiñada adversa que se ve al comienzo del viraje, nuevamente debido a la falta de cola que impide amortiguar lo suficiente este efecto.

Figura 97: Respuesta del sistema de control de trayectorias en altitud (h) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 5 m, y (b) escalón de 10 m.

Figura 98: Respuesta del sistema de control de trayectorias en ángulo de guiñada (ψ) en el escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos: (a) impulso de 0.3 rad, y (b) escalón.

4) Tabla resumen de resultados

Los autovalores de la aeronave con el nuevo autopiloto del escenario de pérdida de cola considerado se pueden ver en la Tabla 5.8. A continuación de esta tabla, en la Tabla 5.9, se incluye el valor numérico que toma cada ganancia del SAS para todos los escenarios de fallo mostrados en esta sección con el objetivo de poder comparar cómo cambian. Análogamente, la Tabla 5.10 y la Tabla 5.11 contienen los valores de las ganancias para el sistema de control de actitud y de control de trayectorias de todos los escenarios considerados, respectivamente. Por último, la Tabla 5.12 recoge los valores de trimado de las superficies de control tras los fallos propuestos.

Autovalor	Amortiguamiento (ξ)	Frecuencia (ω_n) (rad/s)
-0.0495	-	-
-0.0837	-	-
-0.0850 + 0.0041 i	0.999	0.0851
-0.0886 + 0.0068 i	0.997	0.0888
-0.0931 + 0.0068 i	0.997	0.0933
-0.0967 + 0.0042 i	0.999	0.0968
-0.0981	-	-
-0.1230 + 0.1430 i	0.651	0.188
-0.1530 + 0.5040 i	0.290	0.526
-1.4500	-	-
-1.7200	-	-
-2.2100	-	-
-4.7700	-	-
-4.7700	-	-
-4.2700 + 4.3800 i	0.698	6.1200
-6.3600	-	-
-7.4200	-	-
-10.0000	-	-
-20.1000	-	-
-9.4500 + 21.1000 i	1.000	23.1000
-30.0000	-	-

Tabla 5.8: Posición de los autovalores con el autopiloto completo del escenario de pérdida del 50% de la cola en V y de los dos ruddervator externos.

Fallo	Sin fallo	Flaperón izquierdo	Ruddervator derecho externo	Planta propulsora	Ruddervator izquierdo interno + flaperón derecho	Ruddervator izquierdo externo + ruddervator derecho interno	Pérdida del 50% de cola en V y de los ruddervator externos
k_q	-2.5	-2.5	-2.5	-2.5	-2.5	-2.25	-5
c	30	30	30	30	30	30	30
k_r	-1	-1	-3	-1	-2.5	-1	-1
T_{wo}	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	10
a	30	30	30	30	30	30	30
k_p	1	-2.5	1	1	2.5	1	1
b	20	20	20	20	20	20	20

Tabla 5.9: Valor numérico de las ganancias del SAS para todos los escenarios de fallo mostrados.

Fallo	Sin fallo	Flaperón izquierdo	Ruddervator derecho externo	Planta propulsora	Ruddervator izquierdo interno + flaperón derecho	Ruddervator izquierdo externo + ruddervator derecho interno	Pérdida del 50% de cola en V y de los ruddervator externos
k_θ	-15	-15	-15	-15	-15	-13.5	-20
k_ϕ	7	-10	7	7	10	7	7
k_{cf}	-1.25	0.75	-2.5	-1.25	-0.75	-1.25	-1
T_2	10	10	10	10	10	10	0.1
T_{a_1}	1	1	1	1	1	1	0.1
T_{a_2}	1	1	1	1	1	1	1.75
T_{b_1}	0.6	0.4	0.6	0.6	0.7	0.6	0.6
T_{b_2}	1	2	1	1	1	1	1

Tabla 5.10: Valor numérico de las ganancias del controlador de actitud para todos los escenarios de fallo mostrados.

Fallo	Sin fallo	Flaperón izquierdo	Ruddervator derecho externo	Planta propulsora	Ruddervator izquierdo interno + flaperón derecho	Ruddervator izquierdo externo + ruddervator derecho interno	Pérdida del 50% de cola en V y de los ruddervator externos
k_{V_z}	0.025	0.025	0.025	0.025	0.025	0.025	0.025
k_h	1.25	1.25	1.25	0.00	1.25	1.25	1.25
k_{p_u}	0	0	0	-1	0	0	0
k_{i_u}	0	0	0	-0.1	0	0	0
k_ψ	1.7	2.1	1.9	1.7	2	1.7	0.6

Tabla 5.11: Valor numérico de las ganancias del controlador de trayectorias para todos los escenarios de fallo mostrados.

Fallo	Sin fallo	Flaperón izquierdo	Ruddervator derecho externo	Planta propulsora	Ruddervator izquierdo interno + flaperón derecho	Ruddervator izquierdo externo + ruddervator derecho interno	Pérdida del 50% de cola en V y de los ruddervator externos
$\delta_{e_l} (^{\circ})$	0.3	5.4	-10.0	0.3	-8.8	5.0	0.0
$\delta_{e_r} (^{\circ})$	0.3	-5.4	10.0	0.3	8.8	-5.0	0.0
$\delta_{r_l} (^{\circ})$	0.0	0.0	15.0	0.0	-5.0	8.0	-1
$\delta_{r_r} (^{\circ})$	0.0	0.0	-15.0	0.0	5.0	-8.0	-1
$\delta_{f_l} (^{\circ})$	0.0	5.0	3.6	0.0	-20.0	13.9	-6.7
$\delta_{f_r} (^{\circ})$	0.0	5.0	3.6	0.0	20.0	13.9	-6.7

¹ Se considera que estos ruddervator son los que se pierden con la cola en V.

Tabla 5.12: Posiciones de las superficies aerodinámicas de trimado tras los fallos propuestos.

Finalmente, cabe destacar que, puesto que el autopiloto se implementará en el sistema de control del vuelo, su funcionamiento será acorde a un sistema discreto. Por esta razón, es necesario estudiar cuál es el tiempo mínimo de muestreo requerido para el correcto funcionamiento del mismo. Para convertir las expresiones clásicas del espacio de estados de un sistema continuo a uno discreto se hace como se muestra a continuación:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du\end{aligned}\tag{388}$$

$$\dot{x} = \frac{x(t + \Delta t) - x(t)}{\Delta t} = Ax(t) + Bu(t)\tag{389}$$

$$x(t + \Delta t) = (I + A\Delta t)x(t) + \Delta t Bu(t)\tag{390}$$

Mediante la expresión (394) se puede estudiar la evolución del vector de estado, obteniendo:

$$x(t) = \phi(t)x(0) + \int_0^t \phi(t - z)Bu(z)dz\tag{391}$$

Para digitalizar las ecuaciones de la mecánica del vuelo, se convierte el espacio de estados en el esquema de la Figura 99. Las expresiones del espacio de estados quedan de la siguiente forma:

Figura 99: Digitalización del espacio de estados.

$$\begin{aligned}x_{k+1} &= Fx_k + Gu_k \\ y_k &= Cx_k + Du_k\end{aligned}\tag{392}$$

T es el tiempo de muestreo que hay que determinar. Se considera que el valor de la entrada permanece constante durante el periodo de muestreo. De esta forma, la expresión (391) se puede reescribir como sigue:

$$x[(k + 1)T] = \phi(T)x(kT) + \int \phi[(k + 1)T - z]Bu dz\tag{393}$$

Haciendo el cambio de variable $\lambda = (k + 1)T - z$, se llega a:

$$x[(k+1)T] = \phi(T)x(kT) + \left[\int_0^T \phi(\lambda) d\lambda \right] Bu \quad (394)$$

Por lo que las matrices del espacio de estados digitalizado quedan:

$$F = e^{AT} = I + \frac{AT}{1!} + \frac{A^2T^2}{2!} + \dots \quad (395)$$

$$G = \left[\int_0^T \phi(\lambda) d\lambda \right] B = \left[IT + \frac{AT^2}{2 \cdot 1!} + \frac{A^2T^3}{3 \cdot 2!} + \dots \right] B \quad (396)$$

A partir de las matrices anteriores se puede reescribir el espacio de estados dado por la expresión (392):

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \left[I + \frac{AT}{1!} + \frac{A^2T^2}{2!} + \dots \right] x_k + \left[IT + \frac{AT^2}{2 \cdot 1!} + \frac{A^2T^3}{3 \cdot 2!} + \dots \right] Bu_k \\ y_k &= Cx_k + Du_k \end{aligned} \quad (397)$$

con C y D iguales a las del espacio de estados continuo.

Para el cálculo del periodo de muestreo es necesario estudiar la comparación de los sistemas continuo y discreto para cada control sobre todas las variables de estado cuyo valor puede ser modificado por dicho control. Esto quiere decir que si, por ejemplo, se estudia el escenario libre de fallo, será necesario estudiar el efecto que tiene una deflexión del timón de profundidad en las variables longitudinales, y el efecto de la deflexión del timón de dirección y de los alerones sobre todas las variables lateral-direccionales. Si por el contrario se tuviese un bloqueo de flaperón, habría que estudiar todas las variables tanto del problema longitudinal como del lateral-direccional para una deflexión del flaperón sano, ya que ahora éste tiene efecto sobre ambos problemas.

A continuación, se muestra la comparativa entre la respuesta del sistema en tiempo continuo y discreto de los diferentes autopilotos desarrollados con el fin de determinar cuál es el tiempo de muestreo de diseño. En la Figura 100 se incluye la respuesta en velocidad de balance del SAS a la entrada escalón en los flaperones. Como puede apreciarse, para un valor de $T = 0.01$ s el sistema discreto describe a la perfección el sistema continuo, no siendo así para $T = 0.05$ s. Los diagramas de Bode de la respuesta del ángulo de guiñada respecto al ángulo de guiñada de referencia se pueden ver en la Figura 101 para los escenarios de pérdida del 50% de la cola en V y en caso libre de fallos, y para los dos mismos periodos de muestreo anteriores. Análogamente se pueden estudiar a través de la respuesta temporal y de los diagramas de Bode las distintas variables frente a las entradas correspondientes, tal y como se ha comentado anteriormente. Tras este estudio, se ha concluido que el tiempo de muestreo debe ser $T = 0.01$ s para garantizar la respuesta correcta del avión.

Figura 100: Comparativa de la respuesta en velocidad de balance para una entrada en velocidad de balance de referencia del SAS con $T = 0.01$ s (a) y $T = 0.05$ s (b).

Figura 101: Diagramas de Bode para la respuesta en guiñada ante la entrada de ángulo de guiñada de referencia en los escenarios libre de fallo (a) y de pérdida del 50% de la cola en V junto con los ruddervator externos (b), para un tiempo de muestreo de $T = 0.01$ s (1) y $T = 0.05$ s (2).

6. ESTUDIO DEL DISEÑO DEL SISTEMA DE GUIADO

Para el diseño del sistema de guiado se han implementado todos los sistemas contados en la introducción con el objetivo de compararlos y ver cuál de ellos proporciona mejores resultados en los escenarios estudiados. El estudio sobre los sistemas de guiado presenta múltiples contribuciones originales como, por ejemplo, el realizado sobre virajes o la reconfiguración en caso de pérdida total de potencia del motor (publicada en [76]) descritos más adelante en este apartado, ya que, como se vio a lo largo de la sección 2, las actuaciones de la aeronave en presencia de fallos no se han tratado en detalle en la literatura abierta. Además, cabe recordar la configuración aerodinámica no convencional, lo cual supone otra novedad más respecto a los trabajos existentes.

Por un lado, el algoritmo de paso directo por WPs no permite incluir ninguna restricción una vez ha sucedido un fallo, por lo que se ha descartado su uso en los escenarios de fallo. Por otro lado, a pesar de que el algoritmo Dubins proporcionaría la trayectoria de menor tiempo y distancia, se han descubierto ciertas limitaciones a la hora de implementarse que podrían resultar en una condición de vuelo menos segura de lo que podría ser. El problema descubierto es el siguiente: supóngase que la aeronave está trazando la ruta entre los WPs WP_{i-1} y WP_i , de forma que se ha generado el algoritmo de paso tanto alrededor de WP_{i-1} , como del de transición entre ambos, y alrededor de WP_i . Una vez finalizada la transición alrededor de WP_i se genera la siguiente trayectoria a través del escenario que definen WP_i y WP_{i+1} . Podría ocurrir que, en este nuevo escenario, la transición alrededor de WP_i fuese diferente a como se calculó para el escenario definido por WP_{i-1} y WP_i , por lo que la aeronave volvería a intentar realizar la transición alrededor de WP_i describiendo trayectorias inesperadas. Este problema se podría solucionar escogiendo únicamente la transición entre el WP actual y el siguiente, de forma que se mantenga la trayectoria alrededor del último WP de cada escenario como la inicial del siguiente. Mediante esta corrección, se está calculando una trayectoria parecida al algoritmo intermedio entre el Dubins y el de paso directo, ya que solamente se controla la transición alrededor del WP final. Puesto que el algoritmo de control de transición mediante el radio de acuerdo es más simple y permite el mismo tipo de ajuste de trayectoria que el tipo Dubins de cara a las actuaciones de la aeronave en caso de fallo, se ha escogido dicho algoritmo para realizar las simulaciones.

En el caso de estar en fase de *loiter*, aproximación final, y/o aterrizaje, la precisión de este algoritmo puede no ser suficiente, a no ser que se emplee un GPS diferencial (DGPS) como sensor de posición absoluta. En lugar de este sensor, se ha decidido trazar un guiado relativo a través del algoritmo de Vincenty y conforme a los procedimientos operacionales establecidos por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) en [87]. Para ello, es necesario disponer de tres equipos de ayuda a la navegación aérea a bordo de la aeronave: un radioaltímetro, el VOR (*VHF Omnidirectional Range*) y el DME (*Distance Measuring Equipment*). Este algoritmo proporciona una grandísima precisión, la cual es crítica cuando se van a realizar aterrizajes automáticos o cuando se está sobrevolando alrededor de un aeródromo con posibilidad de interferir en el tráfico aéreo con otras aeronaves.

A continuación, se van a describir los sistemas de guiado empleados en cada escenario de operación definido, junto con un estudio de actuaciones de la aeronave, en caso de ser necesario.

6.1. Sistema de guiado en la condición de vuelo sin fallos

En el escenario en el cual no se han producido fallos, el sistema de guiado seleccionado es el típico usado en aviación: control de altitud de vuelo (H_p , altitud presión), control de velocidad (V_{TAS}), control de rumbo (ψ, χ ; en función de si se considera viento o no), y supresión de resbalamiento (β). Los controles encargados de cada una de estas tareas son, respectivamente, los ruddervator como timón de profundidad (δ_e), el *throttle* (δ_{th}), los flaperones como alerones (δ_f), y los ruddervator como timón de dirección (δ_r), usando el esquema de control de la Figura 54.

6.2. Sistema de guiado en la condición de vuelo de fallo de superficie de control

En el caso de perder una única superficie de control, dependiendo del tipo de fallo, podría ser necesario introducir restricciones en la ley de guiado. Por ejemplo, si un actuador se bloqueara en su posición mínima o máxima, o muy cercano a estas, no habría rango de movimiento posible del control en una dirección, permitiendo muy poca potencia de mando en ese sentido. Puesto que las superficies de control son los ruddervator y los flaperones y, como se vio anteriormente, si se bloquea un ruddervator, éste funcionará como timón de dirección, las limitaciones necesarias irían encaminadas a la realización de virajes. Por tanto, las variables comprometidas en este caso podrían ser ψ , ϕ o β . Como puede verse, ψ se controla a través de ϕ mediante los flaperones, con lo que realmente las limitaciones se podrían introducir directamente en ϕ . Por su parte, β está relacionado con la posibilidad de realizar giros coordinados mediante la deflexión de los ruddervators actuando como timón de dirección. Si se bloqueara un actuador de estas superficies de control cerca de su posición de deflexión máxima o mínima, no se tendría rango de movimiento suficiente para realizar virajes en un sentido: a derechas o a izquierdas. Por tanto, se debería limitar el ángulo ϕ para garantizar, si fuese necesario, que solamente se pudiesen trazar giros en una dirección. Además, al tener menor potencia de mando, el radio de viraje podría verse afectado en alguna condición de vuelo, siendo necesario introducir restricciones sobre esta variable, que nuevamente se traducen en limitaciones en ϕ , para realizar transiciones correctas entre los WPs. A continuación, se muestra el estudio formulado para un viraje estacionario definido según la Figura 102 [88]. Expresando el sistema dinámico en ejes estabilidad, anulando la fuerza lateral del avión, y tomando como condición de referencia el vuelo de crucero trimado con el timón de profundidad, las expresiones de fuerzas lateral y vertical son:

$$Y = -mg \cos \theta \sin \phi + mru = 0 \quad (398)$$

$$Z = -mg \cos \theta \cos \phi - mqu \quad (399)$$

Se puede suponer que $u \cong V$, y por tanto $\omega = uR \approx VR$. Operando las expresiones anteriores se puede estimar el factor de carga de la maniobra como $n \approx 1/\cos \phi$.

Para seguir la trayectoria definida en la Figura 102, las sumas de momentos alrededor de los tres ejes del avión deben ser nulas, así como la fuerza lateral, y debe producirse un incremento de sustentación para compensar la inclinación de la misma debido al ángulo de balance. Por tanto, las ecuaciones que describen la trayectoria descrita son [88]:

Figura 102: Esquema de un viraje estacionario en ascenso [88].

$$\Delta C_L = \frac{L - mg}{0.5\rho V^2 S_{ref}} = (n - 1)C_{L_{cr}} \quad (400)$$

$$C_{l_\beta}\beta + C_{l_{\hat{p}}}\hat{p} + C_{l_{\hat{r}}}\hat{r} + C_{l_{\delta_r}}\delta_r + C_{l_{\delta_a}}\delta_a = 0 \quad (401)$$

$$C_{m_\alpha}\Delta\alpha + C_{m_{\hat{q}}}\hat{q} + C_{m_{\delta_e}}\Delta\delta_e + C_{m_{\delta_r}}\delta_r + C_{m_{\delta_a}}\delta_a = 0 \quad (402)$$

$$C_{n_\beta}\beta + C_{n_{\hat{p}}}\hat{p} + C_{n_{\hat{r}}}\hat{r} + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_{\delta_a}}\delta_a = 0 \quad (403)$$

$$C_{y_\beta}\beta + C_{y_{\hat{p}}}\hat{p} + C_{y_{\hat{r}}}\hat{r} + C_{y_{\delta_r}}\delta_r = 0 \quad (404)$$

$$C_{L_\alpha}\Delta\alpha + C_{L_{\hat{q}}}\hat{q} + C_{L_{\delta_e}}\Delta\delta_e + C_{L_{\delta_r}}\delta_r + C_{L_{\delta_a}}\delta_a = (n - 1)C_{L_{cr}} \quad (405)$$

donde los términos debidos a la deflexión de ruddervator como timón de dirección y a los flaperones como alerones del problema longitudinal únicamente serán no nulos en caso de fallo del actuador correspondiente. Los problemas lateral-direccional y longitudinal solamente se pueden desacoplar si no hay fallo presente. El radio de viraje, las velocidades angulares y el coeficiente $C_{L_{cr}}$ son:

$$\hat{p} = -\sin\theta \frac{b_{ref}}{2V} \omega \quad (406)$$

$$\hat{q} = \cos\theta \sin\phi \frac{\bar{c}}{2V} \omega \quad (407)$$

$$\hat{r} = \cos\theta \cos\phi \frac{b_{ref}}{2V} \omega \quad (408)$$

$$C_{L_{cr}} = \frac{mg}{0.5\rho V^2 S_{ref}} \quad (409)$$

$$R \approx \frac{mV^2}{L \sin\phi} \quad (410)$$

$$\omega \approx V/R \quad (411)$$

Hay que tener en cuenta que las ecuaciones serían diferentes en caso de anular el ángulo de resbalamiento en lugar de la fuerza lateral. En dicho escenario, el ruddervator usado como timón de dirección debería anular la aceleración lateral del avión en ejes cuerpo causante del resbalamiento ($\dot{v}$). Una vez que se ha anulado la aceleración lateral y asegurado que el resbalamiento permanecerá nulo todo el tiempo, se usan los flaperones para anular el momento de balance del avión, quedando un coeficiente de guiñada no nulo que no puede contrarrestarse. Cabe destacar que el coeficiente de guiñada resultante es despreciable en la mayoría de escenarios posibles, elevándose su valor cuanto menor es la velocidad de vuelo y mayor el ángulo de balance del avión. Las fórmulas matemáticas que describen el viraje estacionario anulando el ángulo de resbalamiento son:

$$\Delta C_L = \frac{L - mg}{0.5\rho V^2 S} = (n - 1)C_{L_{cr}} \quad (412)$$

$$C_{l_{\hat{p}}} \hat{p} + C_{l_{\hat{r}}} \hat{r} + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a = 0 \quad (413)$$

$$C_{m_{\alpha}} \Delta\alpha + C_{m_{\hat{q}}} \hat{q} + C_{m_{\delta_e}} \Delta\delta_e + C_{m_{\delta_r}} \delta_r + C_{m_{\delta_a}} \delta_a = 0 \quad (414)$$

$$C_{n_{\hat{p}}} \hat{p} + C_{n_{\hat{r}}} \hat{r} + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a \neq 0 \quad (415)$$

$$\delta_r = \frac{\left(mrV - mg \cos \theta \sin \phi - \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} (C_{y_{\hat{p}}} \hat{p} + C_{y_{\hat{r}}} \hat{r}) \right)}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_{y_{\delta_r}}} \quad (416)$$

$$C_{L_{\alpha}} \Delta\alpha + C_{L_{\hat{q}}} \hat{q} + C_{L_{\delta_e}} \Delta\delta_e + C_{L_{\delta_r}} \delta_r + C_{L_{\delta_a}} \delta_a = (n - 1)C_{L_{cr}} \quad (417)$$

En la expresión (416), sustituyendo el valor de r y ω , y aproximando R según la expresión (410) con $L \approx mg / \cos \phi$, resulta:

$$\delta_r \approx - (C_{y_{\hat{p}}} \hat{p} + C_{y_{\hat{r}}} \hat{r}) / C_{y_{\delta_r}} \quad (418)$$

Como puede verse, la deflexión de timón de dirección necesaria para anular el resbalamiento se puede aproximar como la necesaria para anular la fuerza lateral sin resbalamiento. Esto implica que la fuerza lateral será prácticamente nula también en este caso. Además, puesto que la contribución al balance del ruddervator como timón de dirección es casi nula, la deflexión de alerones necesaria para anular el problema de balance debería ser muy parecida a la obtenida en el caso anterior, donde se anulaba la fuerza lateral. Por otro lado, el ángulo de resbalamiento (β) también influye en el ángulo de asiento del avión (θ), por lo que podría haber variaciones entre un tipo de control y otro [89]. Sin embargo, como se ha demostrado, anular el resbalamiento del avión y la fuerza lateral conllevan unos resultados muy parecidos, consiguiendo que el ángulo de resbalamiento obtenido sea pequeño al anular la fuerza lateral, y haciendo despreciable su contribución al ángulo de asiento del avión. Por tanto, las principales diferencias entre ambos métodos son el ángulo de resbalamiento y el coeficiente de guiñada resultantes, cada uno de los cuales es nulo según el tipo de control usado, y la deflexión necesaria del ruddervator como timón de dirección. Debido a esto último, en caso de ser posible,

podría valorarse un cambio de estrategia de control de giros coordinados para conseguir unas deflexiones más pequeñas de los ruddervator como timón de dirección en los escenarios de fallo que requieren de mayores deflexiones de este control, como son el de pérdida de un ruddervator o de cola en V, por ejemplo. En este trabajo, esto no es posible ya que de todas las estrategias de control probadas la única que consigue estabilizar el modo espiral es la estrategia ARI empleada. Las gráficas comparando algunos resultados para las diferentes estrategias de control de giros coordinados se muestran a continuación para la condición de vuelo de diseño en peso (520 kg) y altitud (3 km) en función de la velocidad de vuelo y del ángulo de balance. Es importante mencionar que el problema longitudinal es el mismo para ambas estrategias de control. La variación del ángulo de resbalamiento es trivial, ya que es nulo para la estrategia de control que lo anula, y en gráficas posteriores se pueden ver las soluciones anulando la fuerza lateral. En la Figura 103 se muestra la deflexión necesaria de los ruddervator como timón de dirección, y en la Figura 104 se incluye la de los flaperones como alerones. Como puede comprobarse, los resultados cuadran con lo esperado teóricamente.

Figura 103: Comparativa de la deflexión de ruddervator como timón de dirección para las dos estrategias de control de virajes coordinados: (a) anulando la fuerza lateral y (b) anulando el ángulo de resbalamiento de la velocidad.

Figura 104: Comparativa de la deflexión de flaperones como alerones para las dos estrategias de control de virajes coordinados: (a) anulando la fuerza lateral y (b) anulando el ángulo de resbalamiento de la velocidad.

Las gráficas para la condición de vuelo sin fallo se muestran a continuación. En la Figura 105 se muestra el coeficiente de sustentación necesario para compensar el ángulo de balance y seguir equilibrando el peso ($C_L = nC_{L_{cr}}$). El radio de viraje no puede ser un grado de libertad dadas las condiciones explicadas anteriormente, tal y como indica la expresión (410). La evolución del radio de viraje con la velocidad y el ángulo de balance se muestra en la Figura 106. El ángulo de ataque resultante alcanzado mediante la suma del ángulo de ataque de trimado más la variación del ángulo de ataque obtenido del sistema de ecuaciones anterior se ha incluido en la Figura 107. Es importante destacar que la curva roja marca el límite de entrada en pérdida del avión. Por tanto, como puede comprobarse, no todas las combinaciones de velocidad y ángulo de balance son posibles. En la Figura 108, se puede observar la evolución de la variación de la deflexión del timón de profundidad. Nuevamente, el límite establecido para este actuador se encuentra en $\pm 30^\circ$, con lo que no es posible realizar los virajes cuya deflexión acorde a la Figura 108 más la de trimado superen dichos límites. Por último, se incluyen las superficies de variación del ángulo de resbalamiento y de las deflexiones de flaperones como alerones y del timón de dirección para tres ángulos de ascenso diferentes de -10° , 0° , y 10° , respectivamente. El ángulo de resbalamiento para $\gamma = -10^\circ$ se presenta en la Figura 109, mientras que las deflexiones de alerones y de timón de dirección se muestran en la Figura 110 y en la Figura 111. En el caso de $\gamma = 0^\circ$, la Figura 112, la Figura 113, y la Figura 114, contienen el ángulo de resbalamiento, la deflexión de alerones, y la deflexión del timón de dirección, respectivamente. Por último, para un ascenso de 10° , el ángulo de resbalamiento se puede ver en la Figura 115, la deflexión de alerones se incluye en la Figura 116, y la deflexión del timón de dirección se presenta en la Figura 117. Como se puede observar, las primeras variables mostradas en las figuras siguientes no varían con el ángulo de asiento de la velocidad (ángulo de ascenso).

Para el cálculo anterior hay que tener diversos efectos en cuenta. Por un lado, el coeficiente de sustentación afecta a ciertas derivadas de estabilidad, como la guiñada adversa, por ejemplo. Además, también el ángulo de ataque influye en ellas, con lo que en función de la condición de vuelo también cambian las derivadas de estabilidad. Factores de esta condición de vuelo que pueden afectar son el peso de la aeronave, la velocidad de vuelo, la altitud, o el ángulo de balance. Por último, la no linealidad de las derivadas de estabilidad de los controles también afecta a las deflexiones, no obstante, en este caso esta variación no se ha tenido en cuenta en los cálculos, con lo que los resultados a altas deflexiones serían mayores aún que los resultados mostrados debido a la pérdida de efectividad de la superficie de control. Las gráficas se muestran para la condición de vuelo de diseño, con $m = 520$ kg y $h = 3$ km.

Finalmente, se pueden ver β , δ_r y δ_a con γ en la Figura 118, la Figura 119, y la Figura 120, respectivamente. La razón principal de la variación es el cambio del ángulo de asiento del avión θ con el ángulo de ascenso γ , haciendo que se llegue a invertir la velocidad angular $\dot{p}$. Además, se puede ver la variación con la altitud de vuelo con la comparativa de $h = 3$ km y $h = 0$ km (SL, *Sea Level*).

Figura 105: Coeficiente de sustentación necesario en un viraje estacionario.

Figura 106: Radio de viraje resultante en un viraje estacionario.

Figura 107: Ángulo de ataque resultante en un viraje estacionario.

Figura 108: Deflexión del timón de profundidad necesaria en un viraje estacionario.

Figura 109: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$.

Figura 110: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$.

Figura 111: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$.

Figura 112: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$.

Figura 113: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$.

Figura 114: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$.

Figura 115: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$.

Figura 116: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$.

Figura 117: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$.

Figura 118: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520 \text{ kg}$, $V = 175 \text{ km/h}$, y altitud (a) $h = 3 \text{ km}$; y (b) $h = 0 \text{ km}$.

Figura 119: Deflexión de timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520 \text{ kg}$, $V = 175 \text{ km/h}$, y altitud (a) $h = 3 \text{ km}$; y (b) $h = 0 \text{ km}$.

Figura 120: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520 \text{ kg}$, $V = 175 \text{ km/h}$, y altitud (a) $h = 3 \text{ km}$; y (b) $h = 0 \text{ km}$.

En caso de bloqueo de un flaperón, la derivada de estabilidad asociada a dicho control vale la mitad, con lo que las superficies anteriores cambian. El ángulo de ataque, el ángulo de resbalamiento de la velocidad, la deflexión de timón de dirección, y la deflexión de alerones en el caso de fallo de flaperón se muestran en la Figura 121, la Figura 122, la Figura 123, y la Figura 124, respectivamente. En este caso, por no sobrecargar demasiado el documento, únicamente se van a mostrar las superficies para un ángulo de asiento de la velocidad $\gamma = 0^\circ$, esto es, vuelo a altitud constante. En la Figura 125, la Figura 126, y la Figura 127, se pueden ver las curvas análogas al caso anterior del escenario sin fallo de la evolución de las variables anteriores en función del ángulo de ascenso. Es importante destacar que, en este caso de fallo de bloqueo de un flaperón, es necesario sumar la deflexión de alerones a la posición de trimado de la superficie de control no bloqueada, con lo que es posible que se supere antes la deflexión máxima o mínima permitidas, siendo un caso más restrictivo que el anterior. Este efecto es el comentado al comienzo de esta sección, y también podría ocurrir en el caso de que se utilicen los flaperones para el control del momento de cabeceo y con él la altura, o para trimar la aeronave y así descargar de esta tarea al timón de profundidad en aquellos escenarios en los que esto sea favorable a las actuaciones de la aeronave como, por ejemplo, en el caso de pérdida de los dos ruddervator externos junto con la mitad de la cola en V.

En el caso de bloqueo de un ruddervator, las gráficas análogas a los casos anteriores se muestran en la Figura 128 y en la Figura 129, donde se pueden ver el ángulo de ataque y de resbalamiento obtenidos, en la Figura 130, con la deflexión del timón de dirección, y en la Figura 131, con la deflexión de alerones. La comparativa de ángulos de asiento de la velocidad y de altitud de vuelo se puede ver en la Figura 132, la Figura 133, y la Figura 134, para las variables β , δ_r , y δ_a , respectivamente.

En caso de que el fallo fuese de giro libre alrededor de la charnela, las gráficas que se obtienen son las mismas, pero habría que sumarles la deflexión calculada a partir del equilibrio de momentos en la charnela del actuador, tal y como se comentó en el apartado de trimado. Es importante destacar que este estudio de actuaciones en presencia de fallos es una contribución novedosa presente por primera vez en esta tesis doctoral.

Figura 121: Ángulo de ataque resultante en un viraje estacionario en el escenario de fallo de flaperón.

Figura 122: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de flaperón.

Figura 123: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de flaperón.

Figura 124: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de flaperón.

Figura 125: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de flaperón.

Figura 126: Deflexión de timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de flaperón.

Figura 127: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de flaperón.

Figura 128: Ángulo de ataque resultante en un viraje estacionario en el escenario de fallo de ruddervator.

Figura 129: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de ruddervator.

Figura 130: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de ruddervator.

Figura 131: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario del fallo de ruddervator.

Figura 132: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de ruddervator.

Figura 133: Deflexión de timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de ruddervator.

Figura 134: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario del fallo de ruddervator.

Además, en caso de ser un ruddervator la superficie de control perdida, es posible que a pesar de que siga habiendo rango de movimiento suficiente no se pudiesen realizar virajes coordinados debido a la pérdida de potencia de mando. Para paliar esto, se podrían considerar diversas alternativas. Por un lado, se podría usar el otro par de ruddervator libre como timón de profundidad y dirección de forma simultánea, garantizando siempre que hay potencia de mando de sobra como ambas superficies de control. Por otro lado, desde el punto de vista de las actuaciones, se ha realizado un

estudio que permite ver la evolución de los modos propios de la aeronave en función de la velocidad de vuelo y de la altura. Las gráficas de este estudio se muestran en la Figura 135. Como se puede observar en el zoom realizado sobre el modo espiral de la Figura 136, para bajas altitudes y altas velocidades dicho modo llega a estabilizarse, permitiendo el control de giros coordinados en los que la propia dinámica de la aeronave ayuda a su correcta realización de forma segura. Se quiere recalcar que el Predator del accidente de noviembre de 2015 [71] se estrelló tras perder un panel de cola y entrar en este modo, por lo que dicho estudio podría ser de una gran importancia en diversos escenarios de fallo.

Figura 135: Estudio de los modos propios del ATLANTE con la velocidad y la altura de vuelo.

Figura 136: Zoom del modo espiral del estudio de los modos propios del ATLANTE con la velocidad y la altitud de vuelo.

6.3. Sistema de guiado en el escenario de fallo de motor

El escenario de fallo de motor considerado en este trabajo es otra de las contribuciones originales (publicada en [76]) principales de la tesis doctoral y consiste en una pérdida total de potencia. Debido a esto, se pierde completamente el control de *throttle* ya que es inútil para ejercer un control sobre la velocidad del avión. Una vez producido el fallo, el ATLANTE entraría en una fase de planeo puesto que es un avión monomotor. Si no se reconfigurase el autopiloto, el timón de profundidad seguiría controlando la altitud de vuelo y, puesto que la aeronave empezaría a descender, su objetivo sería tratar de compensar dicha pérdida de altitud. Con este fin, deflexaría el timón de profundidad para comandar un ángulo de encabritado a la aeronave, aumentando el ángulo de ataque cada vez más, hasta que entrase en pérdida y se estrellase.

Como puede verse, en este escenario es crítica la reconfiguración del sistema de control y, consecuentemente, la de guiado, para poder proporcionar un vuelo de planeo seguro a la aeronave.

El control propuesto en este caso ha sido el de control de velocidad mediante el timón de profundidad, por lo que es necesario establecer un sistema de guiado acorde. Analizando las variables en la condición de vuelo de planeo estacionario definidas en la Figura 137 [76], se puede llegar a las siguientes expresiones obtenidas en ejes horizonte local:

Figura 137: Variables de la condición de vuelo de planeo [76].

$$\frac{W}{0.5\rho V^2 S_{ref}} = C_{L_{cruise}} = C_{L_w} \cos \gamma + C_{D_w} \sin \gamma \quad (419)$$

$$0 = C_{D_w} \cos \gamma - C_{L_w} \sin \gamma \quad (420)$$

$$0 = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_{r_{trim}}}} \delta_{r_{trim}} + C_{m_{\delta_f}} \delta_f \quad (421)$$

$$C_{D_w} = A + B C_{L_{cruise}} + D C_{L_{cruise}}^2 + C_{D_{\delta_f}} \delta_f + C_{D_{\delta_e}} \delta_e + C_{D_{\delta_{r_{trim}}}} \delta_{r_{trim}} \quad (422)$$

$$C_{L_w} = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_{r_{trim}}}} \delta_{r_{trim}} + C_{L_{\delta_f}} \delta_f \quad (423)$$

donde A , B , y D son los términos de la polar de Torenbeek, $W = mg$ es el peso del avión, y el resto de coeficientes ya han sido comentados anteriormente.

Como se vio en secciones previas de este documento, la aproximación final y el aterrizaje son de las fases más críticas de vuelo desde el punto de vista de accidentes e incidentes, con lo que en este escenario de fallo la criticidad de ambas fases se agrava. Por esto, se ha realizado un estudio de actuaciones específico para dichas fases. A continuación, se detalla la reconfiguración del sistema de guiado desde que se produce este fallo.

El problema afectado en este caso es el longitudinal, perdiendo el control de *throttle* y cambiando el control de timón de dirección de acuerdo con la Figura 55. Por tanto, la nueva referencia que debe proporcionar el sistema de guiado es la velocidad de vuelo. El objetivo es poder llegar lo más lejos posible para alcanzar una zona de recuperación segura de la aeronave, por lo que se desea imponer un ángulo de descenso (γ) mínimo. De acuerdo con la expresión (420), se puede obtener:

$$\gamma \approx C_{D_w} / C_{L_w} = 1 / E_{aerodinámica} \quad (424)$$

Maximizando la eficiencia aerodinámica se puede minimizar el ángulo de descenso de la aeronave. El nuevo objetivo, por tanto, es la maximización de dicho parámetro. Como se puede ver en la Figura 203, el coeficiente de sustentación que consigue esto es $C_L = 1.2$. Dicho coeficiente de sustentación podría estar muy cerca de la pérdida, por lo que podría reducirse este valor en un cierto porcentaje de cara a garantizar el vuelo seguro de la aeronave. Si se impone un coeficiente de sustentación objetivo en la ley de guiado, se puede calcular la velocidad de vuelo correspondiente a partir de las mediciones, o cálculos usando otros sensores, de la densidad atmosférica. Además, se han introducido protecciones frente a velocidad de entrada en pérdida, que consisten en comparar la velocidad calculada por el sistema de guiado con la velocidad de entrada en pérdida para la configuración y condición de vuelo presente en cada momento, de forma que siempre se elija la más restrictiva. Este vuelo se mantiene mientras se está a una altura por encima de la de aproximación final, establecida en 250 m. Una vez se pasa a aproximación final, se despliegan los flaperones como flaps para poder disminuir aún más la velocidad. Es necesario tener en cuenta, por un lado, que se debe dejar suficiente rango de movimiento como para poder aterrizar en caso de viento cruzado o corregir la trayectoria, y por otro, que el timón de profundidad debe ser capaz de compensar el momento de cabeceo que introducen los flaps. Además, en el caso de la deflexión de los flaperones como alerones hay que tener en cuenta la no linealidad del control debido a altas deflexiones, que afectará exclusivamente a uno de los dos, mientras que el otro permanecerá en la zona lineal. Por último, la configuración final de aterrizaje necesita reconfigurar el autopiloto para poder comandar el ángulo de asiento del avión requerido que garantice que el tren principal es el primero en tocar el suelo. Debido a esto, el timón de profundidad no sólo deberá ser capaz de compensar el momento de cabeceo introducido por los flaps, sino que además debe tener potencia de mando extra para comandar el ángulo de asiento final. Dicha reconfiguración para el aterrizaje se ha establecido por debajo de una altura de 100 m. El estudio conducido se puede ver en las figuras siguientes, donde los resultados son acordes al criterio establecido en la Figura 137.

La Figura 138 muestra la variación del ángulo de asiento de la velocidad (γ) en función del coeficiente de sustentación y de la deflexión de flaps. La Figura 139 muestra el ángulo de asiento del avión (θ), mientras que el ángulo de ataque (α) se incluye en la Figura 140. Finalmente, respecto a la deflexión del timón de profundidad necesaria para compensar la deflexión de flaps, no es suficiente únicamente trimar la aeronave con el timón de profundidad debido a la eficiencia del control a altas deflexiones, tal y como se observa en la Figura 141. Por esto, es necesario utilizar el ruddervator como timón de dirección para ayudar al ruddervator como timón de profundidad en el trimado de la aeronave, deflectándolo en una posición intermedia simétricamente. En el caso de la Figura 142, la posición intermedia ha sido establecida en 10° para dejar suficiente margen de control como timón de dirección para compensar el posible ángulo de resbalamiento en caso de viento cruzado o de virajes coordinados. Cabe destacar que, mediante la metodología empleada, se puede estudiar cualquier condición de vuelo deseada, pudiendo cambiar las deflexiones de los flaperones o de

trimado del timón de dirección como timón de profundidad para satisfacer las condiciones de seguridad en vuelo necesarias. Todas estas figuras se han publicado en [76].

Figura 138: Variación del ángulo de descenso de planeo durante la aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación [76].

Figura 139: Variación del ángulo de asiento del avión durante la aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación [76].

Figura 140: Variación del ángulo de ataque durante la aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación [76].

Figura 141: Deflexión de timón de profundidad necesaria para trimar la aeronave en aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación [76].

Figura 142: Deflexión de timón de profundidad necesaria para trimar la aeronave en aproximación final en función de la deflexión de flaps y del coeficiente de sustentación, con la ayuda del timón de dirección deflectado 10° como timón de profundidad [76].

Los planos horizontales de las últimas dos figuras son las deflexiones máxima y mínima del actuador por seguridad, aunque se les ha dado un rango de movimiento algo mayor, de -30° a $+30^\circ$.

6.4. Sistema de guiado en el escenario de pérdida simétrica de cola en V

En este caso, si no hay pérdida de ninguno de los ruddervators externos de la cola en V, el sistema de guiado es análogo al de la condición libre de fallo. Lo único que cambian son las ganancias del autopiloto, y se podría hacer un estudio análogo al del fallo de una superficie de control del viraje estacionario. Dicho estudio se ha incluido en la sección de pérdida de cola en V y de ruddervators externos.

6.5. Sistema de guiado en el escenario de fallo de dos actuadores

En este caso, el sistema de guiado es idéntico a la condición de fallo de un actuador, pero teniendo en cuenta las restricciones comentadas en el apartado de trimado de la aeronave para el caso de fallo

de dos actuadores. Dichas restricciones podrían imponer condiciones al sistema de guiado análogas a las del escenario de fallo de un actuador.

6.6. Sistema de guiado en el escenario de fallo de pérdida de cola en V y de los dos ruddervator externos

Este caso es una mezcla entre los escenarios de fallo de la pérdida de cola en V y de pérdida de dos ruddervator, con la particularidad de que los dos ruddervator son los externos. Además, se va a suponer que, en caso de que la pérdida de cola no llegue a ocupar toda la zona de los ruddervators externos, estos quedan bloqueados en deflexión neutra (0°). Esta hipótesis es coherente con la pérdida de cola en V, ya que a partir del 50% de pérdida ya no quedan ruddervator externos en la superficie de cola restante. En caso de que se perdiese menos del 50% de la parte externa de la cola, el suponer que los ruddervator se bloquean a 0° es un escenario más restrictivo que suponer que siguen estando, ya que se pierde potencia de mando de los controles de cola.

En este escenario, el sistema de guiado es análogo al de fallo de dos actuadores y al de pérdida de cola en V, por lo que, a priori, solamente podría ser necesario introducir restricciones en los radios viraje, o ángulos de balance. En este caso el modo espiral tiende a estabilizarse, siendo menos peligroso, pero a cambio se hace más inestable el balanceo Holandés, por lo que el autopiloto deberá corregir esta situación mediante las ganancias adecuadas. Además, se podrían realizar estudios acerca de la evolución de los modos propios a lo largo de la envolvente de vuelo para identificar posibles condiciones más seguras operacionalmente hablando, de forma equivalente a la Figura 135, así como un estudio del radio de viraje mínimo y máximo que se puede establecer. A continuación, se muestran las gráficas correspondientes al estudio del viraje estacionario para el caso de pérdida del 50% de la cola en V. Puesto que las derivadas de estabilidad en este caso cambian respecto al fallo de un actuador, es necesario recalcular las gráficas de ángulo de ataque y de deflexión de timón de profundidad, quedando representados en la Figura 143, y la Figura 144, respectivamente. Para el caso de ángulo de asiento de la velocidad de -10° , el ángulo de resbalamiento de la velocidad se ha incluido en la Figura 145, mientras que la Figura 146, y la Figura 147 contienen las deflexiones de timón de dirección y de flaperones como alerones. Análogamente, la Figura 148, la Figura 149, y la Figura 150 representan la evolución del ángulo de resbalamiento de la velocidad, y de las deflexiones de timón de dirección y de alerones para $\gamma = 0^\circ$. De la misma forma, β se puede observar en la Figura 151, δ_r se presenta en la Figura 152, y δ_a está incluido en la Figura 153, para un ángulo de ascenso de 10° .

Las consideraciones respecto a las derivadas de estabilidad de los controles son las mismas que en el caso de fallo de una superficie de control. Además, se muestra también la comparativa con el ángulo de ascenso y la altitud de vuelo del ángulo de resbalamiento, la deflexión del timón de dirección, y la deflexión de alerones, en la Figura 154, la Figura 155, y la Figura 156, de igual forma que se hizo previamente para los fallos de un flaperón y de un ruddervator.

Figura 143: Ángulo de ataque resultante en un viraje estacionario en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 144: Deflexión del timón de profundidad necesaria en un viraje estacionario en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 145: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 146: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 147: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 148: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 149: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 150: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 0^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 151: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 152: Deflexión del timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 153: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = 10^\circ$ en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 154: Ángulo de resbalamiento resultante en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 155: Deflexión de timón de dirección necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Figura 156: Deflexión de alerones necesaria en un viraje estacionario para $\gamma = -10^\circ$, $\gamma = 0^\circ$, y $\gamma = 10^\circ$, con $m = 520$ kg, $V = 175$ km/h, y altitud (a) $h = 3$ km; y (b) $h = 0$ km, en el escenario de pérdida del 50% de cola en V y de los dos ruddervators externos.

Como se ha podido apreciar, este escenario es mucho más restrictivo en lo que a virajes se refiere. En caso de que se controlen de forma simultánea el resbalamiento de la velocidad y la altura con el par de ruddervators que quedan tras la pérdida de la cola en V, las gráficas del estudio de actuaciones que muestran las deflexiones habría que modificarlas en la forma siguiente: la deflexión de los ruddervator como timón de dirección y de profundidad habría que dividirlas entre dos, y sumar el resultado de dicha operación para el ruddervator de la derecha, y restar la deflexión como timón de dirección de la del de profundidad para el ruddervator izquierdo, para conocer cuál sería el valor de deflexión de cada superficie de control. En este caso, se llegaría a la saturación de una de las superficies de control significativamente más rápido que en los casos estudiados anteriormente. Por esta razón, es conveniente que los flaperones ayudasen a trimar la aeronave longitudinalmente, con el fin de proporcionar mayor rango de movimiento a los ruddervator. Incluso, vista la deflexión como alerones que se necesita para realizar los virajes, sería posible controlar el rumbo y la altura con los flaperones, dejando los ruddervator exclusivamente como timón de dirección para así tener mayor potencia de mando lateral-direccional con el objetivo de realizar giros coordinados.

El autopiloto deberá comandar las deflexiones necesarias de timón de dirección y de profundidad en cada instante de tiempo, siendo el sistema de gestión de actuadores el encargado de dividir ambas señales para introducirlas en el actuador correspondiente, consiguiendo deflectar ambos ruddervator de forma simultánea como timón de dirección y de profundidad. Si no se hiciese esto, los transitorios de los virajes y cambios de altitud durarían más, y durante los mismos se producirían deflexiones de ambos controles continuamente, llegando a producir fallos del actuador por fatiga. Este comportamiento puede verse en la Figura 157, donde se aprecia que el estacionario se logra con menos deflexión máxima de los controles en el caso (b), y además hay menos oscilaciones de los mismos que en el caso (a). Otro aspecto observado es que en el escenario (b) se consigue mucho mejor control de la trayectoria que en el (a), producto de los resultados anteriores. Esta figura se corresponde con una maniobra de viraje.

Figura 157: Deflexión de ruddervators controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de rumbo.

El razonamiento para explicar este comportamiento, usando el control de altitud por ser el caso más sencillo de entender, en el caso de que el ruddervator de un panel de cola controle la altitud y el del otro panel se encargue de los giros coordinados, sería el siguiente. Puesto que se comanda un cambio de altitud, es necesario deflectar el timón de profundidad para controlar el ángulo de asiento del avión y la trayectoria vertical. En el momento en que dicho ruddervator cambia de posición, el otro debe contrarrestar el efecto lateral-direccional generado por el timón de profundidad, así como los flaperones deben compensar el cambio de balance y rumbo originados. Como se cambia la posición del timón de dirección, el timón de profundidad tiene que deflectarse otra vez a una posición diferente para corregir dicho efecto, haciendo necesario, a su vez, volver a girar el timón de dirección y los flaperones para compensar esta nueva posición del timón de profundidad, y así sucesivamente hasta que se llega al estacionario. En la Figura 158 se puede observar el comportamiento descrito en la deflexión de ruddervators de la simulación, la cual consiste en un salto escalón en la altitud de vuelo en $t = 15$ s. De hecho, al tener que ir cambiando continuamente de posición los dos ruddervator, inducen un cambio no deseado en el canal lateral-direccional al producir un ángulo de balance, de resbalamiento de la velocidad, y de rumbo oscilatorios a medida que oscilan las deflexiones. Este comportamiento puede verse en la Figura 159, donde se muestra la deflexión necesaria de flaperones para compensar las desviaciones de rumbo. En la Figura 160 se muestra el ángulo de ataque y resbalamiento de la velocidad, mientras que en la Figura 161 se muestra la evolución del ángulo de rumbo junto con otra gráfica de los ángulos de balance y asiento del avión.

Este estudio ha sido necesario realizarlo dada la configuración aerodinámica no convencional de la aeronave de referencia. Por tanto, se pone de manifiesto una vez más la importancia que tiene el tipo de aeronave en relación con sus actuaciones, modelos dinámicos y fallos característicos más importantes, tal y como se explicó al comienzo de la sección 3, y la necesidad de abordar el problema tolerante a fallos analizando en detalle las actuaciones en cada escenario de operación considerado, tal y como se ha hecho a lo largo de este trabajo.

Figura 158: Deflexión de ruddervators controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de altitud.

Figura 159: Deflexión de flaperones controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de altitud.

Figura 160: Ángulos ataque y resbalamiento para la deflexión de ruddervators controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de altitud.

Figura 161: Ángulos de actitud para la deflexión de ruddervators controlando (a) una variable cada uno, y (b) las dos variables de forma simultánea los dos, para un cambio de altitud.

En este momento ya se han descrito todos los sistemas encargados de la gestión y del control del vuelo de la aeronave en los distintos escenarios considerados, por lo que en la siguiente sección se van a mostrar los resultados de las simulaciones realizadas en cada condición de vuelo.

7. RESULTADOS DEL SIMULADOR DE VUELO

7.1. Condición libre de fallos

En esta simulación se desea seguir la trayectoria definida por una serie de WPs, de tal forma que llegando al final de la trayectoria se realice un *loiter* alrededor de un aeródromo. La transición entre WPs se realiza siguiendo el algoritmo descrito previamente de control de radio de acuerdo entre WPs consecutivos [53], y la fase del *loiter* se realiza utilizando el VOR y el DME para posicionar de forma absoluta la aeronave respecto a una referencia, en base a la cual se establece el guiado mediante el algoritmo de Vincenty [54], [55] siguiendo procedimientos de OACI [87]. Los sensores se suponen ideales por lo que los filtros no son necesarios. Las condiciones de vuelo son las mismas que las de vuelo de crucero de diseño: 48 m/s (TAS) de velocidad a una altitud de 3000 m, ambas mantenidas constantes durante la simulación como objetivo del control longitudinal.

A continuación, se muestran las figuras más relevantes de esta simulación. En la Figura 162 se puede ver la trayectoria seguida de la aeronave. La altitud de vuelo y la velocidad se muestran en la Figura 163. Los ángulos de Euler del avión se incluyen en la Figura 164, mientras que los ángulos de ataque y resbalamiento se presentan en la Figura 165. Finalmente, las deflexiones de los controles se incluyen en la Figura 166.

Figura 162: Trayectoria en la simulación del escenario libre de fallo.

Figura 163: Altitud y velocidad en la simulación del escenario libre de fallo.

Figura 164: Ángulos de Euler en la simulación del escenario libre de fallo.

Figura 165: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario libre de fallo.

Figura 166: Deflexión de los controles en la simulación del escenario libre de fallo.

7.2. Fallo de un flaperón

La trayectoria descrita es análoga al caso anterior, pero en este caso no se realiza la trayectoria por WPs, por lo que solamente aparece el *loiter* alrededor del aeródromo. El sistema FDI se considera ideal, lo cual implica que los fallos son detectados e identificados de forma instantánea. Una vez producido e identificado el fallo en el instante de tiempo $t = 250$ s, el sistema de gestión de actuadores posiciona las superficies de control en la condición de trimado, y a partir de ahí les comanda lo que calcula el autopiloto desarrollado. El fallo consiste en un bloqueo de flaperón izquierdo en 5° .

De igual forma que en el caso anterior, las figuras más relevantes son la trayectoria, en la Figura 167, la altitud y velocidad de vuelo en la Figura 168, los ángulos de Euler presentes en la Figura 169, los ángulos de ataque y resbalamiento de la velocidad incluidos en la Figura 170, y las deflexiones de los controles en la Figura 171.

Figura 167: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo de flaperón [76].

Figura 168: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de flaperón.

Figura 169: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de flaperón [76].

Figura 170: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de flaperón [76].

Figura 171: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de flaperón [76].

7.3. Fallo de un ruddervator

Esta simulación es análoga a la anterior, salvo que en este caso el fallo es de bloqueo de un ruddervator en lugar de un flaperón. La posición de bloqueo es de -15° del ruddervator externo derecho en el segundo 100 de simulación. La turbulencia se ha desactivado para poder comparar los resultados de forma “limpia” y ver la respuesta de la aeronave con mayor precisión.

La trayectoria obtenida está incluida en la Figura 172, mientras que la velocidad y la altitud se incluyen en la Figura 173. Como puede observarse, la aeronave es capaz de seguir la trayectoria deseada con elevada precisión. Los ángulos de Euler del avión están presentes en la Figura 174, y los de ataque y resbalamiento en la Figura 175. Se puede observar cómo el ángulo de resbalamiento de los transitorios es mayor que el observado en las simulaciones anteriores debido a la pérdida de potencia de mando del timón de dirección. Las deflexiones de los controles se pueden ver en la Figura 176.

Figura 172: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.

Figura 173: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.

Figura 174: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.

OACI [87] establece diferentes requisitos durante la fase de *loiter*. Entre estos requisitos se encuentra uno que se refiere a los giros para el cambio de rumbo desde el radial VOR al opuesto, y viceversa. En concreto, se dice que el viraje debe hacerse de tal forma que se cumpla la condición más restrictiva entre una velocidad de guiñada de 3° por segundo o 25° de ángulo de balance. En este caso, se alcanza antes la limitación de velocidad de guiñada, por lo que ésta establece la manera de realización de los virajes. Dicho comportamiento puede verse en las gráficas de *yaw* de la Figura 174, o en la Figura 169, por ejemplo, donde los ángulos de balance se quedan en 14.5° aproximadamente.

Figura 175: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.

Figura 176: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de ruddervator.

7.4. Fallo de planta propulsora

En este caso, de nuevo, con el fin de evaluar mejor los saltos en las variables de control se ha deshabilitado la turbulencia y se ha considerado un vuelo recto. El fallo de pérdida total de potencia se produce en el instante $t = 30$ s, y a partir de ahí se observa la condición de planeo resultante. La hélice se ha puesto en bandera, y para el cálculo de la resistencia aerodinámica que produce dicha hélice parada se ha usado la expresión [90]:

$$C_{D_{stopped\ propeller}} = 0.1 + \cos^2 \beta_{prop} \quad (425)$$

$$\Delta C_{D_{stopped\ propeller}} = N_{blades} \frac{S_{blade}}{S_{ref}} C_{D_{stopped\ propeller}} \quad (426)$$

$$D_{stopped\ propeller} = \frac{1}{2} \rho V^2 N_{blades} S_{blade} C_{D_{stopped\ propeller}} \quad (427)$$

donde β_{prop} es el paso de la hélice de la sección $0.7R$ de las palas. En caso de que no se pudiese abanderar, dicho incremento de resistencia penalizaría la eficiencia aerodinámica del ATLANTE, y, en consecuencia, el alcance final. La distancia horizontal final recorrida ha sido de 30450 m y la carrera de aterrizaje de 145 m.

En este caso la trayectoria no se incluye por no ser relevante. La velocidad y la altitud de vuelo se pueden ver en la Figura 177. Los ángulos de Euler se incluyen en la Figura 178, y los de ataque y resbalamiento en la Figura 179. Por último, las deflexiones de los controles se pueden ver en la Figura 180. Los dos saltos presentes al final de las gráficas de la velocidad, el ángulo de asiento del avión, y el timón de profundidad se corresponden con el cambio de configuración de planeo a aproximación final, y de aproximación final a aterrizaje. Por último, el salto en el ángulo de ataque se debe a la reacción del terreno sobre el tren de aterrizaje principal en el momento del impacto. Otro aspecto a destacar es la deflexión máxima del timón de profundidad para proporcionar un ángulo de asiento del avión de aproximadamente 2° , debido al gran momento de picado que introduce la deflexión de los flaperones como flaps ($C_{m_{flaps=15^\circ}} = -0.191$).

Figura 177: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de planta propulsora [76].

Figura 178: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de planta propulsora [76].

Figura 179: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de planta propulsora [76].

Figura 180: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de planta propulsora [76].

7.5. Fallo de un flaperón y de un ruddervator

La simulación correspondiente a este escenario es igual que la del escenario de fallo de un actuador (flaperón o ruddervator), con bloqueo de flaperón derecho y de ruddervator interior izquierdo en las posiciones -20° y -5° , respectivamente, en $t = 500$ s. En este caso, nuevamente se han incluido diversos WPs para demostrar la capacidad de seguimiento de la trayectoria de la aeronave antes y después de que se haya producido el fallo. El algoritmo de guiado vuelve a ser el de control del radio de viraje entre WPs, dejando el algoritmo de Vincenty para la fase final de *loiter*. Como puede comprobarse, a pesar de perder potencia de mando por los fallos ocurridos, la aeronave es capaz de seguir de forma precisa la trayectoria deseada. En este caso, el flaperón sano llega a saturarse en su deflexión mínima durante la realización de los virajes dada la cercanía de la posición de bloqueo, y por tanto de trimado, al límite físico del actuador. Esto pone de manifiesto la importancia del estudio de virajes realizado en la sección anterior dedicada a la reconfiguración del sistema de guiado.

A continuación, en la Figura 181 se puede observar la trayectoria seguida de la aeronave. La altitud de vuelo y la velocidad se incluyen en la Figura 182. Los ángulos de Euler del avión se pueden ver en la Figura 183, mientras que los ángulos de ataque y resbalamiento se presentan en la Figura 184. Las deflexiones de los controles se incluyen en la Figura 185.

Figura 181: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.

Figura 182: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.

Figura 183: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.

Figura 184: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.

Figura 185: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de flaperón y ruddervator.

7.6. Fallo de un ruddervator externo y de un ruddervator interno

El fallo para esta simulación se ha definido como un bloqueo en la deflexión de 8° del ruddervator externo izquierdo y un bloqueo en la posición de -5° del ruddervator interno derecho en el instante $t = 500$ s. Al no poderse deflexar ninguno de los dos pares de ruddervator de forma simétrica, se han dejado para control lateral-direccional ambos ruddervator sanos. Por tanto, en este caso, los flaperones controlan la altura y la dirección, tal y como se explicó en la sección dedicada al diseño del autopiloto de este escenario. La deflexión de los flaperones se realiza siguiendo la estrategia de control de posición del actuador explicada en la sección anterior respecto a un único par de ruddervators para mantener la altitud y los giros coordinados, ya que es análoga. Esta forma de control novedosa utilizando los flaperones para controlar la altitud y el rumbo proporciona muy buenos resultados, tal y como se aprecia en las gráficas mostradas a lo largo de las figuras relativas a esta simulación.

A continuación, en la Figura 186 se puede observar la trayectoria seguida de la aeronave. La altitud de vuelo y la velocidad se incluyen en la Figura 187. Los ángulos de Euler del avión se pueden ver en la Figura 188, mientras que los ángulos de ataque y resbalamiento se presentan en la Figura 189. Las deflexiones de los controles se incluyen en la Figura 190.

Figura 186: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.

Figura 187: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.

Figura 188: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.

Figura 189: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.

Figura 190: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo del ruddervator interior derecho y del exterior izquierdo.

7.7. Pérdida del 50% de cola en V simétrica y de los dos ruddervator externos

En este caso, se ha ejecutado la misma simulación que en el caso libre de fallos, pero durante todo el tiempo la aeronave ha perdido un 50% de la cola en V y los dos ruddervators externos. En la Figura 191 se incluye la trayectoria seguida por la aeronave, y en la Figura 192 se pueden ver la altitud y velocidad a lo largo de toda la simulación. Respecto a la actitud de la aeronave, la Figura 193 incluye los ángulos de Euler, y la Figura 194 los ángulos de ataque y resbalamiento. Por último, la deflexión de los controles se muestra en la Figura 195. Como puede verse, los ruddervator como timón de dirección permanecen todo el tiempo en 0 debido a que se han perdido, quedando los que antes se usaban como timón de profundidad encargados de ambas tareas, y el trimado de la aeronave se lleva a cabo con los flaperones, lo que deja suficiente rango de movimiento tanto a estos actuadores como al par de ruddervators sano para llevar a cabo el control de altitud y de giros coordinados. También se puede apreciar cómo, a pesar de que la trayectoria se sigue sin problemas, las actuaciones obtenidas son peores que en caso libre de fallos, ya que las deflexiones de los controles se acercan más a sus límites, el ángulo de resbalamiento es mayor en este caso, y los giros de la trayectoria son más abiertos. Este escenario ha sido, sin lugar a dudas, el más difícil y el que peor seguimiento de la trayectoria consigue debido a la severidad del fallo. Muestra de ello es la variación tan importante en las ganancias del autopiloto mostrada en la Tabla 5.9, en la Tabla 5.10, y en la Tabla 5.11 para conseguir un ajuste aceptable. Además, una variación muy pequeña de estas ganancias, en comparación con los demás escenarios estudiados, conlleva un comportamiento radicalmente distinto, no consiguiendo controlar la aeronave.

Figura 191: Trayectoria en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.

Figura 192: Altitud y velocidad en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.

Figura 193: Ángulos de Euler en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.

Figura 194: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.

Figura 195: Deflexión de los controles en la simulación del escenario de fallo de pérdida de cola en V del 50%.

7.8. Estudio del retardo máximo en la identificación de fallos por el sistema FDI

Para finalizar, se ha realizado un estudio acerca del máximo tiempo tolerado en la identificación del fallo, el cual también ha sido publicado en [76] y es otra contribución original de este trabajo ya que en el estado del arte lo único que se dice es cuánto tardan en identificarse los fallos, pero no el tiempo máximo de identificación sin que se pierda el control de la aeronave. Cuando se produce un fallo en vuelo, el sistema FDI es capaz de detectar que algo no va bien de forma prácticamente instantánea, no siendo así la identificación de lo que ha sucedido. Por esta razón, como se explicó en la sección 2.2, es necesario tolerar los transitorios en los que se sabe que ha sucedido un fallo, pero no se sabe cuál es. A medida que el sistema FDI recopila información va precisando cuál es el nuevo escenario hasta que lo identifica. Este tiempo puede resultar crítico dependiendo del fallo.

Desde el punto de vista del fallo de planta propulsora, puesto que únicamente es necesario reconfigurar el timón de profundidad, este fallo será crítico en las fases de vuelo en las que se encuentre en las proximidades del terreno, ya que es ahí donde el retardo en la identificación podría hacer que la pérdida de altitud conllevara un impacto con el terreno. En cambio, en el caso de bloqueo del flaperón, por ejemplo, puesto que en este escenario justamente se necesita reconfigurar el autopiloto cambiando el signo de ciertas ganancias, el tiempo empleado en la reconfiguración desde que surge el fallo es crítico. El máximo tiempo permitido estimado para la identificación es de 0.875 s aproximadamente. Es posible establecer como medida de mitigación la desconexión del autopiloto de las superficies de control una vez que se ha detectado un fallo para evitar que el cambio de signo de las ganancias actúe contra el sistema. En este caso, el tiempo de identificación crece hasta los 5 s. A continuación, se presentan las gráficas de estas dos simulaciones. La trayectoria seguida por la aeronave se presenta en la Figura 196. La velocidad y la altitud se pueden observar en la Figura 197. En la Figura 198 se muestran los ángulos de Euler. Los ángulos de ataque y resbalamiento se incluyen en la Figura 199. Todas estas figuras se han extraído de [76].

Figura 196: Trayectoria en la simulación del estudio del retardo del sistema FDI (a) sin desconectar el autopiloto de las superficies de control y (b) desconectándolo [76].

Figura 197: Altitud y velocidad en la simulación del estudio del retardo del sistema FDI (a) sin desconectar el autopiloto de las superficies de control y (b) desconectándolo [76].

Figura 198: Ángulos de Euler en la simulación del estudio del retardo del sistema FDI (a) sin desconectar el autopiloto de las superficies de control y (b) desconectándolo [76].

Figura 199: Ángulos de ataque y resbalamiento en la simulación del estudio del retardo del sistema FDI (a) sin desconectar el piloto automático de las superficies de control y (b) desconectándolo [76].

Como se puede comprobar, la pérdida de altitud y el incremento de velocidad durante el picado no son despreciables, mientras que la trayectoria seguida es prácticamente la misma. Ha sido necesario establecer límites de saturación a la lógica del piloto automático para evitar que se comandasen acciones demasiado agresivas para recuperar la aeronave. Sin estas saturaciones en velocidad de ascenso (V_z) y en velocidad de balance (p), la aeronave describía trayectorias poco precisas y tardaba más tiempo en recuperar el estado deseado. Además, sería necesario realizar estudios más detallados acerca de las maniobras permitidas en la aeronave para asegurar que no se han sobrepasado las cargas últimas en la respuesta transitoria hasta que se controla de nuevo la aeronave y, por tanto, asegurando que no se han producido daños estructurales.

Por último, se ha llevado a cabo un estudio acerca del tiempo de detección e identificación que se consigue con el sistema FDI en el estado del arte con el fin de comprobar la viabilidad de los resultados anteriores. De acuerdo con [18], el tiempo de identificación es un porcentaje sobre la ventana de tiempo de 2 s que los autores usan para detectar fallos, incluso en la presencia de turbulencia moderada. El tiempo de detección e identificación es mejorado en [27], donde el tiempo empleado por el sistema FDI en ambos procesos es de 0.5 s. Finalmente, el tiempo del proceso de detección e identificación es 0.025 s en [20], [33]. Además, los fallos son detectados e identificados de forma rápida y fiable teniendo en cuenta turbulencia severa y baja en [19]. Como puede verse, los requisitos en tiempos de detección e identificación vistos en las simulaciones de este trabajo se satisfacen con las capacidades de los sistemas FDI del estado del arte.

8. CONCLUSIONES Y FUTUROS TRABAJOS

Se va a comenzar por hacer un resumen de la tesis doctoral de forma rápida para, a continuación, describir el proceso de toma de decisiones seguido, y desarrollar las conclusiones y futuros trabajos. A lo largo de esta tesis se ha tratado el sistema de control del vuelo (FCS, *Flight Control System*) tolerante a fallos de un sistema aéreo pilotado de forma remota (RPAS, *Remotely Piloted Aircraft System*), junto con un sistema de gestión del vuelo (FMS, *Flight Management System*). El FCS se ha abordado desde un punto de vista de certificación, basándose en la MIL-DTL-9490E. Para el diseño de estos sistemas ha sido necesario realizar diferentes actividades que engloban desde un estudio del estado del arte de las técnicas y estrategias de control tolerante a fallos (FTC, *Fault-Tolerant Control*), hasta la programación de un simulador de vuelo con el que validar y verificar la aplicabilidad de las ideas propuestas.

Al comienzo se identificaron cinco aspectos clave de cara a resolver el problema FTC: (1) el modelo dinámico de la aeronave, (2) la estrategia de control tolerante a fallos, (3) las leyes de control del vuelo (FCL, *Flight Control Laws*), (4) la reconfiguración del sistema de guiado, y (5) el sistema de detección e identificación de fallos (FDI, *Fault Detection and Identification*). Estos aspectos son los que definen de forma completa el problema de tolerancia al fallo desde el punto de vista de control.

Además, se realizó un estudio sobre los accidentes e incidentes más comunes en aviación tripulada y no tripulada, junto con una revisión de la certificación actual sobre RPAS, y también sobre la certificación relacionada con los FCS (MIL-DTL-9490E) de las aeronaves tripuladas, ya que aún no existe una normativa análoga a ésta para aeronaves no tripuladas. A través de estos estudios se concluyó que las fases más críticas son: (1) la aproximación final y el aterrizaje, y (2) el crucero, seguidas del (3) despegue en algunos segmentos aéreos y algunas plataformas. Respecto a los fallos más comunes, se dan (1) la pérdida de control debido a fallos de planta propulsora, seguida de (2) fallos de actuadores y estructurales (pérdida de control). Como consecuencias destacables están la pérdida de control en vuelo (LOC-I, *Loss Of Control – In flight*), las salidas de pista (RE, *Runway Excursion*), *Airprox/ACAS alert/loss of separation/(near) midair collisions* (MAC), o el vuelo controlado contra el terreno (CFIT, *Controlled Flight Into or toward Terrain*) junto con colisiones con obstáculos durante despegue y aterrizaje (CTOL, *Collision with an obstacle during Take-Off and Landing*).

Una vez sentadas las bases del problema, se ha seleccionado el ATLANTE como aeronave de referencia, el cual tiene una cola en V, considerada una configuración aerodinámica no convencional. Al ser un avión monomotor sin actuadores redundados, los fallos de planta propulsora y de actuadores son críticos, constituyendo los primeros fallos estudiados. Además, como es una aeronave militar, se ha estudiado también la pérdida simétrica de cola en V por posible fuego enemigo. Finalmente se ha caracterizado la aeronave másica, aerodinámica, y propulsivamente, junto con su tren de aterrizaje. Para la obtención de estos modelos ha sido necesario desarrollar unas expresiones

aerodinámicas para la cola en V que permitiesen el cálculo de las derivadas de estabilidad. Además, en los escenarios de fallo se han obtenido también los modelos dinámicos mediante una nueva metodología estudiando el problema másico y aerodinámico real.

El siguiente paso ha sido definir los objetivos de diseño del FCS y FMS: (1) demostrar el cumplimiento de certificación, (2) acomodación de no linealidades del modelo dinámico, (3) tiempo pequeño de respuesta y de conmutación ante fallos, y (4) tolerancia a diferentes tipos de daños, incluyendo fallos en actuadores y fallos estructurales de diferentes partes del avión. Esto ha llevado a seleccionar la estrategia *Multiple Model Switching and Tuning* (MMST) como estrategia FTC, con unas leyes de control del vuelo desarrolladas mediante control clásico y la técnica *gain scheduling* para acomodar las no linealidades de la aeronave a lo largo de la envolvente de vuelo. Posteriormente, se han llevado a cabo estudios de cara a la reconfiguración del sistema de guiado que satisfaga las nuevas actuaciones de la aeronave después del fallo. Finalmente, el sistema FDI se ha considerado ideal, hasta las últimas pruebas de sensibilidad al tiempo de identificación máximo permitido para que el avión no se vuelva incontrolable.

Al comienzo de la tesis doctoral se barajaron diferentes objetivos a estudiar como, por ejemplo, estudios sobre modelos dinámicos no lineales reduciendo el número de filtros de Kalman, incorporar sistemas *sense & avoid*, desarrollo de autopiloto durante los transitorios de suelta de una carga de pago, que el algoritmo del autopiloto proporcionase ayuda para la planificación de la misión, o control de varias aeronaves a la vez a modo de enjambre o para volar en formación y así reducir el consumo de combustible a través de un vuelo más eficiente, entre otras muchas ideas. Finalmente, apoyándose en la tendencia que estaba adquiriendo en ese momento la regulación aeronáutica en relación con las operaciones de RPAS, y en base también a los trabajos del estado del arte valorados inicialmente, se decidió estudiar en detalle la posibilidad de certificación de autopilotos en diversos escenarios de fallo, ya que este aspecto no se había tratado en ninguna de las publicaciones encontradas. Además, la idea era poder garantizar un vuelo seguro para reducir el riesgo en la operación después de que se produjesen ciertos fallos. Esta primera decisión de comprobar algunos apartados de la certificación existente referida a los sistemas de control del vuelo junto con la aeronave supuso unas restricciones muy fuertes al futuro diseño del autopiloto. Como se dijo en la sección 2, la capacidad de certificación obligó a descartar todas aquellas técnicas que no fuesen deterministas, ya que hay que demostrar en cualquier escenario considerado la respuesta que va a tener la aeronave. Además, resulta indispensable partir de un buen modelo dinámico que garantice que la respuesta de la aeronave será acorde a la realidad. En opinión del autor, esta fue una buena decisión ya que concedió a los estudios posteriores un punto de vista nuevo que configuró en gran manera la estructura y contenidos de la presente tesis doctoral, además de comprometer muchas otras decisiones que se tomaron a lo largo del trabajo desarrollado.

En esta primera etapa, también fue necesario decidir la aeronave sobre la que estudiar los posibles nuevos diseños. En este caso, nuevamente apoyado por la prospección inicial realizada acerca del estado del arte, se decidió escoger una aeronave de configuración no convencional que proporcionase resultados novedosos y que fuese característica de las aeronaves no tripuladas. En base a la experiencia del grupo de investigación formado por el doctorando y los codirectores de tesis se seleccionó una aeronave con cola en V, ampliamente extendida entre los RPAS. Finalmente, se decidió escoger el ATLANTE como aeronave de referencia puesto que ha sido diseñada por un gran fabricante aeronáutico como es Airbus y tiene unas especificaciones apropiadas para llevar a cabo gran variedad de misiones. Además, dada la categoría a la que pertenece hace que no se disponga de sistemas de actuación redundados, con lo que cualquier fallo de superficies de control o motor podría conducir a una situación de alto riesgo desde un punto de vista de seguridad operacional. Otra ventaja que ofrece la categoría a la que pertenece el ATLANTE es que no hay muchos trabajos dedicados a este tipo de aeronaves. De la misma forma que para la decisión anterior sobre la capacidad de certificación, la elección del ATLANTE abrió nuevas líneas de investigación sobre las colas en V y sobre el estudio de fallos característicos relativos a dicho elemento. No obstante, cabe destacarse el aumento de dificultad a la hora de la estimación del modelo aerodinámico e inercial del RPAS dada la escasez de trabajos dedicados a ello en la literatura. De hecho, el modelo aerodinámico desarrollado en este trabajo ha sido publicado en una revista de alto índice de impacto y es una de las contribuciones originales principales de la tesis doctoral.

Por tanto, en este punto ya se disponía de la base sobre la que empezar a estudiar en profundidad el estado del arte orientado a los objetivos perseguidos. Tal y como se puede ver en la Figura 200 donde se ha representado el proceso de toma de decisiones seguido en este trabajo, este estudio del estado del arte está realmente dividido en varios estudios individuales, los cuales se encuentran en el segundo estamento del proceso. En esta figura también pueden verse las dependencias de cada decisión en relación a las demás.

A través del estudio de accidentes e incidentes de aviación tripulada y no tripulada de la sección 3.2 se escogieron las fases de vuelo y los fallos más representativos. De especial interés acabó resultando el fallo de pérdida total de potencia, ya que, a pesar de ser un fallo común, no se había tratado en el estado del arte sobre el problema de FTC. Igualmente, la decisión de estudiar la pérdida simétrica de parte de la superficie de la cola ha llevado a detallar aún más los cambios que deben introducirse cuando se abordan fallos de este tipo. El caso de pérdida simétrica en lugar de asimétrica se escogió por diversas razones. La primera fue poder abordar el problema de pérdida de un elemento estructural principal del avión de forma incremental, empezando por los casos más fáciles y proseguir con los más difíciles. La segunda se debió a motivos técnicos. En el caso asimétrico es necesario calcular muchas más derivadas de estabilidad nuevas y además hay que volver a estimar el modelo inercial, del cual no se disponían de datos suficientes como para conseguir unos resultados precisos.

Figura 200: Esquema con las decisiones tomadas a lo largo del proyecto y la dependencia de unas sobre otras.

De hecho, para el propio modelo aerodinámico era necesario establecer unas nuevas expresiones y metodología que sirviesen para estimar los términos cruzados de los problemas longitudinal y lateral-direccional, las cuales habría que validar. Por último, la tercera de las razones era la escasez de tiempo para abordar todos los estudios descritos a lo largo de este documento. A pesar de que esta decisión a día de hoy parece haber sido la correcta, principalmente por el tiempo que han llevado el resto de estudios, en opinión del autor quizá se podría haber estudiado el fallo de pérdida asimétrica intentando mejorar los modelos del estado del arte a costa de haber estudiado menos escenarios de fallo. El resto de fallos escogidos son fallos característicos estudiados en el estado del arte, y algunos como el fallo de dos ruddervator o de un flaperón y un ruddervator se escogieron para poder investigar la viabilidad de las estrategias de control propuestas, controlando diversos grados de libertad con el mismo par de superficies de control mediante deflexión diferencial. Estas decisiones han conllevado el estudio de nuevas estrategias de control que pueden suponer nuevos *inputs* a las fases de diseño. Por ejemplo, las aeronaves más pequeñas, en las que se suelen controlar los alerones con un solo actuador mediante deflexiones antisimétricas, podrían empezar a introducir un actuador más para controlar de forma independiente ambas superficies de control de cara a aumentar la seguridad operacional en vuelo implementando estrategias de control como las desarrolladas en este trabajo. No obstante, las ideas propuestas aquí deberán demostrarse mediante ensayos con aeronaves reales.

En lo referente al estudio del estado del arte de los modelos dinámicos, la decisión que se tomó fue la de desarrollar un modelo aerodinámico semi-empírico novedoso para la cola en V que incorporase los estudios llevados a cabo por la NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) y las ecuaciones desarrolladas en el código Digital DATCOM y empleadas por Roskam, introduciendo o reformulando los nuevos términos que fuesen necesarios. Esta decisión se tomó para poder obtener resultados de forma rápida y que fuesen más precisos que los obtenidos por métodos de paneles como *Athena Vortex Lattice* (AVL), por ejemplo. El uso de CFD se descartó ya que se pretendía llevar a cabo estudios a lo largo de la envolvente de vuelo de la aeronave, lo que requeriría tiempos de cálculo demasiado grandes. Además, una ventaja que proporcionan los métodos semi-empíricos es que son analíticos, por lo que pueden ser embebidos y utilizados en las primeras fases de diseño para tener en cuenta desde el comienzo de un proyecto las posibles restricciones derivadas de los fallos previstos considerados. Esto podría conducir en un futuro a aeronaves cuya operación sea más segura desde un punto de vista operacional. Además, también se escogieron estos modelos semi-empíricos en base a la decisión previa de estudiar la posible certificación de autopilotos, la cual conlleva disponer de modelos deterministas cuya precisión sea suficientemente alta. Sin embargo, para poder desarrollar el modelo semi-empírico correctamente es necesario conocer gran cantidad de parámetros geométricos y másicos de la aeronave. En la obtención de algunos de ellos, fue necesario establecer ciertas hipótesis, como por ejemplo la misión de diseño de la que se obtuvieron los calados del ala y de la cola. Dichas decisiones se basaron en los datos proporcionados por el fabricante, y sufrieron un proceso iterativo hasta que se consiguió que, a través de todos los modelos (aerodinámico, propulsivo, másico e inercial), los resultados de actuaciones obtenidos concordaran con los que el fabricante dice que posee la aeronave.

Por otro lado, una vez decidido que se iba a estudiar la certificación, se llevaron a cabo los estudios del estado del arte de las estrategias de FTC, la implementación de leyes de control del vuelo, y los sistemas de guiado. Como puede verse en la Figura 200, todos estos sistemas están relacionados entre sí, por lo que la decisión debe tomarse de forma conjunta para los tres sistemas. Tal y como se comentó en varios puntos a lo largo de este trabajo, el requisito de certificar descartó la posibilidad de incluir modelos adaptativos que no fuesen deterministas, lo cual redujo mucho el número de estrategias viables en lo que tolerancia al fallo se refiere. Finalmente, se optó por la técnica *Multiple Model Switching and Tuning* (MMST) ya que se basa en modelos dinámicos predefinidos como los descritos en el párrafo anterior, y además cumplía todos los requisitos identificados que debía tener el autopiloto de rapidez de conmutación y de respuesta o acomodación de no linealidades, entre otras. Esta estrategia requiere de un sistema de diagnóstico que identifique el fallo ocurrido (FDI, *Fault Detection and Identification*). Sin embargo, tras un breve estudio sobre estos sistemas se descubrió que son motivo de muchos trabajos de investigación punteros complementarios a los existentes sobre FTC, por lo que se descartó su diseño por falta de tiempo y se decidió tomarlo como ideal. A pesar de esto, se llevó a cabo un Trabajo Fin de Máster (TFM) profundizando un poco más en este tipo de

sistemas para investigar de forma preliminar la identificación de los fallos propuestos. Los resultados derivados de este TFM confirmaron la viabilidad en la identificación de los fallos estudiados en presencia de ruido de sensores, aunque los tiempos de identificación necesitaban ser mejorados.

Desde el punto de vista de las leyes de control y los sistemas de guiado, se decidió emplear tecnologías conocidas en el mundo aeronáutico con el fin de garantizar la posible certificación de los mismos. Por un lado, en lo referente a las leyes de control, se estudiaron diversos algoritmos basados en diferentes estrategias y sensores, siendo el mostrado en este trabajo el que mejores resultados proporcionó. Por el otro, para los sistemas de guiado se descartó diseñar también un planificador de trayectorias por falta de tiempo y porque la posible mejora en la seguridad operacional de la aeronave no iba a ser tan importante como la conseguida mediante el resto de sistemas y estudios llevados a cabo. Además, se decidió emplear la técnica *gain scheduling* para acomodar las no linealidades del modelo dinámico de la aeronave a lo largo de la envolvente de vuelo tanto del escenario sin fallo como en los que ha sucedido alguno, ya que es compatible con la estrategia de tolerancia al fallo escogida y no se ha empleado en ningún trabajo del estado del arte.

Con todos los estudios del estado del arte realizados y habiendo tomado las decisiones sobre cada uno de ellos, se procedió a la reconstrucción del modelo dinámico con fallos. En este caso, se optó por tratar los problemas longitudinal y lateral-direccional acoplados por si en un futuro daba tiempo a continuar estudiando fallos asimétricos. Con los desarrollos obtenidos se dispone de la base sobre la que empezar a modelizar este tipo de fallos y a diseñar los diferentes sistemas implicados en el control y gestión del vuelo. También se decidió incorporar el modelo de turbulencia completo ya que la normativa lo exige y en el estado del arte hay muy pocos artículos que lo contemplen, y ninguno que indique cómo incluirlo. Al reconstruir desde el principio el modelo dinámico, una de las principales limitaciones que se observó de cara a las nuevas actuaciones fue la condición de trimado de la aeronave. En este punto se tomaron ciertas decisiones que afectaron posteriormente al diseño de cada autopiloto, a los estudios de actuaciones y reconfiguración del sistema de guiado, y a las simulaciones. Entre dichas decisiones se incluye, por ejemplo, el trimar la aeronave a través de una combinación de controles que no se ha encontrado en la literatura, como utilizar los flaperones o los ruddervator para ayudar en el trimado longitudinal de la aeronave. Esta decisión propició el estudio más exhaustivo de los efectos que podrían tener las no linealidades debidas a altas deflexiones de los controles, o la saturación de los mismos durante la realización de maniobras. Como se ha comprobado en la sección 6, el considerar la eficiencia del control cambia mucho la viabilidad de las estrategias propuestas, debiendo considerarse siempre para asegurar la controlabilidad de la aeronave en la condición de vuelo post-fallo. En opinión del autor, las decisiones tomadas respecto a la modelización dinámica de los escenarios con fallos presentes proporcionaron mayor profundidad a los estudios posteriores, dotándolos de un carácter más realista y remarcando la complejidad del problema abordado.

Enlazando con lo contado en el párrafo anterior, el estudio de actuaciones de los escenarios post-fallo fue altamente influido por todas las decisiones previas, no solamente las de reconstrucción del modelo dinámico. De cara a las nuevas actuaciones de la aeronave se decidió llevar a cabo estudios locales, referidos a un punto de operación en concreto, y globales, referidos a la envolvente completa de vuelo. El primero está orientado a la reconfiguración del sistema de actuación tras el fallo. Como puede verse, este estudio está altamente influenciado por las deflexiones de trimado de la aeronave y las leyes de control implementadas, las cuales dependen a su vez de la estrategia FTC y del sistema de guiado escogidos. Los aspectos seleccionados para comprobar las nuevas actuaciones se basaron en maniobras de viraje en diferentes condiciones de vuelo ya que sus resultados podían servir para la reconfiguración del sistema de guiado, imponiendo restricciones a las maniobras comandadas. De forma análoga, es posible conducir estudios sobre ascensos y descensos o vuelos de crucero, los cuales se han dejado para investigaciones posteriores por falta de tiempo.

En cambio, el estudio acerca de la envolvente de vuelo se decidió llevarlo a cabo en base a los modos propios de la aeronave, ya que, en función de su posición, imponen unas restricciones u otras al diseño del autopiloto. Dicho análisis estuvo altamente influido por los modelos dinámicos desarrollados, la estrategia FTC propuesta, y las leyes de control implementadas. Además, en estos estudios se ha remarcado la repercusión de tener en cuenta las no linealidades debidas a altas deflexiones de los controles, las cuales suponen unos resultados completamente diferentes. Un caso particular que puede destacarse de este estudio de actuaciones es el aterrizaje con pérdida total de potencia. En dicho estudio puede verse la alta interdependencia de la ley de control implementada junto con los modelos dinámicos desarrollados, los estudios de trimado y controlabilidad de la aeronave teniendo en cuenta la eficiencia de las superficies de control aerodinámicas, la ley de guiado propuesta, y el estudio de actuaciones post-fallo del RPAS.

A la vista de los resultados y conclusiones extraídas, y comparando con el estado del arte, el autor cree que las decisiones tomadas de abordar el problema de actuaciones de esta forma conlleva un gran avance, especialmente en relación a la aproximación que se hace para resolver el problema de tolerancia al fallo. Una conclusión muy importante a destacar es la gran dependencia de unos sistemas y estudios con otros, debiendo abordarse el problema completo como un todo y no dejar de lado alguna de las partes, si se quiere lograr un resultado satisfactorio. Asimismo, en opinión también del autor, se han quedado estudios de actuaciones sin desarrollar, como los mencionados sobre ascensos, descensos y vuelo de crucero, por ejemplo, que hubiese sido preferible abordar en lugar de los escenarios de fallo más simples.

Las últimas decisiones tomadas se refieren a las simulaciones a realizar. En el estado del arte, tal y como se pudo ver a lo largo de la sección 2, lo normal es realizar simulaciones acerca de la recuperación post-fallo, y no maniobras o trayectoria más elaboradas. Sin embargo, dado el cariz aeronáutico que se pretendía dar a esta tesis doctoral, y aprovechando todos los estudios

desarrollados de actuaciones y reconfiguración del sistema de guiado, no parecía adecuado quedarse en unas simulaciones tan simples. Por esta razón se decidió abordar trayectorias más complicadas a través de diferentes WPs, y en especial los procedimientos de OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) respecto a los vuelos de *loiter* alrededor de los aeropuertos, ya que es una de las fases críticas del vuelo. Además, dada la relevancia de la aproximación final y el aterrizaje puesta de manifiesto a través del estudio de accidentes e incidentes, y debido a la criticidad de la pérdida total de potencia, se decidió que para el fallo de planta propulsora considerado en este trabajo era fundamental demostrar la capacidad de aterrizaje automático del RPAS de forma segura. Finalmente, para no tener en cuenta el sistema FDI como ideal en todos los escenarios, se decidió llevar a cabo un estudio de sensibilidad sobre el retardo que introduce en el sistema de control la identificación de los fallos. Como se ha demostrado, el requisito fijado al comienzo de conmutación entre fallos es crítico ya que en tiempos muy breves la aeronave se vuelve incontrolable. Por esta razón se han implementado medidas mitigadoras que pudiesen aumentar el tiempo requerido para la identificación del fallo. En cualquier caso, en ambos escenarios (introduciendo medidas mitigadoras y sin ellas) los tiempos de los sistemas FDI del estado del arte satisfacen las necesidades del problema planteado en este trabajo.

Como conclusión general, el autor opina que las decisiones tomadas a lo largo de estos años de investigación han sido mayoritariamente acertadas, llevando a unos resultados satisfactorios avalados por las contribuciones originales publicadas en las principales revistas de su campo. Además, se ha conseguido abordar el problema de control tolerante al fallo desde un punto de vista novedoso que amplía en gran medida la visión que se tenía de él, a pesar de llevar tantos años en estudio, y que deja la puerta abierta a multitud de nuevos desarrollos e investigaciones que podrían ser implementadas en un futuro (no tan lejano).

Por tanto, las contribuciones originales de este trabajo son múltiples:

- (1) la obtención del modelo dinámico completo para una aeronave de cola en V,
- (2) el desarrollo de un modelo dinámico preciso para el caso de pérdida simétrica de cola en V (el cual se puede extender a cualquier superficie sustentadora),
- (3) el estudio acerca del modelo dinámico resultante en los escenarios de fallo relacionados con los actuadores (también se puede extender a cualquier plataforma independientemente del número de actuadores),
- (4) la exposición de la metodología para reconstruir el modelo dinámico desde el principio, incluido el trimado de la aeronave con el estudio de las consideraciones comentadas en los diferentes escenarios de fallo,
- (5) la incorporación de la turbulencia al modelo dinámico completo para el desarrollo del autopiloto sin separar el problema lateral-direccional del longitudinal,

- (6) la demostración del cumplimiento de las pruebas de certificación en los diferentes escenarios de fallo seleccionadas al comienzo del trabajo,
- (7) la conjugación de la técnica MMST para la conmutación entre fallos y la técnica *gain scheduling* para acomodar las no linealidades a lo largo de la envolvente de vuelo,
- (8) el autopiloto y la reconfiguración del sistema de guiado en el caso de fallo de planta propulsora consistente en pérdida total de potencia, ya que este fallo no se había considerado anteriormente por ningún autor,
- (9) los estudios de la envolvente de vuelo para paliar los efectos adversos que pueden surgir tras los diferentes fallos estudiados, y
- (10) el estudio de sensibilidad en el tiempo de identificación de los fallos.

En la mayoría de las publicaciones del estado del arte lo que se persigue es obtener e implementar algoritmos y lógicas de control que permitan tener en cuenta las limitaciones de los actuadores o los fallos estructurales en el propio código, así como la obtención del modelo dinámico después de la aparición de un fallo, de forma automática. Ello se traduce en códigos complejos y/o técnicas de control donde se pierde de vista la dinámica y actuaciones de la aeronave a controlar, tomando una aproximación al problema meramente matemática, y dificultando en ocasiones el análisis determinista de las actuaciones finales. En cambio, este trabajo está orientado de forma inversa. Esto quiere decir que el propio diseñador del sistema de control es el que debe hacer los estudios de actuaciones correspondientes, e implementar manualmente las limitaciones intrínsecas de la aeronave en cualquier escenario considerado. Además, también debe estudiar las posibles reconfiguraciones del sistema de control y de guiado que mejor se adapten a la nueva dinámica de la aeronave tras el fallo. Esta aproximación permite emplear códigos más simples y fáciles de manejar, dotando a los sistemas de control del vuelo como los desarrollados en esta tesis de capacidades fundamentales en el campo de la aeronáutica sin perder las altas capacidades de los demás trabajos y propuestas. Una de estas capacidades es, por ejemplo, la demostración de los requisitos de certificación. En lo referente a las altas capacidades de las investigaciones del estado del arte se puede incluir la consideración de múltiples tipos de fallos en aeronaves cuyo modelo dinámico es altamente no lineal, así como las limitaciones en actuaciones y los límites de la envolvente de vuelo, o las limitaciones físicas de los actuadores, entre otros muchos aspectos. Otra ventaja que proporciona la aproximación dada en este trabajo es la posible inclusión del estudio de los escenarios de fallos más comunes en las etapas de diseño conceptual y preliminar, con el objetivo de obtener un diseño final más seguro operacionalmente, y robusto frente a los fallos considerados. A continuación, se van a tratar con más detalle las contribuciones originales de la tesis, viendo también las posibles líneas de investigación abiertas en cada caso.

El modelo dinámico explicado para la obtención de las derivadas de estabilidad del avión completo con cola en V se ha validado con ensayos en túnel aerodinámico extraídos de las referencias

y ha sido comparado con *Athena Vortex Lattice* (AVL). Esta contribución, si bien puede mejorarse, ya proporciona unos resultados acordes a lo esperado, y mejora sustancialmente los modelos empleados de derivadas de estabilidad basados en métodos de paneles. Además, están basados en expresiones analíticas, las cuales son fáciles de embeber en códigos de optimización, por ejemplo, para desarrollos rápidos durante las fases de diseño conceptual y preliminar.

El modelo de pérdida de cola en V puede mejorarse estimando con mayor precisión los momentos de inercia totales de la aeronave una vez que se ha producido la pérdida del elemento estructural. Sin embargo, esto es inmediato a partir de las explicaciones aportadas en este documento sin más que disponer de mayor cantidad de datos de la aeronave. Otra mejora posible que nuevamente se puede corregir disponiendo de más datos es la precisión en la estimación del nuevo centro de gravedad de la cola y de la aeronave completa. Asimismo, se ha mejorado y demostrado la importancia de ciertos efectos que otros autores despreciaban o no tenían en cuenta desde el principio, mejorando la precisión y comprensión de los fenómenos que ocurren una vez se ha modificado la superficie sustentadora de cola. Uno de estos fenómenos es la variación del centro de gravedad de la aeronave completa, por ejemplo.

En cuanto a la modelización de los fallos de actuadores, como se vio al principio en la sección 2.1, muchos autores reproducen modelos matemáticos sin prestar atención al problema físico real. En este trabajo se ha estudiado el modelo no lineal de derivadas de estabilidad de los controles para comprobar el alcance de la pérdida de un actuador. Una de las contribuciones principales en este sentido es la demostración del acoplamiento entre los problemas lateral-direccional y longitudinal, que algunos autores obvian, junto con la deducción de las nuevas derivadas de estabilidad asociadas a dicho control.

Otra contribución es la de reconstruir el modelo dinámico una vez que se ha producido un fallo. Esto es importante ya que se ha incluido el estudio de trimado teniendo en cuenta la no linealidad de las superficies de control para grandes deflexiones. Dicho estudio ha mostrado aspectos interesantes, como la limitación de poder controlar una variable longitudinal y una lateral-direccional a pesar de tener un par de controles con deflexión diferencial, y no dos variables longitudinales, o dos lateral-direccionales. Asimismo, permite tener en cuenta restricciones en las deflexiones de actuadores para garantizar que no van a saturarse durante la operación o, de hacerlo, conocer por qué ocurriría esto y evitarlo imponiendo las medidas oportunas. Estos estudios podrían generalizarse para más casos o un mayor número de actuadores, lo cual representa una posible línea de investigación en futuros trabajos.

La obtención del modelo dinámico con turbulencia de los problemas longitudinal y lateral-direccional acoplados también abre muchas posibilidades de estudio de fallos asimétricos, no considerados en este trabajo. De esta forma, uno de los siguientes pasos sería modelizar la pérdida

de cola en V no simétrica para, posteriormente, pasar a modelizar la pérdida simétrica y asimétrica de superficie alar. La idea es poder obtener unas expresiones analíticas que den precisión suficiente, de forma análoga a las de la cola en V, y así poder incluir los escenarios de fallo más comunes o más probables en las etapas de diseño conceptual y preliminar de estas aeronaves con el objetivo de tener en cuenta el problema de tolerancia al daño desde las fases más tempranas. Esto aumentaría de forma considerable la seguridad operacional de los RPAS y facilitaría su inserción en espacio aéreo no segregado, el cual es un objetivo a largo plazo que se está persiguiendo en todo el mundo.

La demostración de los criterios de certificación es otro paso fundamental para el objetivo mencionado, pues garantiza de una forma imparcial la seguridad en vuelo de estas aeronaves incluso en presencia de fallos. Este trabajo se podría ampliar en muchos aspectos, como la demostración de más pruebas de certificación a parte de las consideradas aquí, y de la definición de nuevos escenarios de fallo donde aplicarlas. Estas son líneas de investigación fácilmente abordables a raíz de la presente tesis doctoral.

La conjugación de las técnicas MMST y *gain scheduling* ha sido fundamental para la demostración de las pruebas de certificación, ya que permiten acomodar fallos y no linealidades de la plataforma, y además son fiables debido a su simplicidad y rapidez en el primer caso, y a su amplio uso histórico en el segundo. Se deberían llevar a cabo más estudios sobre de los transitorios durante la identificación de fallos, lo cual atañe directamente al diseño e implementación del sistema FDI. Esta futura línea de investigación es, quizá, la más importante y crítica de cara a la certificación completa del sistema, así como la más relevante y la que más información puede aportar acerca del problema FTC certificable.

En el caso del fallo de planta propulsora, desde el controlador hasta el sistema de guiado durante las fases de vuelo de planeo, aproximación final y aterrizaje, son novedosos. En este sentido, sería necesario estudiar casos de no abanderamiento de la hélice para ver la repercusión que tendría el quedarse sin control de paso de la hélice, así como las condiciones de trimado de la aeronave y de control del ángulo de asiento durante el aterrizaje a lo largo de toda la envolvente de vuelo. Estas futuras líneas de investigación son fácilmente abordables nuevamente con la metodología aquí explicada.

De forma análoga al caso anterior, se deberían reproducir estudios de modos propios y actuaciones en la envolvente de vuelo para el resto de los fallos. No obstante, las ideas presentadas en este trabajo podrían ayudar en gran manera a identificar las posibles zonas de la envolvente donde más segura sea la operación del RPAS. Estas ideas, a pesar de su sencillez y simpleza, constituyen un gran paso en el desarrollo de aeronaves cuya operación en escenarios de fallo sea de bajo riesgo, reduciendo los costes de operación del RPAS. Por ejemplo, se podría ahorrar en seguros o en pruebas

de certificación, así como operar en un mayor abanico de entornos y misiones, marcando la diferencia con las aeronaves semejantes que podrían suponer una competencia en el segmento considerado.

Por último y ligado con lo mencionado acerca del sistema FDI, es necesario desarrollar desde el principio un sistema de este estilo en conjunción con el FCS tolerante a fallos para garantizar el cumplimiento de todos los objetivos propuestos y demostrar la viabilidad completa de las ideas mostradas en este trabajo. Por tanto, cabe destacar otra vez que ésta es la línea de investigación crítica a partir de este punto.

ANEXOS

ANEXO A

En este anexo se incluye la información relacionada con la obtención y validación de los modelos másico e inercial, aerodinámico, y propulsivo del ATLANTE.

A.1. Modelo másico e inercial del ATLANTE

Este modelo se basa en el cálculo de pesos mediante ecuaciones semi-empíricas extraídas del estado del arte [39], [91]. Dichas referencias presentan fórmulas para obtener el peso de cada componente de la Tabla A. 1 en base a sus dimensiones características. A continuación, se ha establecido el centro de gravedad de cada una dentro de los límites relativos que establece Torenbeek [39], cuyo valor también se encuentra en la Tabla A. 1. El origen de coordenadas para medir las distancias a cada centro de gravedad ha sido el centrado en el morro del avión, coincidiendo con la línea de referencia del fuselaje y el plano de simetría del avión. Para el cálculo de los momentos de inercia, puesto que no se tiene suficiente información acerca de todos los equipos del ATLANTE, es imposible realizar su estimación de forma precisa con las fórmulas que se proponen en la literatura abierta. Esto se debe a que todas se basan en descomponer la aeronave en diversos elementos, cuya contribución a los momentos de inercia de la aeronave completa son la suma del momento de inercia de cada elemento respecto a sí mismo más el término de Steiner, de tal forma que el primero sea despreciable frente al segundo. En este caso, por la falta de información, no es correcto hacer dicha hipótesis y por tanto es imposible obtener los momentos de inercia de la aeronave. Por esto, se han cogido como dato los valores proporcionados por la empresa Grupo Mecánica del Vuelo (GMV), los cuales no se muestran aquí por motivos de confidencialidad. Cabe destacar que para el cálculo de los momentos de inercia de los elementos estructurales del avión como por ejemplo el ala, la cola, el fuselaje, etc. se pueden usar los métodos del código Digital DATCOM [42] ya que proporcionan resultados muy precisos. El error relativo que estos métodos consiguen se puede encontrar en las propias DATCOM [42] o también en [92], obteniéndose en este último caso un error relativo de 15.69% para I_x , 1.84% para I_y , y 2.05% para I_z calculados para el UAS S4 Ehécatl de 55 kg.

Tal y como puede observarse a través de la Tabla A. 1, el peso total de todos los elementos del avión excluyendo el peso de la carga de pago (PL) y del combustible (FW) es de 373 kg, cuyo valor debería coincidir con el peso vacío operativo del avión (OEW), de 360 kg, incluido en la Tabla 3.10. Esta diferencia proporciona un error relativo de un 3.6%, dando por bueno el resultado obtenido. Además, el centro de gravedad en estas condiciones está situado longitudinalmente al 23.5% de la CMA. En la Tabla A. 2 se incluye la posición del centro de gravedad del avión para diferentes configuraciones de PL y FW. A partir de estos resultados se puede concluir que la posición longitudinal más adelantada y más retrasada del centro de gravedad es del 21.0% y 28.4% de la CMA, respectivamente, para la aeronave sin fallo.

Parte estructural	Peso (kg)	Xcg (m)	Zcg (m)
Ala	39.5	1.89	0.13
Cola en V	7.1	4.81	0.34
Fuselaje	23.0	2.02	-0.25
Tren de aterrizaje	23.9	1.81	-0.89
Motor instalado (total)	105.2	0.37	-0.25
Sistema de combustible	9.7	1.91	0.13
Superficies de control	25.3	4.28	0.34
Sistema eléctrico	41.0	2.02	-0.39
Sistema de aviónica	12.0	1.00	-0.39
Equipos	86.7	2.02	-0.25
TOTAL	373	1.70	-0.21
Carga de pago (PL)	Variable	1.62	-0.27
Combustible (FW)	Variable	1.91	0.13

Tabla A. 1: Tabla con los pesos de cada elemento del avión.

FW (kg)	55	100	0	55	100	0	55	100	0	55	100	0	55	100
PL (kg)	0	0	25	25	25	50	50	50	75	75	75	100	100	100
Xcg (m)	1.73	1.75	1.69	1.72	1.74	1.69	1.71	1.73	1.69	1.71	1.73	1.68	1.71	1.72
%CMA	26.0	28.4	22.4	25.3	27.7	21.8	24.7	27.0	21.4	24.1	26.4	21.0	23.6	25.8

Tabla A. 2: Tabla con el centrado del avión para diferentes configuraciones de pesos de PL y FW.

A.2. Modelo aerodinámico del ATLANTE

El modelo aerodinámico hace referencia al cálculo de todas las derivadas de estabilidad del avión en diferentes puntos de operación para construir a través de ellas el modelo no lineal aerodinámico. No obstante, antes de proceder a estimar los parámetros que definen dicho problema, es imprescindible fijar una misión de diseño para obtener dos variables geométricas críticas que son imposibles de medir en fotografías del ATLANTE: el calado del ala (i_w) y el de la cola en V (i_{vtail}). Esta misión de diseño se ha tomado como un vuelo a 3000 metros de altitud (altitud de crucero), a 175 km/h con la mitad de combustible (55 kg), correspondiente a la mitad de la fase de crucero, y máxima carga de pago (100 kg), lo que proporciona un peso total del ATLANTE de 515 kg (o lo que es lo mismo, un coeficiente de sustentación de diseño $C_{L_0} = 0.7$). Además, una vez obtenidas las curvas del modelo propulsivo habrá que comprobar la validez de esta misión en cuanto a capacidades propulsivas se refiere.

El punto de partida para calcular ambos calados es que en la condición de vuelo de la misión de diseño el avión debe volar sin ángulo de ataque del fuselaje ni deflexión del timón de profundidad. Por lo tanto, estableciendo el equilibrio de fuerzas verticales y de momento de cabeceo nulo se pueden obtener las expresiones de ambos ángulos tal y como se ha resumido en las siguientes expresiones (428)-(431) [39]. Tras los cálculos, los resultados obtenidos han sido los que se recogen en la Tabla A.

3.

$$\begin{aligned} L &= L_{A-h} + L_h = W \\ M &= M_{ac} + W(x_{cg} - x_{ac}) - L_h l_h \end{aligned} \quad (428)$$

donde L_{A-h} es la sustentación del avión sin la contribución de la cola (L_h), W es el peso del avión, M_{ac} es el momento de cabeceo alrededor del centro aerodinámico del avión, $W(x_{cg} - x_{ac})$ es la contribución de la fuerza del peso al momento de cabeceo, y $L_h l_h$ es la contribución de momento de la cola. Adimensionalizando las ecuaciones anteriores se obtiene:

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L_{wf}} \left(1 + \frac{x_{cg} - x_{ac}}{l_h} \right) + \frac{CMA_w}{l_h} C_{m_{ac}} \\ C_m &= C_{m_{ac}} + C_L \frac{x_{cg} - x_{ac}}{CMA_w} - C_{L_h} \frac{S_h l_h}{S_w CMA_w} \left(\frac{V_h}{V} \right)^2 \end{aligned} \quad (429)$$

con V la velocidad del avión, V_h la velocidad que “ve” la cola, y CMA_w la cuerda media aerodinámica del ala.

$$\begin{aligned} i_w &= \frac{C_{L_{wf}}^* - \Delta_z C_L}{K_{II} C_{L_{\alpha_w}}} + \frac{K_I}{K_{II}} \alpha_{o_l} \epsilon_t + \alpha_{l_0} \\ C_{L_{wf}}^* &= \left(C_{L_0} - \frac{CMA_w}{l_h} C_{m_{ac}} \right) / \left(1 + \frac{x_{cg} - x_{ac}}{l_h} \right) \end{aligned} \quad (430)$$

Los términos que aparecen en estas ecuaciones pueden consultarse en [39]. El parámetro α_{l_0} es el ángulo de sustentación nula del perfil aerodinámico del ala, $\frac{K_I}{K_{II}} \alpha_{o_l} \epsilon_t$ es la contribución debido a torsión del ala, que en este caso es nula ya que se ha supuesto que no hay torsión, $\Delta_z C_L$ es un término corrector de sustentación en función de la posición vertical del ala respecto del fuselaje, y $C_{L_{wf}}^*$ es la sustentación que debe proporcionar el conjunto ala-fuselaje para la condición de vuelo de la misión de diseño, donde C_{L_0} es el coeficiente de sustentación de diseño mencionado antes. Una vez obtenido el calado del ala es posible estimar el de la cola respecto al fuselaje a partir de lo que debe sustentar en la condición de vuelo de diseño como:

$$\begin{aligned} (i_{Vtail})_f &= \frac{C_{m_{ac}} + C_{L_0} \frac{x_{cg} - x_{ac}}{l_h}}{\frac{C_{L_{\alpha_h}} S_h l_h}{S_w CMA_w} \eta_{tail}} + \frac{d\epsilon_h/d\alpha}{C_{L_{\alpha_w}}} C_{L_0} \\ \eta_{tail} &= q_h/q \end{aligned} \quad (431)$$

donde $d\epsilon_h/d\alpha$ es la deflexión de estela, y $(i_{Vtail})_f$ es el calado de la cola en V medido respecto a la línea de referencia del fuselaje.

Parámetro	Unidades	Valor
i_w	°	6.23
$(i_{vtail})_f$	°	-1.05

Tabla A. 3: Calados del ala y de la cola en V calculados a partir de la misión de diseño.

A la hora de calcular las derivadas de estabilidad del avión existen diferentes herramientas o modelos de cálculo, los cuales, ordenados de menor a mayor precisión obtenida, son: *Vortex Lattice* (VLM), semi-empíricos, y dinámica de fluidos computacional (CFD). Los VLM representan una forma rápida de obtener dichos coeficientes, pero su precisión no es muy buena y tampoco estiman bien las derivadas de estabilidad aerodinámicas asociadas a las superficies de control. Los métodos semi-empíricos proporcionan mejor precisión que los VLM ya que tienen en cuenta factores de interferencia entre los diferentes elementos que constituyen la arquitectura del avión, los cuales no se pueden retener en VLM. Además, consisten en fórmulas matemáticas analíticas que pueden incluirse o embeberse en procesos de cálculo automáticos o algoritmos de optimización, por ejemplo. Sin embargo, dichos métodos solamente están desarrollados para configuraciones convencionales, y por tanto no son aplicables directamente como tal a una cola en V. Por último, los CFD proporcionan la precisión más alta, aunque es el más caro, el más difícil de implementar, y el que más tiempo tarda en calcular. Por ello, en etapas de diseño conceptual y preliminar, donde se requiere suficiente precisión, en un tiempo limitado, sin llegar a la que proporciona el CFD, la mejor solución son los métodos semi-empíricos. En este sentido, el método de Roskam [40], [41], basado en el código Digital DATCOM [42], es, en muchas ocasiones, la mejor elección para calcular las derivadas de estabilidad aerodinámicas. El código Digital DATCOM es un programa que desarrolló la compañía McDonnell Douglas en la década de los 70 para la Fuerza Aérea de Estados Unidos (USAF, *United States Air Force*). Dicho código proporciona una precisión elevada de una forma rápida para configuraciones aerodinámicas convencionales. El error que este método es capaz de lograr puede verse en [93]–[95]. En [86], se usan las DATCOM junto con ensayos en túnel aerodinámico para obtener resultados muy precisos en el caso de un avión con el ala dañada. Luego, en este trabajo se ha empleado un modelo de cálculo semi-empírico para una cola en V basado en [40]–[42], [78], el cual ha sido parcialmente publicado en una revista de alto índice de impacto y constituye una de las principales contribuciones originales de la presente tesis doctoral. El modelo de estimación de las derivadas de estabilidad aerodinámicas de una cola en V desarrollado puede verse en la sección 3.4 de este documento.

Ahora sí se está en disposición de acometer el cálculo del modelo aerodinámico. El procedimiento seguido para su estimación ha sido como sigue: primero se han evaluado las curvas de sustentación y momentos del avión completo a través del método de Torenbeek [39]. Una vez obtenidos estos, se ha calculado la polar equilibrada del avión por diferentes métodos utilizando las referencias [39], [40], [96]–[99] con el objetivo de minimizar el error relativo, y se ha escogido el método de Torenbeek como el real de la aeronave. Finalmente, se calculan el resto de derivadas de estabilidad del avión, tanto estáticas como dinámicas, empleando [40]–[42]. Cabe destacar que, como se ha indicado

anteriormente, las referencias citadas a lo largo del procedimiento anterior no son válidas para calcular las contribuciones aerodinámicas de la cola en V, por lo que no son aplicables a aviones con esta configuración. Por ello, ha habido que modificar todos los términos aerodinámicos referidos a este elemento haciendo uso de la referencia [78].

Los resultados aerodinámicos obtenidos para el ATLANTE a través del proceso descrito al comienzo de este apartado se muestran a continuación. La curva de sustentación del ATLANTE completo puede verse en la Figura 201. La polar equilibrada estimada por los tres métodos citados antes se puede ver en la Figura 202 (a), junto con la polar parabólica aproximada comparada con la polar completa de Torenbeek en la Figura 202 (b), mientras que la eficiencia aerodinámica se incluye en la Figura 203, asumiendo como verdadera la polar dada por el modelo de Torenbeek. Se puede ver que para coeficientes de sustentación a partir de 0.4 la polar completa y la parabólica coinciden.

Figura 201: Curva de sustentación del ATLANTE.

Figura 202: (a) Polar equilibrada del ATLANTE [76] y (b) polar parabólica aproximada ($C_{D_0} = 0.0607$; $k = 0.0397$; $\phi = 0.8412$).

Figura 203: Eficiencia aerodinámica del ATLANTE [76].

Con estos resultados, el C_L que maximiza la eficiencia aerodinámica es $C_{L_{opt}} = \sqrt{C_{D_0}/k} = 1.24$. A partir de este coeficiente de sustentación es posible calcular la velocidad de vuelo que a la altitud y peso de diseño maximiza la autonomía y el alcance. Los resultados de estas velocidades pueden verse en la Tabla A. 4, junto la velocidad de entrada en pérdida en configuración limpia de la condición de diseño. Como se puede observar, la velocidad de entrada en pérdida es mayor que la de máxima autonomía, no siendo posible volar a dicha velocidad. A pesar de que los RPAS generalmente cumplen misiones de vigilancia donde maximizar la autonomía es crucial, en este caso como se acaba de comprobar esto no es posible, por lo que el punto de operación deseable sería el de máximo alcance. La velocidad de máximo alcance concuerda perfectamente con la velocidad de crucero proporcionada por el fabricante, cumpliendo la condición de vuelo deseable mencionada.

Parámetro	Unidades	Valor
$V_{max endurance}$ (TAS)	m/s	28.2
$V_{max range}$ (TAS)	m/s	37.1
V_{stall} (TAS)	m/s	32.8

Tabla A. 4: Velocidades de crucero de máxima autonomía y máximo alcance para los parámetros de la misión de diseño elegida.

La condición de vuelo para el cálculo de las derivadas de estabilidad del ATLANTE se incluye en la Tabla A. 5. Algunos resultados parciales de la cola en V se pueden ver en la Tabla A. 6. Las derivadas de estabilidad numéricas calculadas por el método propuesto y el programa AVL, y el error relativo entre ambos suponiendo como verdadero el obtenido con el método propuesto en este trabajo se presentan en la Tabla A. 7. Finalmente, las derivadas de estabilidad de los controles calculadas con el método propuesto en este trabajo se han incorporado en la Tabla A. 8.

Para el cálculo de las derivadas de estabilidad con AVL se han realizado numerosas iteraciones en función de las opciones que el programa deja elegir para las estimaciones, y de la consideración o no de las aletas ventrales del ATLANTE. Entre estas opciones está el incluir el fuselaje, tanto en planta

como lateral, y en caso de tenerlo en cuenta, se puede hacer considerando fuerzas y momentos o solamente momentos. Los resultados finales mostrados en las tablas se corresponden con el escenario más realista de los evaluados en las numerosas iteraciones. Dos de los diagramas de sustentación de estas iteraciones pueden verse a continuación, en la Figura 204 y la Figura 205. Como se observa, si se tiene en cuenta el incremento de sustentación de la cola en V por la interferencia entre los paneles, tal y como se representa en el esquema de la Figura 204, aparecen ciertos picos de sustentación que no parecen correctos. De la misma manera, es también incorrecto el no tener en cuenta la interferencia entre los dos paneles de la cola en V como ocurre en la Figura 205.

Variable	Valor
M	0.15
Re	3.4×10^6
Angle of Attack (AoA)	0
Angle of Sideslip (AoS)	0

Tabla A. 5: Condición de vuelo de diseño para el cálculo de las derivadas de estabilidad del ATLANTE.

Variable	K_{NACA}	$C_{L_{\alpha_t}}$	$C_{Y_{\beta_t}}$	k	$C_{L_{HalfVtail\beta}}$	$K_{b_{ruddervator\ 1}}$	$K_{b_{ruddervator\ 2}}$
Valor	0.6975	2.48	-0.984	1	0.136	0.434	0.400

Tabla A. 6: Resultados parciales de las derivadas de estabilidad relacionados con la cola en V del ATLANTE.

Derivadas de estabilidad	Método propuesto	AVL	Error relativo, %
C_{L_0}	0.700	-	-
C_{m_0}	-1.47×10^{-6}	-	-
$C_{L_{\alpha}}$	5.535	5.310	-4.1
$C_{m_{\alpha}}$	-1.093	-1.230	12.5
$C_{L_{\dot{q}}}$	6.768	7.600	12.3
$C_{m_{\dot{q}}}$	-14.498	-12.65	-12.7
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	1.311	-	-
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-4.462	-	-
$C_{Y_{\beta}}$	-0.390	-0.355	-9.0
$C_{l_{\beta}}$	-0.151	-0.147	-2.6
$C_{n_{\beta}}$	0.062	0.040	-34.5
$C_{Y_{\dot{\beta}}}$	-0.060	-	-
$C_{l_{\dot{\beta}}}$	-0.536	-0.544	1.5
$C_{n_{\dot{\beta}}}$	-0.065	-0.053	-18.0
$C_{Y_{\dot{\gamma}}}$	0.170	-	-
$C_{l_{\dot{\gamma}}}$	0.213	0.233	9.3
$C_{n_{\dot{\gamma}}}$	-0.069	-0.085	23.2

Tabla A. 7: Derivadas de estabilidad para la condición de vuelo de diseño del ATLANTE.

Derivadas de estabilidad	Método propuesto
$C_{L\delta_e}$	0.186
$C_{D\delta_e}$	0.004
$C_{m\delta_e}$	-0.648
$C_{Y\delta_r}$	-0.105
$C_{l\delta_r}$	-0.012
$C_{n\delta_r}$	0.040
$C_{L\delta_f}$	0.881
$C_{D\delta_f}$	0.009
$C_{m\delta_f}$	-0.790
$C_{Y\delta_a}$	0.000
$C_{l\delta_a}$	0.294
$C_{n\delta_a}$	-0.008

Tabla A. 8: Derivadas de estabilidad de los controles para la condición de vuelo de diseño del ATLANTE.

Figura 204: Configuración del AVL del ATLANTE con la interferencia entre los paneles de la cola en V.

Figura 205: Configuración del AVL del ATLANTE sin la interferencia entre los paneles de la cola en V.

En la Tabla A. 7, los coeficientes de fuerza lateral debido a velocidad de balance y de guiñada que proporciona el AVL han sido omitidos ya que dicho programa no obtiene con buena precisión ambas derivadas de estabilidad dinámicas. Este fenómeno puede consultarse también en [83].

A.3. Modelo propulsivo del ATLANTE

El modelo propulsivo consiste en obtener las curvas de potencia disponible para las diferentes condiciones de operación que pueden existir. Es decir, se calcula la potencia disponible en función de los *inputs* del problema propulsivo, los cuales son: la revoluciones de funcionamiento del motor (se ha tomado esta variable de control en lugar de la palanca de *throttle*), la posición de la palanca de dosado del motor (en este caso se ha tomado un valor fijo de esta variable), la velocidad de giro de la hélice (se ha tomado esta variable en lugar del paso de la hélice, y se ha asumido que automáticamente

se regula para proporcionar la velocidad de la hélice en cada punto de operación que maximiza el rendimiento propulsivo, aunque es un grado de libertad que se puede cambiar en el código desarrollado), la potencia suministrada por el motor en cada instante, y la altitud de vuelo.

La estimación de la potencia disponible se puede descomponer en dos problemas: por un lado, el cálculo de las curvas de potencia entregada por el motor en cada instante como función de las revoluciones de giro del motor (o posición de la palanca de *throttle*) junto con la altitud de vuelo y, por otro lado, el rendimiento propulsivo de la hélice calculado a partir de la potencia suministrada por el motor, las revoluciones de giro de la hélice (o palanca de paso), y la velocidad de vuelo.

Para calcular la curva de potencia suministrada por el motor, el único dato conocido del mismo es que suministra 90 hp a 7000 rpm. El proceso para obtener las curvas ha sido buscar motores semejantes que den más y menos potencia que este motor, para así escalar la curva de potencia y forzarla a que pase por el punto antes definido. A continuación, se muestran las curvas para los tres semejantes finalmente seleccionados en la Figura 206 (a), y la curva de potencia en banco del motor del ATLANTE obtenida a partir del Rotron 600 LCR y del Motor 9 en la Figura 206 (b).

Figura 206: (a) Curvas de potencia de motores semejantes del que lleva el ATLANTE, y (b) curva del motor del ATLANTE.

Para obtener el rendimiento propulsivo, puesto que se trata de una hélice de paso variable y velocidad constante de dos palas, se ha recurrido a la referencia [100]. A continuación, se presentan diferentes superficies de rendimiento propulsivo en la Figura 207 variando la velocidad de vuelo, la velocidad de giro de la hélice y la potencia suministrada por el motor. A las superficies obtenidas por el método mencionado se les ha aplicado un par de correcciones. La primera de ellas es debido al diámetro de la hélice, ya que es menor que la primera de las gráficas mostradas. Observando las gráficas para un diámetro de 6, 8, y 10 ft este efecto se corresponde con desplazar la curva del rendimiento propulsivo hacia mayores revoluciones. Dicho desplazamiento, cuyo valor es 431 rpm, se ha calculado extrapolando linealmente a partir de las gráficas para 6, 8 y 10 ft. La segunda corrección tiene que ver con el parámetro de solidez de la hélice. En este caso, dicho efecto afecta a

las pérdidas por resistencia aerodinámica de las palas, y por tanto consiste en una variación constante del rendimiento propulsivo cuyo valor es 3.18%. Como puede verse en las gráficas, el máximo rendimiento propulsivo se da para unas revoluciones de la hélice de aproximadamente 2500 rpm. Las curvas de actuaciones del ATLANTE se pueden ver en la Figura 208.

Figura 207: Superficies de rendimiento propulsivo del ATLANTE para una potencia suministrada por el motor de (a) 50 hp, (b) 60 hp, (c) 70 hp, (d) 80 hp, (e) 90 hp, y (f) 100 hp.

Figura 208: Curvas de actuaciones del ATLANTER para máximo rendimiento propulsivo y máxima potencia entregada por el motor [76].

En la gráfica anterior se puede comprobar que el punto de máxima velocidad se encuentra a nivel del mar a 58 m/s, lo que comparado con la velocidad máxima indicada por el fabricante de 60 m/s da un error relativo del 3.3%. Por su parte, el techo teórico de la aeronave se produce cuando las curvas de potencia necesaria y potencia disponible se hacen tangentes. Esto ocurre en la zona inferior izquierda del gráfico anterior. La curva de potencia necesaria que se encuentra más cercana al eje de abscisas es para un peso de aeronave que no incluye ni combustible ni carga de pago (luego es una curva en la que no es posible volar). La curva de potencia necesaria intermedia se corresponde con un peso de aeronave de 465 kg. Puesto que la curva anterior es casi tangente a la curva de potencia disponible a 6000 m de altitud, se puede afirmar que el techo de la aeronave estaría acorde al dato suministrado por el fabricante.

Mediante los dos puntos de vuelo anteriores se han validado las actuaciones del ATLANTER, y con ellas, los modelos másico, aerodinámico y propulsivo en los que éstas están basados. El siguiente paso después de estudiar en más detalle el modelo de pérdida de cola en V y la linealización de los controles, en los apartados 3.5 y 3.6 respectivamente, es la construcción del modelo dinámico completo de la aeronave con y sin fallos para, posteriormente, desarrollar el simulador y diseñar el autopiloto y las leyes de guiado, tal y como se ha explicado en este documento.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] A. Muraru, "A Critical Analysis of Sense and Avoid Technologies for Modern UAVs," *Adv. Mech. Eng.*, vol. 2, no. 1, pp. 23–29, 2012.
- [2] DRA Defense Research Associates Inc., "Developing Sense & Avoid For All Classes of UAS," *Aviation*, no. February, pp. 142–146, 2007.
- [3] S. B. Hottman, K. R. Hansen, and M. Berry, "Literature review on detect, sense, and avoid technology for unmanned aircraft systems," Washington, DC, 2009.
- [4] J. G. Joseph Ducard, "Fault-Tolerant Flight Control and Guidance Systems for a Small Unmanned Aerial Vehicle," ETH Zurich, 2007.
- [5] P. Angelov, *Sense and Avoid in UAS Research and Applications*, First. Wiley, 2012.
- [6] United States Department of Defense (US DoD), "Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030," Department of Defense (DoD), Arlington, VA, US, Rep. UAS Roadmap 2005, 2005.
- [7] D. Gettinger, "Drones in the Defense Budget: Navigating the Fiscal Year 2018 Budget Request," Center for the Study of the Drone (CSD), Annandale-on-Hudson, NY, USA, Rep. Drones in the Defense Budget, 2017.
- [8] C. Edwards, T. Lombaerts, and H. Smaili, *Fault Tolerant Flight Control A Benchmark Challenge*, First ed. Luxembourg: Springer, 2010.
- [9] G. Joseph Ducard Jacques, *Fault-tolerant Flight Control and Guidance Systems*, First. Zurich: Springer, 2009.
- [10] J. D. Boskovic, S. E. Bergstrom, R. K. Mehra, J. M. Urnes Sr, M. Hood, and Y. Lin, "Fast on-Line Actuator Reconfiguration Enabling (FLARE) System," in *AIAA Guid. Navig. Control Conf. Exhib.*, San Francisco, CA, 2005, no. August.
- [11] J. D. Boskovic, J. Redding, and R. K. Mehra, "Stable Adaptive Reconfigurable Flight Control with Self-Diagnostics," in *Proc. 2007 Am. Control Conf.*, New York, NY, USA, 2007, pp. 5765–5770.
- [12] H. Alwi, C. Edwards, O. Stroosma, and J. A. Mulder, "Fault tolerant sliding mode control design with piloted simulator evaluation," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 31, no. 5, pp. 1186–1201, 2008.
- [13] G. Ducard and H. P. Geering, "Efficient Nonlinear Actuator Fault Detection and Isolation System for Unmanned Aerial Vehicles," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 31, no. 1, pp. 225–237, 2008.
- [14] R. Hallouzi and M. Verhaegen, "Fault-Tolerant Subspace Predictive Control Applied to a Boeing 747 Model," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 31, no. 4, pp. 873–883, 2008.
- [15] Y. Liu, X. Tang, G. Tao, and S. M. Joshi, "Adaptive compensation of aircraft actuation failures using an engine differential model," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 16, no. 5, pp. 971–982, 2008.

- [16] T. Lombaerts, E. Van Oort, Q. P. Chu, J. a. Mulder, and D. Joosten, "Online Aerodynamic Model Structure Selection and Parameter Estimation for Fault-Tolerant Control," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 33, no. 3, pp. 707–723, 2010.
- [17] M. Gopinathan, J. D. Boskovic, R. K. Mehra, and C. Rago, "A Multiple Model Predictive Scheme for Fault-Tolerant Flight Control Design," in *Proc. 37th IEEE Conf. Decis. Control*, Tampa, FL, USA, 1998, vol. 2, no. December, pp. 1376–1381.
- [18] D. Wong, S. Poll, and K. KrishnaKumar, "Aircraft Fault Detection and Classification Using Multi-Level Immune Learning Detection," in *Infotech@Aerospace*, Reston, Virigina, 2005, pp. 1–14.
- [19] D. G. Dimogianopoulos, J. D. Hios, and S. D. Fassois, "Aircraft fault detection and identification by stochastic functionally pooled modelling of relationships among attitude data," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 222, no. 6, pp. 801–816, 2008.
- [20] Zhang Zhengdao and Zhang Weihua, "Neural network based fault detection and identification for fighter control surface failure," in *2009 Chinese Control Decis. Conf.*, Guilin, China, 2009, pp. 5256–5261.
- [21] C. Hajiyev and F. Caliskan, "Sensor and control surface/actuator failure detection and isolation applied to F-16 flight dynamic," *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, vol. 77, no. 2, pp. 152–160, 2005.
- [22] C. Hajiyev and H. E. Soken, "Robust Adaptive Kalman Filter for estimation of UAV dynamics in the presence of sensor/actuator faults," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 28, no. 1, pp. 376–383, 2013.
- [23] H. Alwi and C. Edwards, "Fault Detection and Fault-Tolerant Control of a Civil Aircraft Using a Sliding-Mode-Based Scheme," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 16, no. 3, pp. 499–510, 2008.
- [24] C. Rago, R. Prasanth, R. K. Mehra, and R. Fortenbaugh, "Failure Detection and Identification and Fault Tolerant Control Using the IMM-KF with applications to the Eagle-Eye UAV," in *Proc. 37th IEEE Conf. Decis. Control*, Tampa, FL, USA, 1998, vol. 4, no. December, pp. 4208–4213.
- [25] F. Bateman, H. Noura, and M. Ouladsine, "Actuators Fault Diagnosis and Tolerant Control for an Unmanned Aerial Vehicle," in *IEEE nternational Conf. Control Appl.*, Singapore, 2007, no. October, pp. 1061–1066.
- [26] J. D. Boskovic and R. K. Mehra, "Stable multiple model adaptive flight control for accommodation of a large class of control effector failures," in *Proc. 1999 Am. Control Conf. (Cat. No. 99CH36251)*, San Diego, CA, 1999, vol. 3, no. June, pp. 1920–1924.
- [27] J. D. Boskovic, S. Li, and R. K. Mehra, "Robust Supervisory Fault-Tolerant Flight Control System," in *Proc. 2001 Am. Control Conf.*, Arlington, TX, USA, 2001, pp. 1815–1820.
- [28] S. H. Almutairi and N. Aouf, "Reconfigurable Dynamic Control Allocation for Aircraft with Actuator Failures," *Aeronaut. J.*, vol. 121, no. 1237, pp. 341–371, 2017.
- [29] M. E. Norgaard Sorensen, S. Hansen, M. Breivik, and M. Blanke, "Performance Comparison of Controllers with Fault-Dependent Control Allocation for UAVs," *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 87, no. 1, pp. 187–207, 2017.

- [30] T. J. J. Lombaerts, H. O. Huisman, Q. P. Chu, J. A. Mulder, and D. A. Joosten, "Nonlinear Reconfiguring Flight Control based on Online Physical Model Identification," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 32, no. 3, pp. 727–748, 2009.
- [31] N. Tanaka, S. Suzuki, K. Masui, and H. Tomita, "Restructurable Guidance and Control for Aircraft with Failures Considering Gust Effects," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 29, no. 3, pp. 671–679, 2006.
- [32] G. Chowdhary, E. N. Johnson, R. Chandramohan, M. S. Kimbrell, and A. Calise, "Autonomous Guidance and Control of Airplanes under Actuator Failures and Severe Structural Damage," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 36, no. 4, pp. 1093–1104, 2013.
- [33] J. D. Boskovic and R. K. Mehra, "A Multiple Model-Based Reconfigurable Flight Control System Design," in *Proc. 37th IEEE Conf. Decis. Control*, Tampa, FL, USA, 1998, vol. 4, no. December, pp. 4503–4508.
- [34] J. D. Boskovic, Sai Ming Li, and R. K. Mehra, "Reconfigurable Flight Control Design Using Multiple Switching Controllers and On-line Estimation of Damage-Related Parameters," in *Proc. 2000. IEEE Int. Conf. Control Appl.*, Anchorage, AK, USA, 2000, pp. 479–484.
- [35] Y. Wang, L. Yang, J. Zhang, and G. Shen, "A Multivariable Adaptive Reconfigurable Control Method Applied to the Wing Damaged Aircraft," in *IEEE Int. Conf. Control Autom. ICCA*, Hangzhou, China, 2013, pp. 95–100.
- [36] J. S. Brinker and K. A. Wise, "Reconfigurable Flight Control for a Tailless Advanced Fighter Aircraft," in *Guid. Navig. Control Conf. Exhib.*, Boston, MA, U.S.A., 1998.
- [37] X. Li and H. H. T. Liu, "A Passive Fault Tolerant Flight Control for Maximum Allowable Vertical Tail Damaged Aircraft," *J. Dyn. Syst. Meas. Control*, vol. 134, no. 3, pp. 031006-1-031006-15, 2012.
- [38] J. Wang, S. Wang, X. Wang, C. Shi, and M. M. Tomovic, "Active Fault Tolerant Control for Vertical Tail Damaged Aircraft with Dissimilar Redundant Actuation System," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 29, no. 5, pp. 1313–1325, 2016.
- [39] E. Torenbeek, *Synthesis of subsonic airplane design*, First ed. Delft, the Netherlands: Delft University Press, 1976.
- [40] J. Roskam, *Airplane Design: Part 6*, First ed. Lawrence, Kansas, USA: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1987.
- [41] J. Roskam, *Methods For Estimating Stability And Control Derivatives Of Conventional Subsonic Airplanes*, Second ed. Lawrence, Kansas, USA: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1973.
- [42] McDonnell Douglas Corporation (Douglas Aircraft Division), *The USAF Stability and Control Digital DATCOM*, First ed., vol. I–II–III. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, USA, 1979.
- [43] Z. Dlamini and T. Jones, "Fly-by-wire robustness to flight dynamics change under horizontal stabiliser damage," *Aeronaut. J.*, vol. 120, no. 1228, pp. 1005–1023, 2016.

- [44] C. N. . Jones, “Reconfigurable Flight Control First Year Report,” University of Cambridge, Cambridge, United Kingdom, Rep., 2005.
- [45] K. Ogata, *Ingeniería de control moderna*, 5th Ed. Pearson, 2009.
- [46] S. G. Anavatti, F. Santoso, and M. A. Garratt, “Progress in Adaptive Control Systems: Past, Present, and Future,” in *2015 Int. Conf. Adv. Mechatronics, Intell. Manuf. Ind. Autom.*, Surabaya, Indonesia, 2015, no. October, pp. 1–8.
- [47] J.-J. E. Slotine and W. Li, *Applied Nonlinear Control*, 1st Ed. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, Inc., 1991.
- [48] Y. Shtessel, J. Buffington, and S. Banda, “Multiple Timescale Flight Control Using Reconfigurable Sliding Modes,” *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 22, no. 6, pp. 873–883, 1999.
- [49] J. B. Davidson, “Lateral-Directional Eigenvector Flying Qualities Guidelines for High Performance Aircraft,” NASA, Hampton, VA, Rep. 110306, 1996.
- [50] L. E. Kavraki, P. Svestka, J. C. Latombe, and M. H. Overmars, “Probabilistic roadmaps for path planning in high-dimensional configuration spaces,” *IEEE Trans. Robot. Autom.*, vol. 12, no. 4, pp. 566–580, 1996.
- [51] J. Amin, J. Boskovic, and R. Mehra, “A Fast and Efficient Approach to Path Planning for Unmanned Vehicles,” in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, AIAA, Ed. Keystone, CO, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, pp. 1–10.
- [52] Y. Koren and J. Borenstein, “Potential field methods and their inherent limitations for mobile robot navigation,” in *Proceedings. 1991 IEEE Int. Conf. Robot. Autom.*, Sacramento, CA, USA, 1991, pp. 1398–1404 vol.2.
- [53] R. W. Beard and T. W. McLain, *Small Unmanned Aircraft Theory and Practice*, 1st Ed. Princeton, NJ: Princeton University Press, 2012.
- [54] T. Vincenty, “Direct and Inverse Solutions of Geodesics on the Ellipsoid With Application of Nested Equations,” *Surv. Rev.*, vol. 23, no. 176, pp. 88–93, 1975.
- [55] T. Vincenty, “Geodetic inverse solution between antipodal points,” DMAAC Geodetic Survey Squadron, F.E. Warren AFB, WY, Rep. 4680, 1975.
- [56] Federal Aviation Administration (FAA), “Operation and Certification of Small Unmanned Aircraft Systems,” Federal Aviation Administration (FAA), Washington, D.C., USA, Rep. FAR Part 107, 2016.
- [57] European Aviation Safety Agency (EASA), “NPA 2017-05 (A): Introduction of a Regulatory Framework for the Operation of Drones,” European Aviation Safety Agency (EASA), Cologne, Germany, Rep. NPA 2017-05 (A), 2017.
- [58] European Aviation Safety Agency (EASA), “A-NPA 2015-10: Introduction of a regulatory framework for the operation of drones,” European Aviation Safety Agency (EASA), Cologne, Germany, Rep. A-NPA 2015-10, 2015.

- [59] European Aviation Safety Agency (EASA), "OPINION No 01/2018: Introduction of a regulatory framework for the operation of unmanned aircraft system operations in the 'open' and 'specific' categories," European Aviation Safety Agency (EASA), Cologne, Germany, Rep. No 01/2018, 2018.
- [60] SAE International, "SAE-AS94900, 'Aerospace - Flight Control Systems - Design, Installation and Test of Piloted Military Aircraft, General Specification For,'" SAE International, Warrendale, PA, USA, Rep. AS94900, 2007.
- [61] USAF, "MIL-DTL-9490E, 'Flight Control Systems - Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for,'" USAF, Warrendale, PA, USA, Rep. MIL-DTL-9490E, 2008.
- [62] USAF, "MIL-F-8785C, 'Flying Qualities of Piloted Airplanes,'" USAF, Wright-Patterson AFB, OH, USA, Rep. MIL-F-8785C, 1980.
- [63] Boeing Commercial Airplanes, "Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents," Boeing Commercial Airplanes, Seattle, WA, USA, 2015.
- [64] Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC), "Annual Review 2015," Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC), Madrid, Spain, 2016.
- [65] Air Safety Institute, "Accidents During Flight Instruction: A Review," Air Safety Institute, Frederick, MD, USA, 2014.
- [66] European Aviation Safety Agency (EASA), "Annual Safety Review 2016," European Aviation Safety Agency (EASA), Cologne, Germany, 2016.
- [67] European Aviation Safety Agency (EASA), "Annual Safety Review 2017," European Aviation Safety Agency (EASA), Cologne, Germany, 2017.
- [68] J. Fernández Portilla, "Investigación de Accidentes de Aeronaves no Tripuladas - RPAS," M.S. Thesis, Aircraft and Spacecraft Dept., ETSI Aeronáutica y del Espacio, UPM, Madrid, Spain, 2014.
- [69] K. W. Williams, "A Summary of Unmanned Aircraft Accident / Incident Data: Human Factors Implications," Federal Aviation Administration (FAA), Oklahoma, OK, USA, Rep. DOT/FAA/AM-04/24, 2004.
- [70] M. Asim, D. N. Ehsan, and K. Rafique, "Probable Causal Factors in Uav Accidents Based on Human Factor Analysis and Classification," in *ICAS 2010 27th Int. Congr. Aeronaut. Sci.*, Nice, France, 2010, pp. 1–6.
- [71] United States Air Force (USAF), "Mq-1B Predator, T/N 98-3040," United States Air Force (USAF), Joint Base Langley-Eustis, VA, Rep. Chapter 11 Air Force Instruction 51-503, 2017.
- [72] Airbus Defence & Space, "Atlante: Tactical fixed wing multirole UAS for maximized operational capability and mission flexibility." Airbus Defence & Space, pp. 1–2, 2014.
- [73] Cassidian, "Atlante: Tactical Unmanned Aerial System for National Security." Cassidian, pp. 1–2, 2014.

- [74] U.S. Department of Defense, "Flying Qualities of Piloted Aircraft, MIL-HDBK-1797," Department of Defense (DoD), Washington D.C., USA, Rep. MIL-HDBK-1797, 1997.
- [75] L. García-Hernández, C. Cuerno-Rejado, and M. Pérez-Cortés, "Dynamics and Failure Models for a V-Tail Remotely Piloted Aircraft System," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 41, no. 2, pp. 506–514, 2017.
- [76] L. Garcia-Hernandez, C. Cuerno-Rejado, and M. Perez-Cortes, "Fault-Tolerant Certifiable Control for a V-Tail Remotely Piloted Aircraft System," *IEEE Access*, vol. 5, pp. 22363–22384, 2017.
- [77] M. Baarspul, "A review of flight simulation techniques," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 27, no. 1, pp. 1–120, Jan. 1990.
- [78] P. E. Purser and J. P. Campbell, "Experimental Verification of a Simplified Vee-Tail Theory and Analysis of Available Data on Complete Models with Vee-Tails, NACA Report No. 823," NACA, Langley Field, VA, USA, Rep. 823, 1944.
- [79] R. O. Schade, "Effect of geometric dihedral on the aerodynamic characteristics of two isolated vee-tail surfaces, NACA Report No. 1369," NACA, Langley Field, VA, USA, Rep. 1369, 1947.
- [80] E. C. Polhamus and R. J. Moss, "Wind-tunnel investigation of the stability and control characteristics of a complete model equipped with a vee tail, NACA Report No. 1478," NACA, Langley Field, VA, USA, Rep. 1478, 1947.
- [81] W. F. Phillips, a. B. Hansen, and W. M. Nelson, "Effects of Tail Dihedral on Static Stability," *J. Aircr.*, vol. 43, no. 6, pp. 1829–1837, 2006.
- [82] G. Q. Zhang, S. C. M. Yu, A. Chien, and Y. Xu, "Investigation of the Tail Dihedral Effects on the Aerodynamic Characteristics for the Low Speed Aircraft," *Adv. Mech. Eng.*, vol. 2013, 2013.
- [83] N. Van Nguyen, M. Tyan, J.-W. Lee, and S. Kim, "Investigations on stability and control characteristics of a CS-VLA certified aircraft using wind tunnel test data," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 230, no. 14, pp. 2728–2743, 2016.
- [84] J. Roskam, *Airplane flight dynamics and automatic flight controls: Part I*, Third Ed. Lawrence, Kansas, USA: DARcorporation, 2001.
- [85] R. E. McFarland, "Finite Element Aircraft Simulation of Turbulence," Moffett Field, California, USA, 1997.
- [86] B. A. Siddiqui, A. H. Kassem, and A. Z. Al-garni, "Using USAF DATCOM to Predict Nonlinear Aerodynamics of Structurally Impaired Aircraft," *Int. Rev. Aerosp. Eng.*, vol. XX, no. February, 2010.
- [87] International Civil Aviation Organization, "Doc 8168. Aircraft Operations. Volume I - Flight Procedures," International Civil Aviation Organization (ICAO), Montréal, Canada, Rep. 8168, 2006.
- [88] B. Etkin and L. D. Reid, *Dynamics of Flight: Stability and Control*, Third ed. New York, NY, USA: John Wiley & Sons, Inc., 1996.

- [89] M. Á. Gómez Tierno, M. Pérez Cortés, and C. Puentes Márquez, *Mecánica del vuelo*, 2nd Ed. Madrid, Spain: Ibergarceta Publicaciones S.L., 2012.
- [90] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, First Ed. Waltham, Massachusetts, USA: Elsevier Inc., 2014.
- [91] L. M. Nicolai and G. E. Carichner, *Fundamentals os Aircraft and Airship Design: Volume I — Aircraft Design*, First ed., vol. I. Blacksburg, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2010.
- [92] Y. Tondji and R. M. Botez, "Semi-empirical estimation and experimental method for determining inertial properties of the Unmanned Aerial System – UAS-S4 of Hydra Technologies," *Aeronaut. J.*, vol. 121, no. 1245, pp. 1648–1682, 2017.
- [93] F. Nicolosi, P. Della Vecchia, and D. Ciliberti, "An investigation on vertical tailplane contribution to aircraft sideforce," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 28, no. 1, pp. 401–416, 2013.
- [94] B. A. Siddiqui and A. Khushnood, "Improving USAF DATCOM Predictions of Aircraft Nonlinear Aerodynamics," in *Can. Aeronaut. Sp. Inst. AERO'09 Conf. Aerodyn. Symp.*, 2009.
- [95] W. B. Blake, "Prediction of Fighter Aircraft Dynamic Derivatives Using Digital Datcom," in *AlAA 3rd Appl. Aerodyn. Conf.*, Colorado Springs, 1985.
- [96] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Third Ed. Sylmar, California, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1999.
- [97] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*, First ed. Manassas, VA: AIAA Education Series, 2013.
- [98] E. Simiu and R. H. Scanlan, *Wind effects on structures: Fundamentals and applications to design*, Third ed. New York, NY: John Wiley & Sons, Inc., 1996.
- [99] J. H. Lienhard, "Synopsis of lift, drag, and vortex frequency data for rigid circular cylinders," Washington State University, Pullman, WA, Rep. 300, 1966.
- [100] National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), "Propeller-efficiency charts for light airplanes, NACA Report No. 1338," NACA, Langley Field, VA, USA, Rep. 1338, 1947.