Universidad Politécnica de Madrid

ETSI Aeronáuticos

**ANÁLISIS DE LA EMBARCABILIDAD
DE AVIONES DE COMBATE TERRESTRES**

Tesis Doctoral

Marzo de 2016

Doctorando:

D. José Luis Hernando Díaz

Director:

D. Rodrigo Martínez-Val Peñalosa

*A mis padres, por su ejemplo.
A mi esposa e hijos, por su cariño.*

Gracias por estar aquí, a mi lado.

Agradecimientos

Me gustaría expresar mi especial gratitud a tres de mis compañeros de Unidad Docente, los Sres.: D. Enrique de la Fuente Tremps, D. Román Torres Sánchez, y D. Ricardo Callado Sanz. Ellos han sido los que han estado día tras día animándome a seguir adelante.

Quisiera mencionar también a los Sres. D. Manuel Ortega Pérez, y a D. José Manuel Casteleiro Villalba, que ya no están en activo, y a mis también compañeros de Escuela, los Sres.: D. Eugenio Guillem Alonso, D. Miguel Ángel Sanz Gómez, D. Jorge Llamazares González, Dña. María Eugenia Nieto de Antonio, y D. David Pérez Jara. Conozco a todos ellos desde hace muchos años, y gracias a su generosidad he ido enriqueciéndome a la sombra de su conocimiento y experiencia profesional.

También y especialmente, agradezco a mi director de tesis D. Rodrigo Martínez-Val Peñalosa, su confianza en mí y su tesón en todo el desarrollo de este trabajo. Sin su ayuda y amplia experiencia no sé si habría podido encauzar adecuadamente la idea original.

Y por último, gracias a las Sras. Dña. Laura Hernando Guadaño y Dña. Consuelo Fernández Jiménez, cuyos comentarios en los momentos de desaliento supusieron una auténtica brisa de aire fresco.

Gracias a todos, de corazón. Gracias.

José Luis Hernando Díaz

Madrid, marzo de 2016

Índice

Resumen	1
Summary	3
1. Planteamiento general	5
1.1. Motivación	5
1.2. Ámbito científico de la tesis	6
1.3. Objetivos	7
1.4. Precedentes	10
1.5. Aportaciones	11
2. Maniobra de lanzamiento	13
2.1. Introducción	13
2.2. Análisis mecánico del proceso	13
2.2.1. Ángulos que afectan al empuje	14
2.2.2. Fuerza de la catapulta	16
2.3. Consideraciones dinámicas y energéticas	26
2.3.1. Incremento de velocidad debido a la planta propulsora	35
2.4. Actitud del avión sobre cubierta	37
3. Maniobra de impulsión	45
3.1. Análisis mecánico del proceso	47
3.1.1. Tramo recto sobre cubierta	50
3.1.2. Tramo curvo de la cubierta	51
3.1.3. Trayectoria semibalística	54
3.2. Viento en cubierta	57
3.2.1. Tramo recto	57
3.2.2. Tramo curvo	60
3.2.3. Tramo de vuelo semibalístico	63
3.3. Análisis de la interacción con el tren de aterrizaje	63

3.3.1. Modelo mecánico de 2 gdl	63
3.3.2. Modelo mecánico de 3 gdl	76
4. Maniobra de recuperación	79
4.1. Planteamiento del problema	79
4.2. Consideraciones energéticas	80
4.2.1. Corrección por el movimiento del buque	82
4.2.2. Energía mínima y energía máxima	86
4.3. Consideraciones específicas de la cubierta desalineada	106
4.3.1. Persecución de la rampa	107
4.3.2. Persecución de la proa	108
4.4. Detención sobre cubierta	110
4.4.1. Empleo de un motor de detención	116
4.5. Gancho de apontaje	125
4.5.1. Caso de diseño: <i>Eurofighter Typhoon</i>	135
4.5.2. Dispositivo absorbedor-mantenedor	144
5. Tren de aterrizaje	149
5.1. Introducción	149
5.1.1. Configuración general	149
5.2. Compatibilidad con el sistema de lanzamiento	151
5.3. Consideraciones de la recuperación/toma	151
5.3.1. Requisitos	151
5.3.2. Modelización del conjunto neumático-amortiguador	155
5.3.3. Ecuación dinámica vertical simplificada	157
5.3.4. Consideraciones energéticas	160
5.3.5. Consideraciones geométricas	165
6. Disposición replegada	177
6.1. Definición	177
6.2. Introducción	178
6.3. Consideraciones mecánicas y arquitectónicas	183
6.3.1. Plegado de planos	187
6.3.2. Giro	202
6.3.3. Abatimiento mixto	205
6.4. Impacto en el diseño	210
6.4.1. Incremento de peso	212

7. Análisis de embarcabilidad	239
7.1. Introducción. Metodología	239
7.2. Embarcabilidad	239
7.2.1. Nivel de embarcabilidad inicial	240
7.3. Estimación del nivel de embarcabilidad	241
7.3.1. Calificadores	241
8. Selección de sistemas objeto de estudio	245
8.1. Adaptación del tren de aterrizaje	245
8.2. Adaptación/implementación del gancho	245
8.3. Implementación de dispositivos de replegado	256
8.3.1. Plegado de planos. Abisagramiento	260
9. Estudio de casos seleccionados	271
9.1. <i>Eurofighter Typhoon</i>	272
9.1.1. EFA: tren de aterrizaje	277
9.1.2. EFA: embarcabilidad inicial de la configuración	296
9.2. <i>Saab Gripen</i>	314
9.2.1. <i>Gripen</i> : tren de aterrizaje	319
9.2.2. <i>Gripen</i> : embarcabilidad inicial de la configuración	322
10. Conclusiones	335
11. Futuras líneas de investigación	337
A. Acrónimos y abreviaturas	339
B. Aviación embarcada y buques portaaviones	343
B.1. Las operaciones aeronavales	343
B.1.1. Capacidad de disuasión	347
B.1.2. Agilidad y flexibilidad de utilización	347
B.1.3. Versatilidad y potencia de fuego	349
B.2. Consideraciones colaterales.	350
B.3. Panorama internacional	352
B.3.1. EE. UU.	352
B.3.2. Francia	353
B.3.3. Rusia	356
B.3.4. Reino Unido	358
B.3.5. España e Italia	366
B.3.6. India	370
B.3.7. China	374
B.3.8. Brasil	376
B.3.9. Australia	378

B.3.10. Argentina	380
B.3.11. Tailandia	380

Resumen

La retirada de los aviones *Harrier*, en servicio en operaciones embarcadas con Armadas de diferentes países, está basada en la perspectiva de poder sustituirlos por el *F-35B*, versión de operación vertical del controvertido programa *Joint Strike Fighter*. Este proyecto en realidad engloba el diseño de tres aviones de combate muy distintos entre sí, que, a pesar de tener una considerable parte en común, y dados sus muy diferentes requisitos, es un proyecto tremendamente complejo. Como consecuencia de todo esto, y ante el sobrecoste y los continuos retrasos acumulados en el desarrollo de un proyecto tan ambicioso, se plantean numerosas incertidumbres temporales y económicas, que hacen atractivo el estudio de posibles alternativas de menor riesgo.

Esta tesis es un trabajo de investigación tecnológica que plantea el estudio de la modificación de determinados diseños de aviones de combate de operación terrestre, con idea de que puedan satisfacer los exigentes requisitos de operación desde un buque. Tras estudiar las peculiaridades de dichas operaciones, y analizar los tipos de buque y sus necesidades de modificación asociadas más importantes, se propone qué acciones a realizar, y se identifican las áreas de mayor interés, permitiendo establecer un procedimiento objetivo de comparación, con el fin de poder seleccionar los potenciales candidatos para su adaptación.

Se aplica esta metodología, en particular, a dos casos de diseño de especial interés; el *Eurofighter Typhoon* y el *Saab Gripen*. En ambos, y por lo que respecta a las modificaciones planteadas, no se aprecian especiales dificultades que permitan descartar las posibilidades técnicas de su adaptación. Por último, y dada la complejidad de la consecución del objetivo final, se sugieren posibles líneas de investigación, desde completar y extender la filosofía de trabajo a otros subsistemas, al análisis de los costes de las modificaciones.

Summary

The Harrier fleet has been in active service in several Navies from different countries as a carrier-based aircraft. However, this aircraft may be withdrawn and replaced by the F-35B, a vertical capability version of the controversial Joint Strike Fighter (JSF) programme, which great complexity and constant development delays raise numerous uncertainties from a temporal and economical point of view. In fact, this program encompasses the design of three different fighter aircraft which, at the same time, share many similarities. All these aspects led us to undertake the analysis of other lower-risk alternatives.

This thesis is a technological research work aimed at studying those design changes required for several fighter aircraft, initially designed for ground operation, in order to make them fullfil the highly demanding requirements for operating from aircraft carriers. After analyzing the peculiarities of such operations, and studying different types of ships as well as their most significant modifications, specific actions to undertake are proposed, and those areas of greatest interest are identified, for the purposes of establishing an objective comparison procedure, and selecting potential candidates for this adaptation.

This methodology is applied to design two specific cases of particular concern: the Eurofighter Typhoon and the Saab Gripen. In both instances, no major problems have been encountered regarding the modifications suggested. Finally, given the complexity of the analysis performed, some future research lines are outlined such as completing and extending this methodology to other subsystems, and giving an initial estimate of the modification costs.

Capítulo 1

Planteamiento general

1.1. Motivación

En octubre de 2010, la administración del Primer Ministro británico David Cameron presentó el documento titulado: “*Securing Britain in an Age of Uncertainty: The Strategic Defence and Security Review*”. En esas 75 páginas se concluía la retirada inmediata del servicio del buque portaaviones *HMS Ark Royal*, el planteamiento de la decisión que dos años más tarde habría de conducir a la también retirada del *HMS Illustrious*, y sobre todo, la baja de toda su flota de aviones *Harrier*, tanto de la *RAF* como de la *RN*. Esto significaba por tanto, dejar al Reino Unido sin aviación embarcada durante más de una década, a expensas de los resultados del programa *Joint Strike Fighter (JSF)*, liderado por los estadounidenses.

Dejando a un lado las razones de índole político, la decisión debió de dejar un fuerte recelo en las Marinas de países aliados como España o Italia, con un planteamiento similar de sus armas aéreas embarcadas, basadas en el mismo avión y con fuerte dependencia de la flota global en servicio. Estos temores se confirmaron en noviembre de 2014, con el anuncio del *USMC* (el mayor operador del *Harrier*, 480 aproximadamente) de que tampoco modernizaría ya los suyos, a la espera de la entrada en servicio de los *F-35B Lightning II* (la versión de operación vertical del programa *JSF*).

El programa *JSF* lleva en marcha desde mediados de los años 90, con un coste medio anual estimado de 12500 millones de dólares. En él participan nueve países en distinta medida, y tres más han anunciado su adquisición directa. El estudio de diseños que puedan servir de complemento, o alternativa a economías más modestas, se estima de positivo interés científico e industrial. Esta tesis se plantea como un trabajo de **investigación tecnológica** al respecto de esta problemática, entendida como el estudio de la viabilidad de la adaptación de aviones de combate de operación terrestre a las operaciones embarcadas, del análisis de sus posibilidades, y de la obtención de prioridades que permitan confeccionar una estrategia de actuación.

1.2. Ámbito científico de la tesis

La aviación embarcada ha cumplido 100 años y ha tenido un asombroso desarrollo, a pesar de que el medio en el que se desarrolla establece unas condiciones de operación hostiles y en extremo desafiantes; pistas de dimensiones reducidas y sometidas a continuo movimiento, medio marino impredecible y a menudo turbulento [16], etc. La evolución del tamaño de los buques, y las dimensiones de las cubiertas de vuelo asociadas a las posibilidades de éstos, están llegando a un límite práctico por cuestiones operativas y estratégicas, que obliga a afrontar los retos de las operaciones aeronavales desde una perspectiva de exigencia cada vez mayor hacia los medios aéreos, dentro de un contexto donde se pretende que puedan convivir proyectos tecnológicos y presupuestariamente muy ambiciosos con otros de menor riesgo, adaptados de los diseños terrestres tras analizar sus posibilidades con detenimiento.

Los aviones de combate embarcados operan desde las cubiertas de vuelo de los buques de dos maneras distintas:

- De forma convencional, rodando para el despegue y aterrizaje, aunque ayudados por sistemas de lanzamiento y recuperación con que se dota a los buques.
- Operando verticalmente, gracias a los aviones denominados «de despegue vertical y/o corto, y aterrizaje vertical» (*V/STOL*), mediante el empleo de la vectorización de su empuje (*TVC*), que necesariamente ha de ser además, sustancialmente superior al peso del avión [42].

La operación, a su vez, interrelaciona con los buques desde los que operan, por lo que dependiendo de las instalaciones con que se les dote, éstos pueden clasificarse en:

- Buques dotados de catapultas para el lanzamiento y de maquinaria de frenado a popa para la recuperación, [62], [67], sobre una pista desalineada respecto al eje longitudinal del casco. Son los conocidos como buques *CATOBAR* (*Catapult Assisted Take-Off and Barrier Arrested Recovery*).
- Buques con un trampolín en la proa (*ski-jump*) instalado para la impulsión de los aviones [39], [110], y que mantienen la pista de aterrizaje desalineada en azimut como los de la categoría anterior. Son los buques conocidos por sus siglas *STOBAR* (*Short Take-Off and Barrier Arrested Recovery*).

Estos dos tipos de buques tienen el diseño y las dimensiones de cubierta adecuados para permitir que las operaciones de despegue y aterrizaje se puedan efectuar de forma simultánea.

- Buques *V/STOL* para aviones de operación vertical exclusivamente (además de helicópteros y convertiplanos), con o sin trampolín.

Por encima de las diferencias expuestas, tanto entre los tipos de aviones como de sus buques asociados, es importante subrayar en particular que los de operación vertical han permitido que ciertas marinas nacionales, de presupuesto relativamente pequeño, pudieran emplear aviones en las operaciones aeronavales, dando un gran salto cualitativo con respecto a las primeras, circunscritas al empleo de helicópteros. Esta última categoría de buques no se entendería sin aviones como el *BAe Harrier* y sus derivados, que supieron resolver importantes retos como su control durante la transición del vuelo estacionario al vuelo de avance y viceversa [85], y que están llegando ya al final de su vida operativa. La opción más lógica para su sustitución es el nuevo *F-35B*, una de las tres variantes del conocido como *Joint Strike Fighter (JSF)*, en plena fase de diseño [9]. Este avión es complejo y extremadamente sofisticado, y afronta sobrecostos y retrasos importantes que podrían obligar, indirectamente, a que hubiera que replantearse el futuro de la aviación embarcada de estos operadores modestos.

Por otra parte, conseguir que los aviones de combate embarcados tengan unas capacidades operativas equiparables a la de sus homólogos terrestres es una tarea muy compleja [78], que en la práctica obliga a tener que plantear el diseño del avión prácticamente desde los orígenes, y de manera radicalmente distinta. Este es un proceso también muy caro, extenso y complejo.

Finalmente se plantea una solución intermedia: la adaptación de los aviones de combate de diseño terrestre. Se trata de lograr un avión de combate adaptado al medio y operación marinos restringiendo las pretensiones iniciales a un determinado subconjunto de actuaciones y características [61], [69], [77], convenientemente seleccionadas para que, tras la incorporación de ciertos elementos y sistemas específicos, se consiga su embarcabilidad [96].

Se considera que el estudio y definición de este último proceso tiene positivo interés científico, y que constituye un trabajo original con múltiples posibilidades de desarrollo posterior, una vez que se hayan definido, cuantificado y jerarquizado todas sus áreas de actuación.

1.3. Objetivos

De acuerdo con el ámbito científico descrito anteriormente, la Tesis ha recogido y estudiado las modificaciones más importantes que deberían ser incorporadas a los aviones de combate de diseño terrestre para que pudieran operar desde buques *STOBAR*, sin descartar una compatibilidad parcial con los *CATOBAR*.

Una operación segura y efectiva de los medios aéreos en el entorno embarcado requiere del conocimiento profundo de los factores y problemas intervinientes. Entre las principales dificultades con que se enfrentan los diseñadores a la hora de conseguir la correcta embarcabilidad de un avión, podrían citarse:

El reducido tamaño de la pista disponible para las operaciones.

- Los conceptos de diseño y las técnicas de pilotaje conocidas como «de despegue

y aterrizaje cortos» (*STOL*) y «extremadamente cortos» (*ESTOL*), que permiten la operación autónoma (sin intervención externa a la aeronave de sistemas auxiliares) son útiles, y ya se aplican en las pistas terrestres, pero son de difícil aplicación a los reactores de combate embarcados por razones operativas.

- La operación vertical (*VTOL*) en su múltiples posibilidades [42]; *V/STOL*, *STOVL*, es compleja y afecta radicalmente al diseño desde el principio, de manera que se considera que no es abordable su implementación como una modificación parcial de un diseño convencional. Esto no es óbice para que no se pueda analizar la incorporación de una vectorización parcial del empuje, circunscrita a una reducción sustancial de las carreras de operación necesarias, y el aumento de la maniobrabilidad.
- El empleo de instalaciones auxiliares externas al avión, conocidos como sistemas de lanzamiento y recuperación (*LARE*) es imperativo si se desean maximizar determinadas características. Son sistemas con evidentes requisitos de interfaz, con los que el diseño del avión ha de demostrarse compatible mediante un proceso externo de calificación.

La necesidad de conseguir características aerodinámicas extraordinarias.

- Vuelo a muy altos ángulos de ataque. En combinación con el empleo de empuje vectorial, se consiguen aproximaciones con elevados ángulos de actitud, limitadas ya con que no se golpee la parte trasera del avión contra la pista. Requieren de un control exquisito de la actitud del avión en la fase final, incluyendo problemas de visibilidad en cabina y de la necesidad cruzada de un muy reducido movimiento de la cubierta, imperativamente.
- Consecución de estabilidad y maniobrabilidad adecuadas. Las características principales de un avión de combate terrestre son definidas y optimizadas para condiciones de vuelo muy determinadas, a fin de obtener excelencia en ciertas prestaciones; aceleración, velocidad de trepada, techo de servicio, agilidad, etc. Las fases de aproximación a una cubierta en movimiento, sujeta a los vaivenes erráticos de las condiciones marítimas y meteorológicas [16], [46], [69] además de los de la navegación deliberada del buque para conseguir unas determinadas condiciones de viento en cubierta (*WOD*), requiere de un exhaustivo análisis de lo adecuado de las condiciones de diseño (flecha, diedro, tipo y operación de dispositivos hipersustentadores, etc), donde el comportamiento habrá de ser analizado en condiciones de aproximación a baja velocidad y ángulos de ataque elevados, pero manteniendo empuje (*powered approach*), [7], debido a los notables requisitos de maniobrabilidad para mantener la capacidad de abortada de la aproximación (*waveoff*), o de «ida al aire» tras el contacto con cubierta (*bolter*).

- Empleo de dispositivos hipersustentadores lo menos complejos posibles. Debido al escaso espesor de los perfiles (definidos por sus condiciones transónicas y supersónicas), las posibilidades de colocar complejos sistemas múltiple-ranurados u oscilobatientes, tanto en borde de ataque como de salida, son muy limitadas. Existen precedentes de soplado/succión de la capa límite, a considerar.

La existencia de problemas estructurales específicos:

- En el tren de aterrizaje, derivados de los notablemente mayores requisitos de velocidad vertical de impacto, derivados de la colisión controlada contra una cubierta por ausencia del flare (a diferencia de la operación terrestre, no se efectúa el redondeo final de senda de planeo), y de que la cubierta pueda venirse encima del avión por el movimiento de cabeceo del buque.
- En el tren de aterrizaje, derivados del empleo de un trampolín que curve la trayectoria inicialmente recta del avión y que le deje describiendo una semibalística, en condiciones de vuelo cuya estabilidad y márgenes de operación habrá que comprobar.
- Transmitidos a lo largo de toda la estructura principal, por la detención súbita debida al enganche con uno de los cables de frenado dispuestos transversalmente a cubierta.
- Consecuencias del lanzamiento mediante catapultaje, donde el avión es sometido a una gran aceleración a través de un amarre en el tren de aterrizaje o en las raíces del ala con un dispositivo externo que recorre la cubierta del buque.
- Derivados del plegado de superficies, en el afán de conseguir que los aviones no sólo puedan estar aparcados en cubierta, sino que permitan la circulación de otros aviones y/u otros equipos a su alrededor, sean alojables en los ascensores y transferidos hacia y desde los hangares, sean amarrados, abastecidos, mantenidos, armados y desarmados, asegurados, etc.

Problemas de estabilidad, control y guiado

- Derivados de la implementación de lógicas tanto de estabilización como de desestabilización, y de control de actitud de los movimientos longitudinal y lateral-direccionales, que les permitan la recuperación autónoma bajo determinadas condiciones favorables meteorológicas y de navegación, ensanchar las ventanas de recuperación en condiciones de baja visibilidad, fatiga y/o daño de las tripulaciones, etc
- Ejecución de maniobras especiales como la aproximación y ejecución de maniobras con fuerte componente vertical [85], como la recuperación mixta con toma vertical y rodadura, o *SRVL* (*Shipborne Rolling Vertical Landing*), aplicable a aviones con vectorización de empuje.

- Cualidades de vuelo. Manejabilidad en aproximación con potencia, [7], [78].

1.4. Precedentes

Los precedentes de aviones de combate terrestres adaptados a la operación embarcada son escasos, pero ciertamente existen. Entre los principales, podríamos citar:

- *Sukhoi Su-27/Su-33* (incluyendo el *Shenyang J-15*).
- *Mikoyan Gurevich Mig-29/Mig-29K*.
- *Sukhoi Su-25/Su-25UTG*. El diseño original es el de un avión de ataque al suelo, cuya adaptación naval se utiliza para el entrenamiento de tripulaciones en los procedimientos de aproximación y recuperación (véase 6.27, pág. 213).
- *Dassault Rafale/Rafale M*.
- *BAE Hawk/Boeing T-45 Goshawk*

Es conocido que los tres primeros pertenecen a la órbita tecnológica e industrial ruso/soviética (incluyendo el chino *J-15*, versión del primero), con sus peculiaridades por todos conocidas, y con su multitud de barreras idiomáticas, culturales, políticas, etc. a la difusión del conocimiento de su estado del arte, las dificultades en el acceso e intercambio de documentación, publicación de artículos, etc. En el apartado B.3.3, pág. 356, se relatan con más detalle las especiales circunstancias de estos aviones y de la aviación embarcada rusa, con conexiones de interés con las de China (B.3.7, pág. 374), e India (B.3.6, pág. 370).

En cuanto al *Rafale*, el desarrollo de este avión corrió paralelo con el del *Eurofighter*, una vez que en 1985 Francia se separó definitivamente del proyecto que había comenzado más de una década antes como *European Combat Aircraft* (ECA), del que inicialmente participaba junto Alemania y el Reino Unido, y del que finalmente tras muchas vicisitudes culminó con ambos aviones como competidores. Al margen de cuestiones políticas e industriales, las pretensiones francesas de incluir en el diseño características que pudieran hacer el diseño más adaptable al rol embarcado, como así se evidenció con su posterior –pero inmediata–, consecución de su versión naval *Rafale M*. En el apartado B.3.2, pág. 353, pueden leerse consideraciones adicionales.

El *T-45 Goshawk* es en realidad un biplaza de entrenamiento, que presenta notables simplificaciones y la ausencia de determinados requisitos en el diseño, que no serían aplicables a los aviones de combate a los que primariamente esta tesis va dirigida, dado que para satisfacer todos estos los EE. UU. ya cuentan con una oferta muy completa de aviones embarcados puros, diseñados desde el principio para poder satisfacer aquellos de forma específica, véanse los comentarios en la sección B.3.1, pág. 352.

1.5. Aportaciones

El estudio de la conversión del diseño de un avión de combate para que sea capaz de adaptarse a cometidos tan distintos de los originales, y a la vez tan exigentes, como los derivados de la operación sobre un buque, es una tarea muy compleja. Además, se ha de desenvolver entre limitaciones presupuestarias, adicionales a las clásicas, muy severas, derivadas del hecho de que las series de producción esperables son todavía, si cabe, más reducidas. En definitiva, exige un estudio muy detallado de los que puedan ser los candidatos, que permita descartar configuraciones poco apropiadas, que seleccione las áreas prioritarias cuyo rediseño haya que acometer en primer lugar, y establezca las prioridades, a través de una jerarquía de objetivos. Se comprende entonces que la originalidad de esta tesis no radica en tratar de demostrar que los aviones pueden operar desde la cubierta de un buque, que es bien conocido que lleva ocurriendo desde hace un centenar de años. Ni siquiera, que se pueda realizar la conversión de un avión de operación terrestre a las embarcadas, de las que aunque en muy escasas ocasiones, y con mayor o menor éxito, también existen precedentes. La gran aportación de esta tesis es el enfoque sistemático y objetivo, del que no se ha encontrado precedentes, que permita analizar la aptitud inicial de un subconjunto de aviones-candidato ya en servicio, para ser embarcados, tras las convenientes adaptaciones.

Esta tesis pretende establecer una metodología preliminar que, convenientemente generalizada al resto de los subsistemas, permita:

- Determinar qué sistemas deben ser modificados y/o implementados en el avión para conseguir una embarcabilidad razonable, de acuerdo a una definición previa de lo que se pretende conseguir en términos de operatividad, supresión o deterioro de prestaciones y/o capacidades originales, con objeto de que se puedan realizar estudios específicos de detalle.
- Posibilitar la comparación objetiva de los diferentes diseños. Establecer una primera jerarquía que permita estimar y comparar la aptitud inicial de ciertos diseños pre-seleccionados, y poder hacer así consideraciones en términos de coste y eficacia. Realizar un plan global inicial previo a otros estudios más completos y exhaustivos, que pudieran contribuir incluso a la confección de primeras valoraciones económicas de las diferentes alternativas del proyecto.
- Para un modelo concreto de avión, identificar y definir las áreas de su diseño que necesitan de mayores modificaciones. Esto es, jerarquizar y priorizar, desde un punto de vista de ingeniería, las tareas a realizar. Establecer posibilidades realistas de las capacidades finales del diseño adaptado, pudiendo descartar o no de forma previa y/o temprana determinadas pretensiones con respecto de ellas.
- Contribuir a la definición técnica de posibles estrategias, industriales y de defensa nacional, ante futuros programas internacionales de adquisición de medios aeronavales, en particular el de los buques portaaviones y sus medios aéreos. Se aportan

argumentos técnicos que puedan ayudar en un escenario de decisión sumamente complejo, con multitud de connotaciones e interconexiones, ligaduras industriales y de transferencia de tecnología, complicaciones políticas y económicas, etc.

Capítulo 2

Maniobra de lanzamiento

2.1. Introducción

A diferencia de los aviones de combate terrestres que se van al aire por sus propios medios, –rodando por pistas de cerca de 3 km de longitud, acelerados por su planta propulsora hasta conseguir tener una velocidad suficiente para sustentarse–, los aviones embarcados han de conseguirlo desde la cubierta de un buque, en distancias que en el mejor de los casos es del orden del hectómetro. Esto evidencia que si se quieren conseguir prestaciones relativamente equiparables, se necesita contar con un sistema externo que les asista en la maniobra: la catapulta.

En la terminología de los aviones embarcados no se habla por tanto de despegue, sino de lanzamiento (*launch*), porque es eso lo que físicamente en realidad ocurre.

2.2. Análisis mecánico del proceso

Sea un avión de peso W , arrastrado a lo largo de la cubierta de un portaaviones por una catapulta (figuras 2.1 y 2.2, págs. 14 y 15), que ejerce sobre él una fuerza F_{Cat} . Las ecuaciones de equilibrio de fuerzas¹, reducidas al centro de masas del avión, son:

$$\begin{aligned} H_{Cat} + T \cos(\theta + \varepsilon) - D - F_R &= \frac{W}{g} a_x \\ L + T \sin(\theta + \varepsilon) + N - V_{Cat} - W &= 0 \end{aligned} \quad (2.1)$$

donde aparecen las componentes de la fuerza de la catapulta $F_{Cat} = \{H_{Cat}, V_{Cat}\}$, y de la fuerza aerodinámica $\{D, L\}$. Además, T es el empuje del motor², F_R la resistencia

¹Las ecuaciones se han escrito en ejes viento, que coinciden con los ejes horizonte local porque se ha supuesto que la cubierta del buque está perfectamente horizontal, y que o no sopla viento o lo hace en la dirección longitudinal –para que el resbalamiento sea nulo–. Por tanto, es necesario que el buque tenga un razonable sistema de estabilización y que el gobierno lo mantenga proa al viento.

²El empuje T interviene en las ecuaciones afectado por la suma de los ángulos θ (asiento) y ε (calado del empuje). Es decir, se admite que el empuje no esté perfectamente orientado según la cubierta, idea

Figura 2.1: Esquema simplificado de fuerzas sobre un avión catapultado mediante barra de lanzamiento (fuerzas reducidas al cdm, sin escalar, y con ángulos magnificados). Se han omitido el peso y las reacciones normales a la cubierta.

de rodadura, y N la fuerza normal que ejerce la cubierta.

Cuando casi al final del recorrido sobre cubierta³, la sujeción del avión a la catapulta se libera y aquel se va al aire, las ecuaciones pasan a ser:

$$\begin{aligned} T \cos(\theta + \varepsilon) - D &= \frac{W}{g} a_x \\ L + T \sin(\theta + \varepsilon) - W &= \frac{W}{g} a_z \end{aligned} \quad (2.2)$$

una vez que en (2.1) se han hecho cero las componentes de la fuerza de la catapulta y las fuerzas que hace la cubierta.

Antes de proseguir es necesario hacer algunas consideraciones sobre dos conceptos introducidos en el análisis:

1. Los ángulos que afectan al empuje.
2. La fuerza de la catapulta.

2.2.1. Ángulos que afectan al empuje

Es práctica habitual proyectar las ecuaciones del avión en ejes velocidad o en ejes cuerpo, y sin embargo se han utilizado los ejes horizonte local –incluso en (2.2), cuando el avión ha abandonado ya la cubierta–.

que se aclarará más adelante.

³En el último tramo del recorrido del carro lanzador (*shuttle*) por la catapulta, se halla un freno de agua encargado de detenerle, tras haberse liberado del avión.

Figura 2.2: **Amarrando el avión a la catapulta.** Detalle del *NLG* de un *F/A-18 Hornet* mientras se mueve hacia adelante -hacia la izquierda-, atendiendo las indicaciones de los operarios para poder enganchar la barra de lanzamiento en el carro de la catapulta. Nótese la instalación en la parte trasera de la *RRHB* (*Repeatable Release Holdback Bar*), sujetando por la tijera el avión a cubierta, a modo de tensor. (Golfo Pérsico, a bordo del *USS Harry S. Truman* CVN 75, 2004 - *US Navy photo 041226-N-5345W-077*)

La razón de ello es porque se trata de analizar, entre otras cosas, el movimiento inmediatamente posterior al abandono de la cubierta, donde es imperativo que la componente vertical de la aceleración sea positiva, a menos que se le diera una inclinación hacia arriba a la terminación de la cubierta, en forma de trampolín –más conocido como ski-jump–. Esto parece difícilmente compatible con un dispositivo como la catapulta de vapor⁴, donde las posibles complicaciones en el mantenimiento de la máquina por los desgastes mecánicos en las superficies exteriores de los pistones se consideran difícilmente compensables con las posibles mejoras de una operación así.

Otra posibilidad podría ser que el recorrido de la catapulta se completara en la parte aún recta de una hipotética cubierta con terminación en trampolín, pero es precisamente esa zona la más delicada porque es allí donde ha de producirse la separación del avión de la catapulta, además de que es en esa zona final donde además habría de ir alojado el necesario freno (tras la suelta del avión hay que proceder a frenar el carro y a devolverlo a la posición inicial para el amarre y pretensado del siguiente avión).

Resulta conveniente entonces analizar la posibilidad de dar un ángulo al empuje para mejorar las características. En cuanto al ángulo, podría ser el habitual pequeño ángulo de calado hacia abajo –unos 2 ó 3°– con que los motores se instalan, pero además en las ecuaciones (2.1) y (2.2) se desea mantener la posibilidad de que se recurra a dar incluso mayores ángulos al empuje, bien mediante el ajuste del ángulo de calado del ala completa⁵, o incluso mediante el empleo de control vectorial del empuje ó *TVC* (*Thrust Vectoring Control*). En cuanto al ángulo de asiento, se introduce ante la posibilidad de que sea al avión completo al que se le dé dicho ángulo. Sin tener que llegar a configuraciones tan forzadas como la mostrada en la figura (2.3), pág. 17, es muy común en los aviones embarcados el ajuste de las longitudes de las patas del tren de aterrizaje con esta finalidad (Figura 2.14, página 41). Cualquiera de estos efectos o su combinación, es lo que justifica por tanto la inclusión del ángulo $(\theta + \varepsilon)$ en la contribución del empuje.

2.2.2. Fuerza de la catapulta

En las ecuaciones (2.1) se han utilizado las dos componentes de la fuerza de la catapulta. Es necesario comprender y subrayar que en el recorrido por cubierta, la fuerza de la catapulta no sólo tira del avión hacia adelante, sino que también le somete a una fuerza hacia abajo que, atención: no es consecuencia de dichas ecuaciones, es decir, no se obtiene del equilibrio del avión (figura 2.8, pág. 25). Por tanto la V_{Cat} no se obtiene del equilibrio vertical del avión, y por tanto, no es consecuencia de que el

⁴Una cubierta con terminación en forma de rampa parece incompatible con cualquier dispositivo que pretenda desenvolverse por ella con niveles tan grandes de energía, aunque se manifiesta una cierta cautela por si la nueva electromagnética *EMALS* pudiera demostrar lo contrario.

⁵Es poco frecuente, pero sí que ha habido y también hoy en día hay en servicio aviones de combate embarcados con motores en las alas, tanto reactores (*Douglas A-3 Skywarrior*, *Lockheed S-3 Viking*), como turbohélices (los *Grumman E-2 Hawkeye*, *C-2 Greyhound* y *S-2 Tracker*).

Figura 2.3: Ante la escasa potencia de las primeras catapultas hidráulicas, en los años 50 se experimentaron configuraciones como la de este *Chance-Vought F7U Cutlass*, en la que se inclinaba la parte trasera del avión hasta el límite, haciendo rodar la cola del avión por la pista –apoyada en una rueda de cola adicional, dispuesta a tal efecto–. (<http://thanlont.blogspot.com>)

Figura 2.4: Esquema simplificado de fuerzas sobre un avión catapultado mediante eslinga (fuerzas reducidas al cdm, sin escalar, y con ángulos magnificados). Se han omitido el peso y las reacciones normales a la cubierta. El planteamiento es análogo al de catapulta mediante barra de lanzamiento.

amarre a cubierta reaccione sobre el avión tirando de él hacia abajo porque éste al acelerarse pretenda *irse al aire*.

Para demostrar esto es necesario describir el amarre del avión a la catapulta, y explicar qué repercusiones mecánicas tiene en consecuencia, a través de modelos simplificados. Existen dos posibilidades, que podríamos enunciar como mediante una barra rígida acoplada al tren de morro, o mediante un cable trenzado enganchado al fuselaje. Una breve descripción inicial de ambos podría ser:

- Barra rígida. La figura (2.2), pág. 15, permite observar cómo es el amarre del avión a la catapulta en este caso⁶, a través de la pata del tren de morro mediante una barra como interfaz mecánico, denominada barra de lanzamiento (*launch bar* ó *Y-bar*, por su forma en “Y”). Puede observarse que el *NLG* dispone en su parte frontal de esta barra de lanzamiento, que se abate sobre el carro de la catapulta y se acopla mediante un amarre especial, diseñado para la suelta segura del avión al final del recorrido guiado.
- Cable trenzado. Consiste en amarrar el avión al carro de la catapulta mediante una eslinga o cable de acero⁷ a través de unos ganchos, bien en la raíz del ala (*Dassault Super Étendard*), o bien en las bases del *MLG* (*McDonnell Douglas A-4 Skyhawk*), dependiendo del modelo de avión. Las figuras (2.5) –pág. 19–, (2.6) –pág. 21– y (2.7) –pág. 23–, permiten observar este sistema con un cierto detalle.

⁶El mecanismo y proceso aquí descrito es el actualmente en servicio operativo en la *US Navy* norteamericana y *Marine Nationale francesa*. Esta última, (que lo simultanea por la operación de sus *Super Etendard*) junto con la *Marinha do Brasil* (y sus *A-4MB Skyhawk*), todavía utilizan el sistema mediante eslingas.

⁷Si es sencilla -con ojales en los extremos- se denomina *eslinga* (sling), mientras que se dispone de forma doble se denomina *brida* (bridle).

Figura 2.5: McDonnell-Douglas F-4B Phantom II a bordo del USS Coral Sea CVA-43, desplegado en Vietnam en 1971/72 (<http://www.usscoralsea.net>). Se puede observar la eslinga en tensión, lista para el lanzamiento. Sus dos extremos, dotados de ojales (*eye thimbles*), están sujetos al ala por los bordes de ataque de la zona del encastre de ambos planos, mediante unos ganchos semihundidos (*horns*) que se pueden ver en el detalle del inferior derecho (la composición fotográfica es original del autor). Obsérvese también cómo la eslinga rodea y abraza por su centro al carro de la catapulta, justo tras la pareja de ruedas gemelas del NLG. En la parte trasera se puede ver también, tras el depósito de combustible ventral, el otro cable tensor (*bridle*). Tanto este avión como todo el sistema de lanzamiento en sí ya no se encuentra en servicio en la US Navy. Sin embargo, las versiones terrestres de este venerable avión siguen todavía operando en muchos países; Grecia, Turquía, Corea del Sur, Irán... , Alemania y Japón (!) –eso sí, en estos últimos casos, convenientemente modernizados- y siendo ya remplazados o en este último trámite por EFA Typhoon y F-35A JSF, respectivamente.

El método del cable trenzado es el método históricamente anterior a la barra rígida⁸, pero todavía subsiste mientras se hallen en vuelo estos dos modelos de avión, que fueron originalmente diseñados para operar con él y con él se mantienen porque difícilmente compensaría realizar en ellos las modificaciones estructurales necesarias para la transformación al otro sistema. De todas maneras, no es descartable en un trabajo como éste el que se planteara su recuperación operativa en la adaptación naval de un caza terrestre embarcado, debido a que es posible que el método de la barra rígida fuera más difícil de incorporar en algún diseño concreto una vez que fueran tenidas en cuenta las siguientes consideraciones:

- Aplicación y transmisión de las de la cargas de catapultaje. Si bien podrían estudiarse más alternativas, los amarres de la eslinga a la raíces de los planos o a las patas del *MLG* (cerca de las bases de amarre a los planos) son obviamente dos puntos fuertes de la estructura primaria (*hard points*) de manera que a priori son zonas mejor preparadas para poder transmitir y distribuir las cargas al resto de la estructura, frente a un único punto en el caso de lanzamiento mediante barra rígida (dos frente a una), donde además la estructura adyacente de amarre del *NLG* suele estar menos reforzada en comparación con las otras anteriormente mencionadas.
- La transmisión de las cargas de la catapulta a través de la barra rígida introduce específicamente un elemento en la línea de transmisión: el propio *NLG*. Como elemento estructural en sí, estará sometido específicamente a nuevos casos de carga estáticos y dinámicos –con por ejemplo sus propias características dinámicas, de frecuencias y modos propios–.
- En el análisis del lanzamiento es conveniente considerar como alternativa, complemento, o consolución, según se mire, la operación desde buques sin catapulta pero dotados de trampolín (*ski-jump*), donde las cargas verticales sobre el *NLG* sin duda habrán de ser singularmente importantes. En cualquier caso el análisis de posible embarcabilidad no podrá estar completo hasta que no se consideren las implicaciones estructurales derivadas de la recuperación, que obviamente serán muy severas en lo que al tren de aterrizaje se refiere.

Por último, y sin que se pueda esperar que ésta causa haya sido determinante, se observa que cada cable trenzado posibilita un número mucho menor de utilidades que una barra rígida. Ésta corre por la cubierta con el avión y se va al aire con él, mientras que el cable o se frena con el carro y se ve sometido a severas condiciones ambientales y de abrasión con la cubierta, o se lanza al mar sin posibilidad de recuperación. En el caso de los portaaviones franceses se puede comprobar que no se recuperan las eslingas. Hay numerosos testimonios gráficos que así lo atestiguan –figura (2.7), pág. 23–, y

⁸La *US Navy* ya sólo opera con el sistema con barra de lanzamiento, y certifica la embarcabilidad de los aviones también sólo con este sistema.

Figura 2.6: (Arriba). Otro ejemplo de amarre a la catapulta mediante eslinga, esta vez en un *Dassault Super-Etendard*, en servicio con la *Marine Nationale* francesa. Estos aviones utilizan eslinga cerrada doble, conformando ojales en ambos extremos para el amarre a unos ganchos en las raíces de los planos dispuestos a tal efecto. Obsérvese la única rueda del *NLG*. (Lugar y fecha desconocidos). (Abajo) A pesar de las diferencias con respecto al método de lanzamiento mediante barra rígida, ambos sistemas son completamente compatibles y pueden efectuarse catapultajes de forma consecutiva sin mayores problemas. Obsérvese que tras los *Jet Blast Deflectors (JBD)* de las catapultas nº 1 y 2 se hallan sendos *Rafale M* esperando los lanzamientos de los *Super-Etendard* que les preceden, con sistemas de lanzamiento diferentes. A bordo del portaviones *Charles de Gaulle*, junio de 2011 (lugar desconocido)

las posibles razones podrían ser: seguridad ante posible interferencia con alguna carga externa –por ejemplo un depósito de combustible externo en la línea central–, seguridad por el posible deterioro mecánico ante las condiciones de exposición de la eslinga (el coste comparado con el de un avión es irrisorio), o por último, por necesidades de compatibilidad entre ambos sistemas de lanzamiento. Ejemplo de esto es el portaaviones *Charles de Gaulle*, que está forzado a utilizar simultáneamente los dos sistemas en cada una de sus dos catapultas (que son adaptaciones de menor carrera de las de la *US Navy*), debido a los dos modelos de aviones que embarca, –figura (2.6), pág. 21–.

Paradójicamente los *A-4 Skyhawk* cuando operaban con la *US Navy* tenían correas de retención (*lanyards*) que evitaban que se lanzara la eslinga al mar, mientras que los *A-4G* que operaron los australianos en los años 70 desde el *HMAS Melbourne* (clase-*Majestic* británica) sí que las arrojaban. Por otro lado los brasileños (que están operando el *NAe Sao Paulo*, ex-*Foch* francés con *A-4KU* ex-kuwaitíes) parece que tampoco las arrojan.

Existe otra posibilidad, y es que venga derivada en realidad de la utilización de la retención trasera que cada uno de los sistemas lleva asociado:

- El cable trenzado se usa con otro cable (que es una cadena en el caso francés⁹) amarrado a la cubierta desde la parte trasera del avión, con un elemento frangible calibrado entremedias.
- La barra rígida se usa en combinación con otra barra denominada *RRHB*, también amarrada al *NLG* pero en su misma parte posterior figura (2.2), pág. 15.

Es muy posible que además de que sea mecánicamente más fiable, el no utilizar elementos frangibles que tras el lanzamiento pudieran rodar por cubierta terminando ingeridos por los motores, dañando estructuralmente otros aviones por impacto, etc sea otra razón coadyuvante. A estos daños se les conoce en general como *Foreign Object Damage* (*FOD*), y podríamos traducirlo por daños accidentales por objetos intrusos.

Volviendo a considerar cómo afecta la fuerza de la catapulta al avión, consideremos el método de la barra rígida en un modelo mecánico sencillo, en el que se puede suponer que la barra de lanzamiento está articulada en ambos extremos. Esto es razonable si se piensa en que desde el punto de vista funcional es razonable que sea así, para que la liberación de la catapulta al finalizar el recorrido sea siempre correcta, es decir, sin interferencia en el ángulo con el que el avión se suelta, sin que importen las condiciones concretas en todos y cada uno de los lanzamientos, que son todos diferentes.

Es necesario comprender que las catapultas tienen una considerable variabilidad de unas a otras, no sólo entre los diferentes modelos (que sería perfectamente esperable), sino también entre máquinas del mismo modelo. También presentan diferencias si se

⁹El uso de cadena en lugar de cable por parte francesa deriva de que durante muchos años fue el sistema que utilizaban los *F-8 Crusader* de que dispuso, hasta la entrada en servicio del *Rafale M* en los años 90.

Figura 2.7: (Arriba) Detalle de la disposición del amarre a la catapulta de un *A-4E Skyhawk*. En este avión los extremos de la eslinga de acero se sujetan a unos ganchos articulados -ocultos en las trampas del *MLG*-. Observéanse también las ligaduras (*lanyards*) de la eslinga para evitar que en la separación del carro pudieran golpear alguna parte del avión, y que finalmente también evitan que se lance al mar (*A-4 Skyhawk Association*, a4skyhawk.org). (Abajo) *Super-Etendard* en el preciso instante de abandonar la cubierta. (Foto *Marine Nationale Francaise*). Obsérvese el detalle de la eslinga de acero trenzado, siendo arrojada al mar.

instalan en tierra (en instalaciones especiales instrumentadas para ensayos de documentación, certificación de nuevos aviones, adiestramiento, etc) o se instalan en un buque. También hay diferencias de un buque a otro, o incluso dentro de un mismo buque de unas a otras dependiendo de dónde estén instaladas (de entre las cuatro que llevan actualmente los *CVN* de la *US Navy*). Y en el colmo de la variabilidad, la misma catapulta también presenta variaciones de un lanzamiento a otro debido al efecto de perturbaciones, desgaste, temperatura, tolerancias de construcción y montaje, e incluso debidas al propio diseño, de modo que se procede a su calibración y ajuste de forma individualizada, y las características que se presentan de la respuesta (límites superior e inferior, y valor medio) están confeccionadas a través de métodos estadísticos, de manera que en las tablas disponibles en la referencia [67] se advierte de que son valores 90-90, es decir, que el 90 % de esos valores estarán dentro de los límites indicados en el 90 % de las ocasiones.

Si suponemos entonces que la barra de lanzamiento está biarticulada, el elemento ha de trabajar sólo de forma axial, por lo que la resultante de fuerzas tiene dirección conocida. En la figura (2.8), pág. 25, puede observarse que deshaciendo la proyección de la que se ha obtenido la fuerza horizontal de la catapulta (que es la componente efectiva del lanzamiento, H_{Cat}) se obtiene la fuerza que actúa sobre el avión, cuya componente vertical es por tanto descendente. En definitiva, la catapulta también tira del avión hacia abajo, no sólo arrastra de él hacia adelante.

La barra de lanzamiento también consta de un accionamiento en la articulación a la pata, que le permite hacer dos cosas; abatirse para el amarre a la catapulta, y abatirse y extenderse cuando la pata ha de recogerse o desplegarse en su correspondiente trampa. En cualquier caso, la rigidez angular que pueda aportarle este mecanismo a la articulación desviará ligeramente las conclusiones del anterior modelo, que siguen siendo fundamentalmente válidas. En la figura (2.9), pág. 27 se explica esto con más detalle.

De la fuerza que actúa sobre la pata también resulta un momento de cabeceo, que hace picar al avión mientras esté en cubierta por deformación de la suspensión, hundiéndole de morro (con compresión del *NLG* y extensión –en realidad, relajación de la compresión– del *MLG*)¹⁰.

De esta manera cuando se libera la catapulta del avión y éste se va al aire (hechos prácticamente simultáneos), el avión tiene como reacción de lo anterior una fuerza ascendente –en general, relativamente pequeña–, y un momento de cabeceo a encabritar. Este movimiento de cabeceo hace que aumente el ángulo de ataque, y contribuye a que el avión pueda curvar su trayectoria hacia arriba de forma natural, –sin que el piloto haya de corregir el mando longitudinal–.

Es ésta una característica muy importante para cumplir el objetivo de un correc-

¹⁰El momento de cabeceo es a picar, al menos con el actual sistema de lanzamiento. El *NLG* dispone en su parte frontal de una barra de lanzamiento (*launch bar*), que se abate sobre el carro de la catapulta y se acopla mediante un amarre especial, diseñado para la suelta segura del avión al final del recorrido guiado.

Figura 2.8: **Modelo mecánico del interfaz catapulta-NLG.** Suponiendo la barra de lanzamiento perfectamente articulada en ambos extremos, el equilibrio permite obtener cómo trabaja –con una fuerza exclusivamente axial, S_{LB} –. En el dibujo el avión todavía no se ha puesto en movimiento (está amarrado a cubierta por la tijera a través de la *RRHB*, que no se muestra), de manera que la componente efectiva de la catapulta H_{Cat} está trabajando contra el amarre a cubierta, tensándolo. Por tanto, la dirección de la fuerza S_{LB} corta al eje longitudinal del avión por delante del centro de masas, resultando sobre el avión un momento a picar. Obsérvese que, a pesar de las apariencias, la posición abatida de la barra de lanzamiento no interfiere con lo que pudiera parecer una única rueda de morro, sino que en realidad se haya entre medias de la pareja de ruedas de que consta la pata de tren. El *NLG* con ruedas gemelas es hoy en día un requisito del diseño en los aviones embarcados, que entre otras cosas facilita que la tracción de la catapulta esté perfectamente centrada. (Dibujos originales del autor)

to diseño global del lanzamiento, es decir, que los diseños del avión y del buque, los parámetros de ajuste de la catapulta en función de la configuración del avión y del empuje seleccionados, los márgenes de seguridad aplicables en todos ellos etc, permitan que tras rodar por cubierta y verse en vuelo sobre el océano, el piloto no necesite inicialmente hacer correcciones sobre los mandos, siempre que se den condiciones nominales de temperatura y mar en calma¹¹.

2.3. Consideraciones dinámicas y energéticas

La primera ecuación de equilibrio horizontal de (2.1), puede estudiarse en primer lugar sin considerar el ángulo del empuje, para a continuación desarrollarse e integrarse a lo largo del recorrido catapultado por cubierta s , hasta alcanzar el valor final R :

$$H_{Cat} + T \cos(\theta + \varepsilon) - D - F_R = \frac{W}{g} \frac{dv}{dt} = \frac{W}{g} v \frac{dv}{ds} \quad (2.3)$$

$$\int_0^R (H_{Cat} + T \cos(\theta + \varepsilon) - D - F_R) ds = \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{Cat}^2 \quad (2.4)$$

$$1 + \frac{1}{(W/2g) v_{Cat}^2} \left[- \int_0^R T \cos(\theta + \varepsilon) ds \right] + \frac{1}{(W/2g) v_{Cat}^2} \left[\int_0^R D ds + \int_0^R F_R ds \right] = \frac{1}{(W/2g) v_{Cat}^2} \int_0^R H_{Cat} ds \quad (2.5)$$

La ecuación 2.5 expresa el balance energético del avión a lo largo de su recorrido por cubierta, como fracción de la energía cinética final –correspondiente justo al instante en que abandona la cubierta–:

- $\int_0^R H_{Cat} ds$ es la energía comunicada al avión por la catapulta.
- $\int_0^R T \cos(\theta + \varepsilon) ds$ corresponde a la energía que comunica al avión el empuje de su propia planta motriz, tras realizar el recorrido completo por cubierta.
- $\int_0^R D ds$ es la energía disipada por la resistencia aerodinámica.
- $\int_0^R F_R ds$ es la energía disipada por la resistencia de rodadura.

Es importante hacer unas consideraciones:

¹¹A pesar de lo cual nunca pueden descartarse imprevistos desagradables, como una pérdida de empuje, un súbito cabeceo hacia abajo del buque, etc.

Figura 2.9: Modelo mecánico complementario, explicativo del accionamiento de la barra de lanzamiento. En la unión de la barra de lanzamiento a la pata del *NLG* existe un accionamiento (hidráulico en el *F/A-18 Hornet*) que trabaja contra unos muelles – representados en los dibujos por el resorte angular de constante elástica k_θ -, permitiendo su extensión o retracción desde un mando en cabina. Una vez se ha conectado la barra al carro de la catapulta el hidráulico se descarga, y el resorte trabaja contra dicho amarre, modelizado como una fuerza cuya componente tangencial a la barra produce un momento equivalente al que producía el hidráulico (la componente axial no se ha representado). La fuerza debida a la rigidez del resorte es pequeña (absolutamente despreciable frente a la de la catapulta), por lo que la flexión que produce en la barra de lanzamiento es nimia, y la componente axial -adicional a la del modelo mecánico articulado anterior-, también. (Dibujos originales del autor)

- Suponemos que el buque navega proa al viento con velocidad constante, de manera que el avión recibe una corriente de aire frontal denominada velocidad del viento sobre cubierta v_{OD} (por *on deck*), obtenida por la combinación de la propulsión del buque y del viento atmosférico sobre la cubierta de vuelo, a una cierta altura sobre la superficie del mar.
- v_{Cat} es la velocidad de salida de la catapulta, es decir el incremento de velocidad con que cuenta el avión al finalizar dicho recorrido, y por tanto incluye también lo que haya podido proporcionar el empuje de los motores del propio avión.

Una rápida estimación de los órdenes de magnitud permite aventurar que la ecuación 2.5 puede aproximarse por:

$$\frac{1}{(W/2g) v_{Cat}^2} \int_0^R H_{Cat} ds \simeq 1 \quad (2.6)$$

es decir, que si despreciamos la disipación de energía y suponemos también que los motores del avión apenas contribuyen a la aceleración del avión frente a la catapulta, la energía que ésta le imprime se emplea mayoritariamente en aumentar su energía cinética. La *US Navy* –referencia [67]– ha realizado ensayos de catapultaje con sus equipos en servicio –en la flota y en instalaciones terrestres–, para diferentes pesos, diferentes velocidades de salida de catapulta, y sin el empuje de los motores. Sus resultados indican que la energía disipada se aproxima al 2 %, por lo que presenta resultados tabulados de la variación de la fuerza de la catapulta a lo largo de su recorrido $H_{Cat}(s)$, que pueden presentarse en forma gráfica de manera que el área que encierre dicho diagrama con el eje de abscisas ha sido ajustado al valor adimensional de 1.02.

Con esta información la ecuación 2.6 puede expresarse de forma más ajustada como:

$$\frac{1}{(W/2g) v_{Cat}^2} \int_0^R H_{Cat} ds \simeq 1.02 - \frac{1}{(W/2g) v_{Cat}^2} \int_0^R T \cos(\theta + \varepsilon) ds \quad (2.7)$$

Por otro lado la velocidad aerodinámica mínima, necesaria para que un avión de carga alar dada se sostenga en el aire al abandonar la cubierta es:

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho_0 (C_L)_{\max}}} \quad (2.8)$$

obtenida de (2.2), tras hacer nula la aceleración vertical del avión y expresar la sustentación L como:

$$L = \frac{1}{2} \rho_0 v^2 S C_L \quad (2.9)$$

donde:

- S es la superficie alar del avión

- C_L es el coeficiente de sustentación
- ρ_0 es la masa específica del aire a nivel del mar

La velocidad v es la velocidad aerodinámica del avión, que se obtiene como suma de la que tiene el avión al terminar el recorrido por cubierta v_{Cat} , y la que le proporciona la combinación de propulsión del buque y el viento atmosférico v_{OD} .

$$v = v_{Cat} + v_{OD} \quad (2.10)$$

La v_{Cat} a su vez se puede poner como la suma de una calculada sin el empuje de los motores v_{ES} (por *End Speed*), más la que aportan éstos precisamente (por *Engine Thrust*), resultando:

$$v_{Cat} = v_{ES} + v_{ET} \quad (2.11)$$

$$v = v_{Cat} + v_{OD} = v_{ES} + v_{ET} + v_{OD}$$

Cada modelo de catapulta suministra una cierta fuerza que es función de la presión con que se ajuste el sistema, de la velocidad deseada al final del recorrido v_{ES} , y del peso W del avión a lanzar.

El procedimiento de cálculo según [67] es el siguiente:

1. Se acude al gráfico de la catapulta concreta (similar al de la Figura 2.10, pág. 30), y se entra con el peso del avión, para el que se obtiene un rango de velocidades que ésta es capaz de imprimir, en función de la presión del sistema –que se ajusta con el parámetro denominado *CSV*, *Capacity Selector Valve*–, indicativo del nivel de energía demandado a la máquina.
2. Se le suman a esas velocidades la velocidad sobre cubierta v_{OD} –que se puede suponer de 20 nudos–, y la estimación de la v_{ET} , que se hará más adelante.
3. Con esas velocidades se recurre a calcular en 2.8 los respectivos coeficientes de sustentación C_L necesarios.

En la práctica la catapulta genera un perfil de fuerza que varía a lo largo del recorrido. La referencia [67] presenta valores de los límites máximo y mínimo, y el valor medio (siempre valores estadísticos 90-90, véase la explicación de la pág. 24).

Sin embargo, podemos hacer una estimación del valor medio de la fuerza que hace la catapulta. Si en (2.7) prescindimos del empuje de los motores, resulta:

$$1.02 \frac{W}{2g} v_{Cat}^2 \simeq \int_0^R H_{Cat} ds = \bar{H}_{Cat} R \quad (2.12)$$

$$v_{Cat} = v_{ES} + v_{ET} \simeq v_{ES}$$

$$\bar{H}_{Cat} = 1.02 \times \frac{W}{2g} \frac{v_{ES}^2}{R} \quad (2.13)$$

Figura 2.10: Curvas de selección del ajuste de la válvula de capacidad *CSV* (parámetro), en función del peso del avión a lanzar en kilolibras (ordenada) y de la velocidad de lanzamiento en nudos (abcisa). Catapulta modelo *C13-1* del *USS Nimitz CVN-68*, ref. [67].

También podemos estimar la potencia media necesaria para el lanzamiento:

$$\begin{aligned} P_{Cat} &= H_{Cat}v = H_{Cat}\frac{ds}{dt} \\ \int P_{Cat}dt &= \int H_{Cat}ds = \bar{H}_{Cat}R \\ P_{Cat} &= \frac{\bar{H}_{Cat}R}{t_{Launch}} \end{aligned} \quad (2.14)$$

Donde aparece el tiempo empleado en el lanzamiento t_{Launch} , que se puede aproximar al de un movimiento con aceleración constante:

$$\bar{a}_x t_{Launch} = v_{ES} \quad (2.15)$$

$$\frac{1}{2}\bar{a}_x t_{Launch}^2 = R$$

Pudiéndose obtener por tanto las estimaciones de la aceleración media $\bar{a}_x$, y del tiempo de lanzamiento t_{Launch} , en función del recorrido R y de la velocidad de salida de la catapulta v_{ES} :

$$\begin{aligned} \bar{a}_x &= \frac{v_{ES}^2}{2R} \\ t_{Launch} &= \frac{2R}{v_{ES}} \end{aligned} \quad (2.16)$$

Obteniéndose finalmente:

$$\bar{P}_{Cat} = \bar{H}_{Cat} \frac{v_{ES}}{2} \quad (2.17)$$

Entrando en la gráfica de la figura 2.10, pág. 30, se puede elegir un punto representativo, por ejemplo el correspondiente a los valores $W = 50$ kips, $v_{ES} = 140$ knt. Teniendo en cuenta estos valores, y una longitud de catapulta $R = 302$ ft en los CVN, las expresiones (2.16), (2.13) y (2.17) resultan:

$$\begin{aligned} \bar{a}_x &= \frac{v_{ES}^2}{2R} = \frac{(140 \times 1.69)^2 (\text{ft/s})^2}{2 \times 302 \text{ ft}} = 92.68 \text{ ft/s}^2 (= 2.9 g) \\ t_{Launch} &= \frac{2R}{v_{ES}} = \frac{2 \times 302 \text{ ft}}{140 \times 1.69 \text{ ft/s}} \simeq 2.5 \text{ s} \\ \bar{H}_{Cat} &= 1.02 \times \frac{W}{2g} \frac{v_{ES}^2}{R} = 1.02 \times \frac{1}{2} \frac{50 \text{ kips}}{32.17 \text{ ft/s}^2} \frac{(140 \times 1.69)^2 (\text{ft/s})^2}{302 \text{ ft}} \\ &= 147 \text{ kips} (= 654 \text{ kN}) \\ \bar{P}_{Cat} &= \bar{H}_{Cat} \frac{v_{ES}}{2} = 147 \text{ kips} \times \frac{1}{2} 140 \times 1.69 \text{ ft/s} = 31603 \text{ HP} (= 23.5 \text{ MW}) \end{aligned} \quad (2.18)$$

Figura 2.11: Variación de la fuerza media de remolque a lo largo del recorrido de 302 ft de la catapulta modelo *C13-1* instalada en el *CVN-68 USS Nimitz*, cuando arrastra un peso de 50 kips y está ajustada a un nivel de energía correspondiente a un *CSV* de 200, de acuerdo con la ref. [67]. Obsérvese superpuesto en azul, el valor calculado en la estimación del texto de dicha fuerza media, pág. 31. (Gráfico del autor a partir de datos de la ref. [67]).

Y como hemos comentado, esto se puede complementar con la información de la referencia [67], obteniéndose también los perfiles de fuerza a lo largo del recorrido, incluyendo los valores de los límites máximo y mínimo, y el valor medio (siempre valores estadísticos 90-90). En la figura 2.11, pág. 32, se han representado los valores correspondientes al ejemplo (2.18), y se ha superpuesto sobre la curva el valor estimado de $\bar{H}_{Cat}$. Puede observarse que incluso con unos cálculos tan elementales se obtienen resultados razonables, perfectamente válidos para el prediseño.

Con respecto a la familia de curvas de la figura 2.10, pág. 30, es interesante analizar la relación entre las variables físicas que allí se presentan; peso W del avión a lanzar, velocidad de final de recorrido v_{ES} , y válvula de ajuste de capacidad *CSV*. Supongamos que la *CSV* es proporcional al producto del peso y de la velocidad, elevadas a sus respectivas potencias α y β :

$$CSV \propto W^\alpha v_{ES}^\beta \quad (2.19)$$

donde estos coeficientes α , β se han de obtener del ajuste con los datos experimentales.

Introduciendo una constante y tomando logaritmos neperianos, las ecuaciones quedan lineales tras hacer cambio de variables, y se puede proceder a ajustar por mínimos cuadrados:

$$\begin{aligned} CSV &= kW^\alpha v_{ES}^\beta \\ \ln CSV &= \ln k + \alpha \ln W + \beta \ln v_{ES} \end{aligned} \quad (2.20)$$

$$K_W \equiv \ln k + \alpha \ln W \quad (2.21)$$

$$\ln CSV = K_W + \beta \ln v_{ES} \quad (2.22)$$

Por tanto, tomando diferentes lecturas de velocidad y CSV para dos pesos distintos se obtienen dos expresiones:

$$\begin{aligned} \ln (CSV)_{W_1} &= K_{W_1} + \beta_{W_1} \ln (v_{ES})_{W_1} \\ \ln (CSV)_{W_2} &= K_{W_2} + \beta_{W_2} \ln (v_{ES})_{W_2} \end{aligned} \quad (2.23)$$

cada una de las cuales se puede ajustar mediante una regresión lineal entre las variables $\ln CSV$ y $\ln v_{ES}$, obteniendo el valor del exponente de la velocidad β con la pendiente de la recta, y el valor de K_W de la ordenada en el origen.

A continuación se puede proceder a calcular el exponente del peso relacionando ambas curvas, teniendo en cuenta que:

$$\frac{\exp K_{W_1}}{\exp K_{W_2}} = \frac{kW_1^\alpha}{kW_2^\alpha} = \left(\frac{W_1}{W_2} \right)^\alpha \quad (2.24)$$

(de donde finalmente se llega al valor:

$$\alpha = \frac{K_{W_1}/K_{W_2}}{\ln \left(\frac{W_1}{W_2} \right)} \quad (2.25)$$

Se ha procedido a realizar los cálculos para los valores $W = 50$ kips y $W = 30$ kips, véase la figura 2.12, pág. 34, pudiéndose aproximar las respectivas curvas de CSV por las siguientes expresiones:

$$CSV_{50} \simeq 0.0306 v_{ES}^{1.79} \quad (2.26)$$

$$CSV_{30} \simeq 0.0176 v_{ES}^{1.86} \quad (2.27)$$

En ambos casos con coeficientes de correlación excelentes, en el entorno del 0.99 .

Con la expresión (2.25) se obtiene un valor:

$$\alpha = \frac{\ln (0.0306/0.0176)}{\ln \left(\frac{50}{30} \right)} = 1.08 \quad (2.28)$$

Figura 2.12: Ajuste de la curva que expresa la posición de la válvula de capacidad de la catapulta CSV , en función de la velocidad. Para un peso muerto a lanzar de 50 y 30 kilolibras respectivamente (para la catapulta modelo $C13-1$).

Por tanto, se han obtenido aproximaciones de la CSV que desde un punto de vista cuantitativo se aproxima a la expresión de la energía cinética:

$$CSV_{50} \simeq kW^{1.08}v_{ES}^{1.79} \quad (2.29)$$

$$CSV_{30} \simeq kW^{1.08}v_{ES}^{1.86} \quad (2.30)$$

Lo cual nos permite aproximar de forma genérica a la expresión:

$$CSV \simeq kW^{1.08}v_{ES}^{1.8} \quad (2.31)$$

Faltaría ajustar la constante de proporcionalidad k , que recordando las observaciones anteriores sobre la variabilidad entre máquinas, parece razonable hacerlo en función del modelo y para catapulta concreta.

La expresión (2.31) guarda una razonable similitud con la que a priori pudiera considerarse, donde la energía útil de la catapulta (aprovechable para el lanzamiento) ha de ser evidentemente, la energía cinética:

$$E = \frac{1}{2g}Wv_{ES}^2 \quad (2.32)$$

a la que habría que sumar el trabajo de las fuerzas disipativas y las pérdidas térmicas (fricción de los elementos mecánicos, fugas de vapor a lo largo del recorrido del pistón, resistencia aerodinámica y de rodadura del avión, etc).

En cualquier caso y a pesar de las simplificaciones del modelo de cálculo, se considera que esta aproximación es razonable para un estudio genérico como el presente trabajo, sobre todo teniendo en cuenta la gran dispersión estadística de los resultados experimentales a partir de los cuales se ha confeccionado.

2.3.1. Incremento de velocidad debido a la planta propulsora

Habíamos supuesto, inicialmente en estos cálculos estimativos, que la contribución del empuje del motor a la velocidad v_{ET} era despreciable. Los resultados estiman en unos pocos segundos el tiempo que el avión rueda por cubierta, por lo que parece claro que en tan corto espacio de tiempo el empuje del motor apenas puede contribuir a acelerarle. No obstante se va a realizar una estimación cuantitativa, explicando brevemente primero cómo es el procedimiento habitual de lanzamiento.

En la Figura 2.2, pág. 15, puede observarse otra barra además de la de lanzamiento, en el lado opuesto a ésta y con las ruedas de por medio. Es la *RRHB* (*Repeatable Release Holdback Bar*), una barra tensora de retención que sirve para amarrar el avión a cubierta desde la parte trasera del *NLG*. Se instala entre la tijera de la pata de morro y un amarre especial en cubierta, situado en un raíl anterior al recorrido de la catapulta. La secuencia completa es un poco extensa para explicarla aquí, pero baste decir que cuando ambas barras estén colocadas y tensas, el piloto debe meter gases,

soltar frenos y esperar el lanzamiento sin que haya de tocar nada más¹². Está ideada para asegurarse que el lanzamiento del avión sólo se iniciará cuando la fuerza tractora haya rebasado un determinado nivel de seguridad. El amarre está calibrado y se libera por deformación elástica¹³ cuando la fuerza supera un determinado nivel de carga. Lógicamente la contribución mayor a esa fuerza es la de la catapulta, aunque también participan los motores del avión.

En los lanzamientos típicamente se selecciona uno de estos dos empujes máximos:

- El empuje militar (*MIL thrust*) o empuje máximo sin postcombustión
- El empuje máximo con postcombustión (*MAX A/B thrust*), máximo maximórum.

Ni qué decir tiene que la postcombustión se evita en lo posible por el gran consumo de combustible, salvo que sea absolutamente necesaria.

Los tiempos característicos que necesitan los motores para conseguir y estabilizar los empujes demandados con las diferentes posiciones de palanca de gases son variados, y dependen de la temperatura, de la tecnología del control de combustible, etc. La referencia [96] habla de órdenes de magnitud de 10-20 segundos para el primero de los empujes –desde la orden en palanca–, y de 15-30 segundos para el segundo, aunque parece evidente que estos valores han disminuido de forma considerable actualmente. En cualquier caso, con el empleo de la barra de retención se puede afirmar que el lanzamiento siempre se podrá ejecutar con los motores desarrollando el empuje demandado, puesto que una vez sujeto el avión se puede esperar lo necesario para que se alcance y estabilice¹⁴, al margen de consideraciones de economía de combustible. Es decir, con la barra de retención correctamente tarada sólo la correcta actuación de la catapulta será quién la libere.

Para estimar la velocidad que aporta el empuje de los motores, se puede hacer algo similar a lo que se hizo con la catapulta; suponiendo despreciable la deceleración de la resistencia aerodinámica y del rozamiento. Se calcula así la velocidad que produciría únicamente el empuje, y se le considera como un incremento que se suma al resto aún a sabiendas de que no es un problema lineal en que se pueda aplicar superposición, a la espera de correcciones empíricas posteriores que tengan en cuenta los términos cruzados:

¹²De hecho, existen en el marco de la divisoria de la carlinga dos asideros -llamados toalleros en el argot (*towel racks*)-, para que el piloto se sujete con las dos manos durante el lanzamiento.

¹³Sin necesidad de entrar en detalle aquí, la suelta de la *RRBH* se hace por acción elástica y desbloqueo de sus elementos internos -sólo por subrayar que ya no es por rotura de un elemento frangible instalado a modo de fusible, como se hacía antaño con una pequeña barra entallada, intercalada en el amarre a cubierta, llamada *holdback fitting*-.

¹⁴Lo cual hace de la barra de retención un elemento muy importante en la seguridad del lanzamiento, ya que de no existir, podría producirse un lanzamiento con déficit de fuerza demandada a la catapulta o del empuje de la planta propulsora, que muy probablemente acabaría con condiciones aerodinámicas inadecuadas al final de la cubierta.

$$\begin{aligned}
T &= \frac{W}{g} a_x = \frac{W}{g} v \frac{dv}{ds} \\
\frac{1}{2} v_{ET}^2 &= \frac{1}{W/g} \int T ds \simeq \frac{\bar{T}}{W/g} R \\
v_{ET} &= \sqrt{2gR \left(\frac{\bar{T}}{W} \right)} \tag{2.33}
\end{aligned}$$

donde aparece la relación empuje/peso, $\left(\frac{\bar{T}}{W} \right)$.

Si calculamos v_{ET} con (2.33) para $R = 302$ ft, se obtiene:

$$v_{ET} = 82.59 \times \sqrt{\left(\frac{\bar{T}}{W} \right)} \text{ knt} \tag{2.34}$$

y siguiendo con el ejemplo de cálculo de (2.18), para $W = 50$ kips se puede calcular para dos aviones representativos, que curiosamente declaran un empuje máximo MIL de 22000 lbf aproximadamente, *F/A-18C* y *Rafale M*. Si tenemos en cuenta una reducción del empuje del 80 % de forma conservativa, debido a la imposibilidad real de aprovechar el valor máximo declarado, sumado al efecto de la velocidad:

$$v_{ET}|_{F/A-18C} = v_{ET}|_{Rafale M} = 82.59 \times \sqrt{\frac{22 \times 0.8}{50}} \simeq 49.2 \text{ knt} \tag{2.35}$$

Aquí no se ha tenido en cuenta la reducción de empuje como consecuencia de sangrado de aire a presión para otros sistemas auxiliares en el momento del despegue. Sin embargo de ahí, a lo que la referencia [67] cuantifica en aproximadamente 6 knt parece ciertamente una estimación en exceso conservadora.

2.4. Actitud del avión sobre cubierta

Con respecto a los dos procedimientos, despegue desde pista terrestre y lanzamiento desde cubierta, una breve comparación entre los dos permite establecer diferencias en cuanto a cómo se produce la transición, de la pista –o cubierta– al aire:

- En un despegue convencional en pista terrestre, el avión ha de acelerar hasta alcanzar una cierta velocidad, conocida como velocidad de rotación, que le permita tener mando longitudinal. Y mientras sigue acelerando, al deflectar el control de profundidad genera una fuerza en la cola, que aunque no sea grande, al estar alejada del centro de masas terminará por producir el suficiente momento para cambiar el ángulo de cabeceo θ del avión respecto a la velocidad, –que sigue siendo horizontal aunque haya subido el morro–, proporcionándole al ala el ángulo de ataque que necesita para levantar finalmente el avión.

- En un lanzamiento sin embargo el recorrido por cubierta es plano, es decir, el avión va guiado en todo el recorrido sin que pueda cambiar su orientación de partida. Si se diseña adecuadamente, al liberarse de la catapulta e irse al aire debe estar en una actitud y con una velocidad tales que le permitan mantenerse en esas condiciones de forma indefinida, a menos que hubiera perturbaciones o que deba de cambiar la trayectoria por seguridad, procedimientos de circulación, tácticos, etc. Tal es así, que típicamente los procedimientos de lanzamiento requieren del piloto que aparte las manos de los controles –tras ajustar gases a la máxima potencia militar o encender la postcombustión, dependiendo del avión y de la configuración–, colocándolas a la vista de forma ostensible como indicativo de estar preparado para el inminente lanzamiento (figura 2.13, pág. 39). En el caso de los aviones con mandos de vuelo eléctricos, es aconsejable además para evitar que el computador de a bordo pudiera interpretar inadvertidos movimientos de los mandos y se afanara en corregirlos durante el lanzamiento, pudiendo degenerar incluso en oscilaciones inducidas por el piloto (*Pilot-Induced Oscillations, PIO*)

La clave es siempre el ángulo que forma el ala con la velocidad aerodinámica (el ángulo de ataque). En la operación terrestre se puede variar durante la carrera con la rotación, pero en el lanzamiento con catapulta no, se ha de mantener el mismo durante todo el recorrido –el que se haya determinado previamente en el diseño–. Si consideramos esto, se pueden dar tres posibilidades:

1. Darle un valor concreto y fijo, que en los aviones terrestres se denomina ángulo de calado del ala (incidencia del ala con respecto al eje longitudinal del avión). Se ajusta en el diseño de acuerdo a las condiciones del vuelo de crucero, de manera que el avión vuele en actitud horizontal (sin ángulo de asiento) u optimizando algún otro parámetro; minimizando la resistencia, maximizando autonomía, alcance, etc. Esto no podría, en general, ser válido para un avión embarcado. Si el ángulo se optimizara por ejemplo, para el vuelo de crucero, sería luego inasumible para el lanzamiento, puesto que requeriría que el piloto modificara inmediatamente el control longitudinal según el avión abandonara la cubierta, haciendo la maniobra muy peligrosa.
2. Que la incidencia del ala pueda ajustarse a diferentes valores según la fase del vuelo; despegue (o lanzamiento), aterrizaje (o recuperación), y crucero. Es el avión con ala de incidencia variable¹⁵, como el *Vought F-8 Crusader* (2.16, pág. 43), un avión de ala alta cuyo amarre del ala al fuselaje puede pivotar desde atrás, mediante un sistema hidráulico, y encabritar el ala con respecto al fuselaje hasta 7°.

¹⁵Un ala de *incidencia variable* es también un ala de *geometría variable*, pero en ningún caso debe confundirse con una de *flecha variable*.

Figura 2.13: Tripulaciones con las manos deliberadamente apartadas de los mandos durante el catapultaje. Arriba: *F-4K* británico en el instante inmediatamente anterior al lanzamiento, con las manos de sus tripulantes ostensiblemente dispuestas sobre el casco. El helicóptero a su izquierda se mantiene en vuelo a punto fijo –relativo al buque, en movimiento– por si hiciera falta su intervención. Abajo: un *F/A-18D*, con el piloto asiendo con su mano derecha uno de los vulgarmente conocidos como *toalleros* (*towel racks*), bajo la mirada del Oficial de Catapultaje (*shooter*), responsable último de la ejecución del lanzamiento. La izquierda sin embargo permanece sobre la palanca de gases (*throttle*), ya que –a diferencia del *F-4K*– este avión no necesita ser lanzado con la postcombustión encendida, y en caso de emergencia su rápida aplicación pudiera ser la salvación.

3. Ajustar la incidencia del ala girando el avión completo, es decir, se mantiene fijo el calado del ala, pero se da un ángulo de asiento al avión mediante el tren de aterrizaje, mediante la diferencia de longitudes entre las patas de *MLG* y *NLG*. En este caso lo que se modifica realmente es el ángulo de asiento, y dado que la velocidad siempre es horizontal al hacer el avión todo el recorrido guiado a lo largo de la cubierta, y el ala está fija al fuselaje, también se aumenta el ángulo de ataque.

Esto se puede hacer de tres maneras:

- En el propio diseño, como un requisito más del tren de aterrizaje. Es decir, se ajustan las longitudes de las patas para que la actitud del avión en reposo sea de un cierto ángulo con el morro hacia arriba. Ni que decir tiene que es una característica que ya le acompaña en el resto de operaciones desde pista terrestre.
- Mediante la extensión telescópica del *NLG*, como un preparativo más dentro de la secuencia del lanzamiento que sin embargo no se utiliza en las operaciones terrestres. Esta característica se empleó por ejemplo en las versiones navales del *F-4 Phantom II* de la *US Navy*, donde se podía extender 20 in. En la versión británica para la *Royal Navy*, conocida como *F-4K*, se llegó a duplicar (Figura 2.14, pág. 41), como consecuencia de la menor capacidad de las catapultas de los portaaviones clase-*Audacious*.
- Encabritando el avión mediante la eslinga de lanzamiento –situando su línea de acción por debajo del centro de masas–, de manera que la aplicación de aquella termine por conseguir que se levante el morro del avión. De esta manera se deja suspendida en el aire la pata del *NLG* y se apoya el avión en un patín de cola (*tail skid*) –dispuesto específicamente para que la cola no golpee–. Esto se empleó por ejemplo en los británicos *Supermarine Scimitar* y *Blackburn Buccaneer* (figura 2.15, pág. 42).

Incluso se pueden hacer combinaciones de ellas, como el anteriormente mencionado *Vought F-8 Crusader* (Figura 2.16, pág.43), que además de pivotar el ala hidráulicamente tiene levantado el eje longitudinal respecto a la horizontal por la geometría del tren de aterrizaje.

En resumen, existen maneras de combinar la optimización del calado del ala de los aviones terrestres con el requisito de mando longitudinal de un lanzamiento en catapulta, de manera que cuando la catapulta suelte el avión, éste se quede con la actitud adecuada para mantenerse en vuelo sin necesidad de correcciones inmediatas.

Estimaciones gráficas del ángulo de asiento θ , completadas con el cálculo a partir de la batalla del tren y la extensión del *NLG* del *F-4K*, indican que estaría cercano a un máximo de $6-7^\circ$, valor que coincidiría con los 7° que se podía calar en el ala del *F-8* (lo cual tendría lógica pues buscaban un mismo efecto).

Figura 2.14: *F-4K Phantom II* de la *Royal Navy* completando los preparativos para el lanzamiento desde el *HMS Ark Royal*, en mayo de 1972. Obsérvese el gran ángulo de asiento obtenido por la extensión telescópica (*double nose gear extension*) del *NLG*, –nada menos que de 40 in., más de un metro-. El operario está procediendo a amarrar una eslinga o brida (*bridle*) a la catapulta al avión, y se observan también las grandes deflexiones de flaps de borde de ataque y de salida del plano de estribor. (Brian Johnstone, <http://www.phantomf4k.org/>)

Figura 2.15: *Blackburn Buccaneer* británico ante el catapultaje inminente. La brida de arrastre está sometida a tensión por el carro lanzador de la catapulta, con el avión retenido por una sujeción mecánica en la cola. Obsérvese que la orientación de la línea de acción de la fuerza produce el encabritado del avión, estando diseñado el procedimiento para conseguir un generoso ángulo de ataque del ala a costa de levantar incluso la rueda de morro –disponiendo a tal efecto en la cola, de un patín de apoyo–.

Figura 2.16: *Vought F8U Crusader* de la *US Navy* a punto de ser lanzado desde el *USS Franklin D. Roosevelt CVA-42*, en 1958. Nótese el ala de incidencia variable, que sobresale del lomo –trás la cabina–, un ángulo de aproximadamente 7° tras pivotar hacia arriba. Obsérvese también la configuración del tren, que pese a la visible compresión del *NLG* tras la tensión de la eslinga –sencilla, con ojales– previa al lanzamiento, proporciona al avión una clara actitud de encabritado.

Esos valores, incluso sumados con valores habituales del ángulo de calado del empuje ε de $2-3^\circ$, son lo suficientemente pequeños como para que en (2.1) y (2.2) se puedan hacer las aproximaciones trigonométricas habituales en, $\cos(\theta + \varepsilon) \simeq 1$, $\sin(\theta + \varepsilon) \simeq (\theta + \varepsilon)$:

$$\begin{aligned} H_{Cat} + T - D - F_R &\simeq \frac{W}{g} a_x \\ L + N - V_{Cat} - [W - T(\theta + \varepsilon)] &\simeq 0 \end{aligned} \quad (2.36)$$

$$\begin{aligned} T - D &\simeq \frac{W}{g} a_x \\ L - [W - T(\theta + \varepsilon)] &\simeq \frac{W}{g} a_z \end{aligned} \quad (2.37)$$

La influencia en las ecuaciones (2.36) y (2.37) es la siguiente:

- En las correspondientes ecuaciones verticales la masa (W/g) lógicamente no se ve alterada, pero el término de empuje se puede agrupar con el peso de manera que es como si éste fuera $[W - T(\theta + \varepsilon)]$, algo menor.
- En las ecuaciones horizontales el empuje se reducirá algo, pero su efecto es despreciable frente al término dominante de la fuerza de la catapulta, que permanece prácticamente inalterada aunque la resistencia aerodinámica D aumente, como consecuencia de que el avión genera ahora más sustentación L . En cualquier caso se pueden plantear correcciones posteriores de la presión de la máquina o posición de la CSV de la catapulta para paliar este pequeño efecto desviador.

En definitiva, el procedimiento inicialmente descrito sigue siendo válido con pequeñas correcciones.

Capítulo 3

Maniobra de impulsión

Se podría definir la impulsión como¹:

Un procedimiento de lanzamiento en el que, tras una primera fase de rodadura acelerada, el avión es impulsado hacia arriba mediante el empleo de una rampa o trampolín (ski-jump), de manera que aquel se va al aire en trayectoria ascendente –aún con déficit de sustentación²–, en la confianza de que la aceleración longitudinal proporcionada por su planta propulsora termine consiguiendo la velocidad necesaria para que:

1. *las fuerzas verticales ascendentes equilibren el peso –en primer lugar– , y*
2. *permitan a continuación, recuperar la velocidad vertical descendente hasta hacerla nula,*

con un balance prefijado de altitud, que incluya las salvaguardias adecuadas para que la operación se desenvuelva en condiciones de seguridad (figura 3.1, pág. 46).

Es decir, que en dichas condiciones el avión abandona la cubierta del buque con una velocidad que inicialmente no permite que el conjunto de las fuerzas aerodinámicas y propulsivas puedan equilibrar el peso, existiendo un período de tiempo en el que la aceleración vertical es descendente, y por ende la velocidad termina siéndolo también. Por tanto, el procedimiento debe asegurar también que la velocidad de descenso se anule antes de que se alcance una determinada altitud con respecto a la referencia de la cubierta.

Ahora se analiza el tránsito al aire del avión sin la ayuda de catapulta o maquinaria externa alguna, desde que está completamente detenido sobre la cubierta de vuelo hasta que se encuentre en vuelo estabilizado, en trayectoria no descendente. El análisis de viabilidad de esta técnica para diferentes combinaciones buque/avión se considera muy importante, puesto que es la única alternativa al catapultaje desarrollada hasta ahora

¹Definición que, como tal, se ha echado en falta en la bibliografía consultada, y es original del autor.

²Déficit de sustentación con respecto a la que necesitaría el avión para poder irse al aire desde una cubierta plana.

Figura 3.1: Esquema simplificado de impulsión desde una cubierta equipada con trampolín (magnitudes sin escalar). El avión es impulsado con trayectoria ascendente y *déficit de sustentación*, por lo que aquella se curva hacia abajo hasta que finalmente se consigue equilibrar el peso en el conocido como *punto de inserción* (a una determinada altura h sobre la superficie del agua).

—si se exceptúa claro la operación con aeronaves $V/STOL$, con los que sin embargo este dispositivo se ha demostrado perfectamente compatible en multitud de casos³—.

Con este procedimiento es el avión el que ha de ser capaz de irse al aire por sus propios medios, si bien es exigible que el buque proporcione ciertas condiciones cinemáticas —idénticas a las que necesitan los aviones catapultados; navegación con proa orientada al viento y con la mayor velocidad sostenida posible, del orden de los 20 nudos⁴—.

También será necesario que el diseño de la cubierta incluya ciertas peculiaridades, ya que la fase de aceleración se desarrolla ahora en dos partes claramente diferenciadas; en primer lugar, la rodadura por cubierta a plenos gases, y segundo, la toma de impulso final en el pequeño tramo ascendente con que se remata la cubierta, con el que a través de cierta curvatura se proporciona al avión un ángulo de salida θ_f hacia arriba: el trampolín o *ski-jump*.

En cuanto a calificar a esta metodología como pasiva (para el buque) o autónoma (para el avión), es obvio que la infraestructura que proporciona el buque es también imprescindible, si bien es cierto que de mucha menor exigencia en tanto que, a diferencia del catapultaje, no existe un sistema activo en sí mismo específico para el lanzamiento.

Por último es reseñable el hecho de que a pesar de que esta técnica fue desarrollada históricamente para optimizar el despegue de la operación naval de un avión tan singular como el *Harrier*⁵, —dotado de empuje vectorial para realizar operaciones $V/STOL$ — (figura 3.2, pág. 48), no es exclusiva sin embargo de este tipo de aviones⁶, pudiéndose

³Hasta la fecha (abril de 2012), se han realizado ensayos satisfactorios con las diferentes variantes de la familia *Harrier*, y están previstos con el *F-35B JSF*. Sin embargo no constan con el *Bell Boeing MV-22 Osprey*, con el que parece que habría difícil compatibilidad.

⁴Una velocidad sostenida declarada v_{OD} de 20 knot es la que habitualmente se encuentra en la bibliografía como velocidad de referencia de los buques que han de realizar operaciones aéreas.

⁵El texto se refiere a estudios para la mejora de la operación naval del *AV-8A Harrier*, que ya había sido adquirido con esas intenciones por el *US Marine Corps* y la *Armada Española*, y cuyo diseño luego derivó en el *Sea Harrier* (adquirido por la *Royal Navy* y la *Armada India*). Sobre el origen del dispositivo no se ha encontrado una versión unánime; [110] menciona un *Report NACA* de 1952, [89], que sería anterior a la tesis del Comandante Taylor (*Royal Navy*) de 1974, [103]. Por otra parte, [40] refiere que los primeros estudios habrían sido efectivamente en 1977, sobre un *AV-8A*.

⁶Si bien es cierto que en aviones dotados de *TVC* es donde, con toda probabilidad, se le podría sacar mayor rendimiento. Paradójicamente, con excepción del *BAE Harrier*, el *ski-jump* no se encuentra

observar su empleo con los *Sukhoi Su-33* en el buque *Almirante Kuznetsov* de la Armada Rusa, y también muy pronto con los *Mig-29K* en el *INS Vikramaditya* indio, en China, etc.

3.1. Análisis mecánico del proceso

Se procede a descomponer el proceso en tres tramos; recto, curvo (ambos sobre cubierta) y semibalístico (en vuelo).

Siempre impulsado únicamente por el empuje de su planta propulsora, en el primero de los tramos el avión se acelera hasta alcanzar una velocidad v_I , cuando haya completado el recorrido sobre el tramo recto de la cubierta. El procedimiento habitual consistiría en meter gases hasta el empuje máximo (*MIL thrust*) o incluso la postcombustión (*A/B*) si fuese necesario, mientras se accionan los frenos. La retención por el accionamiento de los frenos se considera suficiente para sujetar el avión en términos generales, si bien no se descarta la posible utilización de un dispositivo de retención mecánica (similar al *RRHB*) hasta que se alcanzara el empuje máximo, si se pensara que pudieran concurrir circunstancias tales como:

- Relaciones Empuje/Peso superiores a las actuales, que oscilan entre 0.63 (*Rafale M*) y 0.89 (*Su-33*), valores claramente inferiores a la unidad⁷, véase la figura (3.3), pág. 49.
- Prevención de accidentes por posible fallo en el sistema de frenos, accionamiento incorrecto por el piloto, movimientos del buque, etc.

La incorporación de un sistema de retención plantearía el inconveniente de que habría que disponer de anclajes en determinadas posiciones prefijadas de la cubierta (posiblemente bastaría con dos o tres), si bien es cierto que podría limitar todavía más la simultaneidad de operaciones diferentes sobre cubierta, complicando la gestión de la ejecución de dichas actividades.

En el tramo curvo –trampolín o *ski-jump*–, el avión variará su velocidad en la cantidad Δv , y abandonará la cubierta con unas condiciones cinemáticas consistentes en

actualmente en servicio operativo con aviones dotados de empuje vectorial (y los contados modelos que disponen de él, sin embargo, no operan embarcados).

⁷ Obsérvese que el cálculo de estas relaciones se hace en base a datos declarados por cada fabricante, lo cual dificulta notablemente la comparación. Al margen de razones de seguridad industrial o militar, es frecuente que los datos no se definan de forma precisa, con por ejemplo, redondeos en las distintas unidades (kgf, kN, lbf), alusiones como .^{es} superior a ", en condiciones de medida que se sospecha que pueden no ser del todo equiparables, etc. En definitiva, es muy frecuente encontrar valores de fuentes todas aparentemente fiables, pero con notable dispersión.

Figura 3.2: (Arriba): *Sea Harrier FRS.1* realizando una demostración en el festival de Farnborough de 1978 (<http://www.rafjever.org>). (Abajo): Los ensayos de impulsión con el *ski-jump* habían comenzado en las instalaciones del *Royal Aircraft Establishment* en *Bedford*, en 1977, con un *AV-8A* operando sobre una rampa de ángulo de salida ajustable entre 6 y 20° (<http://www.harrier.org.uk>)

Figura 3.3: Relaciones (Empuje máximo con postcombustión/peso máximo al despegue) en función de la carga alar máxima, para distintos aviones de interés (embarcados puros, embarcados convertidos de terrestres, y versiones terrestres susceptibles de analizar su embarcabilidad). Los valores más habituales oscilan entre 0.6 y 0.8, con el máximo de 0.89 del *Sukhoi Su-33*, versión naval del *Su-27 Flanker*. Claramente por debajo, en el entorno de 0.45, hay varios modelos; el *Hawk* (un entrenador terrestre y su versión naval *Goshawk*), el *Skyhawk* (un avión de ataque relativamente sencillo -conocido por su excelente relación coste/eficacia-), y el *Super-Étendard* (avión de ataque ligero, sin postcombustor en su único motor). De estos cuatro, todos son catapultables con excepción del *BAE Hawk*. (Original del autor, a partir de datos obtenidos de la red).

una velocidad de lanzamiento $v_{II} = v_I + \Delta v$, un ángulo de salida θ_f , y una velocidad de cabeceo⁸ $\dot{\theta}_f = v_{II}/\bar{R}$ (donde θ_f y el radio de curvatura $\bar{R}$, están definidos geoméricamente por el trampolín).

Por último, el avión habrá de evolucionar en el aire con una trayectoria semi-balística definida por las condiciones iniciales, el accionamiento o no del control longitudinal y la palanca de gases, y las características aerodinámicas de su diseño, hasta el instante en que se haga nula la velocidad vertical descendente.

3.1.1. Tramo recto sobre cubierta

Sea un avión de peso W , que recorre el tramo recto de la cubierta del portaaviones acelerado por su planta propulsora⁹. Las ecuaciones de equilibrio de fuerzas, reducidas al centro de masas del avión, y expresadas en ejes viento (coincidentes con los ejes-horizonte local), son:

$$\begin{aligned} T \cos(\theta_0 + \varepsilon) - D - F_R &= \frac{W}{g} \frac{dv}{dt} \\ L + T \sin(\theta_0 + \varepsilon) + N - W &= 0 \end{aligned} \quad (3.1)$$

donde aparecen las componentes de la fuerza aerodinámica $\{D, L\}$, T es el empuje del motor, F_R la resistencia de rodadura, y N la fuerza normal que ejerce la cubierta. En cuanto a los ángulos que afectan al empuje, se considera el ángulo de asiento θ_0 (ángulo entre el eje longitudinal del fuselaje y el horizonte local), al que se le ha añadido un subíndice "0" para tener en cuenta más adelante, de forma diferenciada, la curvatura de la cubierta. También se ha tenido en cuenta el ángulo de calado del empuje ε , con respecto al eje longitudinal del fuselaje.

Integrando (3.1) se obtiene:

$$\int T \cos(\theta_0 + \varepsilon) ds - \int (D + F_R) ds = \frac{W}{g} \int_0^{v_I} v dv \quad (3.2)$$

En cuanto al primer sumando de la ecuación, la variación de la componente del empuje en la dirección del movimiento durante el recorrido por cubierta, parece muy razonable suponerla constante en este tramo recto si:

- Se supone constante el empuje T . Es razonable suponer que, como ya se describió en el epígrafe 3.1, la técnica pueda consistir en que la palanca de gases se adelante al máximo con los frenos accionados (o incluso con algún sistema de retención) hasta obtener el valor máximo de T .

⁸Siempre que en dicho recorrido por el trampolín, dicho cabeceo no se vea alterado por la interacción con la suspensión/amortiguación. Esto se justifica con más detalle en el epígrafe 3.3.1, pág. 74.

⁹Se considera en primer lugar que el buque no se encuentra en movimiento, y que tampoco existe viento atmosférico, por lo que el movimiento del avión es perfectamente simétrico y no se plantea la ecuación lateral de fuerzas.

- No hay TVC –no hay variación en el ángulo ε –.
- Tampoco hay variación en el ángulo θ_0 , es decir que no se modifique la posible extensión adicional inicial del NLG y que tampoco la deformación de la suspensión altere –o no lo haga de forma sustancial– la orientación en cabeceo del avión. Esto se justifica con más detalle en el epígrafe 3.3.1, pág. 74.

No obstante lo cual puede escribirse un valor promedio $\bar{T}$, de manera que puedan recogerse posibles variaciones en las anteriores premisas:

$$\bar{T} \equiv \frac{1}{L} \int_0^L T \cos(\theta_0 + \varepsilon) ds \quad (3.3)$$

donde L es la longitud del tramo considerado en cada caso. De esta manera resulta:

$$L_{Deck} \bar{T} - \int_0^{L_{Deck}} (D + F_R) ds = \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_I^2 \quad (3.4)$$

habiendo considerado $L = L_{Deck}$, correspondiente al tramo recto de la cubierta.

Con respecto a la energía disipada por las resistencias aerodinámica y de rodadura, de forma similar a lo que ocurría con el empleo de la catapulta se considera como una pequeña fracción de la energía cinética. En [67], la *US Navy* la cuantifica en un 2 %, de modo que¹⁰:

$$\frac{1}{(W/2g) v_I^2} \int_0^{L_{Deck}} (D + F_R) ds \simeq 0.02 \quad (3.5)$$

resultando finalmente:

$$L_{Deck} \bar{T} = 1.02 \times \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_I^2 \quad (3.6)$$

que permite obtener la velocidad con que el avión se adentra en el trampolín

$$v_I = \sqrt{\frac{2}{1.02} g \frac{\bar{T}}{W} L_{Deck}} \quad (3.7)$$

3.1.2. Tramo curvo de la cubierta

Cuando el avión alcance el tramo curvo de la cubierta (trampolín), se introduce θ_{Deck} como el ángulo de la cubierta, y las ecuaciones (también en ejes viento):

$$\begin{aligned} T \cos(\theta_0 + \varepsilon) - (D + F_R) - W \sin \theta_{Deck} &= \frac{W}{g} \frac{dv}{dt} \\ (L + N) + T \sin(\theta_0 + \varepsilon) - W \cos \theta_{Deck} &= \frac{W}{g} \frac{v^2}{R} \end{aligned} \quad (3.8)$$

¹⁰En [67] las velocidades que se obtienen con el empleo de la catapulta son mayores, por lo que el empleo de este dato no parece inapropiado aquí, como estimación de la energía disipada por el rozamiento y la resistencia aerodinámica.

donde se ha escrito la aceleración en coordenadas intrínsecas, y por tanto ds es la longitud elemental en la dirección tangente a la cubierta y $R(s)$ es el radio de curvatura.

La ecuación tangencial de (3.8) puede integrarse:

$$\int T \cos(\theta_0 + \varepsilon) ds - \int (D + F_R) ds - W \int_0^{\theta_f} R(\theta) \sin \theta_{Deck} d\theta_{Deck} = \frac{W}{g} \int_{v_I}^{v_{II}} v dv \quad (3.9)$$

donde Δv es el incremento de la velocidad en el transito por el trampolín, y θ_f es su ángulo de salida.

El tercer término de (3.9) puede calcularse fácilmente si se supone que la curvatura es constante (perfil del trampolín en arco de circunferencia), o calculando el valor de una curvatura efectiva $\bar{R}$ que permita su cuadratura inmediata, definida por la expresión:

$$\bar{R} = \frac{1}{(1 - \cos \theta_f)} \int_0^{\theta_f} R(\theta) \sin \theta_{Deck} d\theta_{Deck} \quad (3.10)$$

En cuanto a la variación del empuje, aplicamos nuevamente (3.3):

$$\bar{T}_{SJ} \equiv \frac{1}{s_{SJ}} \int_0^{s_{SJ}} T \cos(\theta_0 + \varepsilon) ds \quad (3.11)$$

De esta manera se obtiene:

$$s_{SJ} \bar{T}_{SJ} - \int (D + F_R) ds - W \bar{R} (1 - \cos \theta_f) = \frac{1}{2} \frac{W}{g} (v_{II}^2 - v_I^2) \quad (3.12)$$

Si consideramos una vez más que la energía disipada por las resistencias aerodinámica y de rodadura sea una pequeña fracción de la energía cinética correspondiente, (3.12) se puede expresar como:

$$s_{SJ} \bar{T}_{SJ} - W \bar{R} (1 - \cos \theta_f) = 1.02 \times \frac{1}{2} \frac{W}{g} (v_{II}^2 - v_I^2) \quad (3.13)$$

Y por tanto:

$$\begin{aligned} v_{II}^2 &= v_I^2 + \frac{1}{1.02 \times \frac{1}{2} \frac{W}{g}} [s_{SJ} \bar{T}_{SJ} - W \bar{R} (1 - \cos \theta_f)] \\ v_{II} &= \sqrt{v_I^2 + \frac{2}{1.02} g \left[s_{SJ} \frac{\bar{T}_{SJ}}{W} - \bar{R} (1 - \cos \theta_f) \right]} \end{aligned} \quad (3.14)$$

donde

$$\dot{\theta}_f = \frac{v_{II}}{\bar{R}} \quad (3.15)$$

En cuanto a valores reales de estos parámetros, se puede consultar documentación y/o realizar estimaciones sobre dibujos de los buques. En particular, se han considerado

Figura 3.4: Estimación de parámetros geométricos (longitud de cubierta L_{Deck} , radio de curvatura $\bar{R}$ y ángulo de salida θ_f del *ski-jump*) de los buques *Juan Carlos I* (Armada Española) y *Almirante Kuznetsov* de la armada rusa. (Basado en dibujos de www.shipbucket.com)

de interés el buque ruso *Kuznetsov*, y el español *Juan Carlos I* (*JCI*). El primero por ser el único buque que opera aviones sin empuje vectorial (*Su-33*) con el trampolín, y el segundo porque es un buque nuevo¹¹, ejemplo de los varios que pueden tener que buscar alternativas a la operación con *AV-8B Harrier II*. Estos valores estimados son de $\bar{R} = 180$ m y $\theta_f = 15^\circ$ para el *Kuznetsov*, y $\bar{R} = 165$ m y $\theta_f = 12^\circ$ para el *JCI* –figura (3.4), pág. 53–. También en [110] se menciona una rampa de la *US Navy* instalada en *NAS Patuxent River* con $\theta_f = 9^\circ$, de unas dimensiones que permiten deducir un valor $\bar{R} = 260$ m. Este grupo de valores se consideran suficientemente representativos para evaluar las posibilidades de este sistema.

¹¹Entregado oficialmente a la Armada Española en septiembre de 2010.

3.1.3. Trayectoria semibalística

Cuando ya al final del recorrido, el avión abandona el tramo curvo de la cubierta y se va al aire, las ecuaciones (en ejes-horizonte local) pasan ahora a ser:

$$T \cos(\alpha + \varepsilon + \gamma) - (L + L_t) \sin \gamma - D \cos \gamma = \frac{W}{g} \frac{d}{dt} (v \cos \gamma) \quad (3.16)$$

$$(L + L_t) \cos \gamma - D \sin \gamma + T \sin(\alpha + \varepsilon + \gamma) - W = \frac{W}{g} \frac{d}{dt} (v \sin \gamma) \quad (3.17)$$

$$M_{ac} - L d_{ca} + (M_{ac})_t - L_t (d_{ca})_t = J \ddot{\theta} \quad (3.18)$$

siendo α el ángulo de ataque del avión, y γ el ángulo de inclinación de la trayectoria.

$$\theta = \alpha + \gamma \quad (3.19)$$

La sustentación de la cola L_t (también hacia arriba) se ha separado del resto de contribuciones, de manera que $(L + L_t)$ es la sustentación del avión completo.

J es el momento de inercia del avión (cabeceo) con respecto al cdm. Los momentos aerodinámicos con respecto al cdm del avión, son positivos al igual que θ a encabritar. Tanto el centro aerodinámico del ala como la posición de la superficie de cola se ha supuesto que se encuentran longitudinalmente por detrás del cdm (aguas abajo $d_{ca}, (d_{ca})_t$). También se ha supuesto que la posible diferencia de cotas verticales entre el cdm y el centro aerodinámico no altera sustancialmente esta ecuación.

Las ecuaciones (3.16), (3.17) y (3.18) se pueden integrar numéricamente con las condiciones iniciales:

$$v(t=0) = v_{II} \quad (3.20)$$

$$\gamma(t=0) = \theta_f \quad (3.21)$$

$$\alpha(t=0) = \theta_0 \quad (3.22)$$

$$\dot{\theta}(t=0) = \dot{\theta}_f = \frac{v_{II}}{\bar{R}} \quad (3.23)$$

permitiendo obtener la trayectoria del avión y comprobar si efectivamente es factible la impulsión con los parámetros de partida, análogamente a como [103] calcula para el *Harrier*, pudiéndose incluir el *TVC* a través del ángulo ε . De nuevo, en (3.23) se ha supuesto que en la velocidad de cabeceo no hay interacción con la suspensión, justificándose en el epígrafe 3.3.1, pág. 74.

En particular la ecuación (3.18) permite relacionar el mando longitudinal —a través de L_t — con el ángulo de asiento o cabeceo θ . Como se puede ver las posibilidades de evolución del estudio son muy grandes, y se ramifican enormemente.

Se considera que lo que mejor se adapta al contenido del presente trabajo es que partiendo de unas condiciones de partida; modelo de avión, dimensiones de la cubierta de vuelo, peso y empuje del avión:

$$\{W, T, L_{Deck}, (\theta_0 + \varepsilon), \bar{R}, \theta_f, C_L, C_D, S\} \quad (3.24)$$

se pueda *validar* o no la utilización de esa combinación avión-configuración-cubierta, es decir, comprobar si en las condiciones anteriores el avión es finalmente capaz de cumplir las condiciones especificadas en la definición de la impulsión –epígrafe 3, pág. 45–; que pueda equilibrar el peso y recuperar la velocidad de descenso hasta hacerla nula.

Estudios de optimización y operatividad

De forma breve se desea referir que también se han consultado estudios más específicos, que incluyen el uso de simuladores de vuelo y ensayos de impulsión con aviones reales, que han abordado el problema desde otros puntos de vista:

- Como un problema de optimización, tal y como lo plantea [40], es decir, para un cierto avión con unas ciertas características, y para una cierta configuración (peso, empuje, etc), determinar cual es el perfil óptimo del *ski-jump* y su ángulo de salida.
- Como un análisis paramétrico de posibles prestaciones de determinados modelos en servicio, es decir, que para una rampa ajustable a diferentes ángulos de salida (y determinados perfiles de rampa asociados a cada uno de ellos) se determinan las diferentes prestaciones de varios modelos de avión en servicio. De esta manera en [110] se analizan las posibilidades de *McDonnell Douglas F-15 Eagle* y *General Dynamics F-16 Fighting Falcon*, ambos en servicio en la *USAF* (sin pretensión de operación embarcada, pero ante la posibilidad de tener que despegar con rampas desde pistas bombardeadas en el teatro europeo para misiones de represalia o de repliegue tras un eventual ataque soviético).

En cualquier caso, parece claro que el verdadero aprovechamiento de las posibilidades del trampolín se obtendrían con el empleo del *TVC*. En este sentido, y tras estudiar diferentes técnicas de control del empuje para intentar nuevamente la optimización de las impulsiones, la técnica seleccionada, utilizada habitualmente por su simplicidad (con los *Harriers* de la *Royal Navy* británica, *Marina Militare* italiana y *Armada* española) consiste en acelerar el avión en el tramo recto de la cubierta sin accionar la vectorización del empuje para, una vez que el avión cruza una marca pintada transversalmente a la cubierta, cercana al comienzo del trampolín, proceder a inclinar el empuje hasta los 45°. Con esta misma filosofía de simplicidad, [37] indica textualmente que incluso con un perfil de *ski-jump* en arco de círculo y valores limitados a unos pocos grados de ángulo de salida, se mejoran significativamente las operaciones desde cubierta (reduciendo la velocidad de salida de la rampa y aumentando la carga útil).

En cualquier caso, resulta ciertamente enigmático el hecho de que todos los documentos consultados sobre evaluaciones de la operación de distintos aviones con el trampolín resulten enormemente favorables, con contundentes elogios y loas hacia los beneficios de su empleo, y sin embargo su implementación en la *US Navy* ha sido, es, y

Figura 3.5: *Joint Strike Fighter, F-35B*. (Arriba): Despegue sin *ski-jump* desde el *USS Wasp LHA-1*, durante la calificación ó *Ship Suitability Testing* del 2011. La actitud del avión parece forzada, con un cabeceo que no puede aumentarse mucho más sin que la cola golpee la cubierta. A pesar de las bodegas de armamento, la ausencia de cargas externas hace suponer que se está operando a baja velocidad -en caso contrario la capacidad sería (muy) decepcionante-. Obsérvese como la marca amarilla sirve de referencia longitudinal de la cubierta -véanse las figs. (3.6) y (3.7), págs. 58 y 59. (Abajo): el mismo avión BF-02 con pilones y cargas externas (*Atlantic Test Range, NAS Patuxent River*, 2012). Nótese los *AIM-9X Sidewinder* y la barquilla del cañón de 25 mm en la línea central. (www.lockheedmartin.com).

parece que también va a ser en el futuro a corto y medio plazo, total y absolutamente inexistente. Esto es radicalmente lógico en los portaaviones dotados de catapulta, pero no lo es en absoluto en los buques de asalto anfibio (*LHA* y *LHD*) donde los *Harrier* del *USMC* operan desde cubiertas planas, y ni siquiera con su relevo, el *JSF F-35B Lightning II* –figura (3.5), pág. 56–, parece que esto vaya a revisarse¹². La razón considerada como más probable es la meramente operativa de las operaciones anfibias, de manera que prefieran el máximo espacio posible en cubierta para preparar y lanzar oleadas de asaltos con diez o doce helicópteros y/o convertiplanos de forma simultánea, para lo que les resultaría notablemente incomodo el trampolín de la proa –figura (3.6), pág. 58–.

Por otra parte, se desconoce si se ha considerado la posibilidad de utilizar la capacidad de inundar la popa de estos buques para conseguir un cierto ángulo de lanzamiento, que ciertamente no parece que pueda compensar el efecto de la deceleración por la componente adversa del peso¹³.

3.2. Viento en cubierta

La presencia de viento en cubierta de una cierta velocidad v_{OD} (el atmosférico más el debido a la propulsión del buque) ha de ser tenido en cuenta en este análisis. Se ha supuesto que el viento es siempre frontal (no hay componente de viento cruzado), y por tanto el movimiento del avión es completamente simétrico.

3.2.1. Tramo recto

En este tramo, la velocidad v_{OD} tiene la misma dirección que la considerada en los cálculos (la dirección de la cubierta), por tanto su efecto es el del aumentar la fuerza aerodinámica F (tanto la sustentación L , como la resistencia D), resultando:

$$(F)_{V_{OD}}^I = \frac{1}{2} \rho_0 (v + v_{OD})^2 SC_F \quad (3.25)$$

Y el incremento relativo valdrá.

$$\left(\frac{\Delta F}{F} \right)_{V_{OD}}^I = \frac{(v + v_{OD})^2 - v^2}{v^2} = 2 \frac{v_{OD}}{v} + \left(\frac{v_{OD}}{v} \right)^2 \quad (3.26)$$

¹²Al margen de otro tipo de consideraciones, en la actualidad es posible que la decisión tenga que ver con la operación de los *MV-22 Osprey*. Capaz de realizar despegues cortos, es muy posible que en la práctica opere exclusivamente de forma vertical cuando lo haga desde la cubierta de los buques de asalto anfibio (por razones de espacio), aunque con toda seguridad se hayan hecho ensayos al respecto, figura (3.7), pág. 59.

¹³Siendo además muy dudoso el que pudieran navegar a 20 knot de forma sostenida en esas condiciones (con la popa inundada).

Figura 3.6: Evaluación de la operación simultánea de ocho *MV-22* sobre la cubierta del *USS Bataan* (LHD 5), en junio de 2005. (*US Navy photo 050618-N-8154G-073*, www.navy.mil). Obsérvese como las pretensiones de operación con alta densidad de aparatos sobre cubierta chocarían con el espacio ocupado por un hipotético *ski-jump*. Obsérvese también cómo el buque contribuye con la propulsión, así como el portón -ahora cerrado- por el que se efectúan los desembarcos tras la inundación de la popa (vehículos de colchón de aire *LCAC*, carros de combate anfibios, y lanchas de desembarco *LCM*).

Figura 3.7: *MV-22B Osprey* realizando pruebas de mar desde la cubierta del *USS Saipan* LHA 2, en agosto de 1999. (*US Navy photo, 990821-N-1110A-503, www.navy.mil*). Obsérvese el gran tamaño de los discos de las hélices/rotores, y la gran envergadura del aparato, donde la línea longitudinal de trazo discontinuo a babor de la marca 2 de proa es una referencia fundamental en el peligroso tránsito por cubierta.

Figura 3.8: Efecto de la velocidad del viento sobre cubierta v_{OD} en el final de la impulsión sobre una cubierta con trampolín de ángulo de salida θ_f . Debido a la composición vectorial de las velocidades, no sólo la velocidad aumenta ($v_T > v$), sino que también lo hace el ángulo de ataque $\Delta\alpha$. (Original del autor)

que depende del instante considerado a través de la v .

Para el final del tramo, $v = v_I$ este valor es:

$$\left(\frac{\Delta F}{F} \right)_{V_{OD}}^I \Big|_{v=v_I} = 2 \frac{v_{OD}}{v_I} + \left(\frac{v_{OD}}{v_I} \right)^2 \quad (3.27)$$

Otra efecto es una ligera caída del empuje de la planta propulsora T debido al aumento de la velocidad, que se considera despreciable.

En definitiva, el efecto predominante en el recorrido por cubierta es que la velocidad v_{OD} es equivalente a una disminución del peso que la sustentación ha de equilibrar, y en este sentido rebaja el requisito de aceleración. En cuanto a ésta, se producirá una mayor resistencia aerodinámica, y un menor rozamiento por rodadura (debido al menor peso).

3.2.2. Tramo curvo

En este tramo, la velocidad v_{OD} se superpone vectorialmente a la velocidad considerada inicialmente (tangencial al trampolín), por lo que hay dos efectos; el aumento de la velocidad, y el aumento del ángulo de ataque $\Delta\alpha$ –ver figura (3.8), pág. 60–. La sustentación en estas condiciones vale:

$$(L)_{V_{OD}}^{II} = \frac{1}{2} \rho_0 \left[(v \cos \theta + v_{OD})^2 + (v \sin \theta)^2 \right] SC_{L_\alpha} (\alpha + \alpha_0 + \Delta\alpha) \quad (3.28)$$

Que supone un incremento de:

$$\left(\frac{\Delta L}{L} \right)_{V_{OD}}^{II} = \frac{\Delta\alpha}{\alpha + \alpha_0} + \left[2 \frac{v_{OD}}{v} \cos \theta + \left(\frac{v_{OD}}{v} \right)^2 \right] \left(1 + \frac{\Delta\alpha}{\alpha + \alpha_0} \right) \quad (3.29)$$

siendo el aumento del ángulo de ataque $\Delta\alpha$:

$$\Delta\alpha = \arctan \left[\frac{v_{OD} \sin \theta}{v + v_{OD} \cos \theta} \right] \simeq \frac{\frac{v_{OD}}{v} \sin \theta}{1 + \frac{v_{OD}}{v} \cos \theta} \quad (3.30)$$

Tanto (3.29) como (3.30) dependen del instante considerado a través de v y θ .

Para el final del tramo, $\{v = v_{II}, \theta = \theta_f\}$ este valor puede calcularse como:

$$\Delta\alpha|_{v=v_{II}} \simeq \frac{\frac{v_{OD}}{v_{II}} \sin \theta_f}{1 + \frac{v_{OD}}{v_{II}} \cos \theta_f} \quad (3.31)$$

$$\left(\frac{\Delta L}{L} \right)_{V_{OD}}^{II} \Big|_{v=v_{II}} \simeq \frac{\Delta\alpha|_{v=v_{II}}}{\alpha + \alpha_0} + \left[2 \frac{v_{OD}}{v_{II}} \cos \theta_f + \left(\frac{v_{OD}}{v_{II}} \right)^2 \right] \left(1 + \frac{\Delta\alpha|_{v=v_{II}}}{\alpha + \alpha_0} \right)$$

Estimación de valores

Calculemos unos valores numéricos, tomando como viento en cubierta $v_{OD} = 20$ knt ($= 10.29$ m/s) y un ángulo de ataque¹⁴ $(\alpha + \alpha_0) = 12^\circ$:

- Para el *Kuznetsov* operando con *Su-33*, con relación $T/W = 0.89$ –valor obtenido de la figura (3.3), pág. 49–, y $L_{Deck} = 140$ m, figura (3.4), pág. 53, las ecuaciones

¹⁴Sobre cómo conseguir en la rodadura por cubierta un valor tan grande como ese de ángulo de ataque $\alpha + \alpha_0$, véase el apartado (2.4), pág. 37.

(3.7), (3.14), (3.27) y (3.29) valen:

$$(v_I)_{Kuzn, 140 \text{ m}}^{Su-33} = \sqrt{\frac{2}{1.02} 9.8 \times 0.89 \times 140} = 48.9 \text{ m/s} \quad (3.32)$$

$$\begin{aligned} (v_{II})_{Kuzn, 140 \text{ m}}^{Su-33} &= \sqrt{48.9^2 + \frac{2}{1.02} 9.8 \times 180 \left[15 \frac{\pi}{180} 0.89 - 1 + \cos 15 \right]} \\ &= 55.5 \text{ m/s} \end{aligned} \quad (3.33)$$

$$\left(\frac{\Delta F}{F} \right)_{V_{OD}}^I \Big|_{Kuzn, 140 \text{ m}}^{Su-33} = 2 \frac{10.29}{48.9} + \left(\frac{10.29}{48.9} \right)^2 = 46 \% \quad (3.34)$$

$$\Delta \alpha|_{v=v_{II}} \simeq \frac{\frac{10.29}{55.5} \sin 15}{1 + \frac{10.29}{55.5} \cos 15} = 0.041 = 2.33^\circ \quad (3.35)$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{\Delta L}{L} \right)_{V_{OD}}^{II} \Big|_{Kuzn, 140 \text{ m}}^{Su-33} &= \frac{180}{12\pi} 0.041 + \left(1 + \frac{180}{12\pi} 0.041 \right) \times \\ &\quad \times \left[2 \frac{10.29}{55.5} \cos 15 + \left(\frac{10.29}{55.5} \right)^2 \right] \\ &= 66.3 \% \end{aligned} \quad (3.36)$$

- Para el *BAE Juan Carlos I* con *EFA Typhoon*¹⁵, con relación empuje/peso $T/W =$

¹⁵Esta combinación buque/avión es una mera hipótesis de cálculo.

0.77 –valor obtenido de la figura (3.3), pág. 49–:

$$(v_I)_{JCI, 175\text{ m}}^{EFA} = \sqrt{\frac{2}{1.02} 9.8 \times 0.77 \times 175} = 50.9 \text{ m/s} \quad (3.37)$$

$$\begin{aligned} (v_{II})_{JCI, 175\text{ m}}^{EFA} &= \sqrt{50.9^2 + \frac{2}{1.02} 9.8 \times 165 \left[12 \frac{\pi}{180} 0.77 - 1 + \cos 12 \right]} \\ &= 55.1 \text{ m/s} \end{aligned} \quad (3.38)$$

$$\left(\frac{\Delta F}{F} \right)_I \bigg|_{V_{OD}}^{EFA} = 2 \frac{10.29}{50.9} + \left(\frac{10.29}{50.9} \right)^2 = 44.5 \% \quad (3.39)$$

$$\Delta\alpha|_{v=v_{II}} \simeq \frac{\frac{10.29}{55.1} \sin 12}{1 + \frac{10.29}{55.1} \cos 12} = 0.033 = 1.88^\circ \quad (3.40)$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{\Delta L}{L} \right)_{II} \bigg|_{V_{OD}}^{EFA} &= \frac{180}{12\pi} 0.033 + \left(1 + \frac{180}{12\pi} 0.033 \right) \times \\ &\quad \times \left[2 \frac{10.29}{55.1} \cos 12 + \left(\frac{10.29}{55.1} \right)^2 \right] \\ &= 62 \% \end{aligned} \quad (3.41)$$

Valores que como puede observarse son bastante respetables y dejan claro la importancia de este efecto.

3.2.3. Tramo de vuelo semibalístico

En este tramo no tiene sentido ya hablar del efecto de la velocidad sobre cubierta, salvo como condiciones iniciales en la integración de las ecuaciones diferenciales.

3.3. Análisis de la interacción con el tren de aterrizaje

Se trata ahora de analizar la influencia del *ski-jump* sobre el tren de aterrizaje del avión.

3.3.1. Modelo mecánico de 2 gdl

Se procede en primer lugar a elaborar un sistema de 2 gdl en coordenadas polares, donde la masa m del avión se suspende de un único muelle de rigidez K , y se lanza por

Figura 3.9: Modelo mecánico de 2 gdl de la suspensión del avión en su tránsito por el trampolín, de izquierda a derecha. Los gdl seleccionados son; el desplazamiento u de la masa (radial, definido positivo hacia el centro de curvatura), y el ángulo θ que completa el cdm en su recorrido por el trampolín (medido desde la vertical, positivo antihorario) hasta alcanzar θ_f . Obsérvese que por simplicidad no se ha representado la amortiguación en el dibujo (aunque en el sólido libre sí que aparece una fuerza de amortiguación F_a), y que para una posición intermedia θ (tal que $0 \leq \theta \leq \theta_f$) la posición considerada de la masa es tal que se comprime la suspensión un cierto valor $(-u)$.

un perfil en arco de circunferencia de radio R , hasta alcanzar el ángulo de salida θ_f . Los gdl seleccionados son; el desplazamiento radial u del cdm del avión (definido positivo hacia el centro de curvatura), y el ángulo θ que completa el cdm en su recorrido por el trampolín (medido desde la vertical, positivo antihorario) hasta alcanzar θ_f . La figura (3.9), pág. 64 ilustra este modelo.

Ecuaciones de equilibrio

Las ecuaciones de equilibrio del movimiento (en coordenadas intrínsecas) son:

$$L + T \sin(\theta_0 + \varepsilon) - W \cos \theta - (F_m + F_a) = m \left[\ddot{u} + \dot{\theta}^2 (R - u) \right] \quad (3.42)$$

$$T \cos(\theta_0 + \varepsilon) - D - F_R - W \sin \theta = m \left[\ddot{\theta} (R - u) - 2\dot{\theta}\dot{u} \right] \quad (3.43)$$

donde el término $2\dot{\theta}\dot{u}$ es la aceleración de *Coriolis*.

En particular, si hacemos la hipótesis de velocidad angular constante:

$$\ddot{\theta} = 0 \Rightarrow \dot{\theta} = \Omega = v/R \quad (3.44)$$

la ecuación (3.43) permite obtener cómo se habría de variar el empuje a lo largo del trampolín $T_\Omega(t)$, para poder sostener dicha hipótesis (nótese que para ello es necesario introducir el valor de $\dot{u}$), resultando:

$$T_\Omega(t) = \frac{D + F_R + W \sin \theta - 2m\Omega\dot{u}}{\cos(\theta_0 + \varepsilon)} \quad (3.45)$$

Hipótesis de velocidad constante en la rampa En cuanto a cómo es la evolución

de la velocidad v a lo largo del recorrido por la rampa, a partir de las expresiones (3.7) y (3.14) se puede estimar su variación con respecto a la velocidad de entrada v_I :

$$\begin{aligned} \frac{\Delta v}{v_I} &= \frac{v_{II} - v_I}{v_I} \\ &= \sqrt{1 + \frac{\bar{R}}{L_{Deck}} \left[\theta_f - \frac{(1 - \cos \theta_f)}{T/W} \right]} - 1 \end{aligned} \quad (3.46)$$

habiendo despreciado el ángulo del empuje, $\cos(\theta_0 + \varepsilon) \simeq 1$.

Cuantifiquemos esta expresión con algunos ejemplos:

- Para el *Kuznetsov* operando con *Su-33*, con relación $T/W = 0.89$ –valor obtenido de la figura (3.3), pág. 49–, se consideran tres posibilidades según la longitud del tramo recto de cubierta que se emplee, de acuerdo con las trayectorias pintadas observables en la figura (3.10), pág. 67, además del recorrido completo según todo el eje longitudinal del buque¹⁶–. Todos esos valores se han estimado y se indican en la figura (3.4), pág. 53.

$$\left(\frac{\Delta v}{v_I} \right)_{Kuzn, L_{Deck} \text{ m}}^{Su-33} = \sqrt{1 + \frac{180}{L_{Deck}} \left[15 \times \frac{\pi}{180} - \frac{(1 - \cos 15)}{0.89} \right]} - 1 \quad (3.47)$$

¹⁶Este recorrido se ha calculado como valor de referencia, a pesar de que invadiría la cabecera de la pista de recuperación y el avión tendría que rodar sobre los cables de apontaje.

$$\begin{aligned}
\left(\frac{\Delta v}{v_I}\right)_{Kuzn, 242\text{ m}}^{Su-33} &= 8 \% \\
\left(\frac{\Delta v}{v_I}\right)_{Kuzn, 140\text{ m}}^{Su-33} &= 13.5 \% \\
\left(\frac{\Delta v}{v_I}\right)_{Kuzn, 68\text{ m}}^{Su-33} &= 26 \%
\end{aligned} \tag{3.48}$$

- Para el *BAE Juan Carlos I* con *EFA Typhoon*, con relación empuje/peso $T/W = 0.77$ –valor obtenido de la figura (3.3), pág. 49–:

$$\begin{aligned}
\left(\frac{\Delta v}{v_I}\right)_{JCI, 175\text{ m}}^{EFA} &= \sqrt{1 + \frac{165}{175} \left[12 \times \frac{\pi}{180} - \frac{(1 - \cos 12)}{0.77} \right]} - 1 \\
&= 7.9 \%
\end{aligned} \tag{3.49}$$

En consecuencia, parece razonable emplear la hipótesis de velocidad constante en el trampolín siempre que el recorrido por el tramo recto de cubierta L_{Deck} sea mayor o igual que el radio de curvatura del trampolín $\bar{R}$:

$$L_{Deck} \geq \bar{R} \implies \dot{\theta} \simeq \Omega \tag{3.50}$$

Suspensión y amortiguación La fuerza en la suspensión F_m y en la amortiguación F_a se pueden expresar como:

$$\begin{aligned}
F_m &= Ku \\
F_a &= c\dot{u}
\end{aligned}$$

siendo K y c la constante de rigidez y el coeficiente de amortiguamiento viscoso, respectivamente, de un sistema equivalente considerando únicamente el gdl de desplazamiento vertical del cdm del avión. En particular la rigidez K se puede obtener en función de las rigideces de las respectivas patas del tren K_m y K_n , figura (3.11), pág. 68:

$$K = \frac{F}{u} = \frac{1}{\frac{1}{K_m} \frac{b^2}{(a+b)^2} + \frac{1}{K_n} \frac{a^2}{(a+b)^2}} \tag{3.51}$$

siendo a y b las distancias –medidas según el eje longitudinal del avión– entre el centro de masas y la pata del tren principal, y hasta la pata del tren de morro, respectivamente.

Figura 3.10: Buque *Almirante Kuznetsov*, de la Armada Rusa. (Abajo): Las marcas sobre cubierta permiten identificar una primera pareja de trayectorias *cortas* -que se ha estimado que empiezan 68 m medidos en dirección longitudinal tras el comienzo del trampolín, y una tercera trayectoria más *larga* -prolongación de la de babor de las dos anteriores- que comienza aproximadamente a popa de la isla, invadiendo la pista de recuperación -justo después de los cables de apontaje-. Se pueden observar también las pantallas deflectoras (*JBD*) al comienzo de cada trayectoria. (Arriba): *Su-33 Flanker-D* preparado para impulsarse siguiendo la trayectoria *corta* de la banda de estribor. En la esquina inferior derecha puede identificarse un *Su-25 Frogfoot*, usuario habitual de la trayectoria *larga*, dada su relación $T/W = 0.42$, casi la mitad que el *Su-33*.

Figura 3.11: Cálculo de la rigidez K de los modelos en que se tome como *gdl* vertical únicamente el desplazamiento u del *cdm*, a partir de las rigideces de las patas del tren K_m y K_n .

Por otra parte, las flexibilidades de cada pata ($1/K_m$, $1/K_n$) se han de calcular como suma de las flexibilidades de los elementos que las componen:

$$\left(\frac{1}{K}\right)_{m,n} = \left(\frac{1}{K_{strut}}\right)_{m,n} + \left(\frac{1}{K_{suspension}}\right)_{m,n} + \left(\frac{1}{K_{tire}}\right)_{m,n} \quad (3.52)$$

admitiendo claro que el comportamiento de todos los elementos de la pata (en particular, la suspensión y el neumático), tienen un comportamiento lineal –en primera aproximación–.

Movimiento en el *gdl* radial

La ecuación de equilibrio en dirección radial (3.42) puede desarrollarse con las expresiones de las fuerzas de la suspensión y amortiguación:

$$L + T \sin(\theta_0 + \varepsilon) - W \cos \theta - c\dot{u} - Ku = m \left[\ddot{u} + \dot{\theta}^2 (R - u) \right] \quad (3.53)$$

Si aceptamos la hipótesis (3.44) de que la velocidad sea constante, podemos reemplazar los términos para obtener la ecuación diferencial del movimiento en el formato clásico (obsérvese que los tres primeros términos de la ecuación diferencial son en consecuencia, constantes):

$$g \frac{L}{W} + g \frac{T}{W} \sin(\theta_0 + \varepsilon) - \Omega^2 R - g \cos \Omega t = \ddot{u} + \frac{c}{m} \dot{u} + \left(\frac{K}{m} - \Omega^2 \right) u \quad (3.54)$$

con las siguientes condiciones iniciales:

$$\begin{aligned} u(0) &= \left[g \frac{L}{W} + g \frac{T}{W} \sin(\theta_0 + \varepsilon) - \Omega^2 R - g \right] \frac{1}{\frac{K}{m} - \Omega^2} \\ \dot{u}(0) &\equiv 0 \end{aligned}$$

La integración de la ecuación permite obtener la ley temporal $u(t)$ para $\left(0 \leq t \leq \frac{\theta_f R}{v}\right)$. Suponiendo respuesta oscilatoria, $\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right) > \left(\frac{c}{2m}\right)^2$ la solución es de la forma:

$$\begin{aligned} u(t) &= e^{-\frac{c}{2m}t} (C_1 \cos \omega_a t + C_2 \sin \omega_a t) + C_3 t + C_4 + \\ &+ C_5 \cos \Omega t + C_6 \sin \Omega t \end{aligned} \quad (3.55)$$

siendo

$$\omega_a^2 \equiv \omega^2 - \left(\frac{c}{2m}\right)^2 \quad (3.56)$$

$$\omega^2 \equiv \left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right) \quad (3.57)$$

$$\begin{aligned} C_1 &= g \left[\frac{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)}{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)^2 + \left(\Omega \frac{c}{m}\right)^2} - \frac{1}{\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right)} \right] \\ C_2 &= g \frac{\left(\frac{c}{2m}\right)}{\sqrt{\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right) - \left(\frac{c}{2m}\right)^2}} \left[\frac{\frac{K}{m}}{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)^2 + \left(\Omega \frac{c}{m}\right)^2} - \frac{1}{\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right)} \right] \\ C_3 &= 0 \end{aligned} \quad (3.58)$$

$$\begin{aligned} C_4 &= \frac{g \left[\frac{L}{W} + \frac{T}{W} \sin(\theta_0 + \varepsilon) \right] - \Omega^2 R}{\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right)} \\ C_5 &= -g \frac{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)}{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)^2 + \left(\Omega \frac{c}{m}\right)^2} \\ C_6 &= -g \frac{\Omega \frac{c}{m}}{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)^2 + \left(\Omega \frac{c}{m}\right)^2} \end{aligned}$$

A partir de (3.55) y (3.58) se obtiene la fuerza total que soporta el tren de aterrizaje en cada instante, como suma de suspensión y amortiguación:

$$F_{LG}(t) = F_m + F_a = Ku + c\dot{u} \quad (3.59)$$

En (3.59) resulta más interesante calcular la fuerza de compresión como una fracción del peso del avión $-F(t)/mg$, resultando el factor de carga vertical del tren de aterrizaje debido al *ski-jump* $(n_z)_{LG,SJ}$:

$$(n_z)_{LG,SJ} = -\frac{F_{LG}(t)}{mg} \quad (3.60)$$

Movimiento sin amortiguamiento La ley general del movimiento obtenida en (3.55) y (3.58) puede simplificarse notablemente si no se tiene en cuenta el amortiguamiento. Veamos en qué condiciones puede sostenerse esa hipótesis.

En primer lugar, en la expresión (3.59), si se comparan las fuerzas de suspensión y amortiguación:

$$F_{LG}(t) = Ku \left(1 + \sqrt{2} \frac{c}{c_{cr}} \frac{1}{\sqrt{K/m}} \frac{\dot{u}}{u} \right) \sim Ku \left[1 + \sqrt{2} \varsigma \frac{1}{\sqrt{K/m}} \frac{1}{\Delta t} \right] \quad (3.61)$$

$$\varsigma \equiv \frac{c}{c_{cr}} = \frac{c}{\sqrt{2Km}} \quad (3.62)$$

donde ς es el coeficiente de amortiguamiento adimensional. De esta manera la fuerza que soporta el tren vale:

$$F_{LG}(t) = Ku \left[1 + \frac{\sqrt{2}}{\theta_f} \varsigma \frac{\Omega}{\sqrt{K/m}} \right] \quad (3.63)$$

Por lo que si $\left(\frac{\sqrt{2}}{\theta_f} \varsigma \frac{\Omega}{\sqrt{K/m}} \right) \ll 1$, la fuerza de la amortiguación puede despreciarse frente a la de la suspensión, y la fuerza que soporta el tren se puede aproximar por:

$$F_{LG}(t) \simeq Ku \quad (3.64)$$

Además si en la ecuación (3.54), suponemos además que el propio coeficiente de amortiguamiento c es pequeño ($\varsigma \ll 1$), se obtiene:

$$g \frac{L}{W} + g \frac{T}{W} \sin(\theta_0 + \varepsilon) - \Omega^2 R - g \cos \Omega t = \ddot{u} + \left(\frac{K}{m} - \Omega^2 \right) u \quad (3.65)$$

Cuya solución es, suponiendo respuesta oscilatoria $\left(\frac{K}{m} - \Omega^2 \right) > 0$, de la forma:

$$u(t) = C_1 \cos \omega t + C_2 \sin \omega t + C_3 t + C_4 + C_5 \cos \Omega t + C_6 \sin \Omega t \quad (3.66)$$

donde

$$\omega^2 = \frac{K}{m} - \Omega^2 \quad (3.67)$$

Las constantes resultan ser:

$$\begin{aligned}
 C_1 &= g \left[\frac{1}{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)} - \frac{1}{\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right)} \right] \\
 C_4 &= \frac{g \left[\frac{L}{W} + \frac{T}{W} \sin(\theta_0 + \varepsilon) \right] - \Omega^2 R}{\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right)} \\
 C_5 &= -\frac{g}{\frac{K}{m} - 2\Omega^2} \\
 C_2 &= C_3 = C_6 = 0
 \end{aligned} \tag{3.68}$$

Y finalmente la ley temporal de desplazamientos $u(t)$, vale:

$$\begin{aligned}
 u(t) &= \frac{g \frac{L}{W} + g \frac{T}{W} \sin(\theta_0 + \varepsilon) - \Omega^2 R}{\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right)} + \\
 &+ g \left[\frac{1}{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)} - \frac{1}{\left(\frac{K}{m} - \Omega^2\right)} \right] \cos \omega t + \\
 &- \frac{g}{\left(\frac{K}{m} - 2\Omega^2\right)} \cos \Omega t
 \end{aligned} \tag{3.69}$$

La fuerza de compresión que soporta el tren de aterrizaje es:

$$\begin{aligned}
 -F_{LG}(t) &= \frac{m\Omega^2 R - L - T \sin(\theta_0 + \varepsilon)}{1 - \eta^2} + \\
 &- W \left(\frac{\eta^2}{1 - 3\eta^2 + 2\eta^4} \right) \cos \left(\sqrt{K/m} \sqrt{1 - \eta^2} t \right) + \\
 &+ \frac{W}{1 - 2\eta^2} \cos \Omega t
 \end{aligned} \tag{3.70}$$

donde el parámetro η es la relación adimensional entre la velocidad angular Ω y la frecuencia propia del tren de aterrizaje $\sqrt{K/m}$:

$$\eta \equiv \frac{\Omega}{\sqrt{K/m}} \tag{3.71}$$

de manera que la expresión (3.63) se puede poner como:

$$F_{LG}(t) = Ku \left[1 + \frac{\sqrt{2}}{\theta_f} \varsigma \eta \right] \quad (3.72)$$

Esta expresión se puede aproximar (para $\eta \ll 1$) por:

$$\begin{aligned} -F_{LG}(t) \simeq & \left[m\Omega^2 R - L - T \sin(\theta_0 + \varepsilon) \right] (1 + \eta^2) + \\ & -W\eta^2 \cos\left(\sqrt{K/m}\sqrt{1 - \eta^2}t\right) + \\ & +W(1 + 2\eta^2) \cos \Omega t \end{aligned} \quad (3.73)$$

Resultando por tanto:

$$-F_{LG}(t) = m\Omega^2 R - L - T \sin(\theta_0 + \varepsilon) + W \cos \Omega t + O(\eta^2) \quad (3.74)$$

donde puede observarse que el efecto del trampolín sobre dicha fuerza en el tren consiste en un incremento de su valor –que de forma predominante, es debido a la fuerza centrífuga–:

$$|(\Delta F_{LG})_{S-J}| = m \frac{v^2}{R} \quad (3.75)$$

Y el incremento de factor de carga vertical del tren de aterrizaje debido al *ski-jump* $(\Delta n_z)_{LG,SJ}$, –referido al peso–, valdrá:

$$(\Delta n_z)_{LG,SJ} = \frac{|(\Delta F_{LG})_{S-J}|}{W} = \frac{v^2}{gR} \quad (3.76)$$

Hay que tener en cuenta que este incremento de carga se ha expresado como una fracción del peso para tener una idea relativa de su intensidad, pero sin embargo se produce precisamente en una fase en que el avión está sustentando (lógicamente, sin que haya llegado a alcanzar el valor del peso), por lo que esta simultaneidad necesariamente ha de rebajar la magnitud del efecto.

Cuantifiquemos esta expresión con algunos ejemplos:

- Para el *Kuznetsov* operando con *Su-33*:

$$\begin{aligned}
(\Delta n_z)_{LG,SJ} \Big|_{Kuzn, 242 \text{ m}}^{Su-33} &= \frac{69.5^2}{9.8 \times 180} = 2.73 \\
(\Delta n_z)_{LG,SJ} \Big|_{Kuzn, 140 \text{ m}}^{Su-33} &= \frac{55.5^2}{9.8 \times 180} = 1.75 \\
(\Delta n_z)_{LG,SJ} \Big|_{Kuzn, 68 \text{ m}}^{Su-33} &= \frac{43^2}{9.8 \times 180} = 1.05
\end{aligned} \tag{3.77}$$

donde las velocidades de cálculo utilizadas se obtienen de (3.79), (3.33) –pág. 62–, y (3.81).

$$(v_I)_{Kuzn, 242 \text{ m}}^{Su-33} = \sqrt{\frac{2}{1.02} 9.8 \times 0.89 \times 242} = 64.33 \text{ m/s} \tag{3.78}$$

$$\begin{aligned}
(v_{II})_{Kuzn, 242 \text{ m}}^{Su-33} &= \sqrt{64.33^2 + \frac{2}{1.02} 9.8 \times 180 \left[15 \frac{\pi}{180} 0.89 - 1 + \cos 15 \right]} \\
&= 69.5 \text{ m/s}
\end{aligned} \tag{3.79}$$

$$(v_I)_{Kuzn, 68 \text{ m}}^{Su-33} = \sqrt{\frac{2}{1.02} 9.8 \times 0.89 \times 68} = 34.1 \text{ m/s} \tag{3.80}$$

$$\begin{aligned}
(v_{II})_{Kuzn, 68 \text{ m}}^{Su-33} &= \sqrt{34.1^2 + \frac{2}{1.02} 9.8 \times 180 \left[15 \frac{\pi}{180} 0.89 - 1 + \cos 15 \right]} \\
&= 43 \text{ m/s}
\end{aligned} \tag{3.81}$$

- Para el *BAE Juan Carlos I* con *EFA Typhoon*, de (3.76) y (3.38), pág. 63:

$$(\Delta n_z)_{LG,SJ} \Big|_{JCI, 175 \text{ m}}^{EFA} = \frac{55.1^2}{9.8 \times 165} = 1.88 \tag{3.82}$$

Estos valores obtenidos en (3.77) y (3.82) parecen asumibles –piénsese en la violencia de la recuperación de un avión embarcado–, máxime cuando estos valores de $(\Delta n_z)_{LG,SJ}$ se simultanean con la sustentación, que rebaja su efecto.

Efectivamente, si consideramos la fuerza neta radial centrípeta (sustentación más componente del empuje) como una fracción f_w del peso:

$$L + T \sin(\theta_0 + \varepsilon) \equiv f_w W \tag{3.83}$$

El valor máximo de la compresión del tren resultará valer:

$$|(-F_{LG})_{S-J}|_{\text{máx}} = m \frac{v^2}{R} + W(1 - f_w) \quad (3.84)$$

$$\frac{|(-F_{LG})_{S-J}|_{\text{máx}}}{W} = (\Delta n_z)_{LG,SJ} + (1 - f_w) \quad (3.85)$$

Y como el reparto de la carga entre las patas de tren se hace de acuerdo a lo mostrado en la figura (3.11), pág. 68, se tendrá que:

$$\frac{|(-F_{MLG})_{S-J}|_{\text{máx}}}{W} = \frac{b}{(a+b)} \left[(\Delta n_z)_{LG,SJ} + (1 - f_w) \right] \quad (3.86)$$

$$\frac{|(-F_{NLG})_{S-J}|_{\text{máx}}}{W} = \frac{a}{(a+b)} \left[(\Delta n_z)_{LG,SJ} + (1 - f_w) \right] \quad (3.87)$$

donde la fuerza en cada de una de las dos patas del *MLG* se obtiene de multiplicar (3.86) por 0.5

Análisis de la expansión del modelo a 3 gdl

En cuanto al análisis mecánico realizado, limitado a tan sólo 2 gdl, parece razonable cuestionarse la adición de un 3º que pueda incluir el efecto de cabeceo en el avión por la deformación elástica del tren de aterrizaje.

Evaluación del cabeceo Previamente al cálculo del nuevo modelo, este cabeceo θ_K puede estimarse en el modelo de 2 gdl, mediante el cálculo de la diferencia de deformación de los muelles que representan el tren principal y el tren de morro –como consecuencia de la división en dos del único muelle considerado; figura (3.11), pág. (68)–.

$$\begin{aligned} \theta_K &= \arctan \left(\frac{\delta_n - \delta_m}{a+b} \right) \\ &\simeq \frac{F}{(a+b)^2} \left(\frac{a}{K_n} - \frac{b}{K_m} \right) \end{aligned} \quad (3.88)$$

donde es importante darse cuenta que en esta expresión el cabeceo θ_K es a encabritar cuando el resultado es positivo, y la fuerza F es positiva hacia arriba (centrípeta).

En particular, la expresión (3.88) es también válida cuando el avión está en reposo en el instante $t = 0$, siendo en ese momento $F = -W$. Parece muy razonable considerar

que en estas condiciones el cabeceo (ángulo de asiento) debido a la deflexión elástica del tren sea muy pequeño, incluso que sea nulo¹⁷:

$$\theta_K|_{F=-W} \simeq 0 \quad (3.89)$$

Este razonamiento es suficiente para inferir que cuando en otro momento del recorrido la fuerza F varíe, el ángulo de cabeceo se mantendrá exactamente en la misma proporción, y por tanto el empleo del modelo de 2 gdl se justifica en el hecho de que *no existe acoplamiento dinámico (o es muy débil, y por tanto despreciable) entre la suspensión y el grado de libertad en cabeceo*. Esto no es óbice para que desde el control longitudinal puedan hacerse fuerzas que alteren el equilibrio del momento longitudinal y pudieran incluso variar la actitud del avión por deflexión elástica de las patas del tren (véase el apartado 3.3.2, pág. 76), pero no parece que se ajusten al procedimiento de impulsión con cubierta rematada en trampolín.

También se puede hacer otra estimación en paralelo que concluye de la misma manera, en la que si se consideran similares las rigideces de todas las patas del tren —con el único matiz importante de que el MLG tiene dos patas frente a la única del NLG^- , podemos deducir que:

$$K_m \sim 2K_n \quad (3.90)$$

y por tanto de (3.51) se deduce que:

$$\frac{K}{K_m} = \frac{(a+b)^2}{b^2 + 2a^2} = \frac{1}{2} \frac{K}{K_n} \quad (3.91)$$

En consecuencia:

$$\theta_K = \frac{F}{K} \left(\frac{2a-b}{b^2 + 2a^2} \right) \quad (3.92)$$

Y teniendo en cuenta (3.84) resulta:

$$\begin{aligned} (\theta_K)_{\text{máx}} &= \frac{|(-F_{LG})_{S-J}|_{\text{máx}}}{K} \left(\frac{b-2a}{b^2 + 2a^2} \right) \\ &= \left[m \frac{v^2}{R} + W(1-f_w) \right] \frac{1}{K} \left(\frac{b-2a}{b^2 + 2a^2} \right) \end{aligned} \quad (3.93)$$

Que se puede expresar como:

$$(\theta_K)_{\text{máx}} = \frac{|(-u)_{S-J}|_{\text{máx}}}{\sqrt{b^2 + 2a^2}} \frac{(b-2a)}{\sqrt{b^2 + 2a^2}} \ll 1 \quad (3.94)$$

¹⁷Es importante no confundir este cabeceo por diferencia de deformaciones elásticas de las patas de tren, con el que muy probablemente pueda tener el avión por diferencia de longitudes de aquellas o por extensión telescópica del NLG , véase el apartado 2.4, pág. 37.

ya que:

$$\frac{|(-u)_{S-J}|_{\text{máx}}}{\sqrt{b^2 + 2a^2}} < 1 \quad (3.95)$$

$$\frac{(b - 2a)}{\sqrt{b^2 + 2a^2}} < 1 \quad (3.96)$$

con $\frac{a}{b} < 1$ (son habituales valores entre 0.3 y 0.5).

Evaluación de la velocidad de cabeceo Esta velocidad de cabeceo $\dot{\theta}_K$ es consecuencia de la deformación elástica del tren, y análogamente puede estimarse a partir del modelo de 2 gdl, mediante el cálculo de la diferencia de la velocidad de deformación de los muelles que representan el tren principal y el tren de morro –como consecuencia de la división en dos del único muelle considerado; figura (3.11), pág. (68)–.

$$\dot{\theta}_K = \left(\frac{\dot{\delta}_n - \dot{\delta}_m}{a + b} \right) \sim \left(\frac{\Delta\delta_n - \Delta\delta_m}{a + b} \right) \frac{1}{\Delta t} \quad (3.97)$$

$$\Delta t \sim \frac{\theta_f R}{v_I} \quad (3.98)$$

$$(\Delta t)_{Kuzn, 140 \text{ m}}^{Su-33} = \frac{15 \frac{\pi}{180} 180 \text{ m}}{48.9 \text{ m/s}} = 0.96 \text{ s} \quad (3.99)$$

$$\dot{\theta}_K \simeq \frac{F}{(a + b)^2} \left(\frac{a}{K_n} - \frac{b}{K_m} \right) \frac{v_I}{\theta_f R} \quad (3.100)$$

donde es importante darse cuenta que en esta expresión el cabeceo θ_K es a encabritar cuando el resultado es positivo, y la fuerza F es positiva hacia arriba (centrípeta).

3.3.2. Modelo mecánico de 3 gdl

A pesar de los razonamientos expuestos en el apartado anterior, se ha confeccionado un modelo que incluye el gdl en cabeceo θ_e (el subíndice -e es indicativo de la deformación elástica a la que es debido). Este gdl no debe ser confundido con los hasta ahora utilizados en el análisis de la impulsión; θ_0 (geométrico debido al tren) y θ (recorrido angular del cdm por el trampolín, desde 0 a θ_f).

Los tres gdl considerados ahora son, por tanto: $\{u, \theta, \theta_e\}$.

Las ecuaciones de equilibrio del movimiento (en coordenadas intrínsecas), válidas

para el recorrido por el tramo curvo, son:

$$\begin{aligned} L + L_t + T \sin(\theta_0 + \varepsilon) - W \cos \theta - (F_{MLG} + F_{NLG}) &= m \left[\ddot{u} + \dot{\theta}^2 (R - u) \right] \\ T \cos(\theta_0 + \varepsilon) - D - F_R - W \sin \theta &= m \left[\ddot{\theta} (R - u) - 2\dot{\theta}\dot{u} \right] \\ F_{MLG}a - F_{NLG}b + M &= J\ddot{\theta}_e \end{aligned} \quad (3.101)$$

en las que se ha supuesto que:

- El radio de curvatura del trampolín es muy grande frente a la batalla del tren (separación longitudinal de las patas): $R \gg (a + b)$
- La sustentación de la cola L_t (también hacia arriba) se ha separado del resto de contribuciones, de manera que $(L + L_t)$ es la sustentación del avión completo. La resistencia aerodinámica D no ha variado con respecto al modelo de 2 gdl, y sigue siéndolo del avión completo.
- $(F_{MLG} + F_{NLG})$ son las fuerzas en el tren, supuestas a tracción. Se han despreciado las de amortiguación frente a las de suspensión (al igual que en el modelo de 2gdl, sección 3.3.1, pág. 70):

$$\begin{aligned} F_{MLG} &= K_m (u - \theta_e a) \\ F_{NLG} &= K_n (u + \theta_e b) \end{aligned} \quad (3.102)$$

- M es el momento aerodinámico con respecto al cdm del avión, positivo a encabritar. Si, tanto el centro aerodinámico del ala, como la posición de la superficie de cola, se encuentran longitudinalmente por detrás del cdm (aguas abajo d_{ca} , $(d_{ca})_t$) :

$$M = M_{ac} - Ld_{ca} + (M_{ac})_t - L_t (d_{ca})_t \quad (3.103)$$

Se ha supuesto que la posible diferencia de cotas verticales entre el cdm y el centro aerodinámico no altera sustancialmente esta ecuación.

- J es el momento de inercia del avión (cabeceo) con respecto al cdm.

Las ecuaciones (3.101) quedan por tanto como:

$$\begin{aligned} L + L_t + T \sin(\theta_0 + \varepsilon) - m\dot{\theta}^2 R - W \cos \theta &= m\ddot{u} + (K_m + K_n - m\dot{\theta}^2) u \\ &+ (K_n b - K_m a) \theta_e \end{aligned} \quad (3.104)$$

$$T \cos(\theta_0 + \varepsilon) - D - F_R - W \sin \theta = m\ddot{\theta} (R - u) - m2\dot{\theta}\dot{u} \quad (3.105)$$

$$\begin{aligned} M_{ac} - Ld_{ca} + (M_{ac})_t - L_t (d_{ca})_t &= J\ddot{\theta}_e + (K_m a^2 + K_n b^2) \theta_e \\ &+ (K_n b - K_m a) u \end{aligned} \quad (3.106)$$

Si, como en el modelo de 2gdl, de nuevo se considera velocidad aproximadamente constante en la rampa (3.50):

$$\begin{aligned} L + L_t + T \sin(\theta_0 + \varepsilon) - m\Omega^2 R - W \cos \theta &= m\ddot{u} + (K_m + K_n - m\Omega^2) u \\ &+ (K_n b - K_m a) \theta_e \end{aligned} \quad (3.107)$$

$$T \cos(\theta_0 + \varepsilon) - D - F_R - W \sin \theta = -m2\dot{\theta}\dot{u} \quad (3.108)$$

$$\begin{aligned} M_{ac} - Ld_{ca} + (M_{ac})_t - L_t(d_{ca})_t &= J\ddot{\theta}_e + (K_m a^2 + K_n b^2) \theta_e \\ &+ (K_n b - K_m a) u \end{aligned} \quad (3.109)$$

Es difícilmente observable a simple vista, pero con ayuda de lo expuesto en el desarrollo del modelo de 2 gdl, se puede concluir lo siguiente:

- La segunda ecuación (equilibrio tangencial) permite describir la ley de empuje que aseguraría, de acuerdo con las hipótesis del modelo, velocidad constante en la rampa.
- Bajo determinadas condiciones de diseño del tren –en absoluto restrictivas– en los valores $\{K_m, K_n, a, b\}$, tales que se verifique (3.89), la ecuación radial tiene el mismo comportamiento que el modelo de 2 gdl, y por tanto las conclusiones son análogas.
- En las condiciones del epígrafe inmediatamente anterior, la tercera ecuación (momento longitudinal) se desacopla del resto y permite relacionar el mando de cabeceo del avión con la actitud de éste –pero debida exclusivamente a la extensión o compresión elástica de las patas (las ecuaciones son válidas mientras todas las patas hagan contacto con la cubierta). Es decir, que de la expresión simplificada:

$$M_{ac} - Ld_{ca} + (M_{ac})_t - L_t(d_{ca})_t \simeq J\ddot{\theta}_e + (K_m a^2 + K_n b^2) \theta_e \quad (3.110)$$

se podría deducir una ley de mando de la forma $\theta_e = \theta_e(L_t)$ que permitiría ajustar este ángulo de cabeceo debido a la deflexión elástica. Sin embargo, dado que el avión se hallaría ya en la fase final de la rodadura recorriendo el trampolín –inmediatamente antes de irse al aire, impulsado en una trayectoria ascendente definida principalmente por la geometría de aquel–, parece que sería de mayor utilidad actuar precisamente sobre esto último.

Capítulo 4

Maniobra de recuperación

4.1. Planteamiento del problema

Desde un punto de vista conceptual, se denomina *recuperación* a la operación de detención de un avión sobre la cubierta de un buque. A diferencia de un aterrizaje convencional en pista terrestre, para lograr este objetivo en distancias tan exiguas y sobre una plataforma sometida al cuanto menos, movimiento causado por el oleaje, parece obvio que no va a bastar con el diseño adecuado del avión –que como siempre habrá de satisfacer múltiples requisitos de ingeniería–, sino que también habrá que utilizar algún tipo de instalación auxiliar del buque, procedimientos específicos de operación, y por último, un intenso entrenamiento en las peculiaridades de la técnica de pilotaje –no exenta de cierto valor y audacia–.

Consideremos pues un avión de peso W , en vuelo de aproximación a la cubierta del buque de forma análoga a como lo haría a una pista de aterrizaje. Lleva un cierto empuje T , y mantiene una cierta velocidad v constante, inclinada hacia abajo con respecto al horizonte un cierto ángulo γ –también constante–, describiendo de esta manera una trayectoria que habrá de ajustarse a la *senda de planeo* (*glide path*), perfil de la evolución de la trayectoria del cdm. En estas condiciones las ecuaciones de equilibrio de fuerzas, reducidas al centro de masas –figura (4.1), pág. 80–, serán:

$$L \cos \gamma + D \sin \gamma + T \sin (\varepsilon + \theta) = W \quad (4.1)$$

$$T \cos (\varepsilon + \theta) + L \sin \gamma = D \cos \gamma \quad (4.2)$$

Se trata de determinar las condiciones que permitan que:

El avión sea recuperado sobre la cubierta del buque en condiciones de seguridad, con el último objetivo de maximizar el peso de manera que se satisfaga un cierto nivel de operatividad militar mínima, que justifique la inversión que representa un sistema de armas de esta naturaleza.

Figura 4.1: Equilibrio de fuerzas sobre un avión en vuelo de aproximación, reducidas al centro de masas (los vectores no están a escala).

Este peso, que podríamos denominar *Maximum Recovery Weight*, es lo suficientemente importante para un avión embarcado como para ser definido de forma diferenciada del *MLW*, y explica el hecho de que un avión embarcado tiene distintas limitaciones de peso en el aterrizaje y en la recuperación, dependiendo de si opera en pista (*shore-operation*), o en cubierta (*deck-operation*). En la práctica se utiliza el *MTW*, *Maximum Trap Weight*, cuyo nombre proviene de que se utiliza una máquina de detención a modo de «trampa».

4.2. Consideraciones energéticas

Si se obvian las consideraciones acerca del tamaño de la cubierta, es quizá desde un punto de vista energético como se puede analizar mejor el problema en primer lugar.

De forma general, puede decirse que para detener sobre cubierta un avión convencional (sin *TVC*)¹, hay que conseguir disipar su energía cinética –que era precisamente la responsable de producir su sustentación–. Esta energía se puede estimar de forma

¹Esta afirmación no es obvia, y merece una cierta explicación, ya que la secuencia de recuperación sobre el buque de un avión *V/STOL* como el *Harrier*, es ciertamente singular. El avión se detiene en vuelo estacionario (*hovering*), a una cierta altura sobre el nivel de cubierta, junto al costado de babor del buque. A continuación se va aproximando lateralmente guiñando, hasta sobrevolar el eje de la cubierta, y luego se deja caer controlando la velocidad de descenso, todo gracias al *TVC*. En términos energéticos, es el piloto el que en la aproximación se ha deshecho de la energía cinética asociada al vuelo y, de forma controlada, hace lo propio con la energía potencial, asociada a la altura. Esto permite que, por ejemplo, en determinadas operaciones puedan recuperarse simultáneamente varios aparatos, aproximándose al buque en diagonal desde el costado de babor, separados una cierta distancia.

grosera como:

$$E = \frac{1}{2} \frac{W}{g} v^2 \simeq \frac{1}{\rho_0 (C_L)_{ref}} \frac{W}{g} \frac{W}{S} = \frac{1}{4g} \rho_0 S (C_L)_{ref} (v_{ref})^4 \quad (4.3)$$

En (4.3), se ha tenido en cuenta $L \simeq W$ de forma simplificada, tras considerar en (4.1) que los ángulos que intervienen son pequeños:

$$\gamma \sim (\varepsilon + \theta) \ll 1 \quad (4.4)$$

$$L + D\gamma + T(\varepsilon + \theta) \simeq W$$

$$L \sim T \sim W \gg D \quad (4.5)$$

$$\implies L \simeq W$$

Por tanto, únicamente la sustentación aerodinámica y el peso equilibran verticalmente el avión, por lo que éste desciende con una velocidad de aproximación constante. Suponiendo toda la operación a nivel del mar, $\rho = \rho_0$:

$$W \simeq \frac{1}{2} \rho_0 (v_{ref})^2 S (C_L)_{ref} \quad (4.6)$$

que es la expresión que se ha introducido en (4.3) para su desarrollo.

En todo este desarrollo, el peso W considerado es un valor de diseño (*recovery gross-weight*), intermedio entre el máximo «atrapable» MTW y un cierto valor mínimo, que incluya el peso del combustible que podría denominarse $MWOFW$ (*Minimum Wave-Off Fuel Weight*). Éste sería el combustible que, como mínimo, sería necesario para prever la posibilidad de que el avión abortara la aproximación y hubiera de, por ejemplo, situarse en un circuito de espera hasta que fuera reabastecido en vuelo por otro avión cisterna (que también tendría que estar previsto, teniendo que estar alerta para ser lanzado, o estar orbitando en espera con el comienzo de las recuperaciones hasta que no quedaran otros aviones en el aire). Esto es una servidumbre más, adicional por ejemplo a la de que haya de estar en vuelo un helicóptero junto al buque –tanto en operaciones de lanzamiento como de recuperación–, preparado para un eventual e inmediato rescate de la tripulación en caso de que el avión se precipitara al agua. Como se ve, la planificación de las operaciones embarcadas requiere que se contemplen multitud de situaciones, que a su vez exigen numerosas acciones complementarias.

La selección de la velocidad de aproximación y el coeficiente de sustentación de referencia (o de diseño) merecen una mención aparte. De la observación de (4.3) y (4.6) se deducen las siguientes consideraciones, que no por reiteradas o clásicas han de ser pasadas por alto:

- Es muy conveniente disminuir en lo posible el peso del avión a recuperar. Para un peso dado, es favorable aumentar la superficie alar (disminuir la carga alar W/S), y/o aumentar el coeficiente de sustentación.

- La generación de la sustentación necesaria para equilibrar un determinado peso se ha de conseguir mediante la adecuada combinación de velocidad y coeficiente de sustentación. En principio podría parecer apropiado decantarse por valores extremos (velocidad mínima con coeficiente máximo), sin embargo se han de satisfacer requisitos muy diversos además de este primero aerodinámico, tales como requisitos de controlabilidad, maniobrabilidad, estructurales, etc, por lo que enseguida se verá que esa primera aproximación al problema era demasiado simple, habiendo de ser corregida considerablemente (véase el apartado 4.2.2, pág. 102).

Por tanto, habrá una horquilla de velocidades entre cuyos valores máximo y mínimo se habrá de operar, a pesar de lo cual es recomendable que ambos se intenten minimizar de forma explícita lo máximo posible. Por minimizar la velocidad de aproximación *de forma explícita* se entiende la planificación, diseño, ejecución y desarrollo de acciones de ingeniería y procedimientos de operación que permitan reducir todo lo posible los valores de dicha horquilla de velocidades, para un peso y configuración determinados, bien entendido que de lo que se trata es de minimizar los valores en sí mismos, no su diferencia o margen.

4.2.1. Corrección por el movimiento del buque

Las consideraciones preliminares son lo suficientemente generales como para poder aplicarse –con ciertos matices– a la operación terrestre del avión². Pero incluso en esta primera aproximación energética al estudio de la recuperación del avión, se debe tener en cuenta el movimiento del buque.

Al igual que en el lanzamiento o impulsión del avión, para la recuperación también resulta beneficioso que el buque se desplace a una cierta velocidad, de manera que combinada con el posible viento atmosférico se pueda disponer de un valor de viento en cubierta de aproximadamente 20 knt (de frente).

Pero también la energía a disipar se puede desglosar en dos:

- la asociada al movimiento vertical, que va a tener que ser disipada por la amortiguación del tren de aterrizaje, E_{LG} (con subíndice $-LG$ por *landing gear*)
- la asociada al movimiento vertical, E_{AG} (con subíndice $-AG$ por *arresting gear*). Esta energía tendría que ser disipada con algún sistema de frenado –o su combinación–, de entre los siguientes; sistema de frenos del tren, aerofrenos, inversión de empuje (*thrust reversal*), y paracaídas de frenado. Estos son los métodos clásicos utilizados en los aviones terrestres, que obviamente difícilmente conseguirían detenerlos en 200 m cuando habitualmente necesitan unos 1500. Por tanto, en la práctica

²Empezando porque en la operación terrestre es habitual que haya pistas alternativas a las que dirigirse, a diferencia de la soledad de una cubierta sobre el vasto océano.

no va a ser posible frenar el avión sin la ayuda de un sistema externo a éste, que habrá de ser proporcionado por el buque, y que de momento podemos denominar dispositivo de frenado.

Es importante destacar que, a pesar de la introducción en los cálculos del movimiento del buque, el concepto de velocidad de aproximación de un avión naval es utilizado aquí de manera análoga a como se hace para la operación de aterrizaje de uno terrestre, es decir, la velocidad de aproximación es la velocidad del avión cuando está ejecutando la maniobra de aproximación a la pista, y por tanto:

Por velocidad de aproximación de un avión embarcado se entiende la velocidad aerodinámica con que el avión vuela cuando está ejecutando la maniobra de aproximación a la cubierta del buque, y por tanto, no es la velocidad relativa con la que se acerca a éste.

Ahora bien, esta velocidad relativa que ahora se menciona es lo suficientemente importante para que se introduzca como variable de estudio, y sin embargo es conveniente definir otras dos: la *velocidad de atrapada* v_{trap} y la *velocidad de enganche* $v_{engaging}$, –véase la figura (4.2), pág. 84–.

- La *velocidad de atrapada* es una velocidad de vuelo del avión, relativa al buque –y por tanto, teniendo en cuenta el viento en cubierta (*Wind on Deck*, *WOD*)–. esta denominación está asociada a la existencia física de una *trampa* (*trap*), y sólo tiene sentido si efectivamente se utiliza un motor de detención. No obstante, se ha decidido mantenerla porque representa un concepto físico que puede aplicarse a la aproximación a cualquier buque en movimiento, tenga trampa o no. Desde un punto de vista conceptual, esta velocidad es una velocidad de vuelo y por tanto es una de las variables que emplean piloto y *LSO*.

$$\vec{v}_{trap} = \vec{v}_{ref} - \vec{v}_{OD} \quad (4.7)$$

- Sin embargo, para el diseño, empleo, y análisis de la máquina de frenado, se necesita la componente horizontal (según cubierta) de esa velocidad relativa, que podemos llamar *velocidad de enganche* $v_{engaging}$. Esta velocidad es muy importante, por ser con la que energéticamente el avión engancha el cable. Como la cubierta puede estar desalineada, es la diferencia de las componentes horizontales de las velocidades de buque y avión, proyectadas también según el eje de la pista de aterrizaje.

$$v_{trap}^2 = v_{sink}^2 + v_{engaging}^2$$

Por tanto:

$$v_{sink} = v_{ref} \sin \gamma \quad (4.8)$$

$$v_{engaging} = v_{ref} \cos \gamma - v_{OD} \cos \psi \quad (4.9)$$

Figura 4.2: Explicación de la descomposición de la velocidad del avión en sus diferentes componentes, en la fase de aproximación a un buque en movimiento. Obsérvese la diferencia entre el ángulo de la velocidad (*flight path*) γ y el ángulo óptico de la senda de planeo (*optical glide slope*) ϕ . Este último por ejemplo, es el que se debe ajustar en el *ILFOLS*.

donde v_{sink} es la velocidad de descenso, γ es el ángulo de asiento de la velocidad de aproximación de referencia v_{ref} , v_{OD} es la velocidad de viento en cubierta, y ψ es el ángulo de guiñada que pueda tener la pista de aterrizaje, si es que estuviera desalineada con respecto al eje longitudinal del buque³.

Estas velocidades v_{trap} y $v_{engaging}$ tienen en la práctica valores muy similares, lo cual explica que en muchos casos se usen indistintamente (impropiamente). El cociente entre ambas velocidades vale:

$$\frac{v_{trap}}{v_{engaging}} = \frac{1}{\cos \phi} \quad (4.10)$$

$$= \frac{1}{\left(\cos \gamma - \frac{v_{OD}}{v_{ref}} \cos \psi\right)} \sqrt{\sin^2 \gamma + \left(\cos \gamma - \frac{v_{OD}}{v_{ref}} \cos \psi\right)^2} \geq 1 \quad (4.11)$$

Con estas nuevas variables, la energía total a disipar (teniendo en cuenta el movimiento del buque) pasa a expresarse como:

³De momento, y mientras no se analice más exhaustivamente, el hecho es que la pista de aterrizaje podría tener un ángulo ψ con respecto al eje longitudinal del buque, que se considera de guiñada mientras no se resuelva qué es lo que pasa con la orientación del viento en cubierta (resultante de la composición del viento atmosférico y el gobierno del buque, etc). En cuanto a los signos, γ será aquí positivo si es de descenso, y ψ positivo si es antihorario (se admite que la *isla* está a estribor de la cubierta).

$$\begin{aligned}
E_{t,WOD} &\simeq \frac{1}{2} \frac{W}{g} (v_{sink}^2 + v_{engaging}^2) \\
&= \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{sink}^2 + \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{engaging}^2 \\
&\equiv E_{LG} + E_{AG,WOD}
\end{aligned} \tag{4.12}$$

Y por tanto, la energía que ha de disipar la máquina de frenado es:

$$E_{AG,WOD} = \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{engaging}^2 \tag{4.13}$$

$$= \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{ref}^2 \left(\cos \gamma - \frac{v_{OD}}{v_{ref}} \cos \psi \right)^2 \tag{4.14}$$

Esto representa una reducción energética de:

$$\frac{(\Delta E_{AG})_{WOD}}{E_{AG}} = \frac{E_{AG,WOD} - E_{AG}}{E_{AG}} \simeq \left(1 - \frac{v_{OD}}{v_{ref}} \frac{\cos \psi}{\cos \gamma} \right)^2 - 1 \tag{4.15}$$

Una estimación rápida para los valores de: $W = 30000 \text{ lbf}$, $v_{OD} = 20 \text{ knt}$, $v_{ref} = 160 \text{ knt}$, $\phi = 3.5^\circ$, y $\psi = 9^\circ$, que se consideran suficientemente representativos, permite obtener los valores:

$$\begin{aligned}
\frac{v_{OD}}{v_{ref}} &= \frac{20}{160} = 0.125 \\
\frac{v_{trap}}{v_{engaging}} &= \frac{1}{0.998}
\end{aligned} \tag{4.16}$$

$$\begin{aligned}
\gamma &\simeq 3.1^\circ \\
v_{engaging} &= 160 \cos 3.1 - 20 \cos 9 = 140 \text{ knt} \\
v_{trap} &= v_{engaging}/0.998 \simeq 140 \text{ knt}
\end{aligned} \tag{4.17}$$

$$\begin{aligned}
E_{AG,WOD} &= \frac{1}{2} 30 \times 10^3 \text{ lb} 140^2 \text{ knt}^2 \\
&= 26037188 \text{ lbf ft} \\
&= 35.3 \text{ MJ} = 9.8 \text{ kW h}
\end{aligned}$$

$$\frac{(\Delta E_{AG})_{WOD}}{E_{AG}} = \left(1 - 0.125 \frac{\cos 9}{\cos 3.1} \right)^2 - 1 = -23.2\%$$

4.2.2. Energía mínima y energía máxima

Contexto histórico

En un primer momento, parecería que la estrategia a seguir habría ser la de intentar minimizar esta energía para facilitar su disipación, sin ninguna consideración adicional.

Desde un punto de vista histórico, fue así como se procedió, y si se observa el estado de la tecnología a partir del período de entre las dos guerras mundiales, tanto los diseños de aviones embarcados (con un único motor de explosión y una única hélice) como los procedimientos de aproximación, estaban efectivamente basados en minimizar al máximo la velocidad de aproximación. Con excepción de la inclusión de planos plegables y del gancho de apontaje, los diseños embarcados eran básicamente muy similares a los de los aviones terrestres, de manera que el avión adoptaba una configuración de sus dispositivos hipersustentadores semejante a la de un aterrizaje convencional, con un perfil de senda de planeo para la aproximación básicamente plano, –con el régimen del motor finalmente ajustado al ralenti cuando ya estaba sobre cubierta–. El avión volaba bordeando la velocidad de pérdida hasta la toma y posterior enganche de los cables dispuestos sobre cubierta, véase la figura (4.3), pág. 87.

Aún así la maniobra no estaba exenta de dificultad, ya que en términos prácticos difícilmente se conseguía adaptar los dispositivos hipersustentadores más eficientes (y por ende, también más sofisticados) en las *espartanas* alas de un avión de combate, en las que se observaba una estricta ausencia de dispositivos de borde de ataque. Además, la configuración de tren con rueda de cola no era la más adecuada para la visibilidad del piloto, y la baja velocidad podía llevar asociados problemas por mando aerodinámico insuficiente. Eran frecuentes también los problemas de estabilidad en la rodadura –con combinaciones de configuraciones de ala y disposiciones de tren propensas al vuelco–.

De la complejidad de ese procedimiento de recuperación y su relativamente escasa seguridad global (comparado con el aterrizaje convencional en pista), dan testimonio las imágenes de cubiertas de vuelo atiborradas de cables de frenado, cerca de la decena –véase la figura (4.4), pág. 88–.

Con el motor a reacción el problema se complicó todavía más, cuando se intentaron seguir utilizando los mismos buques utilizados hasta ese momento por los aviones embarcados con motor a pistón, con cubiertas y procedimientos de operación adaptados. Pero las velocidades mínimas se habían hecho tan sumamente altas que las operaciones resultaban sumamente peligrosas, y no era posible resolver el problema sin la adopción de medidas radicalmente diferentes. Así pues tuvo que cambiarse de estrategia, pues la imposibilidad de reducir la energía del avión por debajo de unos valores mínimos llevó a no querer reducirla demasiado para que el avión pudiera seguir en el aire en caso de necesidad (pasando por ejemplo de mantener el motor en un régimen bajo, a necesitar ahora de un considerable nivel de empuje para la aproximación). Para ello fue clave la adopción de la idea británica de la pista desalineada (*angled-deck*), cuyos primeros buques en incluirla en el diseño fueron el *HMS Ark Royal* y el *USS Antietam*,

Figura 4.3: Maniobra de aproximación plana, típica de los aviones de hélice, donde las variables especificadas en el propio dibujo se ajustaban a la estima. En la fase final el avión se aproximaba de forma prácticamente plana -a una altitud constante de 90 ft-, de forma que si todo era correcto finalmente dejaba el motor al ralentí y se posaba sobre la cubierta confiando en enganchar alguno de los numerosos cables dispuestos transversalmente. (Imagen extraída de la referencia [93], figura 1, pág. 8).

Figura 4.4: Arriba: Torpedero *Grumman TBM Avenger* en plena fase final de la recuperación sobre el *USS Cowpens (CVL-25)*, en 1943. El avión debía de conseguir enganchar en uno de los 9 cables que se pueden contar sobre la cubierta, o se estrellaría -en el mejor de los casos- contra la barricada. La marca señala el parapeto en cabecera de pista tras el que se encontraba el *LSO*. (*Photo 80-G-K-13718*, www.history.navy.mil/photos/sh-usn/usnsh-c/cvl25.htm) Abajo: Tras el cortavientos, el *LSO* debía dar la señal de corte de motor (puesta del régimen de ralentí) para que el avión literalmente se dejara caer sobre cubierta. Conocidos como paletas u hombres-murciélago (*paddles/batmen*), constituían la única ayuda exterior para la fase de aproximación.

tras varios ensayos previos en los años 50 sobre otros buques, en los que simplemente se pintaron las marcas desalineadas (manteniendo los cables dispuestos transversalmente al eje del buque), véase la referencia [51].

Esta idea genial cambió radicalmente la aviación embarcada (conjuntamente con las nuevas catapultas de vapor, en los llamados *CATOBAR*), y configuró de forma prácticamente definitiva el aspecto de estos buques. En particular, merece la pena destacar:

- El aumento del tamaño y configuración de la cubierta de vuelo. Una cubierta en la que se simultanearan el aparcamiento de aviones por un lado, y las operaciones de lanzamiento y recuperación además por otro, era impensable sin una radical modificación de concepto. Se llegó así a la necesidad de ensanchar las cubiertas para desalinear la pista de aterrizaje, así como desplazar a los laterales las zonas de aparcamiento y los ascensores, que era frecuente que ocuparan el eje del buque –coincidente con el eje de la cubierta–. Más que un aumento de dimensiones del buque, fue sobre todo una cuestión de aumento de la superficie de la cubierta de vuelo.
- El desarrollo de motores de detención más potentes (y más voluminosos), consecuencia del aumento de las velocidades que había que conseguir frenar, que limitaron el número de cables a los actuales tres o cuatro (un cable acoplado a cada motor), y ya únicamente dispuestos en la cabecera de la pista de recuperación, a popa del buque.
- Incorporación al diseño del avión de la satisfacción de especificaciones derivadas de la posibilidad de que éste debiera irse de nuevo al aire tras un contacto con la cubierta (o «*bolter*»), o que hubiera de abortar el descenso en la fase final de la aproximación (o «*wave-off*»). Algunas de estas especificaciones son similares a las de los aviones terrestres, aunque considerablemente más severas para los embarcados. Cada una de estas maniobras responde a un fin distinto, y tienen sus respectivos procedimientos.
 - El «*bolter*» recuerda al «*touch and go*» de la aviación de operación terrestre, aunque requiere que esté desplegado el gancho de apontaje y que haya un cable (*CDP*) acoplado a un motor de detención esperándole (independientemente de que el contacto sea contra una cubierta de vuelo o una pista terrestre). Es una recuperación frustrada en toda regla –que necesariamente ha de incluir el contacto con tren y gancho de apontaje–, consecuencia de que este último no enganche el cable de frenado porque rebote, o no contacte en la zona adecuada, o no lo haga correctamente⁴. El «*touch and go*» es sin

⁴En la casuística de los «*bolter*» también se incluye que la pezuña resbale sin atrapar el cable, que éste se rompa, etc.

Figura 4.5: Fotografías del *HMS Magnificent* de la *Royal Canadian Navy*, tras la Segunda Guerra Mundial. En ambos recuadros se observa el trabajo del *LSO*. Arriba: detalle de la cubierta en plena recuperación. Abajo: *Fairey Firefly* intentando atrapar uno de los 8 cables de cubierta tras la señal de corte del *LSO* (*Royal Canadian Navy/DND Photo, www.vintagewings.ca*)

embargo una maniobra premeditada con fines de adiestramiento, en el que el avión hace un breve contacto o incluso una pequeña rodadura –pero sin pretensión de detener el avión–, hasta que recupera el vuelo. Aunque se explicará con detalle más adelante, el procedimiento actual de recuperación de un avión embarcado (tanto el real, como el de práctica sobre pista o *FCLP*) incluye –aún en el caso de éxito– la rodadura por la cubierta/pista en condiciones de irse al aire de nuevo hasta que el piloto compruebe «efectivamente» haber enganchado.

- En cuanto al «*wave-off*», se refiere a interrumpir la trayectoria descendente de aproximación, pero siempre antes del contacto. Su empleo se justifica para, cuando la trayectoria es claramente errónea, anticiparse y evitar tomas que pudieran ser catastróficas –como la temida colisión en rampa–. En la aviación terrestre se habla en su lugar de «motor y al aire» o «*go-around*», que si es con contacto se denomina «aterrizaje frustrado» o «*balked landing*» (a veces se confunden y emplean indistintamente, de forma impropia).
- El desarrollo de un nuevo procedimiento de aproximación (*CLP*, *Carrier Landing Pattern*), compatible con la novedad de una pista desalineada una decena de grados con respecto al eje del buque (y por tanto, también desalineada con el viento en cubierta) –véase la figura (4.6), pág. 92–.

Revisión de las posibilidades en la actualidad

Volviendo a la posibilidad de intentar reducir al máximo la energía del avión, pero ahora en un contexto tecnológico 60 años más avanzado, nos encontramos con nuevas posibilidades, algunas de ellas recurrentes; reducir al mínimo el *MLW* con nuevos materiales y nuevos procedimientos de fabricación, dotar al avión de dispositivos hipersustentadores ultraeficientes (y ultracomplejos), minimizar el *efecto suelo* con la configuración de ala alta y cola en T, incluir una cierta capacidad de vectorización del empuje *TVC*, expandir la envolvente de vuelo a bajas velocidades a base de inusualmente grandes ángulos de ataque (y de actitud⁵), etc.

Sin despreciar las posibilidades de mejora de los primeros, únicamente parece que el *TVC* pudiera cambiar el panorama. Los nuevos materiales contribuyen en general siempre de forma muy positiva, pero sin embargo difícilmente podrían incorporarse de forma masiva en estructuras sometidas a cargas dinámicas tan importantes como las derivadas de la recuperación. Los dispositivos hipersustentadores conllevan complejas instalaciones auxiliares, y presentan el inconveniente de necesitar grandes dimensiones para su alojamiento, no siendo fáciles de instalar en las finas alas de los aviones de combate.

⁵ Ángulos de actitud tan grandes que en la práctica están ahora limitados por el impacto de la cola con la pista/cubierta, y que necesitarían por ejemplo de cámaras de TV para que el piloto pudiera ver lo que tiene delante.

Figura 4.6: Esquema de circulación ó *CLP* (*Carrier Landing Pattern*) del avión *T-45 Goshawk* en fase de recuperación sobre un portaviones de la *US Navy*. La clave de la cubierta desalineada es que permite establecer un procedimiento perfectamente definido sobre qué hacer tras un fallo o error en la recuperación. La figura muestra la representación esquemática simplificada de dicho procedimiento de circulación, incluyendo la toma sin enganche (*touch and go/bolter*), para una condición de visibilidad meteorológica normal (*normal day/VMC condition*). La línea de trazo discontinuo con flechas se ha dibujado sobre la figura original de la referencia [19] para subrayar las diferentes trayectorias de buque y avión.

Sobre avances electrónicos en el control de actitud, y aproximaciones con ángulos grandes –en aviones terrestres–, se trabaja en el concepto conocido como *ESTOL* (*Extremely Short Take-Off and Landing*), pero nada de esto es capaz de satisfacer simultáneamente requisitos tan extremos como los de operación de un avión de combate y de toma sobre un buque en movimiento –no sólo el debido a la propia propulsión, sino también a los posibles vaivenes debidos al oleaje–. Ha de tenerse en cuenta que el avión necesita de mando (aerodinámico) suficiente para corregir la trayectoria, o incluso para proceder a abortar el intento (*waveoff*), aún estando en la fase final de la aproximación.

En cuanto a las posibilidades técnicas de esta filosofía, la referencia [118] resume los logros del programa *VECTOR* (*Vectoring Extremely Short Take-Off and Landing Control Tailless Operation Research*) con el avión experimental *X-31* –dotado de *TVC*–, en el que se declara reducir la velocidad de aproximación en un tercio, con un ángulo de ataque de 24° , figura (4.7), pág. 94. Este avión emplea una combinación de sofisticados sensores (que incluyen *GPS*) para establecer de forma muy precisa la actitud y altitud del avión con respecto a la pista (con precisión de cm), mientras se aproxima de forma automática con ese ángulo tan grande –sin visibilidad del piloto–, y sólo en la última fase a 2 pies del suelo, el avión rota para no golpear con la cola en la pista, algo muy complicado con un buque en movimiento y requisitos de tiempos de respuesta muy pequeños⁶.

En definitiva, no se conoce otra manera compatible con dichos requisitos y ligaduras que no sea la de la instalación de un sistema de detención sobre la cubierta del buque. Es necesario, por tanto, ejecutar una maniobra de *apontaje*, con el empleo de una máquina de detención (*arresting gear*), que conectada a un cable de acero trenzado dispuesto transversalmente sobre la cubierta (*cross-deck pendant, CDP*), permita que el avión se sujete a él de forma súbita, mediante el enganche de una barra específica muy resistente (gancho de apontaje o *arresting hook*), dispuesta en la parte inferior trasera del avión a tal efecto –figura (4.8), pág. 95–. Es evidente que la capacidad de disipación de esa máquina también será finita, por lo que habrá que establecer unos umbrales energéticos máximos de utilización en función de dicha capacidad.

Pero es importante comprender que también hay un umbral mínimo, que debe permitir de nuevo el vuelo si por la razón que fuere el avión no se enganchara al cable. Si este umbral energético es demasiado bajo, el avión no podría remontar ya de nuevo el vuelo en caso de necesidad, y debería entonces dejarse caer como pudiera y en cualquier caso sobre la cubierta, necesitando de una barrera elástica disipadora además, que como último recurso evitara que el avión invadiera otras zonas de la cubierta o que cayera al mar⁷.

⁶Probablemente sólo de utilidad para los *UAS* embarcados, con otra valoración de los riesgos.

⁷En realidad todos los buques han de contar con una instalación para el montaje de una barrera de este tipo, que se conoce como barricada (*barricade*). La diferencia consiste en si su montaje y despliegue es realizado exclusivamente para situaciones de emergencia, o es un elemento imprescindible en la cubierta cuando esté configurada para las recuperaciones, sin necesidad de que un avión haya

Figura 4.7: *Rockwell-MBB X-31*, avión experimental de colaboración germano-estadounidense, dentro del programa *VECTOR*. Vuelo final de demostración en *NAS Patuxent River*, en abril de 2003, realizando una espectacular aproximación con 24° de ángulo de ataque. (*USN photo, 030429-N-0000X-002, www.navy.mil*)

Figura 4.8: *F/A-18 Hornet* en el preciso instante de ser recuperado sobre cubierta, detenido tras haber enganchado el cable n^o 2. Obsérvense los otros dos cables alternativos n^{os} 3 y 4, dispuestos transversalmente a continuación del utilizado, y elevados mediante flejes para facilitar el posible enganche. También, en primer plano la polea, y en el otro extremo de la pista -bajo la punta del plano de babor del avión-, el sistema óptico de lentes de Fresnel de ayuda a la aproximación, conocido como *IFLOLS* (*Improved Fresnel Lens Optical Landing System*).

Llegamos así a la diferenciación, ya superada desde el punto de vista histórico, de los buques denominados *todo cubierta*⁸ frente a los que disponen de una cubierta con pista de aterrizaje desalineada con respecto al eje longitudinal del buque (o *angled-deck*)⁹. La orientación de dicha pista de aterrizaje depende del tamaño del buque y del ancho necesario (que depende de la envergadura de los aviones a recuperar), pero se puede aproximar a los 10°.

Desde dicho punto de vista, los *todo cubierta* supusieron en su día un gran avance al dotar a las operaciones aéreas de una gran superficie de trabajo¹⁰, puesto que en términos operativos, es muy conveniente que se puedan simultanear las operaciones de lanzamiento o impulsión con las de recuperación¹¹. Esto es sencillo de exponer pero complicado de conseguir, dado el tamaño de los buques y las limitaciones físicas que tantas instalaciones necesitan.

Dependiendo del estado de la mar en el transcurso de las operaciones de recuperación, los movimientos del buque y su sistema de estabilización determinan el número de cables de frenado, así como la distancia desde la rampa a la que son desplazados —obsérvese con detalle la disposición de los cables en la figura (4.17), pág. 113—. La referencia [58] cuantifica los movimientos de cubierta de un *CVN*. Según este documento los valores máximos raramente exceden: $\pm 1.5^\circ$ en cabeceo (*pitch*), $\pm 2.2^\circ$ en balance (*roll*) y 5.5 ft en traslación vertical (*heave*). Esto significa por ejemplo que sólo la posibilidad de que el buque pueda desplazarse ese valor δz en vertical genera una incertidumbre longitudinal en el punto de contacto del avión sobre cubierta de valor:

$$(\delta s)_{Heave} = \frac{\delta z}{\tan \phi} \quad (4.18)$$

que para $\phi = 3.5^\circ$ alcanza el respetable valor de:

$$(\delta s)_{Heave} = \frac{5.5 \text{ ft}}{\tan 3.5} = 89.9 \text{ ft } (= 27.4 \text{ m}) \quad (4.19)$$

Añádase a esto lo que podría significar el movimiento de cabeceo $\delta\theta$ (alrededor del cdm del buque), véase (4.9), pág. 97, de donde se deduce la relación:

$$(\delta s)_{Pitch} [\sin \delta\theta_1 + \cos \delta\theta_1 \tan \phi] = d \tan \delta\theta \quad (4.20)$$

declarado esa condición, en la proa como barrera final divisoria entre las zonas de aparcamiento y/o lanzamiento de aviones, -véase la figura (4.10), pág.99-.

⁸En los que inicialmente se disponía la cubierta de vuelo como una superestructura sobre la cubierta original del buque, hasta que con posterioridad se procedió a diseñar el buque cómo se hace hoy en día, a partir de los requisitos que son determinantes para las operaciones aéreas.

⁹Buques que en castellano se han denominado, probablemente por una incorrecta traducción, como *de cubierta corrida*, y que parece más adecuado pasen a ser *de pista desalineada*.

¹⁰Que se culminó con los buques denominados *long-hull*, en los que tanto a proa como a popa el casco se remataba con la propia cubierta de vuelo, desplazando de allí emplazamientos de baterías y estaciones artilleras, instalaciones auxiliares, etc.

¹¹Por ejemplo, porque se necesite lanzar un avión cisterna para reabastecer en vuelo a otro que vaya a ser recuperado tras haber declarado emergencia.

Figura 4.9: Consecuencias del movimiento de cabeceo del buque (*pitch*) $\delta\theta$, alrededor de su cdm. Con encabritado, la posición del punto nominal de impacto del extremo del gancho de apontaje, o *Hook to Touch Down Point (HTDP)* se desplaza hacia adelante $(\delta s)_{Pitch}$, reduciendo la longitud efectiva de la pista de aterrizaje. El caso contrario es todavía más peligroso, pues podría hacer que golpear la rampa o incluso que impactara contra la popa del buque

donde se ha supuesto que el avión lleva su senda de planeo nominal con ángulo ϕ –como siempre, relativa a la cubierta en movimiento–, y que es en el último momento cuando la proa del buque cabecea hacia arriba $\delta\theta$ y el *TDP* (*Touch Down Point*) se desplaza hacia adentro un cierto valor $(\delta s)_{Pitch}$.

Resultando:

$$\frac{(\delta s)_{Pitch}}{d} = \frac{\tan \delta\theta}{(\tan \phi + \cos \psi \tan \delta\theta)} \sqrt{1 + \cos^2 \psi \tan^2 \delta\theta} \quad (4.21)$$

que para un *CVN* norteamericano cuyos valores son: $\psi = 9^\circ$, $\phi = 3.5^\circ$, $\delta\theta = 1.5^\circ$, y $\hat{d} = 137,5$ ft (estimado), se obtiene:

$$(\delta s)_{Pitch} = 41.4 \text{ ft } (= 12.6 \text{ m})$$

Todo esto lleva finalmente a las siguientes conclusiones:

- Hay que definir el estado de la mar en que se pretende operar (Escala *Beaufort*) y tomarlo como requisito del sistema de estabilización del buque.
- La tasa de *no enganches* (*bolters*) guarda en estos casos una relación directa con este fenómeno.
- Este valor de incertidumbre δs afecta directamente a la definición de la distancia conocida como *Hook to Touch Down Point*, *HTDP* (distancia al *CDP* núm.º 3 desde la rampa), véase figura (4.13), pág. 105.
- La posición tan aparentemente retrasada con respecto a la rampa del conjunto de los cables está justificada por la prevención de una colisión contra ésta o contra la popa del buque.

Frente a configuraciones históricas de más de una docena de cables –(4.10), pág. 99–, en la actualidad se usan 3 – 4 como compromiso entre la seguridad de operación y las necesidades de espacio, cada uno de los cuales está acoplado a su correspondiente máquina de frenado (*arresting engine*).

En definitiva, con todos los factores enumerados se debe decidir sobre una de estas opciones (y sus implicaciones económicas, operativas, funcionales y de seguridad):

1. Buque *todo cubierta* con separación efectiva entre la zona de recuperación a popa y la zona de lanzamiento y/o aparcamiento a proa, mediante una barrera disipadora o barricada –figura (4.10), pág. 99–. Su empleo sería bastante frecuente, por lo que necesitaría de constante sustitución –cada vez que fuera empleada–, así como de la correspondiente evaluación de posibles daños en el avión recuperado.
2. Buque *todo cubierta*:

Figura 4.10: *McDonnell F2H Banshee* a punto de tomar sobre el *USS Oriskany CV-34*, en febrero de 1955. Buque de la clase *Essex*, en el que en ausencia de pista desalineada (se incorporó en la remodelación del buque de 1957), la recuperación necesitaba de multitud de cables de apontaje. En esta imagen se pueden contar cerca de 15, anteriores a la barricada. Obsérvense que tras ella hay aparcados cinco aviones con los planos plegados -apretujados, pero dejando espacio para el eventual lanzamiento desde la catapulta de estribor-. En el centro, en el mismo eje de la pista, se perciben las marcas perimetrales de un gran ascensor central. En la popa, obsérvense las marcas de los múltiples impactos del gacho de apontaje sobre la rampa, así como la que debía ser impresionante perspectiva de los servidores de las baterías de artillería antiaérea. (*Official US Navy photography, Naval Historical Center, # NH 97412* <http://www.history.navy.mil/>)

- a) que pueda simultanear las operaciones de lanzamiento y recuperación, al menos de una manera parcial. Es decir, que aunque fuera de una manera jerárquicamente supeditada a la recuperación, el buque pudiera también ejecutar lanzamientos –o incluso impulsiones– en determinados momentos. Puesto que no parece lógico contemplar que ese hipotético buque tuviera catapultas, consideremos el caso de la impulsión. Sería necesario que hubiera espacio libre de obstáculos (aparcamiento de aviones, ascensores, etc) donde el avión que fuera a ser lanzado pudiera ser preparado sin interferir la recuperación del otro en ciernes (lo ideal sería que este espacio estuviera a proa delante de la isla, desde donde una trayectoria corta podría partir directamente hacia el trampolín en el momento preciso). Esto nos lleva por el contrario, a tener que analizar la posibilidad de que el avión tuviera que irse al aire tras un contacto sin enganche, haciendo uso del trampolín. Esto se podría calificar como *no enganche, con ida al aire impulsada (bolter jumping)*¹².
- b) que pueda cambiar de configuración de forma flexible y rápida, de tal manera que cuando esté en esta última tenga una disposición total para la tarea de recuperación de aviones, exclusivamente. Es decir, que aquel avión que no enganche correctamente el cable pueda intentar irse al aire de nuevo, recorriendo toda la cubierta longitudinalmente de popa a proa. Plantea muchos interrogantes en cuanto a seguridad, porque en un buque de guerra no se puede dejar nada imprevisto, y fallos en el cambio de configuración serían catastróficos (un accidente en cubierta, daños en combate, avería de instalaciones críticas, etc). Al igual que en el subapartado anterior, sólo parece tener sentido en buques sin catapulta, y la entonces previsible existencia de trampolín, plantea la posibilidad del *bolter jumping* o la instalación de un trampolín abatible (con un accionamiento similar al del *JBD*, por ejemplo).
3. Buque de *pista desalineada*, que permite desacoplar, y por tanto simultanear, las operaciones de lanzamiento y de recuperación, al menos las primeras de forma parcial. Es decir, que es posible que alguna trayectoria de lanzamiento o impulsión –de las varias disponibles– pudiera invadir o incluso comenzar desde una parte de la pista de recuperación, figura (3.10), pág. 67. Es el más complejo y costoso, pero a la vez el más operativo, flexible, seguro y capaz. A pesar de todos estos calificativos y de avances tecnológicos como el empleo de la radio, sistemas de visión nocturna (*Night Vision Googles, NVG*), de un sistema óptico de aproximación basado en lentes de Fresnel (*Improved Fresnel Lens Optical Landing System, IFLOLS*), de un sistema de alineación por rayos láser (*Long-Range Lineup System, LRLS*), etc, la recuperación del avión sigue necesitando de la ayuda de un *LSO* que desde cubierta colabore con el piloto en la percepción de su actitud,

¹²Término que se propone, a falta de otro mejor más descriptivo.

Figura 4.11: *McDonnell-Douglas* (ahora *Boeing*) *F/A-18B Hornet* a punto de que su gancho de apontaje contacte la cubierta entre los cables n° 1 y n° 2 del *USS Ronald Reagan* CVN-76, Océano Pacífico, 2005. (*U.S. Navy photo 050811-N-0226M-117*, www.navy.mil). Obsérvese la atenta mirada del Oficial de Señales de Aterrizaje (*Landing Signal Officer, LSO*) y sus ayudantes (todos con chaleco blanco), mientras dirigen la maniobra desde la cota de babor, en cabecera de pista. También se pueden observar los flejes elevadores de los cables de acero (*Cross Deck Pendants, CDP*).

velocidad, altitud y ángulo de descenso. Compárense las imágenes (4.4), pág. 88 y (4.11), pág. 101, entre las que median 60 años.

En cuanto al análisis de las diferentes opciones, sólo el hecho de no disponer de un motor de detención de suficiente potencia de frenado justificaría el empleo de la opción núm.^o1, que conllevaría implícitamente la asunción del criterio de energía mínima (no habría opción de volverse a ir al aire, y el no-enganche significaría la embestida de la barricada). Desde un punto de vista operativo es la opción más deficiente e insegura, por lo que se descarta definitivamente en este trabajo.

Las posibilidades de la opción núm.^o2 parecen dignas de una revisión más en profundidad, puesto que quizá permitieran albergar ciertas esperanzas de conversión en los buques de la era *Harrier*. La implantación generalizada de la opción núm.^o3 se comenta

por si sola.

Por tanto, las opciones a considerar implican que:

Se necesita delimitar claramente los dos niveles energéticos; máximo y mínimo – con sus correspondientes salvaguardias–, que permitan la recuperación segura sin que se pueda causar daño ni al avión ni a la máquina de detención, y que prevengan la posibilidad de que el avión pueda ejecutar en condiciones de seguridad, tanto la maniobra de abortada de la aproximación (waveoff), como una vuelta al aire para un nuevo intento –tras el contacto con la cubierta– (bolter).

Por tanto, se asume con perfecta *normalidad profesional* el que las operaciones de recuperación puedan frustrarse incluso en la fase final –con o sin contacto con cubierta–, entendiendo por *normalidad* el que existen procedimientos perfectamente descritos para tratar este tipo de contingencias, que se entrenan y ejecutan constantemente de forma programada y periódica incluso en condiciones de baja visibilidad, a fin de mantener la calificación de embarcabilidad del piloto. Por ejemplo, cada una de las recuperaciones¹³ son grabadas con varias cámaras de TV del sistema conocido –en el caso de la *US Navy*– como *Integrated Launch And Recovery Television Surveillance System (ILARTS)*, que permite su posterior análisis y comentarios al piloto por parte del *LSO*, que los califica y enjuicia individual y minuciosamente. Forman parte de la evaluación continua con que se acredita la calificación de embarcabilidad del piloto, y también son fundamentales para aclarar los posibles accidentes e incidentes y poder mantener los niveles de seguridad establecidos para las operaciones aéreas embarcadas.

Coeficiente de sustentación de diseño para la fase de recuperación

El anterior establecimiento de dos umbrales energéticos tiene en particular la consecuencia de que sea imposible diseñar la recuperación con parámetros que pretendan optimizarla en sí misma, puesto que ha de tenerse en cuenta de forma imperativa que el avión ha de estar en condiciones (tanto cinemáticas como dinámicas) de rectificar el descenso, o incluso de irse nuevamente al aire pese a que pudiera haber hecho contacto con cubierta –con gancho y/o con tren–, y con un amplio cúmulo de circunstancias desfavorables adicionales.

Sin ir más lejos, las expresiones iniciales (4.3) y (4.6) –pág. 81–, han de ser calculadas teniendo en cuenta que el coeficiente de sustentación utilizado habrá de ser seleccionado de entre los correspondientes a varias situaciones, hasta determinar el apropiado, que podríamos bautizar como *coeficiente de sustentación de diseño para la fase de recuperación* (C_L)_{Recov}, por ejemplo de entre los siguientes valores:

- Un valor límite máximo, correspondiente a una recuperación optimista o *ambiciosa*, en la que se ha descartado remontar el vuelo y se busca explícitamente

¹³No sólo las recuperaciones, también son grabados los lanzamientos. El sistema norteamericano *ILARTS* consta de seis cámaras de TV; dos a ambos lados de la proa, una en la isla, otras dos en el eje de la pista de aterrizaje, y otra en la cintura (*waist*) –en la banda de babor, tras la plataforma del *LSO*–. También dispone de sensores infrarrojos para las operaciones sin visibilidad.

minimizar la energía todo lo posible. La ejecución experimental de esto se llevaría a cabo en una simulación de toma en cubierta en una pista terrestre convencional (pero con las marcas delimitadoras de las dimensiones de la cubierta), dotada de una máquina de detención, y con corrección por el viento en cubierta. También podría ser de aplicación en determinadas situaciones de emergencia, en las que se conociera de antemano la imposibilidad de hacer uso del gacho de apontaje¹⁴.

- Un valor límite mínimo, correspondiente a una maniobra en la que el avión se vaya al aire tras tomar contacto con la pista (*bolter*), pero en las condiciones más desfavorables que se definan previamente como que se hayan de satisfacer, por ejemplo; toma sin que enganche en ningún cable (rebote del gancho, aproximación deficiente, movimiento del buque, etc), rotura de éste, reacción tardía del piloto en la aplicación de gases, etc. En particular, el fallo de la planta propulsora precisamente en tan delicado instante no parece que deba estar entre las situaciones exigibles de superar¹⁵.
- Satisfacción de situaciones aparentemente intermedias que habría que verificar; enganche en el cable núm.^o4 (o el último *CDP* de que se disponga), *waveoff*, etc.

Esto significa, entre otras cosas, que también la selección del empuje aplicado en esta maniobra puede deberse a criterios derivados de la necesidad de tener que corregir ésta de forma inmediata, en los que se puede demandar un empuje muy superior (y por tanto dependiente por tanto de los tiempos de respuesta, tanto mecánicos como fisiológicos). Por ejemplo, y como consecuencia de esto último, el procedimiento estándar en el contacto con cubierta es el de aplicar la máxima potencia (o incluso postcombustión), y no cortar gases hasta sentir el tirón que indique que efectivamente el gancho acoplado al cable retiene el avión. Este trabajo mecánico habría de ser tenido en cuenta en el balance energético durante el recorrido por cubierta (4.13), porque representa una energía adicional que el motor de detención también debe disipar:

$$E_{AG,WOD} \simeq \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{ref}^2 \left(\cos \gamma - \frac{v_{OD}}{v_{ref}} \cos \psi \right)^2 + T (\Delta s)_{trap} \quad (4.22)$$

donde se han depreciado la resistencia aerodinámica y de rodadura frente a la acción decelerante de dicho motor.

¹⁴La correcta extensión del gancho de apontaje es tan sumamente importante que es el primer evento a satisfacer en la secuencia definida en el procedimiento estándar de recuperación. Además de la indicación en cabina, el piloto ha de recibir por radio confirmación visual desde la cubierta del buque de que el gancho esté desplegado (generalmente del *LSO*, mediante unos prismáticos). Su no satisfacción puede desencadenar de forma inmediata el procedimiento de emergencia, en el que imperativamente se ha de proceder a desplegar la barricada, despejar al máximo la cubierta, etc (sólo retrasada en tanto que pudiera ser compatible con la disponibilidad de combustible del propio declarante y del resto de aviones en el aire).

¹⁵Que indefectiblemente acabarían con el avión en el agua y la consiguiente eyección de la tripulación, que a pesar de las condiciones aparentemente favorables, siempre es muy peligrosa. Sobre este desgraciado particular véanse los comentarios a la figura (4.12), pág104.

Figura 4.12: Accidente de un *F-14* en la aproximación al *USS Abraham Lincoln* CVN 72, en 1994. El informe oficial indicó que la pérdida repentina en el compresor del motor de babor, combinada con el intento inadecuado de corrección con la postcombustión del de estribor, y la insuficiencia de mando aerodinámico en guiñada, derivó en un empuje asimétrico incontrolado que le precipitó al agua. La imagen superior está tomada desde la cámara de la isla del sistema *ILARTS* (*Integrated Launch And Recovery Television Surveillance System*), poco antes de que el tripulante trasero -operador del radar de interceptación (*Radar Intercept Officer, RIO*)-, activara la secuencia de eyección de ambos tripulantes, con la que sin embargo únicamente él logró salir del avión. Bastaron 0.4s más para que el avión se estrelalara en actitud invertida contra el agua a 250 km/h, hundiéndose el desafortunado piloto con su avión en el Pacífico a 1100 m de profundidad, de donde 19 días más tarde fueron emergidos (imagen inferior). (en.wikipedia.org/wiki/Kara_Hultgreen) (www.cmrlink.org/CMRNotes/87mr11cmrrpt09j95.pdf)

Figura 4.13: Explicación gráfica de la definición de las distancias HTE (*Hook to Eye*), HTR (*Hook to Ramp*) y $HTDP$ (*Hook to Touch Down Point*). Estas distancias dependen de cada modelo de avión, y el *LSO* ha de ajustar el *IFLOLS* en función de la HTE para que la indicación visual al piloto sea correcta, y en consecuencia el gancho apunte entre los cables n° 2 y 3.

En el último término de (4.22), $(\Delta s)_{trap}$ es la distancia empleada en la detención (el recorrido por cubierta con el gancho atrapado al cable), que es tan sólo una parte de la distancia total empleada (que se mide desde la rampa). En aquella, lógicamente interviene el comportamiento disipativo del motor de detención, cuya respuesta en el tiempo depende de su correcto ajuste con la masa del avión (dependiente de la declaración vía radio que haga el piloto del combustible y armamento remanentes), y de la previsión de velocidad máxima $v_{engaging}$ (dependiente del modelo de avión, y de la velocidad de viento en cubierta), y de si media o no declaración de emergencia o de avería en algún sistema. Todo esto es responsabilidad última del *LSO* (que también por ejemplo, debe ajustar la señal visual del *ILFOLS* en función de la distancia HTE ¹⁶, que depende básicamente del modelo de avión).

En la práctica, al menos en el motor de frenado *Mk7* en servicio en los *CVN* norteamericanos, el sistema se regula en función de las características del avión, *WOD*, etc para que la carrera sea siempre la misma e igual a la máxima, y por tanto, $(\Delta s)_{trap}$ es una característica del sistema. Esto se consigue gracias a una válvula especial, denominada de constante agotamiento de carrera –*Constant Runout Valve (CROV)*–. La

¹⁶El término HTE mide la distancia, proyectada en dirección vertical, entre la posición visual del piloto y el extremo inferior (pezuña) del gancho de apontaje en la posición desplegada (*hook down*).

estimación de este valor se lleva a cabo dentro del apartado (4.4), ecuación (4.27), pág. 112.

4.3. Consideraciones específicas de la cubierta desalineada

La no alineación de la pista de aterrizaje con respecto al eje longitudinal del buque, sumada a su necesario movimiento para facilitar las operaciones aéreas, plantea diferentes posibilidades que han de ser convenientemente analizadas.

La referencia en una operación de recuperación con presencia de un cierto viento en cubierta es sin duda la toma con viento cruzado en una pista terrestre, con respecto a la cual existen notables complicaciones relacionadas con la seguridad. Mientras que en tierra el avión puede salirse de la pista o incluso capotar, sobre cubierta esto podría terminar además con el avión invadiendo zonas de aparcamiento o de lanzamiento, o incluso precipitándose al mar. En un campo de vuelo se pueden alejar de las extremos de la pista los posibles obstáculos; instalaciones, vehículos, personal, etc, dejando sólo lo imprescindible –que además se diseña de forma *frangible*–, mientras que en una cubierta es evidente que no puede ser así. Para terminar, una colisión contra la *rampa* (cabecera de pista), o una embestida contra la *isla* son otras peligrosas situaciones a evitar.

Es importante destacar que la utilización de un sistema de frenado no elimina la necesidad de estas consideraciones, ya que en caso de no enganchar ninguno de los cables el avión debe ser capaz de rodar por la pista sin rebasar las líneas de seguridad, mientras está tratando de acelerarse.

La mayor energía con la que por tanto el avión afronta la maniobra, el movimiento del buque, la imposibilidad de pistas alternativas, y la necesidad operativa de proceder en condiciones nocturnas o de baja visibilidad –todas ellas superpuestas a las de una situación de combate–, hacen que se considere una fase en extremo delicada.

Al igual que con el *lanzamiento* y la *impulsión*, la combinación del viento atmosférico y del viento incidente debido al movimiento del buque determinan el viento en cubierta (*Wind On Deck*, *WOD*) que podría orientarse mediante un adecuado gobierno básicamente de dos maneras, según el eje del buque y según el eje de la pista. Las aproximaciones asociadas teniendo en cuenta el movimiento relativo avión-buque –a través del concepto de velocidad de atrapada v_{trap} – se han denominado; *de persecución de la rampa* (*ramp pursuit*), y *de persecución de la proa* (*bow pursuit*)¹⁷.

Antes de analizarlas parece conveniente advertir que la posible situación derivada de los cambios de orientación del viento atmosférico complicaría la operación de recuperación en ambos casos, si bien parece lógico que el buque sólo podría modificar el rumbo para corregir esa contingencia mientras los aviones no hubieran comenzado la secuencia del *CLP*, habiendo de estar por tanto describiendo órbitas de espera en un circuito (*marshal pattern*), aguardando su turno.

¹⁷Denominaciones originales del autor, tanto en castellano como en inglés.

Figura 4.14: Trayectoria de persecución de la rampa (*ramp pursuit*). El buque ha de navegar con un ángulo χ con respecto a la corriente de viento atmosférico incidente v_{wind} , de manera que el *WOD* tenga la dirección de la pista de aterrizaje. Los tamaños de los vectores correspondientes al triángulo de velocidades están exagerados para su mejor visualización. (Original del autor)

4.3.1. Persecución de la rampa

Está basada en un *WOD* según el eje de la pista de aterrizaje, y en ella el avión ejecuta una aproximación relativa al buque con una trayectoria del cdm alineada con el eje de la pista y **sin necesidad nominal de resbalamiento**. Esto supondría que el buque habría de navegar con viento lateral, soplándole por el costado de babor con un ángulo χ (si como es habitual la pista está a la izquierda y la isla a la derecha).

Este ángulo se obtiene en función del propio valor del viento atmosférico –véase la figura (4.14), pág. 107–:

$$\sin \chi = \frac{v_{OD}}{v_{wind}} \sin \psi \quad (4.23)$$

El avión en consecuencia se acercaría al buque siguiendo una trayectoria de persecución de la rampa (*ramp pursuit*), y por tanto en este sentido la aproximación relativa del avión a la pista es óptima.

Cuando el avión alcanza la rampa su eje longitudinal estará alineado con la pista,

y su velocidad también (no hay resbalamiento pues el viento en cubierta le soplaría frontalmente), pero el buque se le desplazaría hacia estribor (es como si en la rodadura derrapara hacia la izquierda), por lo que en caso de *bolter* debería guñar hacia estribor. Este tipo de consideraciones son muy importantes porque el piloto debe ejecutarlas de forma natural –mientras simultáneamente mete gases– a la espera de sentir el tirón que evidencie el enganche de uno de los *CDP*, ya que el tiempo de reacción es muy escaso.

La ventaja de esta aproximación deriva del vuelo sin resbalamiento, que en determinadas situaciones anómalas en las que al avión le faltara mando lateral-direccional podría ser ventajosa. Sin embargo necesita de que haya viento atmosférico que superponer a la corriente creada por su propio movimiento, lo cual es un gran inconveniente (descartando totalmente el que fuera el propio buque el que navegara con resbalamiento cuando hubiera operaciones aéreas). Plantear un procedimiento de aproximación específico para situaciones de emergencia es algo habitual, pero que haya de estar supeditado a algo tan impredecible como la meteorología no es razonable.

Otro aspecto interesante es el hecho de que puede facilitar la minimización del efecto de estela que la isla y demás elementos de la superestructura dejan tras de sí (*burble effect*), ref. [16]. Lo ideal sería que dicha estela no cortara la trayectoria del avión, y es evidente la importancia de la orientación del viento sobre los elementos de cubierta, que pueden tener que desplazarse longitudinalmente sobre ella por consideraciones de este tipo¹⁸.

Por otra parte, esta configuración complicaría la posible simultaneidad con las operaciones de lanzamiento e impulsión, puesto que el *WOD* no sería el óptimo para ellas y consecuentemente repercutiría en el peso máximo a lanzar o a impulsar. Como remate, el *CLP* asociado a desenvolverse sobre un circuito centrado en el buque con esa orientación de viento cruzado se complicaría considerablemente.

4.3.2. Persecución de la proa

Está basada en un *WOD* según el eje del buque. En este caso, si el buque navega proa al viento y mantiene la velocidad con esa dirección, se consigue una mayor corriente que en el caso anterior, que también tendrá la dirección del eje longitudinal del buque.

De forma aproximada, el avión vuela con rumbo paralelo al del buque por su derecha, para luego guñar a babor –hacia la pista–, tratando de cortar con su trayectoria la del buque por delante de la rampa, de forma que su velocidad relativa v_{trap} se oriente según la dirección del eje de la pista (en términos azimutales). Por esta razón se la ha denominado *persecución de la proa* (*bow pursuit*), tratando de indicar que el punto de referencia está por delante de la rampa.

¹⁸En este sentido resultan curiosas las diferencias entre estos buques, que sin duda no han de ser fruto de casualidad ni capricho; el *CDG* francés tiene la isla considerablemente más hacia la proa que sus homólogos norteamericanos de la serie *Nimitz*. En cuanto a los nuevos diseños, la serie *Ford* norteamericana la tiene muy cerca de la popa, y la serie *Queen Elizabeth* británica la ha desdoblado en dos (una de las cuales, a popa, será la responsable de las operaciones aéreas).

Figura 4.15: Tramo final de la aproximación con trayectoria de interceptación (*cross path*), con y sin resbalamiento. Las velocidades de referencia v_{ref} y de atrapada v_{trap} están sin proyectar, con el único objetivo de no complicar la comprensión del dibujo. Por esa razón en el dibujo de la izquierda se incluye el ángulo β_1 , que es la proyección en planta del ángulo de resbalamiento β . (Original del autor)

Esta es la maniobra que actualmente se utiliza. En la práctica es más complicada, describiendo primero un circuito a izquierdas alrededor del buque (tras haber comenzando efectivamente con una trayectoria paralela pero desplazada a su derecha). Lo más importante es que el circuito ha de terminar en un pasillo (*groove*) en el que la trayectoria del avión termine interceptando la del buque con el mismo ángulo que la pista de aterrizaje.

Físicamente, el procedimiento es análogo al de una aproximación con viento cruzado en una pista de aterrizaje terrestre, donde la velocidad del avión relativa a la pista se ve minorada por el WOD . La figura (4.15), pág. 109 describe este tramo final.

Con el ajuste de la guiñada el piloto puede conseguir situar el cdm del avión adecuadamente en la rampa, precisamente en la intersección del eje del buque con el eje de la pista de aterrizaje. La corrección es cinemática (por composición vectorial de las velocidades, aplicadas al cdm), y por tanto en sí es independiente de que el avión pueda resbalar o no.

Por último, para controlar la orientación del eje longitudinal del avión con respecto al eje de la pista tiene que actuar sobre el resbalamiento. En consecuencia, si el avión quiere abordar la pista con su eje longitudinal alineado ha de resbalar, que en consecuencia acarrea que las alas no estén a nivel (hay balance). Esto es un inconveniente.

Con el procedimiento adecuado, esquematizado en la figura (4.16), pág. 111, ajustado de acuerdo al cálculo con las velocidades de buque y avión, este último puede

ejecutar la maniobra con el mínimo resbalamiento, y por tanto con las alas casi a nivel (al menos nominalmente, aún cuando siempre sean necesarias correcciones).

El ángulo de resbalamiento aparente β_1 (azimutal) se puede calcular de la expresión:

$$v_{ref} \cos \gamma \sin \beta_1 = v_{OD} \sin \psi$$

Resultando:

$$\beta_1 = \arcsin \left(\frac{v_{OD} \sin \psi}{v_{ref} \cos \gamma} \right) \quad (4.24)$$

Para los valores de (4.16), pág. 85 este ángulo vale:

$$\beta_1 = \arcsin \left(\frac{20 \sin 9}{160 \cos 3.5} \right) = 1.12^\circ \quad (4.25)$$

Con respecto al contacto con la rampa y al igual que en el caso anterior, cuando el avión la alcance su eje longitudinal prácticamente estará alineado con la pista, y su velocidad también. Como en la trayectoria de persecución, el buque se le desplazaría hacia estribor (es como si en la rodadura derrapara hacia la izquierda). Sin embargo en este caso el viento en cubierta soplaría al avión por estribor, levantándole el plano derecho. La acción del piloto habría de ser; bajar el plano derecho y guñar hacia la derecha –como en un viraje–.

Este método tiene muchas ventajas:

- Optimiza el *WOD*. No depende del viento atmosférico (admitiendo que el buque pueda suplirle con una navegación sostenida a un régimen mayor).
- Permite simultanear la recuperación con lanzamientos o impulsiones, también alineados con el *WOD*.
- La maniobra de aproximación es, desde un punto de vista de mecánica del vuelo, similar a una toma terrestre con viento cruzado.
- No es más complicado de ejecutar por el avión en caso de no enganche del *CDP* ó *bolter* que el caso anterior.

4.4. Detención sobre cubierta

Dejando a un lado la posible paradoja de que un avión recuperado sobre un cierto buque no pudiera luego volver a lanzarse o impulsarse desde su cubierta, podemos en primer lugar realizar una estimación de la deceleración necesaria para que el avión se detuviera sobre ella de forma autónoma (sin el uso de un motor de detención). Suponiendo que el avión ejecutara un perfil de deceleración constante $\bar{a}$, el problema es

Figura 4.16: Dibujo esquemático simplificado, complementario de la figura (4.6), pág. 92. Vista en planta de un *CLP* Caso I típico, en un buque con cubierta desalineada. El avión vuela tras el buque con rumbo paralelo a estribor, y le termina alcanzando (*overhead*). Tras dejarle atrás (ambos en gris), y transcurridos unos segundos, el avión inicia un circuito a izquierdas (*break*), con tres secuencias de virajes seguidos de tramos rectos (viraje y recto corto en perpendicular al *BRC* -*Base Recovery Course*-, viraje y recto largo en sentido contrario al *BRC* cruzándose con él (*abeam*), viraje y recto corto en perpendicular al *BRC*). En el cuarto y último, más cerrado, se sitúa en el pasillo final recto (*groove*), alineado no con el buque, sino con la pista (avión y buque en negro). En dicho tramo a $3/4$ nm de la rampa debe de poder ver las señales luminosas de la bola, ó *IFLOLS* (*Call the Ball*).

exclusivamente cinemático. Si el buque está en movimiento, teniendo en cuenta (4.9), pág. 83, podemos escribir que:

$$(\bar{n}_x)_{NAG} = \frac{\bar{a}_x}{g} = \frac{v_{engaging}^2}{2g(\Delta s)_{trap}} \quad (4.26)$$

donde $(\bar{n}_z)_{NAG}$ es el factor de carga horizontal de deceleración (con el subíndice -NAG por *No Arresting Gear*). También se ha utilizado $(\Delta s)_{trap}$ para describir el recorrido del cdm del avión (medido sobre el eje de la pista, proyectado sobre el plano de cubierta), con la misma notación que si tuviera máquina de frenado para posteriormente poder comparar.

Para estimar este valor de $(\Delta s)_{trap}$, vamos a calcular la distancia sobre dos tipos de buque -CVN norteamericano y el *Kuznetsov* ruso-, ambos con pista desalineada. En ambos casos se supondrá de forma ideal que el avión hace contacto en la misma posición nominal con que haría contacto el gancho de apontaje, en un punto de referencia situado en el centro del conjunto de cables de frenado, entre el núm.º2 y el 3 (ambos tienen 4)¹⁹. Por último, se tiene en cuenta como final de recorrido la posición del cdm que hace que el *NLG* alcance el final de la pista. La figura (4.17), pág. 113 puede servir de ayuda.

Si se toman como base los valores:

$$\begin{aligned} (\Delta s)_{trap}|_{CVN} &= 155 \text{ m} \\ (\Delta s)_{trap}|_{Kuznetsov} &= 130 \text{ m} \end{aligned} \quad (4.27)$$

Se obtiene que para lograr la detención en esa distancia -en las condiciones de (4.16), pág. 85-, sería necesario un valor de deceleración media estimada de:

$$(\bar{n}_x)_{NAG}|_{CVN} = \frac{(140 \times \frac{1852}{3600})^2}{2 \times 9.8 \times 155} = 1.7 \quad (4.28)$$

$$(\bar{n}_x)_{NAG}|_{Kuznetsov} = \frac{(140 \times \frac{1852}{3600})^2}{2 \times 9.8 \times 130} = 2 \quad (4.29)$$

Haciendo un juicio crítico de lo calculado hasta ahora, se comprende que corresponde a una situación de cálculo que en la práctica es en exceso ficticia, puesto que:

- En realidad, a pesar de lo sostenido inicialmente en cuanto a que el frenado fuera autónomo, no habría inconveniente en que se contara con un sistema de auxilio

¹⁹Para ser exactos, tienen 4 cables de frenado (*CDP*); los 8 primeros buques de los 10 construidos de la clase *Nimitz* norteamericana, los dos gemelos rusos de la clase *Kuznetsov* (incluyendo el chino *Liaoning*), y el brasileño (clase Foch francés) *Sao Paulo*.

Los dos últimos de la clase *Nimitz* (y parece que también los nuevos de la clase *Ford* -actualmente en construcción-), el Charles de Gaulle francés, y el *Vikramaditya* indio, tienen ya solamente tres.

Figura 4.17: Estimación de la distancia efectiva disponible para la recuperación en los buques portaviones de mayor desplazamiento actualmente en servicio, los CVN norteamericanos de la serie *Nimitz* -de 100.000 t- y el *Almirante Kuznetsov* ruso de 60.000 t. Obsérvese que esa distancia (calculada entre posiciones nominales del cdm) es precisamente en ambos buques el 65 % de la longitud de la pista. (Original del autor, sobre dibujos base extraídos de la red, www.fas.org/irp/doddir/navy/rfs/part02.htm y z11.invisionfree.com/shipbucket/ar/t2641.htm)

en la frenada, sin necesidad de que fuera de detención, siempre que la deceleración en que concurrieran todos los sistemas empleados fuera constante. En los aviones de operación terrestre también se emplean estos sistemas –que no son de detención o *apontaje*–, como sistema de emergencia [2]. En cierta manera, estos dispositivos podrían considerarse como simplificaciones de los sistemas embarcados, que han de ser diseñados para satisfacer requisitos mucho más exigentes debido a los espacios de instalación mucho más reducidos, mayor velocidad de aproximación y movimientos de la cubierta. Están basados en la operación de un gancho (*tail hook*)²⁰ que el piloto ha de sujetar a un único cable dispuesto sobre la pista, conectado a un equipo denominado *Barrier Arresting Kit (BAK)*, si está instalado de forma permanente en una pista, o *Mobile Aircraft Arresting System (MAAS)* si fuera un sistema portátil, que se emplea típicamente en pistas expedicionarias, despliegues, etc –ambas dos, denominaciones norteamericanas–. Aviones como los *Mirage 2000*, *F-4C/D/E/G*, *F-5E/G*, *F-15*, *F-16*, *F-22*, *Rafale C*, y *EFA Typhoon* son ejemplos de ello²¹. Salvo los *Rafale*, *F-15* y *F-22* (mostrados en la figura 4.18, pág. 115), el resto de los enumerados dispone también de paracaídas de frenado (*drag chute*), utilizable incluso –a diferencia del anterior–, como procedimiento ordinario, pues reducen el desgaste de los neumáticos y de los forros de los frenos²².

- Sin embargo, esta hipótesis de deceleración constante es difícilmente sostenible, puesto que equivaldría a mantener una fuerza de frenado constante –independiente de la velocidad–. En consecuencia, estos cálculos únicamente tienen valor a efectos comparativos, como parámetro integrador de las dos variables que quedan tras fijar el *WOD*; $v_{engaging}$, $(\Delta s)_{trap}$, toda vez en que no se entra a valorar cómo se consigue dicha deceleración.
- Por último, y como se ha justificado previamente, este modelo físico de rodadura decelerada sería incompatible con una nueva *vuelta al aire* en caso de emergencia, que necesitaría contar imperativamente con un cierto empuje T (súmese a las consideraciones anteriores el que deba conseguirse dicho perfil de deceleración con él además).

²⁰En el presente trabajo se considera conveniente diferenciar el gancho de frenado (*tail hook*) del de detención o *apontaje* (*arresting hook*). Ambos se disponen en la parte inferior de la cola, y en la literatura no es usual diferenciarlos, pero el primero no podría emplearse con un sistema embarcado de recuperación *ARE* (*Aircraft Recovery Equipment*).

²¹Se señalan versiones no navales del *F-4 Phantom II*, y las últimas desarrolladas del *F-5 Tiger II*, todas con gancho de frenado. Del resto de los aviones mencionados no se conoce versión que no disponga de este elemento.

²²Hay algún ejemplo de avión embarcado que dispone también de paracaídas, como el *Dassault Super-Étendard*, pero lo emplea exclusivamente en los aterrizajes en pistas terrestres.

Figura 4.18: Dos ejemplos de aviones de combate no embarcados que disponen de ganchos de frenado como sistema de emergencia; *F-15 Eagle* y *F-22 Raptor*. En el caso de éste último, puede observarse en los detalles que en la posición replegada el dispositivo está oculto dentro de un carenado. (F-15 en Langley AFB, 040812-F-1101B-014 photo y colección de *Steve Daytes*) y (F-22A en Nellis AFB, colección de *Karl Drage*, www.airliners.net).

4.4.1. Empleo de un motor de detención

Una vez identificada la necesidad de un sistema externo de detención, durante la rodadura frenada por cubierta se puede escribir la ecuación de equilibrio longitudinal como:

$$T - (F_{Tow} + F_R + D) = \frac{W}{g} \frac{dv}{dt} = \frac{W}{g} v \frac{dv}{ds} \quad (4.30)$$

donde ahora el empuje T actúa contra la fuerza ejercida por el motor de detención F_{Tow} (*tow force*), la resistencia de fricción y la resistencia aerodinámica.

En términos energéticos puede escribirse que:

$$\int_0^{R_{Stroke}} (F_{Tow} + F_R + D - T) ds = \frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{engaging}^2 \quad (4.31)$$

donde R_{Stroke} es el recorrido o carrera total (*stroke*) del dispositivo.

Determinación del empuje necesario por consideraciones de abortada tras contacto (bolter)

Es evidente que la determinación del empuje T del avión debe considerar multitud de requisitos, entre los que se encuentran; capacidad de rectificación de la maniobra de aproximación (*wave-off*), tiempos de respuesta de éste, etc, y en particular la capacidad de aceleración necesaria para resolver satisfactoriamente una recuperación abortada tras el contacto con cubierta (*bolter*).

Buscamos por tanto las ecuaciones que permitan determinar el empuje T_{Bolter} del avión en relación con la longitud de la pista, el peso a recuperar W y la velocidad del avión (todo para una configuración dada).

Supongamos que llamamos $(\Delta s)_{Bolter}$ a la longitud de pista disponible para acelerar el avión desde que éste hace contacto con la pista y no engancha ninguno de los cables dispuestos a tal efecto, hasta que el *NLG* llega al extremo final.

Hagamos las siguientes consideraciones:

- $(\Delta s)_{Bolter}$ es el recorrido máximo posible del cdm del avión, medido sobre una representación en planta de la pista de aterrizaje teniendo en cuenta sus posiciones cuando el gancho de apontaje desplegado justo rebasa el *CDP* núm.º 4 (independientemente de cual haya sido la razón), hasta que el *NLG* alcance el borde final de la cubierta. Es por tanto, un valor máximo disponible.
- Se supone por tanto una disposición de partida en cuanto al número, separación, y posición longitudinal de los cables sobre la cubierta.
- Se habrán de tomar salvaguardias conservativas que minoren de forma razonable esta distancia. Por ejemplo, a pesar de que el procedimiento estándar consista en

que el piloto meta gases en cuanto haga contacto con la cubierta (y no los haya de cortar hasta que reciba indicación visual del personal que haya constatado o no dicho enganche, incluso aunque note el violento tirón), parece razonable introducir un pequeño tiempo de retraso en la respuesta –de unas décimas de segundo, quizá– por seguridad. Sería posible también que el cable hubiera realizado un cierto frenado y luego se soltara o se rompiera, y conservativamente habría que suponer una cierta deceleración. En definitiva, todo se puede resumir en la aplicación de un determinado factor de seguridad que minore el cálculo de dicha distancia $(\Delta s)_{Bolter}$.

- Las velocidades implicadas son relativas a la cubierta, y por tanto, han de tener en cuenta el movimiento del buque.

Si suponemos una vez más aceleración constante, el proceso es cinemático y resultará:

$$\begin{aligned}
 a_x &= \frac{dv_x}{dt} = \frac{v_x dv_x}{ds} \\
 \frac{1}{2} \left[(v_x)_{f,Bolter}^2 - v_{engaging}^2 \right] &= a_x (\Delta s)_{Bolter} \\
 \frac{1}{2 (\Delta s)_{Bolter}} \left[(v_x)_{f,Bolter}^2 - v_{engaging}^2 \right] &= a_x \simeq \frac{T_{Bolter}}{W/g} \quad (4.32)
 \end{aligned}$$

que físicamente relaciona el incremento de energía cinética con el trabajo que hace el empuje a lo largo del recorrido por cubierta $(\Delta s)_{Bolter}$.

Para la determinación de la actitud θ del avión, la longitud y ángulo de deflexión del gancho, etc, [62] es uno de los documentos de referencia, a nivel de especificación, de todo lo relacionado con la instalación en un avión de sistemas de detención.

Antes de proseguir con el desarrollo es conveniente describir las características de algún dispositivo representativo de los que hay en servicio, con el que luego poder extrapolar ciertas conclusiones generales.

Motor MK7-3

El *Mark 7 Mod 3* es un motor mecánico-hidráulico lineal en servicio en la flota de la *US Navy*²³, con excepción de la *MK7-4* en fase de evaluación y desarrollo en el *USS Ronald Reagan* CVN-76, y del nuevo sistema electromecánico *AAG (Advanced Arresting Gear)* actualmente en fase de producción, con que previsiblemente se dotará a la nueva serie *Ford*.

²³Y también, con modificaciones específicas, en el *Charles de Gaulle* francés. El *Sao Paulo* brasileño (ex-Foch francés), lleva los modelos anteriores Mark 7 Mod 1.

Figura 4.19: Captura de un *F/A-18C*, detenido sobre la cubierta del *USS Nimitz* CVN-68, Océano Índico, 2003. Obsérvense el gran accionamiento de las superficies horizontales de cola, y sobre todo la gran extensión y compresión respectivas de *MLG* y *NLG*, prácticamente al límite. (*USN photo 030404-N-2385R-002, www.navy.mil*)

Las especificaciones genéricas nominales afirman que es capaz de recuperar un avión de 50000 lbf a una velocidad de enganche $v_{engaging}$ de 130 knt, en una distancia máxima (carrera) de 340 ft. El sistema está diseñado para absorber una energía máxima de 47500000 lbf ft, (64.4 MJ). Todos estos valores límite pueden compararse con los utilizados en los cálculos preliminares (4.16), pág. 85.

La referencia [67] presenta la máxima velocidad de enganche $v_{engaging}$ en función del peso a recuperar (*recovery weight*) –figura (4.20), pág. 4.20–, y los diagramas carga-recorrido. La figura (4.21), pág. 120 es una de las siete curvas de que se dispone –una para cada peso–. Presenta el diagrama de carga (*forcing function*) en función del recorrido, para un peso a recuperar W de 30000 lbf, y para unas condiciones que denomina *de base*, definidas por empuje $T = 0.4W$ y velocidad de enganche $v_{engaging} = 145$ knt.

Como se puede observar, en el caso de los motores de frenado la información se presenta de forma gráfica con las variables adimensionalizadas²⁴; la fuerza de detención F_{Tow} a través de la variable $\mathbf{L}$, y el recorrido X (*stroke*) con la carrera total R_{Stroke} , tal que:

²⁴El citado documento también presenta las funciones de fuerza de catapultas embarcadas y de instalaciones de ensayo terrestre, por lo que para evitar confusiones la presentación de los datos es distinta en las tres posibilidades (adimensional o no, gráfica o en tablas numéricas).

Figura 4.20: Máxima velocidad de enganche $v_{engaging}$ en función del peso a recuperar para el motor de detención MK7-3. (De la referencia [67])

Figura 4.21: Diagrama de fuerza de frenado en función del recorrido para el motor de frenado MK7-3, para un peso a recuperar W de 30000 lbf. (De la referencia [67])

$$\mathbf{L} = \frac{F_{Tow} (\text{lbf}) \times R_{Stroke} (\text{ft})}{C \times \frac{W}{g} (\text{slug}) \times v_{engaging}^2 (\text{ft/s})^2} \quad (4.33)$$

donde se han introducido subíndices complementarios, que no aparecen en el documento original, para evitar confusiones con otras variables ya utilizadas en el presente trabajo. De la definición se deduce que el coeficiente corrector C , que tiene en cuenta el empuje T del avión y la velocidad $v_{engaging}$ durante el enganche distintos de las condiciones de base, ha de tener dimensiones de L^{-1} . Este coeficiente puede consultarse en la figura (4.22), pág. 122.

En el diagrama de la figura 4.21 –pág. 120–, se aprecia la variación, durante los 340 ft de recorrido, del valor medio de la carga (en trazo continuo) con un valor oscilatorio superpuesto, además de otras curvas. Tal diversidad de curvas procede de datos estadísticos de los diferentes ensayos de recuperaciones –tanto con masas patrón como con aviones reales–, incluyendo los efectos de las perturbaciones debidas al desgaste, temperatura de servicio, tolerancias de fabricación y montaje, etc. En consecuencia, la variabilidad es notable, y la presentación de la información se hace mediante una curva media con sus correspondientes límites superior e inferior, basadas en valores de probabilidad y niveles de confianza estadísticos.

En particular son de interés las curvas denominadas *90-90*, obtenidas tras considerar los valores superiores al 90 % de los estadísticamente obtenidos, con una confianza del 90 %. Es decir, que tomando para el cálculo los valores de dicha curva, la fuerza de frenado considerada será mayor que el 90 % de los valores estadísticamente obtenidos, en 90 de cada 100 ocasiones. Así se tiene que:

- $\mathbf{L}_u, \mathbf{L}_m, \mathbf{L}_l$ son los valores adimensionales de fuerza de frenado correspondientes al límite superior, medio y límite inferior (*-upper, -mean, -lower*), con el criterio *90-90*
- $(F_{Tow})_u, (F_{Tow})_m, (F_{Tow})_l$ son análogamente los valores de fuerza de frenado (lbf), correspondientes al límite superior, medio y límite inferior, con el criterio *90-90*

La ecuación (4.31) puede escribirse como:

$$\frac{R_{Stroke}}{\frac{W}{g} v_{engaging}^2} \int_0^1 F_{Tow} d\left(\frac{s}{R_{Stroke}}\right) = \frac{1}{2} + \frac{g}{v_{engaging}^2} \left[\int_0^{R_{Stroke}} \frac{T}{W} ds \right] \quad (4.34)$$

$$- \frac{1}{\frac{W}{g} v_{engaging}^2} \left[\int_0^{R_{Stroke}} (F_R + D) ds \right]$$

Figura 4.22: Factor de corrección C del motor de detención MK7-3, que tiene en cuenta la influencia del empuje T aplicado, y la velocidad de enganche $v_{engaging}$. (De la referencia [67])

de manera que [67] estima el valor de todos los términos a la derecha del igual, para velocidad de enganche $v_{engaging} = 145$ knt y fracción de empuje $T/W = 0.4$ constantes, en un valor que varía muy poco de unos motores a otros del mismo modelo, siendo para el *MK7-3* de 0.55, de modo que:

$$\left. \frac{R_{Stroke}}{g v_{engaging}^2} \int_0^1 F_{Tow} d(s/R_{Stroke}) \right|_{T/W=0.4} \simeq 0.55 \quad (4.35)$$

valor que representa el área encerrada por la curva de la figura (4.21), pág. 120, con cuya condición se ha trazado a partir de los valores experimentales y criterios estadísticos comentados. En el paso a valores dimensionales interviene el mencionado coeficiente C , que corrige por los valores de empuje y velocidad de enganche empleados, distintos de los de base.

Fuerza máxima de detención Dada su repercusión en el diseño estructural del avión, tanto el valor medio como el valor de pico de la fuerza máxima de detención se presentan específicamente en sendas curvas, desde donde pueden leerse directamente en función del empuje y la velocidad de enganche, para diferentes pesos, véase la figura (4.23), pág. 124.

Si admitimos el empleo de acero martensítico *Aermet 100* ($\rho = 7.9$ kg/dm³, $\sigma_y = 250$ ksi/ 1720 MPa, $\sigma_u = 285$ ksi/ 1960 MPa, $E = 28200$ ksi/ 194 GPa), al igual que en el *F/A-18E/F Super Hornet*²⁵, se puede hacer una estimación de las dimensiones mínimas que satisfagan determinados criterios.

Por ejemplo, con el criterio resistivo de sección mínima compatible con que el esfuerzo axial sea menor que el 80 % del límite elástico en tracción σ_y , para el valor máximo de la fuerza de detención F_{Tow} con un cierto factor de seguridad a carga límite $(SF)_y$ —coeficiente de mayoración de las cargas—, se obtendría un valor A_σ dado por la expresión:

$$A_\sigma \geq \frac{(F_{Tow})_{\max} \times SF}{0.8 \times \sigma_y} \quad (4.36)$$

Suponiendo que el peso máximo del avión a recuperar sea de $W_{\max} = 40000$ lbf, con una velocidad de enganche $v_{engaging} = 140$ knt, de la figura (4.23), pág. 124 se obtiene un valor de $(F_{Tow})_{\max} = 160$ kip, que representa un valor de deceleración de:

$$(n_x)_{AG,\max} = \frac{(F_{Tow})_{\max}}{W_{\max}} = \frac{160}{40} = 4 \quad (4.37)$$

²⁵El *F/A-18A Hornet* emplea sin embargo el acero *AF1410* ($\sigma_y = 220$ ksi/ 1517 MPa, $\sigma_u = 242$ ksi/ 1669 MPa, $E = 29400$ ksi/ 203 GPa)

Figura 4.23: Máximos de los valores de pico de la fuerza de detención para el motor *MK7-3*, en función del peso y de la velocidad de enganche $v_{engaging}$. (De la referencia [67])

Con un factor de seguridad $(SF)_y = 5$ se obtendría²⁶ una área mínima A_σ de:

$$A_\sigma \geq \frac{160 \text{ kip} \times 5}{0.8 \times 250 \text{ ksi}} = 4 \text{ in}^2 = 2580.64 \text{ mm}^2 \quad (4.38)$$

Para un tubo de diámetro exterior $(\hat{D}_e)_{Hook}$ y espesor $\hat{t}$:

$$\frac{\pi (\hat{D}_e)_{Hook}^2}{4} \left[1 - \left(1 - \frac{2\hat{t}}{(\hat{D}_e)_{Hook}} \right)^2 \right] \geq A_\sigma \quad (4.39)$$

Resultando:

$$\hat{t} \geq \frac{1}{2} \left[1 - \sqrt{1 - \frac{4}{\pi} \times \frac{2580.64 \text{ mm}^2}{(\hat{D}_e)_{Hook}^2}} \right] (\hat{D}_e)_{Hook} \quad (4.40)$$

Para $(\hat{D}_e)_{Hook} = 120 \text{ mm}$:

$$\hat{t}|_{(\hat{D}_e)_{Hook}=120} \geq 7.29 \text{ mm} \quad (4.41)$$

que se presenta en la figura (4.24), pág. 126. Las dimensiones pueden compararse con las mucho menores del no embarcado *F-15* (figura 4.18, pág. 115), en consonancia con los requisitos de frenado tan dispares (como es obvio, a mayor severidad en la frenada –consecuencia del requisito de mínimo espacio–, mayor es la sollicitación estructural dinámica asociada, innecesaria en un avión de operación en pista terrestre).

4.5. Gancho de apontaje

Se procede a analizar con detalle la maniobra de aproximación, con el fin de relacionar las variables que permitan dimensionar preliminarmente este dispositivo.

Las ecuaciones del avión en vuelo descendente –figura (4.1), pág. 80–, proyectadas en ejes viento–, son:

$$\begin{aligned} T \cos(\theta + \gamma + \varepsilon) + W \sin \gamma - D &= \frac{W}{g} (a_x \cos \gamma - a_z \sin \gamma) \\ L + T \sin(\theta + \gamma + \varepsilon) - W \cos \gamma &= \frac{W}{g} (a_x \sin \gamma + a_z \cos \gamma) \end{aligned} \quad (4.42)$$

²⁶ Este factor de seguridad se utiliza en herrajes isostáticos de mandos de vuelo. A falta de información específica, y dado que es un elemento específico de responsabilidad máxima –asociado a la operación embarcada del avión–, se considera este valor como perfectamente representativo.

Figura 4.24: Inspección pre-vuelo del gancho de apontaje de un *F/A-18 Hornet*, a bordo del *USS Harry S. Truman* (CVN-75) en 2005. Obsérvense que se trata de un tubo (al menos en el extremo libre, donde se amarra la pezuña), la articulación universal (*swivel joint*) del amarre al avión, y el actuador, así como el enclavamiento de bloqueo en la mitad de la longitud de la barra. (*USN photo 050124-N-43080-018, www.navy.mil*). Superpuesta, representación gráfica de la estimación del tamaño de la sección, con una moneda de 1 € en el centro.

Estas ecuaciones son combinadas, suponiendo además que el movimiento es estacionario ($a_x = a_z = 0$), para obtener:

$$T = \frac{D - W \sin \gamma}{\cos(\theta + \gamma + \varepsilon)} \quad (4.43)$$

$$L + (D - W \sin \gamma) \tan(\theta + \gamma + \varepsilon) = W \cos \gamma$$

Si como es habitual, se consideran ángulos pequeños, $\gamma \sim (\theta + \gamma + \varepsilon) \ll 1$, se obtiene:

$$T \simeq D - W\gamma \quad (4.44)$$

$$L + T(\theta + \gamma + \varepsilon) \simeq W$$

Y despreciando el efecto del empuje en la sustentación en la última de las ecuaciones, la sustentación L ha de ser prácticamente igual al peso W :

$$\frac{1}{2} \rho_o v_{ref}^2 SC_L = L \simeq W \quad (4.45)$$

$$\frac{T}{W} \simeq \frac{D}{L} - \gamma = \frac{C_D}{C_L} - \gamma \quad (4.46)$$

Donde se ha supuesto nivel del mar ρ_o , y una cierta velocidad aerodinámica de referencia v_{ref} . Además, como el coeficiente de sustentación es función del ángulo de ataque $C_L = f(\alpha)$, necesitamos utilizar la conocida relación entre los ángulos involucrados (α, γ) :

$$\alpha = \theta + \gamma \quad (4.47)$$

Estas ecuaciones están acopladas a través de polar del avión, que liga los coeficientes de resistencia y de sustentación aerodinámicos $C_D = f(C_L)$. En general este acoplamiento es débil, con lo que la técnica básica de pilotaje consiste en establecer la velocidad con el coeficiente de sustentación, a través del ángulo de ataque α (actuando sobre el mando longitudinal, o *stick*), y ajustar el ángulo de descenso γ con el empuje (actuando sobre la palanca de gases, o *throttle*).

Este razonamiento en la práctica resulta ser considerablemente más complicado, debido a que se deduce de unas ecuaciones cuasiestacionarias que necesitan de unos tiempos característicos considerablemente más grandes que los disponibles en una aproximación real sobre una cubierta de vuelo en movimiento, además de que las actuaciones relativamente súbitas sobre los mandos pueden excitar modos dinámicos longitudinales, siendo necesario que éstos aseguren que el comportamiento del avión, en dicha fase del vuelo, es adecuado.

La referencia [93] menciona incluso un refinamiento de la técnica de pilotaje de determinados aviones, en los que el piloto debe proceder como si una varilla imaginaria que discurriera por detrás de su cuello conectara sus dos manos –mientras están aferadas a sus respectivos controles–. De esta manera, un incremento en la palanca de gases (control de la mano izquierda hacia adelante) debería ir acompañada de un ligero encabritado (control de la mano derecha hacia atrás), y viceversa.

No son tampoco infrecuentes las interrelaciones entre las diferentes superficies de mando en ciertos modos de control del avión preprogramados, específicos para la aproximación a cubierta²⁷, que en algunos modelos de aviones se conocen como «control directo de la sustentación» o *DLC* (*Direct Lift Control*).

Si consideramos ahora la figura 4.2, pág. 84, donde se ha despreciado el efecto de un hipotético ángulo de resbalamiento β en la aproximación del avión a una cubierta de vuelo en movimiento, con el eje de la pista desalineada un ángulo ψ con respecto al eje del buque, la componente útil de viento en cubierta v_{OD} –conocida como *RHW* (*Recovery Head Wind*)–, valdrá:

$$RHW \equiv v_{OD} \cos \psi \quad (4.48)$$

El ángulo de inclinación de la velocidad con respecto a la cubierta en movimiento ϕ , se relaciona con el ángulo con respecto a un observador en reposo γ mediante la expresión:

$$\tan \phi = \frac{v_{sink}}{v_{engaging}} = \frac{v_{ref} \sin \gamma}{v_{ref} \cos \gamma - RHW} = \frac{\tan \gamma}{1 - \frac{1}{\cos \gamma} \left(\frac{RHW}{v_{ref}} \right)} \quad (4.49)$$

Este ángulo ϕ es en la práctica constante (no depende del tipo de avión), y se fija en función del valor del *RHW*. Para *RHW* = 20 knt (y hasta un máximo de 30 knt), el valor empleado comúnmente es de $\phi = 3.5^\circ$

Considérese a continuación la figura 4.13, pág. 105, que permite definir las siguientes distancias:

- *HTE* (*Hook to Eye*): distancia vertical entre las trayectorias que siguen la posición de los ojos del piloto (*eye path*), por un lado, y el extremo del gancho de apontaje por otro (*hook path*).
- *HTR* (*Hook to Ramp*): distancia vertical entre el extremo del gancho de apontaje y la rampa (comienzo del eje de la pista), justo cuando ambos se alinean.
- *HTDP* (*Hook to Touch DownPoint*): distancia, a lo largo del eje longitudinal de la pista, entre la rampa y el punto de contacto nominal del gancho de apontaje con la cubierta.

$$HTR = HTDP \tan \phi \quad (4.50)$$

²⁷ Este concepto sin embargo está hoy en día plenamente implementado en todas las fases del vuelo, en los aviones que disponen de mandos de vuelo eléctricos o *Fly-By-Wire* (*FBW*).

- d_1 : Es la distancia, medida sobre el eje de la pista, entre el punto nominal de contacto del gancho de apontaje y la posición del sistema visual de aproximación, –*IFLOLS* o similar–. Medida sobre la vista en planta de la cubierta de vuelo, la determinación de esta distancia auxiliar permite estimar el valor nominal de la *HTE* que presenta el sistema de aproximación visual.

$$d_1 \tan \phi = \widehat{HTE} \quad (4.51)$$

La *HTE* ha de ser ajustada por el *LSO*, de acuerdo a los *Aircraft Recovery Bulletin* (*ARB*), dependiendo de:

- el modelo de avión
- si existe algún tipo de anomalía que le fuerce a aumentar la velocidad de aproximación descrita en el procedimiento convencional, como una insuficiente deflexión de flaps o slats (fallos mecánicos, daños en combate).
- condiciones de viento en cubierta *RHW* elevadas (por encima de 30 knt), que aconsejen aumentar la distancia *HTR* a través del ajuste del ángulo de la senda de planeo hasta $\phi = 4^\circ$.

Las distancias *HTDP* y d_1 dependen del portaaviones considerado, mientras que la *HTE* depende de la geometría del avión y de la maniobra de aproximación que se pretenda ejecutar.

Es importante comprender que la *HTE* que necesita el avión (dependiendo del modelo de que se trate, de las circunstancias del vuelo y de las condiciones de viento en cubierta), se ha de ajustar en el sistema óptico del buque para que la trayectoria del avión, guiado por dicha indicación visual al piloto, termine con el extremo del gancho de apontaje haciendo contacto en la zona prevista. La variación de la distancia hasta el valor deseado se consigue mediante la inclinación en balance del sistema óptico un ángulo $(\psi)_{IFLOLS}$, en un margen de valores de hasta 15° con resolución de $1/4^\circ$ (en los *CVN* de la clase-Nimitz). Por cada grado de inclinación de este ajuste en balance se consiguen 1.5 ft de desplazamiento vertical. De acuerdo con la información encontrada en las referencias [93] y [96], para el valor intermedio de 7.5° , el sistema se ajusta a una distancia $HTE_{nom} = 15.4$ ft, que se considera como el valor nominal de partida. Sobre ella, se puede variar el ángulo otros tantos grados por encima o por debajo, hasta alcanzar la horquilla $0-15^\circ$. De esta forma por tanto, en estos buques se pueden ajustar

distancias HTE entre 4.15 y 26.65 ft:

$$(HTE)_{nom} = 15.4 \text{ ft} = 4.69 \text{ m}$$

$$0 \leq (\psi)_{IFLOLS} \leq 7.5^\circ$$

$$HTE \text{ (ft)} = 15.4 \pm 1.5 \times (\psi)_{IFLOLS} \quad (4.52)$$

$$(HTE)_{\text{máx}} = 26.65 \text{ ft} = 8.12 \text{ m}$$

$$(HTE)_{\text{mín}} = 4.15 \text{ ft} = 1.26 \text{ m}$$

De la observación de la figura 4.25, pág. 130, se deduce que, para unas ciertas posiciones de la visión del piloto y de la articulación del gancho de apontaje con respecto al cdm considerado $\{a_1, a_2, a_3, a_4\}$, de la longitud del gancho y su ángulo de despliegue $\{a, \varphi\}$, y los ángulos involucrados en la maniobra $\{\theta, \phi\}$, la distancia HTE valdrá:

$$\begin{aligned} HTE = & (a_2 + a_3) \sin \theta + (a_1 + a_4) \cos \theta + a \cos (\varphi - \theta) + \\ & + [(a_2 + a_3) \cos \theta - (a_1 + a_4) \sin \theta + a \sin (\varphi - \theta)] \tan \phi \end{aligned} \quad (4.53)$$

Las ecuaciones (4.45), (4.46), (4.49), y (4.53) se han de complementar con condiciones adicionales, que derivan de limitaciones operativas y de diseño, que afectan a las prestaciones del gancho de apontaje, como por ejemplo:

- El ángulo de contacto del gancho con cubierta β_H está limitado a un máximo de 65° , porque de él depende el valor de la fuerza necesaria para mantener el contacto (*hold down force*) durante el resto de la trayectoria –y crece con este valor muy rápidamente–. Un estudio detallado de la evolución de dicha solicitud mecánica con este ángulo se realiza más adelante, véase la figura 4.35, pág. 146.

$$\beta_H = 90 - (\varphi - \theta) \leq 65^\circ \quad (4.54)$$

- El extremo inferior del gancho (pezuña) debe ser la primera parte del avión en contacto con la cubierta, incluso antes que los neumáticos del tren principal (y por supuesto, que la propia cola). Sea $\theta_g = \theta_g(\varphi)$ el ángulo límite de cabeceo obtenido de esta limitación; el ángulo de cabeceo θ que el avión tendrá que ajustar deberá cumplir la condición:

$$\theta \geq \theta_g \quad (4.55)$$

Figura 4.25: Definición de la geometría básica del gancho de apontaje desplegado y su relación con la disposición de éste con respecto a la posición del cdm, los diferentes ángulos y las trayectorias intervinientes.

Después de todas estas consideraciones, pueden definirse dos tipos de problemas:

1. Dimensionado preliminar del gancho de apontaje. Es el caso más general de los dos que se exponen. Consiste en obtener los valores nominales de su longitud a y ángulo de despliegue φ , conocidas las características geométricas $\{a_1, a_2, a_3, a_4\}$ del avión, en condiciones de recuperación definidas de forma básica a partir de la combinación $\{W, v_{ref}\}$, y sobre una cubierta de vuelo definida por los valores de $\{RHW, \phi, d_1\}$. Por d_1 se entiende, de forma simbólica, la definición de la distancia nominal HTE que proporciona el *IFLOLS*, que habrá que variar de forma discreta hasta lograr hacerla ajustar con la que necesite el avión.
2. Comprobación de la embarcabilidad preliminar de un avión de combate terrestre dotado de gancho de frenado auxiliar, para ser recuperado sobre una cubierta de vuelo. Se trata de comprobar si, con valores estimados y razonables de las diferentes variables, existirían a priori defectos de diseño que impidieran o complicaran sobremanera una posible navalización del avión. En estos casos, el diseño del avión ya cuenta con un dispositivo de este tipo, que en la práctica es relativamente sencillo puesto que está resuelto bajo especificaciones de la fuerza aérea, que lo necesitan como dispositivo de emergencia para aterrizaje en pistas terrestres teniendo en cuenta daños del avión en combate o campos de vuelo bombardeados con, por ejemplo, cráteres que acorten las longitudes útiles, o situaciones simi-

Figura 4.26: Vista en planta (esquemática) de la pista de aterrizaje de la Base Aérea de Morón (Sevilla), mostrando la disposición y recorrido de los dos motores de detención *BAK-12* situados en ambas cabeceras de pista. Nótese, en la esquina superior derecha, la superposición de la imagen –a la misma escala–, de la cubierta de vuelo de un buque de la clase Nimitz norteamericano, a fin de poder comparar tamaños.

lares. Imágenes como las y 4.24, pág. 126, permiten apreciar, por comparación, la debilidad relativa de estos ganchos auxiliares –en algunos casos son meros flejes–, consecuencia de las siguientes consideraciones:

- a) Configuración del ala. Los dispositivos hipersustentadores (flaps, slats) pueden ser desplegados totalmente extendidos –y por tanto, aprovechados al máximo–, sólo en las operaciones terrestres, a causa de que las operaciones embarcadas tienen que considerar la posibilidad de una «frustrada»; con (*bolter*), o sin contacto con cubierta (*wave-off*), de manera que aquellos han de estar configurados en una posición intermedia, más cercana a la posición de despegue que a la de aterrizaje. Una maniobra de aproximación incorrecta –claramente errática–, un cabeceo repentino del buque, o una rotura del cable de frenado, etc son situaciones que han de estar perfectamente previstas.
- b) La velocidad de enganche se ve reducida en las tomas sobre cubierta debido a la componente *HRW* de viento favorable (que tiene en cuenta la composición del viento atmosférico y del viento relativo por el movimiento de navegación del buque), véase la tabla 4.1.
- c) Carreras de los motores de frenado. Dependiendo de los tipos de maquinarias consideradas, las instaladas en las pistas terrestres tienen recorridos entre tres y cuatro veces mayores que sus homólogas embarcadas (tabla 4.1), que tienen fuertes restricciones de espacio no sólo por el mucho menor tamaño del buque, sino porque además deben compatirlo entre tres o cuatro dispositivos dispuestos en batería. En la figura 4.26, pág. 132 pueden apreciarse fácilmente estas consideraciones comparativas del espacio disponible.

- d) Geometría de la aproximación y actitud del avión. La maniobra de aproximación a una pista terrestre incluye una pequeña recogida (*flare*), o maniobra de redondeo (*roundout*) previa a la intersección de la senda de planeo con el suelo. Así, incluso en las operaciones terrestres con frenado de emergencia, la pezuña del gancho es arrastrada por la pista un cierto recorrido hasta que engancha con el cable, mientras el avión está rodando ya sobre sus tres patas. Sin embargo sobre cubierta, es la pezuña la que primero hace contacto y se produce la captura con tan sólo el MLG apoyado –incluso pudiera llegar a producirse la captura sin contacto del tren–.
- e) Empleo de medios adicionales de frenado. Otros medios tales como el empleo de *spoilers*, frenado aerodinámico, paracaídas de frenado, inversión de empuje, e incluso la técnica de frenado por apantallaje con los canards (fore planes) pueden ser empleadas sin restricciones únicamente por los aviones terrestres. Sin embargo, esto es imposible en los embarcados, cuyo piloto tiene que aplicar máximo empuje –incluyendo la postcombustión– en cuanto note el contacto con cubierta y mientras no le sacuda la súbita frenada del final del recorrido del motor de frenado, momento en el cual se puede proceder a «cortar gases».
- f) Las recuperaciones sobre cubierta son procedimientos radical y absolutamente rutinarios, ejecutados por las tripulaciones todas y cada una de las veces que salen a volar estando embarcados, para lo que deben estar convenientemente entrenados y periódicamente calificados, incluyendo vuelos nocturnos y de baja visibilidad, diversas condiciones meteorológicas, etc. Sin embargo, en aviones terrestres es un procedimiento de emergencia, de operación absolutamente excepcional, y cuyo empleo requiere de operación manual posterior para la elevación y re-armado (en un mantenimiento en línea o de segundo escalón, tras ser remolcado fuera de la pista).

En cuanto a la modificación de los parámetros del vuelo de aproximación ante la variación de las condiciones iniciales de cálculo, es decir, cómo se ha de modificar el procedimiento de aproximación (velocidad, ángulo de ataque, posición de la palanca de gases, etc) ante un peso diferente del inicialmente considerado en los cálculos, insuficiente deflexión de los dispositivos hipersustentadores, etc se deben hacer los siguientes comentarios:

Partiendo de un determinado peso del avión W_{ref} , su equilibrado se consigue mediante la adecuada combinación de empuje y fuerzas aerodinámicas, de acuerdo a las ecuaciones 4.42. En particular si nos centramos en la sustentación, el valor necesario ha de conseguirse mediante la combinación de una presión dinámica (velocidad de vuelo) y de un coeficiente de sustentación adecuados (fijando a su vez, las deflexiones de los diferentes dispositivos hipersustentadores y el ángulo de ataque). Ante un cambio de

Figura 4.27: Comparación de la captura del cable de frenado. Arriba: F/A-18E recuperado sobre el USS George Washington (CVN-73). Nótese que el avión no ha terminado de apoyar el tren principal cuando ya ha capturado uno de los cuatro cables. Abajo: F/A-18D finlandés ejecutando una simulación de aterrizaje de emergencia en la pista de Rovaniemi. El avión está rodando sobre el MLG mientras arrastra la pezuña sobre el pavimento dejando un reguero de chispas, con el *NLG* a punto de contactar por delante del único cable de frenado.

		Aterrizaje	Recuperación
$v_{engaging}$		$v_{ref} \cos \gamma$	$v_{ref} \cos \gamma - RHW$
Motor	Modelo (denom. US)	<i>BAK-12</i>	<i>MK7 Mod 3</i>
	Carrera (ft / m)	1200 / 366	340 / 104
	Energía máx. (lbf ft / MJ)	$1000 \times 10^5 / 149$	$475 \times 10^5 / 64$

Cuadro 4.1: Comparación de las velocidades de atrapada y características de los motores de detención empleados en los aterrizajes (sobre pistas terrestres) y recuperaciones (sobre cubiertas de vuelo)

cualquiera de las variables involucradas se desatarían una multitud de diferentes posibilidades a considerar, que deben ser convenientemente comparados y jerarquizados, para establecerse de manera inequívoca y perfectamente secuenciada (como por ejemplo, los procedimientos de emergencia establecidos en las conocidas como *check lists*, o listas de comprobaciones). Al margen de situaciones tan complicadas como; insuficiente visibilidad, no despliegue del gancho de apontaje y/o tren de aterrizaje, existen situaciones a considerar dentro de este epígrafe, tales como un fallo propulsivo parcial, insuficiente deflexión de dispositivos hipersustentadores, excesivo viento en cubierta,

4.5.1. Caso de diseño: *Eurofighter Typhoon*

El *Eurofighter Typhoon* es uno de los aviones de combate basados en tierra que dispone de paracaídas de frenado y, tal y como se ha mencionado, también de un gancho de frenado para situaciones de emergencia, figura 4.28, pág. 136. La disposición geométrica (ubicación de la articulación y longitud del gancho, posición del centro de masas y de la referencia visual del piloto) considerada es la definida por el conjunto de valores:

$$\begin{aligned}
 & \{a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6, a\} \\
 & = \{1.35, 4.67, 3.67, 0.567, 0.887, 2.16, 1.83\} \text{ m}
 \end{aligned} \tag{4.56}$$

Figura 4.28: Disposición del gancho de frenado del *Eurofighter Typhoon*, tanto recogido (vista en planta inferior y detalle) como desplegado –en plena fase de aproximación–.

que pueden ser inequívocamente definidas con ayuda de la figura 4.29, pág. 137. Es evidente, pero no por ello se renuncia a subrayarlo una vez más, que es una definición preliminar basada en el diseño terrestre original, –que con toda seguridad habría de ser reconsiderado en un diseño embarcado–, en particular por su responsabilidad referido a:

- posición de la articulación y longitud del gancho, $\{a_3, a_4, a\}$
- posición completamente extendida del *MLG*, $\{a_5, a_6\}$

Si consideramos su eventual aproximación a la cubierta de vuelo de un buque de la clase *Nimitz* norteamericana, las distancias a considerar son –figura 4.30–:

$$(HTDP)_{CVN} = 68 \text{ m} \tag{4.57}$$

$$(d_1)_{CVN} = 78 \text{ m}$$

Figura 4.29: Definición geométrica de las medidas y ángulos considerados para el estudio preliminar del avión *Eurofighter Typhoon*.

Figura 4.30: Definición geométrica de las distancias de cálculo sobre la cubierta de vuelo de los buques norteamericanos de la clase *Nimitz*.

Figura 4.31: Representación gráfica de la relación entre la velocidad aerodinámica de referencia del avión v_{ref} con el ángulo de inclinación de la trayectoria con respecto a tierra γ , para diferentes velocidades de viento en cubierta RHW (aceptado el criterio de la marina norteamericana de ángulo de la senda de planeo con respecto a cubierta $\phi \equiv 3.5^\circ$). En particular, para $v_{ref} = 140$ knot y $RHW = 20$ knot, se obtiene $\gamma = 3^\circ$

De (4.49) y aceptando el criterio de la marina norteamericana de ángulo de la senda de planeo con respecto a cubierta $\phi \equiv 3.5^\circ$, podemos representar las diferentes curvas $v_{ref} = v_{ref}(\gamma)$, que relacionan la velocidad aerodinámica de referencia del avión con el ángulo de inclinación de la trayectoria con respecto a tierra, para diferentes RHW . Esto se representa en la figura 4.31, pág. 138, donde puede obtenerse que para una velocidad de 140 nudos y viento en cubierta de 20:

$$\gamma(v_{ref} = 140 \text{ knt}, RHW = 20 \text{ knt})|_{\phi \equiv 3.5^\circ} = 3^\circ \quad (4.58)$$

que es un valor perfectamente equiparable a la senda de planeo de la aproximación instrumental (ILS) de la aviación civil, cuyos valores están en el intervalo de $(2.5^\circ, 3.5^\circ)$.

Limitando el ángulo de ataque α a un valor máximo ($\alpha_{\text{máx}} \equiv 10^\circ$), podemos obtener el valor del ángulo de cabeceo θ :

$$\begin{aligned}\alpha &= \theta + \gamma \leq \alpha_{\text{máx}} \\ \theta &\leq \alpha_{\text{máx}} - \gamma = 10 - 3 = 7^\circ\end{aligned}\tag{4.59}$$

$$\theta_{\text{máx}} = 7^\circ$$

Este valor hay que comprobarlo con la limitación geométrica expresada en (4.55), de que el gancho ha de tocar incluso antes que el *MLG*, pero para ello necesitamos conocer primero el ángulo φ de extensión del gancho de apontaje. Para ello, de (4.51) y (4.53) –con la geometría definida por (4.56)–, se obtiene:

$$HTE = 78 \tan 3.5^\circ = 4.77 \text{ m}\tag{4.60}$$

$$\begin{aligned}4.77 \text{ m} &= (a_2 + a_3) \sin 7^\circ + (a_1 + a_4) \cos 7^\circ + a \cos (\varphi - 7^\circ) + \\ &+ [(a_2 + a_3) \cos 7^\circ - (a_1 + a_4) \sin 7^\circ + a \sin (\varphi - 7^\circ)] \tan 3.5^\circ \\ \varphi &= 52.7^\circ\end{aligned}\tag{4.61}$$

El ángulo correspondiente al contacto θ_g se obtiene por consideraciones estrictamente geométricas de:

$$\tan \theta_g \simeq \frac{a_6 - a_4 - a \cos \varphi}{a_3 - a_5 + a \sin \varphi}\tag{4.62}$$

$$\theta_g = 6.4^\circ < 7^\circ = \theta_{\text{máx}}\tag{4.63}$$

verificándose efectivamente el cumplimiento de dicha importante condición. La ecuación (4.62) se representa gráficamente en la figura 4.32, pág. 140.

Por último se realiza la comprobación (4.54), de limitación del ángulo de contacto con la cubierta β_H , que resulta ser también satisfactoria:

$$\beta_H = 90 - (52.7^\circ - 7^\circ) = 44.3^\circ \leq 65^\circ\tag{4.64}$$

La actitud resultante del avión tras los cálculos puede observarse en la figura 4.33, pág. 140

Figura 4.32: Relación entre el ángulo de cabeceo θ y el ángulo de deflexión del gancho de apontaje φ para el *Eurofighter Typhoon*, establecida la condición de que la pezuña de éste haga contacto con cubierta antes que el *MLG*. Sobre dicha representación se marcan los valores obtenidos; para $\varphi = 52.7^\circ$, $\theta_g = 6.4^\circ < 7^\circ = \theta_{\text{máx}}$

Figura 4.33: Actitud resultante de los cálculos del *Eurofighter Typhoon*, en aproximación sobre la cubierta de un clase *Nimitz* norteamericano, para los siguientes parámetros: $\phi = 3.5^\circ$, $v_{\text{ref}} = 140$ knot, $\alpha = 10^\circ$, $RHW = 20$ knot

Compatibilidad con la capacidad operativa inicial

Antes de proseguir, parece importante analizar el posible impacto en la capacidad operativa de este avión.

En su versión terrestre, sus principales pesos considerados son:

$$\begin{aligned}
 MTOW &= 23500 \text{ kg} \\
 OEW &= 11000 \text{ kg} \\
 MIFW &= 5000 \text{ kg} \\
 MEFTW &= 3150 \text{ kg} \\
 MESW &= 7500 \text{ kg}
 \end{aligned}
 \tag{4.65}$$

siendo: *MIFW* (*Maximum Internal Fuel Weight*, máximo peso de combustible interno), *MEFTW* (*Maximum External Fuel Tanks Weight*, máximo peso de los depósitos externos de combustible), *MESW* (*Maximum External Stores Weight*, máximo peso de cargas externas).

En cuanto al peso del combustible, sólo el paso del empleo del combustible estándar en aviación militar *F-34/JP-8* (designaciones OTAN/EE. UU.) al específico para aviación embarcada *F-44/JP-5*, supone un aumento de peso del 0.6 % por su mayor densidad (se pasa de 0.840 a 0.845 kg/m³, a 15° C).

En el cálculo del *MEFTW*, se han considerado tres depósitos lanzables supersónicos²⁸ de 1000 litros unitarios de capacidad (uno central bajo el fuselaje y otro en cada uno de los dos planos), incluyendo en dicho peso el del propio depósito y el de la estructura de interfaz o pylon (*pylon*). Aunque están también certificados, no se ha considerado el empleo de tanques externos mayores –de 1500 litros de capacidad–, por estar restringido su uso al vuelo subsónico. Esto parece que circunscribiría su empleo para vuelos de traslado (*ferry tanks*), además de no ser empleables en la línea central del fuselaje por sus grandes dimensiones, lo cual dejaría la capacidad externa de combustible de esta configuración en un máximo de 4000 litros.

Para estimar el valor de diseño del peso de aterrizaje *DLW* (*Design Landing Weight*), se considera la situación en que el avión se fuera al aire con el *MTOW* (con la configuración explicada de combustible en tanques externos del *MEFTW* además de cierto armamento hasta alcanzar dicho máximo) y, tras declarar una emergencia, tuviera que ser recuperado de nuevo sobre cubierta de forma inmediata. Admitiendo que ese valor de peso fuera inadmisibile desde el punto de vista estructural, y tuviera que ser drástica y rápidamente rebajado, se considera razonable eyectar los tres depósitos externos (sería ésta una contingencia preparada, dejando margen para que todavía se pudiera eyectar todavía, si fuera necesario, gran parte de las cargas externas restantes hasta alcanzar el *MESW*). En cuanto al combustible consumido en la maniobra de

²⁸Empleables hasta Mach 1.6

lanzamiento o impulsión se estima en 350 kg adicionales, debido al previsible empleo de la postcombustión debido a la necesidad de aceleración con máximo peso, tener que completar el circuito de aproximación, etc.

Esto dejaría el valor del DLW en 20000 kg, aproximadamente un 85 % del $MTOW$.

$$DLW = 20000 \text{ kg} \quad (4.66)$$

Con este valor se puede calcular la necesidad combinada de velocidad y coeficiente de sustentación, teniendo en cuenta que la superficie alar S de este avión es de 51.2 m²:

$$v_{ref}^2 C_L = \frac{2 \times DLW}{\rho_0 S} = \frac{2 \times 20000 \times 9.81 \text{ N}}{1.225 \text{ kg/m}^3 \times 51.2 \text{ m}^2} = 6256.38 \text{ m}^2/\text{s}^2 \quad (4.67)$$

Y aceptando, como en anteriores ocasiones, un valor de velocidad v_{ref} de 140 nudos, se obtiene el valor de coeficiente de sustentación que es necesario que el avión sea capaz de alcanzar:

$$C_L = \frac{6256.38}{(140 \times 0.514)^2} = 1.21 \quad (4.68)$$

El coeficiente de sustentación puede descomponerse en un término constante, más los efectos del ángulo de ataque del avión y de la deflexión de los dispositivos hipersustentadores:

$$C_L = C_{L0} + \Delta C_{L\alpha} + \Delta C_{L\delta} \quad (4.69)$$

Para el ala de este avión, que es prácticamente un ala en delta, de acuerdo a la ref. [83] el incremento debido al ángulo de ataque $\Delta C_{L\alpha}$ puede expresarse como:

$$\Delta C_{L\alpha} = K_p \sin \alpha \cos^2 \alpha + K_v \sin^2 \alpha \cos \alpha \quad (4.70)$$

Los parámetros K_p y K_v dependen del alargamiento y número de Mach. En este caso se han obtenido los valores:

$$\begin{aligned} K_p &= 2.46 \\ K_v &= 3.14 \end{aligned} \quad (4.71)$$

Considerando un valor de ángulo de ataque $\alpha = 10^\circ$, de 4.70 se obtiene:

$$\Delta C_{L\alpha} = 0.51 \quad (4.72)$$

Para un valor típico $C_{L0} \simeq 0.1$, típico de aviones supersónicos, de 4.69 los dispositivos hipersustentadores deberían proporcionar:

$$\begin{aligned} \Delta C_{L\delta} &= C_L - C_{L0} - \Delta C_{L\alpha} \\ &= 1.21 - 0.1 - 0.51 = 0.6 \end{aligned} \quad (4.73)$$

que es un valor perfectamente asumible usando una configuración de despliegue de los dispositivos hipersustentadores de borde de ataque y de salida casi correspondiente a la de despegue, previendo una maniobra abortada (*bolter*).

Comparemos ahora los requisitos de energía a disipar por los dos sistemas de recuperación, terrestre y embarcado. Dicha cantidad de energía cinética, correspondiente exclusivamente a la velocidad horizontal –dado que la componente vertical es competencia del tren de aterrizaje del avión–, puede ser estimada como una fuerza media actuando contra la carrera del dispositivo:

$$\frac{1}{2} \frac{W}{g} v_x^2 = \int_0^d F_{tow} dx \equiv \bar{F}_{tow} d_{runout} \quad (4.74)$$

En un aterrizaje en una pista terrestre, la ecuación anterior puede escribirse como:

$$\frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{ref}^2 \equiv \bar{F}_{twaf} d_{rtaf} \quad (4.75)$$

con subíndices *-af* por *airfield*.

Sobre una cubierta de vuelo, con subíndice *-cd* por *carrier deck*, las condiciones son sustancialmente diferentes; la velocidad se reduce por el viento sobre cubierta hasta $v_{engaging}$, y en el momento del contacto sobre cubierta los motores del avión han de ajustarse al máximo empuje con postcombustión T_{ab} hasta que el piloto no note el tirón del cable de frenado (momento en el cual podrá cortar gases y aplicar los frenos). La carrera del dispositivo, en consonancia con la distancia disponible, es notablemente inferior –del orden de la tercera parte–.

$$\frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{engaging}^2 + T_{ab} \cos \varepsilon d_{rtcd} \equiv \bar{F}_{twcd} d_{rtcd} \quad (4.76)$$

El segundo término representa el ya mencionado trabajo ejercido por los motores.

Comparando ambas expresiones:

$$\frac{\bar{F}_{twcd}}{\bar{F}_{twaf}} = \left(\frac{v_{engaging}}{v_{ref}} \right)^2 \left(\frac{d_{rtaf}}{d_{rtcd}} \right) + \frac{T_{ab} \cos \varepsilon}{\frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{ref}^2} d_{rtaf} \quad (4.77)$$

que, combinada con 4.9

$$\frac{\bar{F}_{twcd}}{\bar{F}_{twaf}} = \left(\cos \gamma - \frac{v_{OD}}{v_{ref}} \cos \psi \right)^2 \frac{d_{rtaf}}{d_{rtcd}} + \frac{T_{ab} \cos \varepsilon}{\frac{1}{2} \frac{W}{g} v_{ref}^2} d_{rtaf} \quad (4.78)$$

Para las carreras de frenado (d_{rtaf}, d_{rtcd}) mostradas en la tabla 4.1 con el *Eurofighter*, del que se toman los valores $T_{ab} = 2 \times 90 \text{ kN}$, $\varepsilon = 2^\circ$:

$$\frac{\bar{F}_{twcd}}{\bar{F}_{twaf}} = \left(\cos 3^\circ - \frac{20}{140} \right)^2 \frac{366}{104} + \frac{2 \times 90000 \cos 2^\circ}{\frac{1}{2} 20000 (140 \times 0.514)^2} 366 \simeq 3.85 \quad (4.79)$$

resultando que la fuerza media de detención que ha de soportar el avión es aproximadamente el cuádruple de la originalmente descrita para las operaciones en pista terrestre. De acuerdo con esta estimación, ello supondría que si se tratara de aviones de exactamente el mismo peso, supondría que el factor de carga medio pasaría por ejemplo de un valor de 2 a 7.7, lo cual es consecuencia de las condiciones tan restrictivas en que se ha de desenvolver la maniobra sobre cubierta.

También es posible determinar el máximo factor de carga $n_{\text{máx}}$ que el sistema de detención ejercerá sobre el avión, a partir de la fuerza $(F_{twcd})_{\text{máx}}$. De la figura 4.23, pág. 124, para $W = 20000$ kg y $v_{\text{engaging}} = 120$ knt se obtiene una fuerza máxima de 140000 lbf, equivalentes a 636 kN. El factor de carga de dicha deceleración resulta ser:

$$n_{\text{máx}} = \frac{(F_{twcd})_{\text{máx}}}{W} = \frac{636 \times 10^3}{20000 \times 9.81} = 3.24 \quad (4.80)$$

que naturalmente habrá de ser adecuadamente transmitido y soportado a lo largo de toda la estructura.

4.5.2. Dispositivo absorbedor-mantenedor

Detrás de esta complicada denominación, posible traducción abreviada del original «*shock absorber and hold-down device*», se halla un dispositivo que, como su nombre indica, es el encargado de:

1. Absorber el impacto de la cubierta sobre el gancho de apontaje, y de su adecuada transmisión al resto de la estructura a la que está unido.
2. Mantener el contacto de su extremo libre (pezuña) sobre la cubierta –y evitar que rebote– luego de que el avión complete las primeras fases de la transición a la rodadura, cuya descripción simplificada de dicha secuencia podría ser; remate de la trayectoria lineal de aproximación ya descrita anteriormente, compresión del sistema de suspensión y amortiguación del *MLG*, rotación del avión hasta el contacto del *NLG*, y rodadura final hasta la detención (todo ello mientras simultáneamente –tras la captura–, se está efectuando el frenado por el motor de detención).
3. Evitar que se deshaga la captura del *CDP*, colaborando en que el proceso completo de detención llegue a buen término.

Con respecto al rebote, la referencia [105] estudia este fenómeno extensivamente. Aceptando que finalmente no se produzca –gracias a un adecuado diseño que incorpore un dispositivo de este tipo–, se puede calcular la ley temporal del ángulo de contacto con cubierta $\beta_H(t)$.

De la figura 4.34, pág. 145, se deduce que:

Figura 4.34:

$$a \sin \beta_H(t) = a \sin \beta_{H0} - v_{sink} t \quad (4.81)$$

donde β_{H0} es el valor inicial, es decir, en el instante del contacto:

$$\beta_{H0} \equiv \beta_H(t=0) \quad (4.82)$$

La ecuación puede ser reescrita como:

$$\beta_H(t) = \arcsin \left(\sin \beta_{H0} - \frac{v_{sink}}{a} t \right) \quad (4.83)$$

que, derivada sucesivamente, permite obtener la velocidad y aceleración angulares:

$$\dot{\beta}_H(t) = -\frac{v_{sink}}{a} \frac{1}{\cos \beta_H(t)} \quad (4.84)$$

$$\ddot{\beta}_H(t) = \left(\frac{v_{sink}}{a} \right)^2 \frac{\sin \beta_H(t)}{\cos^3 \beta_H(t)} \quad (4.85)$$

Ambas funciones son dependientes de la evolución del ángulo de contacto $\beta_H(t)$ –y decrecientes con el tiempo–, siendo por tanto máximas en el instante inicial β_{H0} . En particular, para la aceleración angular adimensionalizada $\ddot{\beta}_H(t) / \left(\frac{v_{sink}}{a} \right)^2$, la figura 4.35, pág. 146 muestra su evolución temporal, quedando justificada así la limitación de diseño de $\beta_{H0} \leq 65^\circ$ mencionada con anterioridad.

Para contrarrestar la reacción de la cubierta actuando sobre el extremo del gancho en contacto con ella, se habrá de ejercer un momento –con respecto al eje de la articulación de aquel–, de valor:

$$M_{hold-down}(t) = I \ddot{\beta}_H(t) \quad (4.86)$$

donde I es el momento de inercia másico del gancho, con respecto a su articulación.

Figura 4.35: Evolución de la solicitación de mantenimiento del contacto gancho-cubierta, en función del ángulo con cubierta β_H . Se ha marcado el valor de 1.9, correspondiente a un ángulo $\beta_H = 44.3^\circ$ obtenido en la aplicación al *Eurofighter Typhoon*,

El valor máximo se producirá en el instante inicial, y suponiendo de forma simplificada que el gancho es una barra de masa uniformemente distribuida:

$$I \simeq \frac{1}{3} \frac{W_{tail-hook}}{g} a^2 \quad (4.87)$$

$$\begin{aligned} (M_{hold-down})_{\max} &= M_{hold-down}(t=0) \\ &= \frac{1}{3} \frac{W_{tail-hook}}{g} v_{sink}^2 \frac{\sin \beta_{H0}}{\cos^3 \beta_{H0}} \end{aligned} \quad (4.88)$$

Y relacionándolo con el momento del peso propio:

$$n_{hold-down} \equiv \frac{(M_{hold-down})_{\max}}{W_{tail-hook} \times (a/2)} = \frac{2}{3} \frac{1}{g} \frac{v_{sink}^2}{a} \frac{\sin \beta_{H0}}{\cos^3 \beta_{H0}} \quad (4.89)$$

Con respecto a la velocidad de descenso v_{sink} a considerar, nótese que es considerablemente superior a la de los aviones en aproximación a pistas terrestres. Esto es tratado con mayor profundidad en el epígrafe 5.3.1, pág. 153, aunque ahora baste recalcar que con la $v_{ref} = 140$ knt del ejemplo anterior –para el *Eurofighter Typhoon*– se obtendría:

$$(v_{sink})_{USN\ spec} = 22 \text{ ft/s} > v_{ref} \sin \gamma = 140 \text{ knt} \times \sin 3^\circ = 12.4 \text{ ft/s} \quad (4.90)$$

$$(n_{hold-down})_{EFA} = \frac{2}{3} \frac{1}{32 \text{ ft/s}^2} \frac{(22 \text{ ft/s})^2 \times 0.3048 \text{ m/ft}}{1.83 \text{ m}} \times 1.9 = 3.2 \quad (4.91)$$

es decir, que el dispositivo mantenedor deberá resistir un momento sollicitación de cabeceo del gancho, con respecto de la articulación, de valor 3.2 veces el que produce estáticamente su peso propio.

Capítulo 5

Tren de aterrizaje

5.1. Introducción

Con respecto a este sistema, este capítulo aborda sus principales características – como siempre, considerando en particular las que específicamente atañen a los aviones embarcados—. Éstas derivan, en gran parte, de lo que podríamos considerar como el endurecimiento de los requisitos que podríamos considerar «clásicos», es decir, de aquellos que ya son contemplados habitualmente por el diseño para la operación desde y sobre pistas de aterrizaje convencionales de los aviones de combate de operación terrestre. Sin embargo, existen además peculiaridades muy importantes que también es necesario analizar y comprender, si se pretenden diagnosticar correctamente las principales modificaciones que deberán de considerarse en estos aviones.

5.1.1. Configuración general

Este aspecto inicialmente se refiere en primer lugar a si el avión embarcado emplearía la configuración de tren conocida como «triciclo», o por el contrario, la prácticamente inusual configuración con rueda de cola (que a veces se encuentra documentada como «configuración convencional»). Estos últimos trenes mencionados, aunque históricamente fueron los primeros empleados en los aviones embarcados –que al igual que los terrestres, eran de hélice y motor alternativo–, desaparecieron radicalmente con la transición al motor reactor.

Con independencia de que el avión fuera embarcado o no, la combinación de motor a reacción más tren de cola presentaba serios problemas, por ejemplo en el mando longitudinal: durante la rodadura, debido al ángulo de actitud a que esta configuración obliga (con «morro arriba»), el chorro de gases del motor deflectado por el suelo/cubierta hacia las superficies de cola producía frecuentemente serios problemas de interferencia (en el caso embarcado, dependiendo de la cantidad de empuje demandada al motor por el empleo del catapultaaje, etc).

Figura 5.1: *Supermarine Attacker*, raro ejemplo de reactor con rueda de cola –gemelar y retráctil–, que para mayor singularidad era embarcado. Precisamente, fue el primer reactor en servicio con la *Royal Navy* –en los años 50–, aunque todavía se emplearían los de hélice (abajo dcha., con el *Fairey Firefly* abordo del *HMS Eagle*, en 1953). Fue rápidamente pasado a la reserva por los también reactores *Sea Hawk* y *Sea Venom* (más avanzados, ambos ya con tren triciclo), y dado de baja definitiva en 1956.

En la práctica fueron escasísimos los casos de reactores con tren con rueda de cola –sólo se han encontrado dos; *Yak-15* y *Supermarine Attacker* (figura 5.1, pág. 150)–, si bien puede comprobarse que éste último era embarcado precisamente.

Pero por el contrario, el tren de cola tampoco se mantuvo en los turbohélice embarcados. Si bien es cierto que, en clara competencia con los reactores, los modelos turbohélice embarcados nunca fueron numerosos¹; *Breguet Alizé* y *Fairey Gannet* –ambos ya retirados del servicio–, o los *C-2 Greyhound* y los *E-2D Hawkeye*, todos sin excepción emplearon/emplean un tren triciclo.

Independientemente de otras consideraciones, parece importante tener en cuenta que estos aviones han debido de operar sobre cubierta –ya de forma compatible con los reactores, de operación más crítica–, con márgenes más estrechos en las variables involucradas, teniendo que «amoldarse» a los procedimientos y diseños de cubierta desarrollados para estos últimos, mucho más exigentes (viento sobre cubierta, cubierta desalineada, *IFLOLS*, etc).

Por otra parte, una vez descartado en el presente capítulo el tren de cola y acep-

¹Empleados por lo general en cometidos donde siempre ha primado la autonomía frente a la velocidad –por el bajo consumo de combustible de los turbohélices–; en patrulla marítima, guerra antisubmarina, misiones *AWACS*, etc.

tada la configuración triciclo, tampoco se consideran los trenes de aterrizaje de los aviones de operación vertical, ya fueran reactores (*Yak-38* y *Yak-141*, el *AV-8 Harrier* y sus derivados posteriores, y el más reciente *F-35B JSF*) o turbohélices (como el convertiplano *V-22 Osprey*), por su aún mayor especificidad, debida a los requisitos tan sumamente especiales a los que responden (como por ejemplo la configuración biciclo del *Harrier*, que dispone de patas de tren (*outriggers*) en los planos del ala, adicionales a las habituales *NLG* y *MLG* del fuselaje).

Por tanto y una vez más, el estudio se centra en el tren de aterrizaje de aviones reactores embarcados de operación convencional (entendido aquí este término como «no vertical»), con tren triciclo, y que habrán de ser recuperados sobre cubierta mediante el empleo de un motor de detención. El capítulo 4, pág. 79 y en particular el epígrafe 4.4.1, pág. 116 están dedicados al análisis y justificación de este último aspecto.

5.2. Compatibilidad con el sistema de lanzamiento

Actualmente el único sistema calificado para el empleo de la catapulta en los buques norteamericanos es el amarre al avión mediante la barra de lanzamiento (*launch bar*), que es un elemento adicional que se encuentra en la pata del tren de morro (el capítulo 2, página 13 está dedicado a analizar este problema). Es a través de éste por donde el avión recibe una fuerza tractora del orden de las 100 t, carga que ha de ser soportada y convenientemente transmitida a lo largo de toda la estructura.

Debido a la magnitud de esta fuerza, y también por cuestiones de estabilidad direccional en la rodadura asociadas al bailoteo (*shimmy*), así como por la necesidad de contar con un sistema de orientación que permita la adecuada maniobrabilidad sobre cubierta para que pueda ser despejada rápidamente, todos los aviones embarcados modernos tienen como requisito el estar dotados de un tren de morro con rueda doble (*twin-wheel* o *dual-wheel*). Aunque todavía existen excepciones (*A-4KU Skyhawk*, *Super-Étendard*), éste es uno de los elementos identificativos típicos, conjuntamente con la presencia del gancho de apontaje, que pueden observarse en las conversiones a embarcados de los cazas terrestres (*Rafale M*, *T-45 Goshawk*), e incluso en los modelos no catapultables (*Su-33*, *Mig-29K*).

La figura 5.2, página 152 muestra uno de los últimos diseños embarcados, la versión *F-35C* del *JSF*, en la que puede observarse el diferente diseño del tren de aterrizaje con respecto a las otras dos versiones, con sus imprescindibles accesorios.

5.3. Consideraciones de la recuperación/toma

5.3.1. Requisitos

Aunque, como cualquier sistema con responsabilidad estructural, el diseño del tren de aterrizaje contempla numerosos casos de carga, en particular los embarcados en

Figura 5.2: *F-35 Lightning II Joint Strike Fighter* en dos de sus tres versiones, *F-35A* terrestre (arriba-izquierda) y *F-35C* naval convencional (arriba-derecha). Obsérvense en particular el diferente tren de morro (abajo, en detalle) con rueda doble, así como las barras de lanzamiento y de retención *RRHB*.

buques de la *US Navy* han de ser capaces de cumplir los requisitos recogidos en la especificación MIL-A-8863C(AS), ref. [65], que contemplan situaciones tan variadas como:

- Recuperaciones sobre cubierta, con el buque dotado de sistema de retención. Incluyen maniobras incompletas o frustradas –siempre con contacto del tren sobre cubierta–, del tipo «*touch and go / bolter*».
- Aterrizajes sobre pistas preparadas y semipreparadas, pero en ambos casos y como en el caso anterior, también con sistema de retención, e incluyendo frustradas.
- Simulación de recuperaciones sobre pistas terrestres convencionales (preparadas). Estas operaciones se denominan *FCLP* (*Field Carrier Landing Practice*).
- Aterrizajes convencionales (aquí se refiere a sin el empleo de sistema de retención alguno), en pistas preparadas.
- Aterrizajes simulados en ensayos en laboratorio.
- Aterrizajes simulados en ensayos en vuelo.

Es importante subrayar que de los aviones embarcados actuales (al menos de los occidentales), sólo los *F/A-18 Hornet*, *T-45 Goshawk* y sus posteriores fueron diseñados conforme a la norma MIL-A-8863, por lo que todavía, aunque cada vez menos, se encuentran operativos aviones que hoy en día no tendrían aptitud para ser embarcados.

Velocidad vertical

De acuerdo con esta normativa, se puede inmediatamente colegir que uno de los requisitos principales es el de la velocidad vertical. Es decir, existe un valor de velocidad de descenso máxima $(v_{sink})_{m\acute{a}x}$ –especificada como carga límite–, es decir que el avión ha de soportar sin deformaciones permanentes. Ésta se calcula estadísticamente de acuerdo a una determinada distribución estadística (*Pearson* tipo III), a partir de los registros cinematográficos de aviones semejantes o anteriores (considerando variaciones de los múltiples parámetros involucrados, con la probabilidad de que éstas se produzcan), de manera que esa velocidad se alcance o exceda 1 vez de cada 750 tomas, lo cual equivale al criterio estadístico de 3σ .

La expresión proporcionada depende del valor medio $\bar{v}_{engaging}$ y de su desviación típica $\sigma_{v_{engaging}}$:

$$(v_{sink})_{MIL8863C} = \bar{v}_{engaging} + 3 \times \sigma_{v_{engaging}} \quad (5.1)$$

Como se ha de calcular en función de otras variables que son específicas de cada

avión, se recurre a los valores mínimos que la especificación proporciona:

$$\begin{aligned}\bar{v}_{engaging} &\geq 11.5 \text{ ft/s} \\ \sigma_{v_{engaging}} &\geq 3 \text{ ft/s}\end{aligned}\tag{5.2}$$

Resultando:

$$(v_{sink})_{MIL8863C} \geq 11.5 + 3 \times 3 = 20.5 \text{ ft/s}\tag{5.3}$$

$$(v_{sink})_{\text{máx}} \geq 20.5 \text{ ft/s}\tag{5.4}$$

Es importante comprender que en realidad la velocidad de descenso, entendida como requisito evidentemente energético, ha de ir ligada a un peso concreto (peso de aterrizaje de diseño de esa configuración o «*design landing weight*»). Es decir, que en el caso de que se tome como especificación preliminar un valor máximo maximórum concreto como el de 5.4, habrá que calcular cual es el peso de diseño máximo que tiene asociado ese valor:

$$\frac{1}{2} (W_L)_{\text{máx}} (v_{sink})_{\text{máx}}^2 \equiv \frac{1}{2} W_L (v_{sink})^2\tag{5.5}$$

Por ejemplo, de la figura (4.2), pág. (84), y prosiguiendo con los valores numéricos aplicados en (4.16), –pág. 85–, que se consideraron suficientemente representativos;

$$\begin{aligned}W_L &= 30000 \text{ lbf} \\ v_{engaging} &= 140 \text{ kn} \\ \phi &= 3.5^\circ\end{aligned}\tag{5.6}$$

se obtienen los siguientes resultados:

$$\begin{aligned}v_{sink} &= v_{engaging} \tan \phi \\ &= 140 \times \tan 3.5^\circ = 8.56 \text{ knt} = 14.45 \text{ ft/s} \\ (W_L)_{\text{máx}} &= W_L \times \left[\frac{v_{sink}}{(v_{sink})_{\text{máx}}} \right]^2 \\ &= 30000 \text{ lbf} \times \left(\frac{14.45 \text{ ft/s}}{20.5 \text{ ft/s}} \right)^2 = 21146 \text{ lbf}\end{aligned}\tag{5.7}$$

Actitud del avión

La operación normal considera la toma sobre el *MLG*, en inequívoca actitud de «morro arriba», y con contacto de la «pezuña» del gancho de apontaje en primer lugar

Figura 5.3: Ejemplos de varios *F-14 Tomcat* en diferentes actitudes de balance, inmediatamente anteriores al contacto sobre cubierta. En la imagen mayor, nótese como el primer contacto ha de ser con el gancho de apontaje, de ahí la importancia de reglar el *IFLOLS* con la distancia H/E correcta, calculada en función del tipo de avión, configuración, peso, viento *HRW*, etc. A la derecha, arriba, una toma nivelada que contrasta con la de abajo, una «toma dura» sobre una única pata, por el pronunciado ángulo de balance (relativo a la cubierta).

(arrastrada brevemente por cubierta hasta que se produzca el enganche con alguno de los *CDP* dispuestos transversalmente).

Pero las normas consideran además el contacto simultáneo de todas las patas (es decir, incluyendo el *NLG*), y el posible impacto inicial de tan sólo de una de las patas del *MLG*, que no es infrecuente en la recuperaciones sobre cubierta (debido al movimiento de ésta), (5.3), pág. (155). En los aviones de operación terrestre suele ir asociado a la presencia de rachas de viento cruzado.

5.3.2. Modelización del conjunto neumático-amortiguador

Si de entre todos los tipos, se considera únicamente el empleo de un amortiguador oleoneumático, la fuerza total que ejerce F_{strut} se obtiene como suma de la que ejerce el gas F_g –en una evolución politrópica de exponente $n < \gamma_{adiab} = 1.4$ (a pesar de ser muy rápida no llega a ser ideal o adiabática)–, más la debida a la circulación del fluido

Figura 5.4: Definición geométrica simplificada de las variables utilizadas en el proceso politrópico del gas dentro de la cámara del amortiguador.

por el interior de la cámara, F_l .

$$F_{strut} \equiv F_g + F_l \quad (5.8)$$

$$F_g = \frac{F_{\text{mín}}}{\left(1 - \frac{\varepsilon}{h_{\text{máx}}}\right)^n} \quad (5.9)$$

$$F_l = K_l \frac{d\varepsilon}{dt} \left| \frac{d\varepsilon}{dt} \right| \quad (5.10)$$

donde ε es el recorrido nominal del amortiguador y $h_{\text{máx}}$ es el recorrido de éste que, de poder producirse, anularía el volumen del gas comprimido en la cámara. $F_{\text{mín}}$ es la fuerza mínima que hace el amortiguador (cuando está totalmente extendido y en reposo, correspondiente a la presión mínima que hace el gas en la cámara). La figura 5.4, página 156 ayudará a comprender estos conceptos utilizados.

En cuanto al neumático, la fuerza F_{tyre} que éste ejerce (que es igual, por equilibrio, a la reacción del terreno sobre él) se puede expresar en función de dos parámetros $\{K_{tyre}, \alpha\}$:

$$F_{tyre} = K_{tyre} (\delta_{tyre})^{1/\alpha} \quad (5.11)$$

siendo δ_{tyre} la deflexión del neumático.

Para el prediseño, si se admite que:

- La reacción máxima del terreno se alcanza en el instante en que el recorrido del amortiguador es máximo:

$$(F_g)_{\text{máx}} = \frac{F_{\text{mín}}}{\left(1 - \frac{\varepsilon_{\text{máx}}}{h_{\text{máx}}}\right)^n} \equiv n_{MG} W_L \quad (5.12)$$

donde n_{MG} es el factor de carga del tren de aterrizaje, véase 5.36.

- La reacción máxima del terreno se alcanza (también) cuando el recorrido es la mitad del máximo, y en ese instante la velocidad de descenso del avión es la mitad de la inicial:

$$(F_g)_{\text{máx}} = K_l \left(\frac{v_{\text{sink}}}{2} \right)^2 + \frac{F_{\text{mín}}}{\left(1 - \frac{\varepsilon_{\text{máx}}/2}{h_{\text{máx}}} \right)^n} \equiv n_{MG} W_L \quad (5.13)$$

- El acortamiento estático del amortiguador sea la mitad del máximo:

$$\frac{F_{\text{mín}}}{\left(1 - \frac{\varepsilon_{\text{máx}}/2}{h_{\text{máx}}} \right)^n} \equiv W_L \quad (5.14)$$

Fijados $\{W_L, n_{MG}, v_{\text{sink}}\}$, se obtienen las variables de diseño $\left\{ \frac{\varepsilon_{\text{máx}}}{h_{\text{máx}}}, F_{\text{mín}}, K_l \right\}$ en función del proceso politrópico de exponente n :

$$\frac{\varepsilon_{\text{máx}}}{h_{\text{máx}}} = 2 \frac{\left(1 - n_{MG}^{1/n} \right)}{1 - 2n_{MG}^{1/n}} \quad (5.15)$$

$$F_{\text{mín}} = W_L \frac{n_{MG}}{\left(2n_{MG}^{1/n} - 1 \right)^n} \quad (5.16)$$

$$K_l = (n_{MG} - 1) W_L \frac{4}{v_{\text{sink}}^2} \quad (5.17)$$

5.3.3. Ecuación dinámica vertical simplificada

Se considera un sistema de 1 gdl (el avión es rígido, y de masa $m_L = W_L/g$ concentrada en su cdm), en el que las características del tren de aterrizaje principal (combinación de suspensión y amortiguación de las patas y sus neumáticos) se considera que pueden ser definidas mediante una rigidez k y un coeficiente de amortiguamiento viscoso c . En el apartado siguiente se describe cómo obtener estas características a partir de las no lineales del sistema real, descrito en el apartado anterior.

En este modelo simplificado también se admite la posibilidad de que el peso del avión no esté equilibrado completamente, de manera que se considera una fracción f de éste, fW_L .

Es decir, que de la figura 4.1, pág. 80, se puede deducir de que en el caso de que no hubiera equilibrio estático vertical la ecuación quedaría como:

$$L \cos \gamma + D \sin \gamma + T \sin (\varepsilon + \theta) - W_L = \frac{W_L}{g} a_z \quad (5.18)$$

Figura 5.5: Modelo simplificado de 1 gdl, en el que en primera aproximación el avión es considerado un sólido rígido (sin características dinámicas), con toda la masa m_L concentrada en su cdm, y con el conjunto de suspensión y amortiguación del tren caracterizado por una constante de rigidez k , y un coeficiente de amortiguación viscoso c . En el instante inicial tiene una velocidad vertical v_{sink} , y la fuerza aplicada es una fracción del peso fW_L , considerada constante.

expresión de la que se deduce la fracción f :

$$fW_L \equiv W_L - L \cos \gamma - D \sin \gamma - T \sin(\theta + \varepsilon) \quad (5.19)$$

$$f = 1 - \left(\frac{L}{W_L} \right) \cos \gamma - \left(\frac{D}{W_L} \right) \sin \gamma - \left(\frac{T}{W_L} \right) \sin(\theta + \varepsilon)$$

Si los ángulos involucrados son pequeños $\{\gamma \ll 1, (\varepsilon + \theta) \ll 1\}$, los términos de la resistencia aerodinámica y el empuje son pequeños con respecto al de la sustentación, y esta fracción f se puede aproximar por:

$$f \simeq 1 - n_z \quad (5.20)$$

siendo n_z el factor de carga vertical de la maniobra de descenso considerada.

Tomando la coordenada z hacia arriba, desde la posición geométrica definida por el tren completamente extendido, justo antes del contacto con la pista/cubierta:

$$-fW_L - kz - c\dot{z} = \frac{W_L}{g} \ddot{z} \quad (5.21)$$

Recolocando los términos e imponiendo las condiciones iniciales de desplazamiento nulo y velocidad igual a la velocidad de descenso ($-v_{sink}$), ya que v_{sink} se considera

como definida positiva, se tendrá:

$$\begin{aligned}\frac{W_L}{g}\ddot{z} + c\dot{z} + kz &= -fW_L \\ z(0) &\equiv 0 \\ \dot{z}(0) &\equiv -v_{sink}\end{aligned}\tag{5.22}$$

Cuya resolución –suponiendo amortiguamiento subcrítico ($\zeta < 1$)–, es una respuesta oscilatoria amortiguada que tiende al valor de la deflexión estática del tren fW_L/k , suponiendo que la fuerza vertical fW_L se mantuviera constante:

$$\begin{aligned}z(t) &= \left\{ \frac{fW_L}{k} \cos \omega_a t + \left[-\frac{v_{sink}}{\omega_a} + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + \frac{1}{\omega_a} \frac{fW_L}{k} \left(\frac{c}{2m} \right) \right] \sin \omega_a t \right\} e^{-ct/2m} - \frac{fW_L}{k}\end{aligned}\tag{5.23}$$

$$\begin{aligned}\omega_a &\equiv \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} \\ \omega_n &\equiv \sqrt{k/m_L} \\ \zeta &\equiv \frac{c}{2\sqrt{km_L}}\end{aligned}$$

Y su derivada $\dot{z}(t)$ valdrá:

$$\begin{aligned}\dot{z}(t) &= -v_{sink} \left\{ \cos \omega_a t + \left[\frac{fW_L}{k} \omega_a + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + \frac{1}{\omega_a} \frac{c}{2m_L} \left(\frac{fW_L}{k} \frac{c}{2m_L} - v_{sink} \right) \right] \sin \omega_a t \right\} e^{-ct/2m_L}\end{aligned}\tag{5.24}$$

En la práctica, el valor de la fuerza vertical fW_L irá creciendo conforme el motor de detención reduzca la velocidad, pero para el análisis preliminar esta hipótesis de fuerza constante es razonable, al menos durante el primer ciclo del recorrido del tren.

Con 5.23 y 5.24 se calcula la ley de fuerza dinámica que tendría que soportar el

tren, a partir de:

$$\begin{aligned}
 F_{MG}(t) &= kz(t) + c\dot{z}(t) \\
 &= \left\{ fW_L \cos \omega_a t + \left[-\frac{v_{sink}}{\omega_a} k + \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + \frac{fW_L}{\omega_a} \left(\frac{c}{2m} \right) \right] \sin \omega_a t \right\} e^{-ct/2m} - fW_L + \\
 &\quad -cv_{sink} \left\{ \cos \omega_a t + \left[fW_L \frac{\omega_a}{k} + \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + \frac{1}{\omega_a} \frac{c}{2m_L} \left(\frac{fW_L}{k} \frac{c}{2m_L} - v_{sink} \right) \right] \sin \omega_a t \right\} e^{-ct/2m_L}
 \end{aligned} \tag{5.25}$$

El desplazamiento máximo $z_{\text{máx}}$, que correspondería al recorrido (*stroke*) máximo del tren $(\Delta s)_{\text{máx}}$ se obtendría de:

$$t_{z_{\text{máx}}} \implies \dot{z} = 0 \tag{5.26}$$

$$\tan(\omega_a t_{z_{\text{máx}}}) = \frac{-v_{sink}}{\omega_a \frac{fW_L}{k} - \left(\frac{c}{2m_L} \right) \frac{v_{sink}}{\omega_a} + \frac{1}{\omega_a} \frac{fW}{k} \left(\frac{c}{2m_L} \right)^2}$$

que sólo tiene sentido físico para el primer máximo calculado.

El valor de la fuerza dinámica máxima que tendría que soportar el tren se obtiene de combinar 5.25 y 5.26:

$$(F_{MG})_{\text{máx}} = |kz(t = t_{z_{\text{máx}}}) + c\dot{z}(t = t_{z_{\text{máx}}})| \tag{5.27}$$

Como puede comprobarse, a pesar de las simplificaciones las expresiones son considerablemente extensas. Un problema así sólo es abordable numéricamente, tomando valores concretos para cada de las diferentes variables. La referencia [52] describe cómo obtener las características lineales aproximadas del sistema (conjunto neumático-amortiguador), a partir de su comportamiento real, no lineal. Sin embargo, se estima que sería de poca utilidad en esta fase del análisis, y que distraería de la línea de trabajo inicialmente planteada.

Para $f = 0$

$$\begin{aligned}
 z(t)|_{f=0} &= -\left(\frac{v_{sink}}{\omega_a} \right) e^{-ct/2m} \sin \omega_a t \\
 \dot{z}(t)|_{f=0} &= -v_{sink} \left(\cos \omega_a t + \frac{c}{2m_L \omega_a} \sin \omega_a t \right) e^{-ct/2m_L}
 \end{aligned} \tag{5.28}$$

Figura 5.6: Modelo simplificado de 1 gdl empleado para las consideraciones energéticas. El cdm se desplaza verticalmente por la deflexión $\delta_{MG} + \delta_{Tyres}$ de patas y neumáticos del MLG.

$$(F_{MG})_{\text{máx}}|_{f=0} = v_{\text{sink}} \left[\left(\frac{k}{\omega_a} + \frac{c^2}{2m_L\omega_a} \right) \sin(\omega_a t_{z_{\text{máx}}})|_{f=0} + c \cos(\omega_a t_{z_{\text{máx}}})|_{f=0} \right] e^{-ct/2m_L} \quad (5.29)$$

$$\tan(\omega_a t_{z_{\text{máx}}})|_{f=0} = \frac{2m_L\omega_a}{c}$$

5.3.4. Consideraciones energéticas

Varias referencias consultadas ([24], [52]) utilizan un método energético. En este caso se considera la necesidad de que el tren de aterrizaje disipe la energía asociada al movimiento vertical del cdm del avión (tanto el desplazamiento como la velocidad), mediante la acción combinada de los elementos de suspensión y amortiguación –incluyendo los neumáticos–.

La ecuación básica (4.12) sólo tenía en cuenta los términos cinéticos (no se consideraba el trabajo por el desplazamiento del cdm debido las deflexiones).

Suponiendo que la fuerza aplicada fW_L es constante y es aplicada instantáneamente, y haciendo explícitas las deflexiones del tren principal δ_{Strut} , y de los neumáticos δ_{Tyres} :

$$\frac{1}{2} \frac{W_L}{g} v_{\text{sink}}^2 + fW_L (\delta_{Strut} + \delta_{Tyres}) \equiv \hat{E}_{LG} \quad (5.30)$$

donde $\hat{E}_{LG}$ es la energía disipada por el tren y los neumáticos, que valdrá:

$$\hat{E}_{LG} = \int_0^{(\delta_{Strut})_{\text{máx}}} F_{Strut} d\delta_{Strut} + \int_0^{(\delta_{Tyres})_{\text{máx}}} F_{Tyres} d\delta_{Tyres} \quad (5.31)$$

obtenidas de las respectivas curvas experimentales de cada elemento.

Teniendo en cuenta la definición de los respectivos factores de eficiencia η :

$$\begin{aligned}\eta_{Strut} &\equiv \frac{\int_0^{(\delta_{Strut})_{\text{máx}}} F_{Strut} d\delta_{Strut}}{(F_{Strut})_{\text{máx}} (\delta_{Strut})_{\text{máx}}} \\ \eta_{Tyres} &\equiv \frac{\int_0^{(\delta_{Tyres})_{\text{máx}}} F_{Tyres} d\delta_{Tyres}}{(F_{Tyres})_{\text{máx}} (\delta_{Tyres})_{\text{máx}}}\end{aligned}\quad (5.32)$$

que se obtienen experimentalmente de los ensayos de caída conocidos como «*drop tests*».

Se obtiene finalmente:

$$\hat{E}_{LG} = \eta_{Strut} (F_{Strut})_{\text{máx}} (\delta_{Strut})_{\text{máx}} + \eta_{Tyres} (F_{Tyres})_{\text{máx}} (\delta_{Tyres})_{\text{máx}}$$

Considerando que las respectivas fuerzas que soportan los elementos son las mismas (al margen de efectos dinámicos):

$$(F_{Strut})_{\text{máx}} \equiv (F_{Tyres})_{\text{máx}} \quad (5.33)$$

$$\hat{E}_{LG} = [\eta_{Strut} (\delta_{Strut})_{\text{máx}} + \eta_{Tyres} (\delta_{Tyres})_{\text{máx}}] (F_{Strut})_{\text{máx}} \quad (5.34)$$

Y finalmente se obtiene:

$$\frac{1}{2} \frac{W_L}{g} v_{\text{sink}}^2 + f W_L (\delta_{Strut} + \delta_{Tyres}) \equiv [\eta_{Strut} (\delta_{Strut})_{\text{máx}} + \eta_{Tyres} (\delta_{Tyres})_{\text{máx}}] (F_{Strut})_{\text{máx}} \quad (5.35)$$

También se define el factor de carga del tren de aterrizaje n_{MG} , como la relación entre la fuerza máxima y el peso del avión:

$$n_{MG} \equiv \frac{(F_{Strut})_{\text{máx}}}{W_L} \quad (5.36)$$

$$\frac{1}{2} \frac{W_L}{g} v_{\text{sink}}^2 + f W_L (\delta_{Strut} + \delta_{Tyres}) = [\eta_{Strut} (\delta_{Strut})_{\text{máx}} + \eta_{Tyres} (\delta_{Tyres})_{\text{máx}}] n_{MG} W_L \quad (5.37)$$

En caso de tener información de la combinación de amortiguación y neumáticos (del correspondiente «*drop test*»):

$$\eta_{Strut} (\delta_{Strut})_{\text{máx}} + \eta_{Tyres} (\delta_{Tyres})_{\text{máx}} \equiv (\eta_{Strut+Tyres}) (\delta_{Strut+Tyres})_{\text{máx}} \quad (5.38)$$

Se obtiene:

$$\frac{1}{2} \frac{W_L}{g} v_{sink}^2 + f W_L (\delta_{Strut} + \delta_{Tyres}) = (\eta_{Strut+Tyres}) (\delta_{Strut+Tyres})_{\max} n_{MG} W_L \quad (5.39)$$

Suponiendo que en (5.39) se dé la situación ideal de que el peso esté equilibrado en su totalidad ($f = 0$):

$$\frac{1}{2} \frac{W_L}{g} v_{sink}^2 \simeq (\delta_{Strut+Tyres})_{\max} n_{MG} W_L$$

Esta expresión se puede utilizar para estimar, a nivel preliminar, el recorrido máximo (*stroke*) $(\Delta s)_{\max}$ necesario en el tren:

$$\begin{aligned} (\Delta s)_{\max} &= (\delta_{MG})_{\max} |_{(v_{sink})_{\max}} \\ &\simeq (\delta_{Strut+Tyres})_{\max} = \frac{1}{2g} \frac{(v_{sink})_{\max}^2}{(\eta_{Strut+Tyres})_{\max} n_{MG}} \end{aligned} \quad (5.40)$$

La expresión 5.40 se representa en la figura 5.7, pág. 163.

La consecuencia es inmediata: para embarcar el avión, suponiendo que se mantuvieran el factor de carga n_{MG} y el factor de eficiencia η_{MG} , el recorrido del tren aumenta proporcionalmente al cuadrado de las velocidades verticales:

$$(\Delta s)_{\max}^{Naval} / (\Delta s)_{\max}^{Land} = \left[(v_{sink})_{\max}^{Naval} / (v_{sink})_{\max}^{Land} \right]^2 \quad (5.41)$$

A pesar de (5.3), se van a tomar como valores máximos los indicados en la referencia [47] para la *US Navy* y la *USAF*:

$$\begin{aligned} (v_{sink})_{\max}^{Naval} &\equiv 22 \text{ ft/s} \\ (v_{sink})_{\max}^{Land} &\equiv 16 \text{ ft/s} \end{aligned} \quad (5.42)$$

Obteniéndose:

$$(\Delta s)_{\max}^{Naval} / (\Delta s)_{\max}^{Land} = \left(\frac{22}{16} \right)^2 = 1.89 \quad (5.43)$$

es decir, que sería necesario incrementar el recorrido un 89%. Este valor preliminar de aumento del recorrido es lo suficientemente grande para que en términos prácticos esto signifique que muy probablemente el diseño del tren deberá ser modificado en su totalidad, teniendo que actuar también sobre el resto de las variables.

Figura 5.7: Relación entre la velocidad de descenso v_{sink} y el recorrido de tren principal necesario para disipar dicha energía cinética, mientras se mantengan constantes tipo de tren, eficiencia combinada $\eta_{MG+Tyres} = 0.8$ y factor de carga de la toma $n_{MG} = 5$. También se marcan sobre la curva las ordenadas que representan los requisitos de la Marina y la Fuerza Aérea estadounidenses.

En particular, la ref. [3] dice que por cuestiones de espacio, los valores del recorrido del tren en aviones de combate embarcados no suelen ser mayores que 25 in (635 mm), frente a las aproximadamente 12 in (305 mm) de los terrestres. Por tanto, es posible que haya que incorporar o modificar los sistemas de replegado de la extensión telescópica en las patas del tren –denominados «*contracting shock struts systems*»–, un caso particular de los más generales conocidos como «*shortening mechanisms*», dada la gran complicación que puede suponer el tener que alojar las nuevas dimensiones sin poner «patas abajo» todo el diseño.

Esta situación no es del todo novedosa, ya que se mencionó con anterioridad –cuando era empleada de forma exactamente contraria a la planteada en este caso–, en la extensión hidráulica del *NLG* de los *F-4K* de la *Royal Navy*, figura 2.14, pág. 41, con el fin de aumentar el ángulo de ataque en el lanzamiento, durante la fase de rodadura por cubierta.

Aunque existan ejemplos de accionamientos para el acortamiento de la longitud efectiva o libre de las patas del tren basados en complicar la cinemática de la retracción (*Airbus A330/A340*), no se deben pasar por alto los de retracción telescópica –frecuentes en los aviones de combate (*A-4 Skyhawk*, *F/A-18*, *EFA Typhoon*)–.

Aunque estos sistemas pueden tener un accionamiento también hidráulico, en este último caso mencionado del *EFA Typhoon*, el sistema está acoplado mecánicamente al sistema hidráulico principal, y por su evidente interés se muestra con cierto detalle en la figura 5.8, pág. 166.

En este avión, la cinemática de la extensión y recogida del *MLG* es relativamente simple, consistiendo en que las patas, que están en el primer tercio de las alas en su recorrido desde el encastre hacia las puntas, se abaten hacia adentro –con el eje de giro paralelo al eje longitudinal del avión–. Un modelo cinemático simplificado² de su retracción/extensión puede observarse en la figura 5.9, pág. 167.

Consta de los siguientes elementos³:

- D-C-E: Cuerpo principal de la pata (*strut*). Unida al avión en D (*trunnion*) por el interior del intradós del ala, alrededor del cual bascula en el accionamiento de la retracción/extensión.
- E-J-F: Porción telescópica de la pata
- G-H-I: Palanca, articulada en H al cuerpo principal de la pata
- I-J: Varilla de retracción.
- A-B-C: Biela. Es la responsable de la retracción/extensión, mediante la aplicación en B de la fuerza F_{Act} por el actuador.

²Modelo simplificado que, por ejemplo, no tiene en cuenta el requisito real de poder extenderse tan sólo por la acción de la gravedad.

³Se indica entre paréntesis la denominación en inglés de la *FAA* norteamericana, recogida en el capítulo 13, volumen 2, del “*Aircraft Landing Gear Systems*”, ref. [34].

Figura 5.8: Detalle del *MLG* del *Eurofighter Typhoon*, mostrando el sistema mecánico que retrae la extensión telescópica gravitatoria, a fin de que las patas quepan en su alojamiento. Izquierda: pata de estribor, vista desde atrás. Derecha: pata de babor, desde delante. (Composición de fotografías, www.eurofighter.com).

- G-C₁. Acoplamiento mecánico a la retracción de la pata (unión articulada en C₁, de la palanca G-H-I al tramo B-C de la biela).

Una vez descritos los diferentes elementos, se ha de comprender que con el acoplamiento mecánico mencionado se produce una recogida telescópica de magnitud d , consecuencia del giro θ de la palanca G-H-I.

5.3.5. Consideraciones geométricas

Se consideran los nuevos requisitos para los valores del ángulo de impacto de la cola con la cubierta/pista (*tipback angle*), y del ángulo de vuelco (*turnover angle*).

Ángulo de impacto

El ángulo de impacto $\theta_{tipback}$ se mide en una vista lateral del avión, trazando desde la posición extendida del *MLG* una tangente a la circunferencia de la rueda más retrasada

Figura 5.9: Modelo cinemático simplificado de la retracción/extensión del MLG del EFA Typhoon. Consta de; cuerpo principal de la pata (*strut*) D-C-E (parte basculante, con eje de giro en D), porción telescópica E-J-F de la pata, palanca G-H-I (con eje de giro en H), y varilla de retracción I-J. La biela A-B-C es la responsable de la retracción/extensión, mediante la aplicación en B de la fuerza F_{Act} por el actuador. Mecánicamente acoplada a la retracción de la pata (mediante G-C₁, unión articulada de la palanca G-H-I a la biela B-C en C₁), se produce una recogida telescópica de magnitud d , consecuencia del giro θ de la palanca G-H-I.

hasta hacer contacto con la cola⁴, buscando el mayor ángulo posible con respecto a la referencia de la pista/cubierta.

Desde la posición estática del *MLG*, se mide el ángulo $(\theta_{cdm})_{MLG}$ que forma la normal a la pista/cubierta con la recta que pasa por el centro de masas (en la posición más desfavorable, que sería la más retrasada). Este ángulo tiene que ser mayor o igual que el de impacto $\theta_{tipback}$, y en cualquier caso mayor de 15° .

$$(\theta_{cdm})_{MLG} \geq \theta_{tipback} > 15^\circ \quad (5.44)$$

Ángulo de vuelco

El ángulo de vuelco se mide abatiendo un triángulo de dimensiones en verdadera magnitud que se obtienen sobre la vista en planta del avión (con el tren apoyado, soportando el peso del avión). Sobre esta vista se traza en primer lugar una recta tangente a los neumáticos del *NLG* y *MLG*, lo más exteriormente posible (en caso de que haya ruedas gemelas, por ejemplo). Sobre esta recta se busca una perpendicular que pase por el cdm, cuya distancia d_{cdg} es el cateto de un triángulo rectángulo cuyo ángulo con respecto al suelo es el ángulo de vuelco $\theta_{turnover}$. Sólo falta entonces obtener de la vista lateral la altura del cdm z_{cdg} sobre la pista/cubierta (en la posición estática), y con esta información se puede abatir dicho triángulo:

$$\theta_{turnover} = \arctan \left(\frac{z_{cdg}}{d_{cdg}} \right) \quad (5.45)$$

Los requisitos son:

$$\begin{aligned} \theta_{turnover} &\leq 63^\circ \text{ (USAF)} \\ \theta_{turnover} &\leq 54^\circ \text{ (USN)} \end{aligned} \quad (5.46)$$

Ejemplos

Se ha procedido a estimar los valores de estos ángulos en tres modelos concretos de aviones de combate; *F/A-18 Hornet*, *EFA Typhoon* y *SAAB Gripen*. Como se sabe, el primero de ellos es un avión embarcado puro, es decir, diseñado específicamente para su empleo embarcado y sometido por tanto a las normas y procedimientos de calificación estándar norteamericanos. Los otros dos son cazas terrestres, buenos candidatos a que se analice su embarcabilidad. Sus dimensiones longitudinales (17.1, 16 y 14.1 m) y aspecto general pueden compararse en la figura 5.11, pág. 170, en la que se han representado

⁴En realidad se busca el contacto con cualquier elemento de la parte trasera del avión, sean la cola, los motores, un depósito externo anclado en la línea central, etc.

Figura 5.10: *General Dynamics-Grumman F-111B*, avión de geometría variable cuyo proyecto matriz se desarrolló inicialmente para satisfacer, tanto requisitos de la fuerza aérea como de la marina norteamericanas. El tipo de ala obligaba a situar el tren principal en el fuselaje, pero a diferencia del *F-14 Tomcat* por el que finalmente fue descartado, obsérvese su disposición atípica –prácticamente en el eje del avión–, que obligaba a que la compresión del sistema estuviera forzada a base de abrirse buscando el aumento de la vía, a fin de disminuir el ángulo de vuelco. Las imágenes corresponden a las pruebas de recuperación abordo (*sea trials*) de uno de los ejemplares de preproducción.

con el mayor ángulo de actitud posible de cada uno, compatible con el impacto de sus respectivas partes traseras contra la pista/cubierta.

En todos ellos se ha procedido a situar el cdm del avión en el 25 % de la cuerda media aerodinámica del ala (*MAC*). Con la geometría particular de cada tren de aterrizaje –vía (*wheel track*, o *wheel tread*) y batalla (*wheel base*)–, se han calculado la altura del cdm z_{cdg} y las distancias respectivas de éste a cada una de las patas a y b , que proporcionan el reparto estático del peso entre el *MLG* y *NLG*.

Los resultados se comparan en la tabla 5.1, en la que puede apreciarse que:

- Los resultados de la estimación son completamente satisfactorios en dos de los tres casos, *F/A-18 Hornet* y *EFA Typhoon*. En el primero de los casos no deja de ser lógico, aunque lo más importante es que permite mantener la confianza en la validez del procedimiento de estimación. Para el *EFA*, sorprende que llegue incluso a estar dentro de los valores especificados para un avión embarcado, (téngase en cuenta que en realidad existe un margen de posiciones del cdm, teniéndose que comprobar que se cumplen las especificaciones en todos los casos posibles, lo cual está fuera del alcance de este estudio preliminar). Sin embargo, la gran virtud de este análisis consiste en que se ha fijado un único criterio común, sencillo pero razonable, con el que comparar las configuraciones.
- En el caso del *Gripen* se comprueba que el ángulo de impacto es mayor que el que define la posición estimada del cdm, lo cual significa que en la práctica el máximo valor de actitud sería el segundo (para que el cdm quede siempre por delante del cdm), que además resulta ser inferior a los 15° que especifica la norma norteamericana.

$$12.6^\circ = (\theta_{cdm})_{MLG}^{Gripen} < (\theta_{tipback})^{Gripen} = 18.2^\circ \quad (5.47)$$

$$(\theta_{cdm})_{MLG}^{Gripen} = 12.6^\circ \not\geq 15^\circ (!)$$

- También en el *Gripen*, el ángulo de vuelco cumpliría especificaciones de la fuerza aérea, pero no de la marina norteamericanas.

$$(\theta_{turnover})^{USN} = 54^\circ \not\geq (\theta_{turnover})^{Gripen} (!) \quad (5.48)$$

$$(\theta_{turnover})^{Gripen} = 55.2^\circ < 63^\circ = (\theta_{turnover})^{USAF}$$

F/A-18 Hornet Se ha procedido a estimar los valores de estos ángulos en el avión *F/A-18 Hornet*, de acuerdo a los cálculos mostrados en la figura 5.12, pág. 172. Teniendo

Avión	<i>F/A-18</i>	<i>EFA</i>	<i>Gripen</i>
$(\theta_{cdm})_{MLG}, (^{\circ})$	21.8	23	12.6
$\theta_{tipback}, (^{\circ})$	16	15.8	18.2
$\theta_{turnover}, (^{\circ})$	54	48.7	55.2
$\frac{F_{MLG}/W}{F_{NLG}/W}$	$\frac{0.85}{0.15} = 5.6$	$\frac{0.82}{0.18} = 4.5$	$\frac{0.92}{0.08} = 11.5$

Cuadro 5.1: Relación de parámetros geométricos –estimados–, relacionados con la geometría del tren de aterrizaje (ángulos del cdm, de impacto de la cola, y de vuelco, y fracción de reparto estático del peso), para tres aviones concretos (*F/A-18 Hornet*, *EFA Typhoon* y *SAAB Gripen*).

Figura 5.11: Ángulo de impacto $\theta_{tipback}$ (definido por compatibilidad geométrica) de los aviones *F/A-18 Hornet*, *EFA Typhoon* y *SAAB Gripen* (en ese orden, y todos a la misma escala), compatible con que no impacten sus respectivas partes traseras contra la pista/cubierta. Obsérvese que en el último avión esta configuración sería inadmisibles, pues el cdm quedaría por detrás del tren principal, dando en el contacto un momento de cabeceo desestabilizante.

en cuenta que al eje longitudinal del avión se le ha calculado un ángulo de asiento de 1.7° , se obtiene una altura del cdm z_{cdg} y un reparto del peso entre el *MLG* y *NLG* de:

$$\begin{aligned}
 (z_{cdg})^{F/A-18} &= 2.02 \text{ m} \\
 \left(\frac{F_{MLG}}{W}\right)^{F/A-18} &= \frac{b}{a+b} = 0.85 \\
 \left(\frac{F_{NLG}}{W}\right)^{F/A-18} &= \frac{a}{a+b} = 0.15
 \end{aligned} \tag{5.49}$$

Y los ángulos buscados valen:

$$\begin{aligned}
 (\theta_{cdm})_{MLG}^{F/A-18} &= 21.8^\circ \geq \theta_{tipback} = 16^\circ > 15^\circ \\
 (\theta_{turnover})^{F/A-18} &= 54^\circ \leq 54^\circ
 \end{aligned} \tag{5.50}$$

EFA Typhoon Para el avión *EFA Typhoon*, los cálculos se muestran en la figura 5.13, pág. 174. Teniendo en cuenta que al eje longitudinal del avión se le ha calculado un ángulo de asiento de 3.5° , se obtiene una altura del cdm z_{cdg} y un reparto del peso entre el *MLG* y *NLG* de:

$$\begin{aligned}
 (z_{cdg})^{EFA} &= 1.78 \text{ m} \\
 \left(\frac{F_{MLG}}{W}\right)^{EFA} &= \frac{b}{a+b} = 0.82 \\
 \left(\frac{F_{NLG}}{W}\right)^{EFA} &= \frac{a}{a+b} = 0.18
 \end{aligned} \tag{5.51}$$

Y los ángulos buscados valen:

$$\begin{aligned}
 (\theta_{cdm})_{MLG}^{EFA} &= 23^\circ \geq \theta_{tipback} = 15.8^\circ > 15^\circ \\
 (\theta_{turnover})^{EFA} &= 48.7^\circ < 63^\circ, 54^\circ
 \end{aligned} \tag{5.52}$$

Figura 5.12: Estimación de los ángulos de impacto $\theta_{tipback}$, y de vuelco $\theta_{turnover}$, sobre el *F/A-18 Hornet*, basada en colocar el cdm del avión en el 25 % de la cuerda media aerodinámica (*MAC*) del ala. La fracción de reparto estático del peso sobre el tren principal/tren de morro resulta ser de 85/15.

Figura 5.13: Estimación de los ángulos de impacto $\theta_{tipback}$, y de vuelco $\theta_{turnover}$, sobre el *EFA Typhoon*, basada en colocar el cdm del avión en el 25 % de la cuerda media aerodinámica (*MAC*) del ala. La fracción de reparto estático del peso sobre el tren principal/tren de morro resulta ser de 82/18.

SAAB Gripen En el *SAAB Gripen*, de acuerdo a los cálculos mostrados en la figura 5.14, pág. 175, se obtienen los valores de:

$$\begin{aligned}
 (z_{cdg})^{Gripen} &= 1.79 \text{ m} \\
 \left(\frac{F_{MLG}}{W}\right)^{Gripen} &= \frac{b}{a+b} = 0.92 \\
 \left(\frac{F_{NLG}}{W}\right)^{Gripen} &= \frac{a}{a+b} = 0.08
 \end{aligned} \tag{5.53}$$

Y los ángulos buscados valen:

$$\begin{aligned}
 (\theta_{cdm})_{MLG}^{Gripen} &= 12.6^\circ < (\theta_{tipback})^{Gripen} = 18.2^\circ > 15^\circ \\
 (\theta_{turnover})^{Gripen} &= 55.2^\circ < 63^\circ (> 54^\circ !)
 \end{aligned} \tag{5.54}$$

Figura 5.14: Estimación de los ángulos de impacto $\theta_{tipback}$, y de vuelco $\theta_{turnover}$, sobre el SAAB Gripen, basada en colocar el cdm del avión en el 25 % de la cuerda media aerodinámica (MAC) del ala. La fracción de reparto estático del peso sobre el tren principal/tren de morro resulta ser de 92/8.

Capítulo 6

Disposición replegada

6.1. Definición

Por *disposición replegada* de un avión se entiende la adopción por éste de una configuración geométricamente recogida, diseñada para reducir cierta dimensión concreta, o en general, el volumen que aquel ocupa sobre una cubierta¹. Podemos por tanto concluir que este capítulo tratará sobre:

El conjunto de acciones de ingeniería destinadas a conseguir que el avión ocupe el menor espacio posible mientras se halle dispuesto sobre cualquiera de las cubiertas, a un coste en peso, precio y complejidad mecánica razonables, y que permita ejecutar con él y/o con otros aviones o vehículos a su alrededor, estacionamientos y maniobras, –en condiciones de seguridad, soltura y efectividad–.

Bajo esta definición se hallan situaciones básicas tan dispares como:

- Avión estacionado y asegurado (*tied-down*, es decir, amarrado a cubierta mediante cadenas), en cualquiera de las zona de aparcamiento previamente delimitadas (*parking spots*).
- Avión remolcado, conducido por personal de servicio en cubierta de vuelo o de mantenimiento, en tránsito desde o hacia una de las zonas anteriores, incluyendo también el hangar (incluyendo el empleo del ascensor). Existen también zonas específicas donde proceder a las tareas de armado y desarmado, que incluyen el acceso a elevadores especiales para los armeros (que intentan minimizar el acarreo y tránsito por las cubiertas de las sustancias explosivas).
- Avión tripulado en movimiento propulsado, despejando la pista de aterrizaje tras completar la recuperación.

¹Nada que ver por tanto con lo que en un contexto aeronáutico se suele entender por *recogida* (*flare*, o *roundout*), la parte final de la maniobra de aproximación a una pista terrestre, en la que el avión suaviza su régimen de descenso y varía su actitud encabritando ligeramente hasta hacer contacto con el tren de aterrizaje.

- Avión tripulado y detenido en una zona de maniobra, frenado de forma autónoma (sin empleo de calzos ni amarras), en espera de turno para lanzamiento o impulsión.

Se comprende que las dos últimas son exclusivas de la cubierta de vuelo (con el avión propulsado por su propia planta motriz), no así el resto, que pueden tener lugar también en el hangar. No debe entenderse erróneamente, por tanto, que la configuración recogida del avión sea algo necesariamente vinculado a que no se halle tripulado, o que esté inmóvil o con su planta propulsora apagada. Antes al contrario, determinados aviones pueden requerir que sea lo primero que se configure nada más ser recuperados sobre cubierta y lo último que se efectúe inmediatamente antes del lanzamiento o impulsión. Éste es el caso del *E-2C Hawkeye* (figura 6.1, pág. 179), cuya envergadura supera los 24,5 m.

En general por tanto, esto va más allá del mero “*plegado de alas*” (*folding wings*) con el que esto se denomina en la documentación anglosajona, en tanto que:

- existen otros procedimientos cinemáticamente similares pero con matices importantes, como el abatimiento o el giro.
- puede aplicarse también, si fuera necesario, a superficies de cola (tanto *VTP* como *HTP*), góndolas, porción trasera del fuselaje, etc.

El término *recogida* se considera aquí convenientemente aplicado, en tanto que *recoger* aparece [88] en tres de su veinticuatro acepciones como:

- Juntar o congregar cosas separadas o dispersas, (3^a).
- Encoger, estrechar o ceñir, con el fin de reducir la longitud o el volumen de algo, (6^a).
- Volver a plegar o estirar algo que se había estirado, desenvuelto, etc., (10^a).

Cualquiera de ellas parece adaptarse razonablemente bien a lo que efectivamente se pretende tratar en este apartado, cuyo título finalmente se impuso por razones prácticas al demasiado extenso: *disposición sobre cubierta de la configuración recogida del avión*.

6.2. Introducción

Es de sobra conocida la conveniencia de reducir el espacio ocupado por las aeronaves, tanto aviones como helicópteros. En las de operación terrestre es útil para optimizar el espacio que ocupan en hangares para su protección de la exposición ambiental, tareas de mantenimiento, etc. En las de combate además, facilita el alojamiento en refugios antiaéreos para su protección, y facilitan la dispersión y/o ocultación para su operación desde pistas no preparadas, tramos de carretera, etc (figura 6.2, pág. 180).

Figura 6.1: *Grumman E-2C Hawkeye*, avión biturbohélice de alerta temprana (*Airborne Early Warning, AEW*). Obsérvese como la envergadura de 24,5 m y el radar alojado en un *rotodomo* giratorio (de 7 m de diámetro) han condicionado radicalmente el diseño de sus superficies de cola y derivado en la necesidad del complejo mecanismo de recogida de las alas. (Arriba: El último viraje antes de tomar sobre el *USS Nimitz*, con el gancho de apontaje desplegado, *US Navy photo* 091119-N-3038W-414, original en vertical // Centro: Con las antiguas hélices de 4 palas, anteriores a las nuevas *Scimitar* de 8. *Thierry Deutsch, www.airliners.net* // Abajo: Recepción en el *NASA Dryden Loads Laboratory*, *NASA photo - Tony Landis*)

Figura 6.2: *SAAB 37 Viggen (JAS 37)* saliendo remolcado de una base subterránea en Gotemburgo (Suecia). Retirado del servicio en 2005, abanderaron la filosofía sueca de poder dispersarse y operar desde tramos rectos de carretera y zonas semipreparadas, hoy día mantenida por su sucesor, el *JAS 39 Gripen*. Obsérvese ampliado en el detalle el anclaje de su *VTP*, que le dota de capacidad de ser abatido lateralmente y poder franquear así la entrada al refugio de hormigón reforzado (hoy en día, un museo de la época de la guerra fría). (http://www.aeroseum.se/bilder/aeroseum_saab_viggen.jpg)

En el caso particular de las embarcadas sin embargo, se considera algo fundamental. Las condiciones ambientales corrosivas son manifiestamente más agresivas en un entorno marino, cuando no determinados estados de la mar requieren el desalojo de la cubierta de vuelo por el fuerte oleaje, incluso en los buques más grandes de 100000 t. Por otra parte en todas las cubiertas tanto de vuelo como en el hangar, existen limitaciones dimensionales evidentes, que se suman a otras muchas tales como; separaciones de seguridad entre aeronaves con motores en funcionamiento, manejo de sustancias inflamables y explosivas, sensibilidad de equipos electrónicos, radiaciones electromagnéticas, etc.

En la cubierta de vuelo, es imprescindible poder mantener despejadas determinadas zonas para el lanzamiento y la recuperación. Lo ideal sería poder mantener siempre libres ambas zonas simultáneamente, pero esto depende del tamaño y de la configuración del buque; superficie útil, posición de la isla, existencia o no de catapultas, existencia o no de pista de aterrizaje desalineada, y número, posición, tamaño y capacidad de los ascensores (para desalojar aparatos desviándolos al hangar). En general, la limitación es fundamentalmente en las dimensiones de la vista en planta (longitud, anchura). Por otra parte, el hangar añade además la limitación en gálibo (dimensiones verticales). Como se ve, influyen multitud de factores que interaccionan mutuamente entre sí, aunque como es lógico, siempre es muy importante en cualquier caso poder reducir al máximo el espacio ocupado por cada aeronave.

La correcta gestión de los espacios en ambas cubiertas, y las maniobras que consecuentemente las aeronaves deban hacer a lo largo de los recorridos, siendo remolcadas o no y haciendo un uso adecuado y eficiente de los ascensores, es sumamente importante, y existe personal de cubierta de las diferentes especialidades –reconocibles por el color de su atuendo–, específicamente asignado a esa tarea concreta. La imágenes de la figura 6.3, pág. 182, muestran el trabajo del personal de gestión de cubierta tal y como se hacía hasta ahora (con una mesa y fichas, y unos radio-transmisores), y el moderno sistema *ADMACS* (*Aircraft Data Management and Control System*), en fase de implantación en la *US Navy* hasta 2015.

En el caso particular de los aviones, generalmente lo principal es reducir el espacio ocupado por la envergadura de los planos del ala, cuyas dimensiones son las predominantes. Determinados modelos pueden tener incluso problemas por el gálibo del *VTP*.

En determinadas zonas de aparcamiento de la cubierta de vuelo se aprovecha para dejar sobresaliendo sobre el agua parte de la cola del avión (figura 6.4, pág. 182). Esto es muy empleado por ejemplo si se quiere aprovechar el lateral externo de la pista de aterrizaje (babor) para aparcar aviones mientras aquella se mantiene libre de obstáculos para posibilitar las recuperaciones en todo momento. Esto ha de estar contemplado en los análisis de utilidad de espacio de esta cubierta, y en el diseño de las posibles maniobras de rodadura de cada modelo de avión puede ejecutar (tanto remolcado como autopropulsado).

Especialmente singular resulta el caso del *Su-33* sobre los ascensores del *Kuznetsov* (figura 6.5, pág. 184), que incluso recogido es tan grande que necesita que se manipule

Figura 6.3: Gestión de la cubierta de vuelo, en su versión clásica ó *flight deck planning board* (izquierda), y moderna digital ó *Aircraft Data Management and Control System (ADMACS)*, (derecha). A ambas dos se las conoce coloquialmente como el *Tablero de la Güija*, (*Ouija board*). (www.navytimes.com/news/2008/09/navy_ouija_090708w y www.navair.navy.mil)

Figura 6.4: *Grumman EA-6B Prowler*, esperando instrucciones para ser dirigido de forma inminente a la zona de lanzamiento (desencadenado, tripulado, y con cúpulas cerradas y alas plegadas todavía). Obsérvese que está estacionado con las ruedas del *MLG* a tope contra el borde de seguridad, dejando un tercio del fuselaje con sobrevuelo por fuera de cubierta.

el tubo de pitot del morro para que no se dañe cuando utiliza los ascensores. Esta solución «de contingencia» permite su empleo en dichos buques sin tener que realizar modificaciones estructurales de consideración –ni en el uno ni en el otro–, contando con el voladizo de la cola resultante de hacer tope con el *MLG* en el bordillo –gracias a la posición lateral de los ascensores, que no siempre han estado dispuestos en todos los buques de esta conveniente manera–.

Este tipo de situaciones son sin embargo más comunes de lo que se piensa, sobre todo cuando al final de la cadena ya sólo queda lidiar sobre el diseño del avión y asumir las consecuencias de determinadas decisiones previas en el diseño del buque. Por ejemplo, como consecuencia de que en los portaaviones británicos de las clases *Illustrious* y *Audacious* los dos ascensores se hallaban dispuestos sobre el eje longitudinal del buque –con todo el recorrido de su perímetro lindando con la cubierta de vuelo², resultaban pequeños para el empleo con aviones como el *F-4K Phantom II*, que aunque podían plegar sus planos necesitaban sin embargo que se les abriera el radomo del radar, debido al exceso de longitud. Más problemático era el *Blackburn Buccaneer*, cuyas grandes dimensiones del fuselaje hacían necesario disponer en él de un contundente abisagramiento adicional de morro –que dejaba incluso en la parte abatible la pértiga de reabastecimiento en vuelo–, y que era necesario accionar en conjunción del gran aerofreno de cola (véase figura 6.6, pág. 185).

Desde un punto de vista de gestión de las capacidades de las cubiertas, los ascensores dispuestos en el perímetro son más eficientes y aprovechan mejor la capacidad del hangar, debido a que no inutilizan el espacio inferior proyectado en planta –ocupado por la maquinaria–. También permiten un mejor centrado del buque, con compartimentos laterales bordeándolos –aprovechando mejor el estrechamiento debido a las amuras del casco–. Sin embargo, permiten en su caso una segunda cubierta de hangar, que de otra manera sería muy complicada, pues forzaría a elevar el nivel de la cubierta de vuelo, o la dejaría peligrosamente cerca del nivel de la superficie del agua –algo en la práctica inabordable–. El disponer de un segundo hangar permite separar las aeronaves, así como clasificar sus herramientas, utillaje, repuestos, etc (figura 6.7, pág. 186).

El adecuado dimensionado de los ascensores –tanto en superficie útil como en capacidad de la maquinaria–, para que puedan ser utilizados incluso por dos aviones simultáneamente es un requisito actual en los instalados en los buques de la *US Navy*.

6.3. Consideraciones mecánicas y arquitectónicas

El principio básico general consiste en dotar a la estructura a recoger de mecanismos articulados bloqueables, que permitan tras su liberación el desplazamiento de una parte con respecto a la otra. Pueden clasificarse de múltiples maneras, en función de los

²Los más recientes, de las clases *Centaur* e *Invincible*, también contaban con al menos un ascensor «interior» de este tipo, pero el problema no llegó a tener relevancia alguna por su empleo con los *Harrier*, de considerablemente menor tamaño.

Figura 6.5: Composición de imágenes para ilustrar la dificultad del *Su-33* utilizando los ascensores del buque *Almirante Kuznetsov*. Las dimensiones longitudinales de plataforma y aeronave están tan ajustadas que incluso empujando éste al límite contra el bordillo se ha manipulado el tubo de pitot del morro para que no resulte dañado con el borde de la cubierta en la vertical del umbral .

Figura 6.6: Interferencia dimensional entre el *Blackburn Buccaneer* y los ascensores de la clase-*Audacious* (*Royal Navy*). La configuración recogida de este avión utiliza, por un lado, el aerofreno de cola –de eje vertical, en doble hoja– hasta enrasarse con el *HTP* de su cola en T. Por otro, un abisagramiento adicional al del radomo del radar –que incluye en su parte móvil la sonda de reabastecimiento en vuelo, fija–. (www.blackburn-buccaneer.co.uk)

Figura 6.7: Interior del *HMS Ark Royal* (clase-*Audacious*) en 1972, visto desde uno de sus dos ascensores. Obsérvese como su inusual doble cubierta de hangar permite clasificar los modelos –*Phantoms* arriba, *Buccaneers* abajo–, habiendo necesitado todos del «plegado del morro» para su descenso (ambos ascensores se hallaban sobre el eje del buque, circunrodeados). A diferencia de los *Buccaneer*, en los *F-4K* bastaba con emplear la articulación del radomo que daba acceso al radar –pero con el empleo de un útil de conformado que se puede observar instalado (tras la apertura, por ser incompatible con la propia presencia del radar).

elementos que intervienen:

- Orientación de la charnela con respecto a la definición geométrica de la estructura a recoger, resultando tres métodos principales; plegado, giro o abatimiento mixto. En el caso de los aviones embarcados reactores el primero es el único de interés, debido al empleo de alas con bajo alargamiento, gran flecha, empleo de geometrías en delta, etc.
- Número de articulaciones, y su posible subordinación entre ellas.
- Mecanismos de accionamiento y de bloqueo. Los accionamientos suelen ser manuales, eléctricos, o hidráulicos. Generalmente los no manuales también contemplan un accionamiento de este tipo como modo auxiliar o secundario. Como es obvio, es imprescindible un mecanismo de bloqueo y desbloqueo de las articulaciones, que permita la correcta transmisión de las cargas durante la operación de la estructura en modo extendido (desplegada). Es conveniente que accionamiento y bloqueo se ejecuten por sistemas independientes.

Se considera que la estructura a recoger tiene una de las dimensiones dominante (independientemente de que a resultas de la recogida pudieran quedar varias de ellas del mismo orden). Si se piensa en el plano de un ala o de una superficie de cola (*HTP* ó *VTP*), ésta sería el eje longitudinal del elemento (normal al plano del perfil aerodinámico). Análogamente, si el elemento a recoger fuera una porción del fuselaje, sería el eje que inicialmente coincide con la dirección longitudinal del avión.

6.3.1. Plegado de planos

Es el caso más habitual y sencillo (esto último en términos relativos). En las alas, consiste en abatir hacia arriba una porción de su envergadura, sobre un eje de giro situado en el extradós, dispuesto en la dirección de la cuerda. Desde este punto de vista, quizá sería más afortunado hablar de “doblado de planos”, si no fuera porque en castellano este nombre podría sugerir un plegado cercano al límite de los 180° y esto en absoluto es así.

La estación del ala en la que se ubica concretamente la articulación³ depende de multitud de factores, aunque como es lógico se trata de aprovechar las zonas reforzadas de la estructura (*hard points*) para disponer en ellas los elementos estructurales necesarios para el plegado, sobredimensionando lo que sea menester. Entre los factores principales destacan los siguientes:

- Localización del *MLG*. Esta puede ser una condición absolutamente limitante por razones obvias, en el caso de que la recogida de las patas sea al ala (en una costilla

³El nombre de *plegado de puntas* se ha dado por concretar, aunque la posición de la charnela pueda adentrarse hacia la raíz del ala lo que sea menester sin desvirtuar conceptualmente este tipo de recogida.

reforzada), en lugar de a las cuadernas del fuselaje central (solución de diseño empleada en el *F/A-18*).

- Gálibo de la cubierta del hangar. Además de limitar la envergadura del *VTP*, las dimensiones verticales mínimas disponibles pueden restringir también la porción abatible de la envergadura del ala, o en su defecto el ángulo hasta el que se abaten. Este valor ronda los 90° , aunque existen soluciones de diseño con valores claramente mayores y algo menores (figura 6.8, pág. 191). El mecanismo podría incluso no contemplar posiciones intermedias de interrupción del abatimiento (por ejemplo porque deberían incluir también el correspondiente bloqueo que permita su utilización bajo ciertas condiciones mínimas de viento en la cubierta de vuelo), lo cual es otro factor limitativo a tener en cuenta.
- Que definan los límites que sirvan para el reparto del borde de salida del ala entre superficies hipersustentadoras y de mando de balance (alergones), de manera que ambas superficies satisfagan todos sus respectivos requerimientos. Esto podría interaccionar también con la porción de cuerda que han de ocupar, la posición del larguero posterior de cierre al que se han de amarrar los correspondientes herrajes, etc. Al final de la cadena esto puede afectar también a la capacidad de combustible de los tanques del ala.
- Existencia de estaciones alares externas (típicamente subalares) a las que se pretenda sujetar cargas, sean o no lanzables y/o eyectables⁴; armamento, depósitos de combustible, equipos de navegación, reconocimiento y designación de blancos (*LANTIRN*), contenedores de guerra electrónica, etc alojados en el interior de barquillas (*pods*). Debido a su elevado peso, lo habitual es mantener las estaciones de gran capacidad (por ejemplo, para depósitos de combustible y/o lanzadores múltiples de bombas) en la porción fija del ala, y o no colocarlas o limitar severamente la carga de las que puedan quedar en la porción abatible. Ejemplos concretos de todo esto son:
 - Los misiles de punta de ala. Necesitan unas estructuras de interfaz, conocidas en general como *lanzadores* ó *LAU* (*missile launchers*). En particular, las que se instalan en las puntas de planos son de tipo raíl (*wingtip rails*), y se denominan así porque el misil lleva dos guías en forma de cola de milano en los extremos del cuerpo principal, que permiten que el dispositivo recorra longitudinalmente dicho raíl cuando su amarre es parcialmente desbloqueado

⁴La diferenciación entre *lanzable* y *eyectable* es importante. Lanzable quiere decir que es *disparable* (*shootable*), es decir que se utiliza como arma, guiada voluntariamente hacia un objetivo concreto. Eyectable (*jettisonable*) quiere decir sin embargo que se fuerza su separación del avión de forma segura y controlada (prevista en el diseño y manual de operación) con objeto de liberarle del extra de peso y resistencia aerodinámica que suponía, a fin de expandir su envolvente de vuelo o porque suponga un peligro para el desarrollo final de la misión, etc.

Misil	W (kg)
<i>AIM-9L Sidewinder</i>	85
<i>AIM-120 AMRAAM</i>	152
<i>AIM-132 ASRAAM</i>	88
<i>AIM-2000 IRIS-T</i>	85
<i>Python 4</i>	120
<i>Python 5</i>	105

Cuadro 6.1: Relación de misiles aire/aire que se emplean en lanzadores de punta de plano de diferentes aviones de combate occidentales, con indicación de su peso.

tras el encendido, a modo de corredera. Por ejemplo las emplean los *F/A-18* y también los *no embarcables F-16* y *F-5* (cada uno de los tres aviones mencionados necesita *LAUs* distintos para un mismo modelo de misil; *LAU-7/A*, *LAU-128*, y *LAU-100*). Estos lanzadores son muy comunes, porque se usan con los célebres misiles *AIM-9 Sidewinder* de guiado infrarrojo (y por tanto adaptables a multitud de aviones aunque no dispongan de radar ni de equipos específicos, incluyendo aviones de reconocimiento, entrenadores, etc). Pero además de con el gran número de versiones de este misil es también compatible con otros muchos, incluso de otras formas de guiado; *AIM-2000 IRIS-T*, *Python 4* y *5*, y *AIM-132 ASRAAM* (en el *F/A-18*, todas con el mismo lanzador, el *LAU-7/A*). Un misil también muy común es el *AIM-120 AMRAAM*, que pesa 152 kg –véase la tabla (6.1), pág. 189–, que sumados a los 40 kg de peso de su lanzador *LAU-128* exceden la limitación de máximo peso suspendible en las puntas de ala de los *F/A-18*, cuyo mecanismo de plegado esta accionado por un motor eléctrico de corriente alterna. Sin embargo, sí que puede utilizarse en los extremos de ala del *F-16*, cuyas planos carecen de mecanismo de plegado alguno.

- Los depósitos externos de punta de ala. Fueron relativamente frecuentes en los aviones de combate de 1ª, 2ª y 3ª generación, tanto navales (*F9F Panther*, *F2H Banshee*, *FJ-1 Fury*, *T-2 Buckeye*, etc), como terrestres (*F-80* y *T-33*, *A-37*, *F-104*, *F-5*, etc), aunque también se utilizan todavía hoy en día en reactores de transporte ejecutivo (*business jets*), como los *Learjet*. Obviamente se utilizaban para aumentar la capacidad de combustible –sobre todo en los aviones de combate–, donde la capacidad de almacenamiento en el interior de las alas es muy pequeña debido al empleo de perfiles delgados, y se debía recurrir a situar los tanques principales en el fuselaje, típicamente tras y bajo la cabina, en la zona de unión de aquel con el ala. Estos depósitos extra podían aportar del orden de un 30 % más de capacidad, y en la

mayoría de los aviones embarcados no eran eyectables sino desmontables⁵. En términos aerodinámicos, constituyen un engrosamiento que disminuye la resistencia debido a un efecto similar al que provocan las puntas encorvadas (*drooped wingtips*) o puntas *Hoerner*, configuradas tridimensionalmente de forma aerodinámica para guiar el desprendimiento de los torbellinos de borde marginal, [50]. También se afirmaba que mejoraban la velocidad de balanceo (*roll rate*). Su empleo fue decayendo en los aviones militares con el empleo de los lanzamisiles de punta de plano, y en los civiles con la aparición de los *winglets* y los más recientes *sharklets* (más grandes y de diseño aerodinámico más complejo, contemplando en su diseño un modelado tridimensional). En los aviones embarcados en particular, su instalación se complicaba con el empleo del plegado de alas, por las razones expuestas en el apartado anterior. En determinados aviones fue todavía más complicado además, como en el citado ejemplo del *F9F Panther*, debido a que las dimensiones de los tramos abatibles estaban calculadas antes de la instalación de los tanques extremos. Cuando estos tanques se instalaron como consecuencia de la falta de alcance del avión, hubo que restringir el abatimiento a un ángulo menor de 90° para no interferir con el gálibo del hangar, y por limitaciones del mecanismo debían de rellenarse únicamente en la posición de alas plegadas, con un operario encaramado a lo alto mediante una escalera, (por lo que dichos depósitos debían de disponer de bocas de alimentación en la parte más exterior de la envergadura, que al plegarse se quedarán preparadas a tal efecto), figura 6.8, pág. 191.

- Los pilones (*pylons*) subalares, estructuras de las que se suspenden las cargas cualesquiera que sean, aún mediando otra específica de interfaz. Como se decía anteriormente, desde el punto de vista de maximización de la carga útil sería deseable situar su posición en la porción fija del plano, lo cual entra en conflicto con la reducción de dimensiones de la configuración recogida. El *Grumman F9F-8P Cougar* de la figura 6.9, pág. 192, se muestra con depósitos externos –estos sí, lanzables– de 150 US gal. (570 l), instalados en la porción abatida, lo cual demuestra una vez más, que en el diseño de aviones toda norma tiene sus excepciones. Pero se comprende que, una vez más, en la disposición del abisagramiento hay que priorizar y/o elegir una solución de compromiso. Ejemplo de esto último son los diseños de *F/A-18* (en cualquiera de sus versiones) y *Su-33* (figura 6.10, pág. 193), en los que puede observarse como el primero prioriza la capacidad de carga útil (cazabombardero, catapultado), mientras el segundo se ha de decantar por cargas ligeras (misiles, lanzacohetes) en los afustes externos, descartando

⁵Es decir, no eran desprendibles en pleno vuelo sino que podían ser retirados en tierra previamente a la misión (como también en el *F-5*). En el caso del *F-104*, de alas muy pequeñas y delgadísimas debido a perfil supersónico, los depósitos de punta de ala representaban un incremento de casi el 40 %, y sí que eran lanzables en vuelo.

Figura 6.8: (Abajo): *Grumman F9F-2 Panther* sobre el *USS Franklin D. Roosevelt*, en 1950 (Photo # 80-G-K-12443). De vuelo subsónico, fue el primer caza a reacción de la compañía y segundo en entrar en servicio en la *US Navy*, tras el *FH Phantom*. Obsérvese el ángulo de 62° con que se abaten los planos plegados. La posición del abisagramiento es la máxima compatible con las tomas de aire del único motor, y con la posición en las alas de las patas del *MLG*. (Centro): Procediendo a rellenar los depósitos de punta de plano mediante escaleras, en configuración recogida. (*USS Wasp* CVA-41, 1956. www.navy.mil/navysite.de/cruisebooks/cv18-56/057.htm)

Figura 6.9: *Grumman F9F-8P Cougar* abordo del *USS Intrepid*, 1959. Dotados de cámaras fotográficas, estos aviones fueron adaptados así para la novedosa misión de reconocimiento táctico. En el detalle, depósito lanzable de combustible de 150 US gal. (570 l), instalado en la porción abatible del ala. Colección de Robert E. Lynn, <http://www.rlynn.net/node/117>

Figura 6.10: Vista frontal de *EA-18G* y *Su-33*, ambos con tres estaciones subalares en cada plano, además de la del extremo en éste último (ya que precisamente en el *Growler* está condenada por el empleo de la antena *ALQ-218*). Obsérvese que en el primero están todas en la parte fija del plano, a diferencia del segundo, en el que la parte abatible es considerablemente de mayor envergadura (necesitando superar los 90° de abatimiento).

el empleo de depósitos y/o bombas en ellos. En el *Su-33* no se emplean depósitos externos lanzables, confiando todo a la capacidad de 12100 litros (3196 US gal.), [102] , en depósitos internos (dado a su gran tamaño).

- La posible renuncia a alojar otro depósito de combustible interno en la porción exterior –abatible– del ala, (a considerar en función de su capacidad interna final), en aras de la simplicidad de diseño y operación (como en los *F/A-18 Hornet*, *Super Hornet* y *Growler* –figura 6.11, pág. 194). Esto no siempre ha sido así, como por ejemplo en los *Grumman A-6 Intruder* y *EA-6B Prowler*, que también llevaban depósitos internos en las porciones abatibles de los planos (*outboard wing tanks*). En este último avión por ejemplo, estos depósitos le añadían 2×275 US gal. hasta alcanzar en total la respetable capacidad de 8873 litros (2344 US gal.), [71].

Otra consideración a tener en cuenta es la disposición de los elementos arquitectónicos del ala –en particular de las costillas–. Desde un punto de vista de optimización de la configuración recogida, la mayor eficiencia en el plegado de los planos se consigue con los ejes de giro paralelos al eje longitudinal. Esta es la solución más conveniente y más utilizada, aunque pudiera ocurrir que con alas en flecha, si las costillas estuvieran dispuestas perpendiculares a los ejes de los respectivos planos (o a su líneas $1/4$, etc) –bien estrictamente, o de forma aproximada–, esto forzara también a ejecutar de esta ineficiente forma los abisagramientos, como de hecho ocurría con los primeros reactores embarcados como el *North American FJ Fury* (figura 6.12, pág. 195, versión embarcada del *F-86 Sabre* –probablemente la primera adaptación de un reactor, que obviamente

Figura 6.11: Depósitos de combustible internos del *F/A-18E Super Hornet*. Obsérvese la ausencia en los tramos más externos del ala (plegables), así como la presencia de tanques de ventilación (*vent tanks*) también en los *VTP*, utilizados para contener la expansión del combustible.

mantuvo la disposición arquitectónica de la estructura original del ala), y llegó a constatare incluso hasta con bombarderos muy posteriores, como el *A-3 Skywarrior* (figura 6.13, pág. 195).

Por otro lado, para el caso de grandes envergaduras que al plegarse interfirieran con el requisito de gálibo, existen dos posibilidades de interés:

1. Articulaciones adicionales, generalmente subordinadas. Es decir, que además de la articulación principal que bate el ala hacia arriba exista otra secundaria (hacia arriba o hacia abajo), que recoja aún más la envergadura; *Supermarine Seafire*, *Fairey Gannet* (figura 6.14, pág. 196).
2. Abatimiento no simétrico de los planos. Esto se emplea cuando las puntas de los planos una vez plegados pudieran interferirse entre sí, es decir, cuando habiendo necesidad de desplazarlas angularmente por encima de los 90° para no interferir con el gálibo pudiera ocurrir que se tocaran (como es obvio, la ejecución habría de realizarse antes de ser introducido en el hangar). Una primera opción se basa en que los planos se abatan, –de forma secuencial– valores angulares no simétricos, de forma que se puedan solapar sin contacto la una sobre la otra. La otra opción consiste en disponer ambas charnelas oblicuas al eje longitudinal del avión (aunque paralelas entre sí), como en el caso del *Lockheed S-3 Viking*, véanse las figuras (6.15), pág. 196 y (6.16), pág. 197.

Figura 6.12: *North American FJ-3 Fury* sobre el *USS Bon Homme Richard* en 1957, mostrando cómo, efectivamente, el plegado se hacía normal al eje de su ala en flecha, de acuerdo a la disposición de sus costillas.

Figura 6.13: *Douglas A-3 Skywarrior*, otra de las excepciones en la que puede constatarse cómo el eje de plegado era perpendicular al eje de flexión del ala. Nótese cómo en este caso los abisagramientos no están cercanos a los pilones de los motores, para no renunciar a los depósitos de combustible en los planos —ya que el armamento iba en el fuselaje, en una bodega (*weapons bay*)—.

Figura 6.14: *Fairey Gannet*, exhibiendo su poco común sistema de recogida de alas –con una articulación secundaria más hacia el extremo, subordinada a la principal–.

Figura 6.15: Esquema comparativo de plegado de planos simétrico (izquierda) y no simétrico, con charnelas paralelas inclinadas $9,5^\circ$. Se ha supuesto por simplicidad del dibujo que el batimiento es completo (de 180°). Obsérvese que las porciones de ala abatibles en cada extremo no son completamente iguales. Con esta geometría en planta del ala las dimensiones transversales resultantes se ven reducidas en un 50 y 57 %, respectivamente.

Figura 6.16: (Izquierda): Detalle comparativo de la disposición de los planos tras el plegado en los *A-6 Intruder* y *S-3 Viking* (1986, *USS Enterprise CVN-67*, P. Wiggins, *DN-ST-86-06081*). En el *S-3* se recogen con una deflexión no simétrica, consecuencia de la disposición de las charnelas oblicuamente al eje longitudinal del avión -dada la gran envergadura a abatir-, pasando de 21 a 9 m (derecha, *US Navy photo 031117-N-6213R-035*).

Superficies de cola

El empleo de articulaciones en superficies de cola es mucho menos común, si bien plantea consideraciones específicas de interés:

Horizontales Los *HTP* tienen dimensiones considerablemente menores que las alas, si bien pueden condicionar la posición de las articulaciones de éstas, que perderían la mayor parte de su utilidad si no estuvieran en sintonía con las dimensiones de aquellos. Es decir, existe una limitación lógica a la localización del abisagramiento del ala, considerando dónde situarla desde la punta hacia la raíz, de manera que no quede alineada por dentro del *HTP*. De no poder ser así, llevaría a la disyuntiva de:

- El empleo de configuraciones recogidas mucho menos eficientes, sobre todo en la cubierta del hangar, con aviones alineados con una separación definida por las dimensiones de los *HTP*, o teniendo que recurrir a disposiciones con morros enfrentados, contrapeadas o al tresbolillo.
- La incorporación de articulaciones también en los *HTP*, solución adoptada en los *Su-33* y *J-15*, que de esta forma consiguen enrasar canard, ala y *HTP* (figuras 6.17 y 6.18, pág. 198), reduciendo las dimensiones transversales casi un 50 %, de 14.7 a 7.4 m.

Figura 6.17: *Su-33* en las configuraciones recogida y extendida. Obsérvese el doble enrasamiento de la bisagra del ala tanto con canard como con *HTP*, que permite reducir el espacio transversal que ocupa a la mitad. (A partir de dibujos de *M. Wojciechowski*, www.mars.slupsk.pl/fort)

Figura 6.18: Detalle de la articulación del *HTP* del *Su-33*. En los brazos pueden observarse sendos orificios, para el bloqueo de dicha superficie en la posición extendida.

Por otra parte, tienen considerables ventajas frente al ala, al no tener como ésta las complicaciones derivadas de llevar suspendidas cargas exteriores, alojar combustible, etc.

Verticales La envergadura del *VTP* tiene como requisito dimensional fundamental el ya mencionado problema del gálibo. La superficie y envergadura necesarias, así como el coeficiente de volumen de la cola vertical vienen generalmente definidas por una combinación de requisitos de estabilidad y maniobrabilidad lateral-direccionales, y en el caso de los aviones polimotores también por el caso de empuje asimétrico. Este último supuesto de diseño es muy frecuente en los aviones embarcados, ya que es muy conveniente la redundancia propulsiva, que se ha ido imponiendo a pesar de que todavía existan en servicio reactores monomotores –al margen de los *Harrier*, que pertenecen a otra categoría–. Entre estos se pueden citar; *Super-Étendard*, *A-4 Skyhawk* y *T-45 Goshawk*⁶. Ya fuera de servicio, de la era post-Vietnam, *A-7 Corsair II* y *F-8 Crusader*.

En el caso de cazas y cazabombarderos los motores se encuentran típicamente en el fuselaje con muy escasas excepciones, por lo que a priori las excentricidades son relativamente bajas. Sin embargo, en combinación con los valores tan dispares de empujes –con posibilidad de que incluso se pueda aplicar la postcombustión– hace que se plantee la subdivisión en cuatro categorías:

1. Cola monoderiva con motores poco excéntricos; *F-4 Phantom II*, *A-5 Vigilante*, *Rafale M*.
2. Cola bideriva con motores poco excéntricos: *F/A-18*.
3. Cola monoderiva con motores excéntricos y de empujes intermedios; *A-6 Intruder* y *EA-6 Prowler*, *Su-25UTG*, *Buccaneer*
4. Cola bideriva con motores muy excéntricos y de gran empuje; *F-14 Tomcat*, *Su-33*, *Mig-29K*

Por tanto, la variabilidad en la combinación de los valores individuales de empuje y excentricidad de su línea de acción ha de ser objeto de análisis preliminar, que determine su alcance sobre los diseños. Para esto podemos utilizar el momento M_{OEO} (por *One Engine Out*), que se define como:

$$M_{OEO} = T_{OEO} \times e_{OEO} [=] \text{ FL} \quad (6.1)$$

Éste es una estimación del máximo momento de guiñada provocado por una situación de empuje asimétrico, incluyendo si cabe condiciones de postcombustión. Por tanto, T_{OEO} es el empuje unitario máximo de cada uno de los dos motores, y e_{OEO} es la excentricidad de su línea de acción, con respecto al eje longitudinal del avión.

⁶El *T-45* es empleado en tareas de entrenamiento, habiendo sustituido en ese cometido al también monomotor *T/A-4 Skyhawk* y al *T-2 Buckeye* (bimotor).

Avión	T_{OEO} (kN)	e_{OEO} (m)	M_{OEO} (kN m)
<i>F-14D</i>	123.7	1.32	163.28
<i>Su-33</i>	125.5	1.15	144.80
<i>S-3A</i>	41.3	2.39	98.69
<i>Mig-29K</i>	88.3	0.90	79.20
<i>Rafale M</i>	75.0	0.74	55.40
<i>F/A-18E/F</i>	97.9	0.54	52.64
<i>EA-6B</i>	46.0	0.99	45.59
<i>F-4J</i>	79.4	0.57	45.26
<i>F/A-18C/D</i>	79.2	0.46	36.67
<i>Su-25UTG</i>	44.1	0.82	36.25

Cuadro 6.2: Estimación de la solicitación máxima en guiñada considerando un caso de empuje asimétrico, (-OEO, por One Engine Out). Relación de aviones de combate embarcados bimotores, con indicación del empuje unitario máximo T_{OEO} , excentricidad de la línea de acción e_{OEO} , y momento de guiñada M_{OEO} , –resultante del producto de ambos–.

De esta manera, se obtienen los siguientes valores para una decena de aviones de combate de interés, ordenados de mayor a menor valor de M_{OEO} :

El efecto que produciría esta solicitación, antes de que se tomara por parte del piloto acción correctora alguna, sería inversamente proporcional al momento de inercia en guiñada del avión –que dependería del peso considerado–. De acuerdo con esto, se ha estimado como proporcional al $MTOW$ y al cuadrado de una diagonal d –medida en una vista en planta de acuerdo con la envergadura del ala y la longitud del fuselaje–, resultando una estimación de la *máxima aceleración angular de guiñada debida a empuje asimétrico* $\left(\ddot{\psi}_{OEO}\right)_{estim.}$ como:

$$\ddot{\psi}_{OEO} \propto \frac{M_{OEO}}{(MTOW/g) \times d^2} \equiv \left(\ddot{\psi}_{OEO}\right)_{estim.} [=] \text{ T}^{-2} \quad (6.2)$$

Que puede calcularse para los mismos modelos anteriores presentados en la tabla 6.2 –respetando la jerarquía obtenida en el valor del M_{OEO} –:

A la vista de las cuales, puede comentarse:

1. La clasificación de la máxima aceleración de guiñada por empuje asimétrico $\ddot{\psi}_{OEO}$ en tres grupos de valores –siempre en términos relativos–:
 - Reducida, de entre 2.7 y 3.5 (*EA-6B*, *F/A-18E/F* y *F/A-18C/D*)
 - Intermedia, desde 3.6 hasta 6 (*Su-25UTG* y *S-3A*)

Avión	M_{OEO}	$MTOW$	d	$\left(\ddot{\psi}_{OEO}\right)_{estim.} \times 10^{-3}$
	(kN m)	(kN)	(m)	(s ⁻²)
<i>F-14D</i>	163.28	330.46	27.48	6.4
<i>Su-33</i>	144.80	323.40	24.76	7.2
<i>S-3A</i>	98.69	233.54	26.23	6.0
<i>Mig-29K</i>	79.20	240.10	20.10	8.0
<i>Rafale M</i>	55.40	217.56	18.60	7.2
<i>F/A-18E/F</i>	52.64	293.38	23.39	3.2
<i>EA-6B</i>	45.59	273.42	24.45	2.7
<i>F-4J</i>	45.26	274.69	21.59	3.5
<i>F/A-18C/D</i>	36.67	230.30	21.61	3.3
<i>Su-25UTG</i>	36.25	172.58	20.43	4.9

Cuadro 6.3: Estimación de la aceleración máxima en guiñada para diferentes aviones bi-motores, considerando un caso de empuje asimétrico (-OEO, por One Engine Out). Calculada a partir del momento de guiñada M_{OEO} , el peso máximo al despegue $MTOW$, y una longitud característica d –obtenida de la vista en planta de cada avión–.

- Elevada, hasta alcanzar 7 – 8, claramente por encima del resto (destacando *Mig-29K*, *Su-33* y *Rafale M*).
2. La favorable disposición de la «familia *Hornet*», que destacan por su muy baja excentricidad del empuje –conseguida mediante su disposición contigua, literalmente «pared con pared», y el pequeño diámetro de sus motores–.
 3. La «poco conveniente» disposición (a estos efectos) de los *Mig-29K* y *Su-33*, derivada precisamente de sus motores grandes y de gran empuje, instalados muy excéntricamente.
 4. Resulta singular el caso del *Rafale M*, destacado negativamente en una categoría con aviones de doble deriva vertical y con motores de considerablemente mayor empuje, donde no parece que –al contrario que éstos–, pueda en consecuencia igualar en maniobrabilidad lateral-direccional.

El *S-3 Viking* y su deriva vertical –que alcanza casi los 7 m de altura– es una excepción en el contexto de los aviones embarcados incluidos en la tabla, debido a la especificidad de sus misiones –como en su día lo fueron también los *A-3 Skywarrior* y *A-5 Vigilante*–. Los tres contaron con mecanismo de plegado del *VTP*, debido a su gran envergadura:

Figura 6.19: *North American A-5 Vigilante*, inusual bombardero supersónico embarcado –impulsado con los mismos motores *J-79* del *F-4 Phantom II*–. En las fotos, reconvertidos a *RA-5C* de reconocimiento, a bordo del *USS Ranger CVA-61*. En servicio hasta 1979, sus grandes dimensiones (derecha, dos de estos aviones flanqueando un *Grumman E-1 Tracer* –tras una escuadrilla de *A-4 Skyhawk*–) también necesitaban del plegado del radomo y del *VTP* (izquierda, en el detalle).

- En el caso del A-5, el gran tamaño del *VTP* no es consecuencia de la excentricidad de los motores (lado a lado, próximos en el fuselaje), sino que está en consonancia con sus grandes dimensiones (23.3 m de longitud, más de 16 m de envergadura y 5.9 m de altura), atípicas en un avión embarcado y consecuencia del singular rol de avión: ataque de gran alcance, todo tiempo y elevadas prestaciones, capaz de lanzar armas nucleares a velocidades supersónicas.
- *S-3* y *A-3* compartían la configuración de disposición de los motores en el ala, muy excéntricos (figura 6.20, pág. 203). En el caso del *S-3*, era un avión de guerra antisubmarina (*Anti-Submarine Warfare, ASW*), patrulla marítima y reabastecimiento en vuelo, por lo que empleaba motores turbofán de alta relación de derivación (y gran sección frontal del *fan*) para disponer de bajo consumo y con alta autonomía de vuelo, ya que el ala de gran tamaño le proporcionaba gran capacidad de almacenamiento interno de combustible (depósitos integrales hasta el abisagramiento, con 7300 l en total). Este tamaño frontal del motor forzaba en consecuencia la excentricidad.

6.3.2. Giro

En este caso se considera que el eje de giro es azimutal, es decir perpendicular al plano del ala –típicamente, desplazando hacia atrás una porción más o menos extensa del ala en movimiento *de «arrastre»*–.

Esta solución es en general menos eficiente, porque por ejemplo en caso de ser aplicada a los planos del ala:

1. Necesita transitoriamente de un espacio considerable para ejecutar la maniobra

Figura 6.20: Configuración recogida del *S-3 Viking*, incluyendo el abatimiento de su *VTP* –que alcanza sin su accionamiento una altura de 6.93 m–. (R. Powney, *www.airliners.net*, y dibujo de M. Zicklinski)

que configura dicha disposición, esto es, el que invaden las porciones móviles de los planos cuando se arrastran hacia atrás, hasta que el borde de salida se disponga paralelos al eje longitudinal del avión.

2. La dimensión que finalmente se obtiene no corresponde con la distancia entre los ejes de giro de cada plano. Es decir, la envergadura resultante tras el plegado no es la distancia entre los respectivos ejes de giro de cada plano, sino que se ve aumentada por los valores de las cuerdas de las secciones donde aquellas se hubieren colocado.
3. Y por último y como asunto más importante, necesita resolver los problemas de interferencia derivados de la geometría dispuesta «a retaguardia» del eje de giro, es decir, de la parte de la cuerda que queda por detrás de la charnela (en sentido longitudinal), y que invade la porción fija del ala cuando aquella –móvil–, se desplaza. Para ello puede ser necesario incluso tener que contar con la recogida previa de «la parte problemática» –lo cual es, sin duda, una complicación añadida–. Ejemplo de esto último caso fue el *Fairey Fulmar* (figura 6.21, página 204), que necesitaba del abatimiento previo sobre el extradós del conjunto completo del flap de borde de salida.

Este método es por tanto singular, y se ha empleado en diseños excepcionales (como las alas de flecha variable, pág. 205), o en los biplanos –ya extintos en la aviación embarcada de hoy en día⁷–. En cuanto a estos últimos (véase el *Fairey Swordfish* en la figura 6.22, página 206), un plegado convencional hubiera sido inviable sin haber eliminado primero los elementos estructurales inter-planos (montantes, marcos, etc), que lo habrían complicado enormemente hasta hacer aquel «de facto» impracticable.

⁷A pesar de lo cual los biplanos sobreviven en vuelo hoy en día, aunque reducidos a su empleo como aviones históricos, «utilitarios» (*Antonov An-2*), y acrobáticos (*Pitts Special*).

Figura 6.21: Disposición recogida del *Fairey Fulmar*, que necesitaba de un primer plegado parcial sobre el extradós de los flaps «a modo de cajeadado» que resolviera la interferencia de los bordes de salida de los planos con el fuselaje, resultante de la posterior pretensión de giro de aquellos. Obsérvese sobre el ala la línea quebrada divisoria que delimita la extensión de la porción móvil –consiguiendo una excelente reducción de envergadura gracias a la posición del eje de giro principal sobre la unión ala-fuselaje (compatible con la posición del *MLG* sobre el ala)–, así como la posición vertical relativa entre ala y *HTP* (que permite que no interfieran mientras no se deflecten los estabilizadores horizontales).

En estos aviones concretamente el tercero de los inconvenientes mencionados se resolvía para el ala superior aprovechando el clásico «recorte» a modo de cajeadado que se suele emplear en los aviones de ala alta para no obstaculizar la visibilidad del piloto hacia arriba.

Geometría variable

Dentro de las posibilidades de la recogida por giro, se pueden encuadrar también los aviones de flecha variable. De los escasos modelos que cuentan con este mecanismo, sólo ha habido uno embarcado en servicio: el *F-14 Tomcat*⁸. La configuración recogida de este avión consiste, no sólo en colocar la flecha máxima de 68° en el ala, sino aumentarse todavía más (*overswept*) hasta los 75°, superponiéndose sobre la cola horizontal (dispuesta en un plano inferior), figura 6.23, pág. 207.

6.3.3. Abatimiento mixto

Bajo este epígrafe se han incluido ciertas *disposiciones recogidas* que, o bien no encajan directamente entre las definidas con anterioridad, o son obtenidas mediante mecanismos sustancialmente diferentes, que tienen no obstante gran interés. No por ello sin embargo han de ser consideradas marginales o de rara utilización, ya que aunque son más complicadas de materializar y ejecutar, son soluciones muy eficientes en términos de reducción de espacio (figura 6.24, pág. 207).

Entre ellas podemos citar el empleo de:

1. Una articulación compuesta bidimensional, –en dos ejes secuenciales, con una cierta similitud a una unión de tipo *cardan*–.
2. Un eje de giro oblicuo, es decir, dispuesto de forma no alineada con respecto a las direcciones de los ejes-cuerpo del avión.

En ambos casos su gran virtud es también su principal inconveniente, ya que al hacer posible un gran tamaño de las porciones móviles es necesario contemplar la compatibilidad con el accionamiento de los mandos y superficies hipersustentadoras, así como su empleo para el alojamiento de combustible (es prácticamente inasumible renunciar a albergar combustible en el ala).

⁸Que fue el finalmente seleccionado por la *US Navy* como sustituto del *F-4 Phantom II* en detrimento de otro avión con alas de flecha variable: el *General Dynamics F-111B* –versión embarcada del *F-111 Aardark*–. El proyecto matriz de este último estaba inicialmente basado en una única célula que había de satisfacer simultáneamente requerimientos de la Fuerza Aérea y la Marina. Descartado por esta última –el proyecto fue cancelado en 1968–, el diseño pudo evolucionar ya específicamente en las otras versiones «terrestres».

Figura 6.22: Configuración recogida del *Fairey Swordfish*, en la que las dos parejas de planos giran «en arrastre» hacia la parte posterior del fuselaje. Pueden observarse la posición del abisagramiento en un larguero posterior, las minúsculas porciones fijas de los planos (definidas por la posición del tren de aterrizaje –fijo, no retráctil–). También, cómo los montantes y la *Cruz de San Andrés* se disponen en las respectivas porciones móviles, y los orificios y tetones de enclavamiento.

Figura 6.23: Configuración recogida del *F-14*, obtenida disponiendo *sobreflecha* en el ala (*oversewpt*) hasta alcanzar los 75° , por encima de la máxima alcanzable en vuelo, 68° (valores de flecha medidos hasta el borde de ataque).

Figura 6.24: *G-36 Martlet*, denominación británica del *Grumman F4F Wildcat* norteamericano, en servicio en los años 40. En *configuración reducida* la envergadura se reducía un 62 %, de 11.58 a 4.37 m. Obsérvese la singular (y favorable) posición del *MLG* para este concepto, que sin embargo podría ser inapropiada en las tomas sobre cubierta por la combinación de escasa vía y posición elevada del *cdg* –con el resultado de un elevado ángulo de vuelco (*turnover angle*)–.

Articulación bidimensional

Este sistema está basado en disponer una articulación de al menos doble eje de giro, que incluya también un movimiento de traslación. La cinemática de la maniobra está pensada para ejecutarse de forma secuencial, y si bien pudiera ser servoasistida, no es descartable que pudiera incluir la operación manual en alguno de los pasos.

En el caso de la recogida de un plano del ala, uno de los ejemplos arquetípicos es la versión naval del *Ju 87 Stuka* (ref. [98]), en el que la secuencia típica de accionamiento puede resumirse de la siguiente forma (la figura 6.25, pág. 209 es muy ilustrativa):

1. Se separa la parte móvil a recoger de la parte fija, desplazándola hacia el exterior de la envergadura (todo ello, tras liberar en primer lugar un bloqueo mecánico). Lo más sencillo es que sea con un movimiento de traslación, aunque también podría ser con un abisagramiento de doble efecto (que combinara la separación con un basculamiento hacia la cola, por ejemplo).
2. Se gira en cabeceo la porción móvil (según un eje-cuerpo lateral), generalmente haciéndola picar para proteger los accionamientos de los mecanismos de los dispositivos de borde de salida, pero puede hacerse en sentido contrario si se estimara conveniente.
3. Se repliegan hacia atrás, disponiendo la superficie del intradós del ala paralelamente a la superficie lateral del puro de cola.

Una vez más, repárese la gran complejidad que supone compatibilizar las transmisiones mecánicas de los mandos y superficies hipersustentadoras con las de accionamiento de la disposición recogida.

Eje oblicuo

Esta basada también en el empleo de un único eje de giro para cada plano, pero de forma que se les inclina hasta concurrir.

En breves palabras, se parte de sendas direcciones verticales para los ejes de giro de cada plano, y se les gira respectivamente de manera que se corten sobre el plano de simetría del avión –por debajo del eje longitudinal de éste, y hacia el tren de morro (para una ala alta que «bata» hacia abajo y atrás)–. En este último caso la cinemática de la operación recuerda a cómo recogen las alas los pájaros (con excepción de la ausencia de la «articulación de la muñeca»), véase la figura 6.26, pág. 211).

Esta orientación generalmente necesita disponer de una estructura específica de soporte –generalmente una reticular de elementos tipo barra–, debido a que en las estructuras semimonocasco habituales no existen otros elementos arquitectónicos más que los clásicos; costillas, largueros, larguerillos, a los que resulta difícil sujetar tal orientación de abisagramiento.

Figura 6.25: Disposición recogida del *Ju 87C Stuka* alemán, variante experimental embarcada que no llegó a fabricarse en serie, a pesar de su eficaz disposición recogida –basada en una articulación de tipo *cardan*–.

La solución es muy eficaz, y consigue reducir notablemente la envergadura mediante el desplazamiento de la parte móvil hacia atrás, si bien es cierto que en consecuencia necesita de un considerable espacio de maniobra para los accionamientos de repliegue y extensión.

Históricamente fue implementada en los diseños de *Grumman* –que registró varias patentes– en su serie de cazas y bombarderos en picado embarcados, de relativamente reducidas dimensiones; *TBF Avenger*, *F4F Wildcat*, y *F6F Hellcat*. En la actualidad se sigue utilizando en los modelos *E-2 Hawkeye* y *C-2 Greyhound* de esta misma compañía –cuyas células provienen de la misma estructura matriz–, y que tienen gran envergadura por tratarse de aviones subsónicos turbohélice (con alas de gran alargamiento para minimizar la resistencia inducida).

6.4. Impacto en el diseño

La incorporación al diseño de un avión de combate de los elementos que le confieren la capacidad de recoger sus dimensiones y poder desenvolverse y/o ser confinado en un espacio reducido, no es en absoluto un tema menor. Como se deduce de los contenidos de este capítulo, no es tanto un problema de los elementos necesarios de este sistema en sí, sino que su definición afecta simultáneamente a otros muchos, entre los que se encuentran:

- La estructura, por los refuerzos necesarios para mantener su resistencia y rigidez a pesar de las nuevas capacidades, solicitudes y requisitos.
- Los sistemas, por la incorporación de otros nuevos asociados a estas acciones de accionamiento y bloqueo, y lo que es más importante, el que los ya existentes tienen que compatibilizarse física y geoméricamente con la nueva variabilidad geométrica.
- La disposición física de los mandos aerodinámicos y superficies hipersustentadoras.
- La capacidad original de combustible interno.
- La capacidad de alojamiento y transporte de dispositivos, almacenamiento de combustible y portabilidad de armamento, en las barquillas y lanzadores de las estaciones externas.

Todo esto repercute sin duda, cuanto menos, en un aumento del peso en vacío y una reducción de la carga útil y del radio de acción, y tiene frecuentemente en consecuencia un impacto muy negativo sobre la capacidad operativa del avión –al margen del evidente sobre coste económico, y de adquisición, operación, y mantenimiento–.

Como con otras capacidades, las oficinas de diseño han de sopesar sus pros y contras, porque cierto es también que aunque son minoritarios, existen determinados modelos

Figura 6.26: Detalle de la cinemática de recogida de los planos del *Grumman E-2C Hawkeye*. El eje oblicuo permite recoger la gran envergadura sin interferir con el radar, siendo absolutamente imprescindible para la operación embarcada del avión.

en los que no se ha implementado una configuración reducida. De entre los que se hallan actualmente en servicio podemos citar los *A-4 Skyhawk* (8.3 m de envergadura), *Sea Harrier* (7.6 m) y *AV-8B Harrier II* (9.3 m), *Su-25UTG* (14.4 m, figura 6.27, pág. 213), y *Rafale M* (10.8 m).

6.4.1. Incremento de peso

De las diferentes posibilidades expuestas, se procede a estimar el incremento de peso que esté directamente relacionado con el plegado de los planos (de acuerdo con las consideraciones específicas descritas en el apartado 6.3.1, pág. 187).

Para realizar esto se han restringido y concretado las condiciones de cálculo, considerándose necesario precisar que:

- La posición del abisagramiento a lo largo de la envergadura no es una variable continua sino discreta, ya que no puede tomar cualquier valor comprendido entre el encastre y la punta (no sería realista analizar primero únicamente la interferencia y/o compatibilidad de las dimensiones máximas del ala con las de las cubiertas, y tratar luego de adaptarle el resto de requisitos –por ejemplo de peso y volumen de las cargas externas, etc–).
- Es imperativo repartir eficientemente la carga que se ha de transmitir sobre todos los largueros, a fin de optimizar el peso haciendo trabajar de la manera más uniforme posible toda la zona adyacente al abisagramiento.
- En cuanto a la orientación de las costillas, se suponen dispuestas paralelas al plano de simetría, para minimizar así el espacio ocupado en planta por el avión. Desde el punto de vista de optimización de la configuración recogida esta es la solución más eficiente, y no en vano es la más comúnmente utilizada en los aviones embarcados de hoy en día.
- En cuanto a la posición del abisagramiento, en un avión de combate la solución más conveniente a priori sin duda es situarlo donde ya existiera originalmente una costilla reforzada, –precisamente con el fin de aprovechar la presencia de ésta para amarrarle los herrajes de la articulación–. Téngase en cuenta que para este cometido no serían válidas las costillas simples (de las comúnmente utilizadas para asegurar y mantener la geometría aerodinámica, y también para delimitar transversalmente las dimensiones de los paños a lo largo de la envergadura). Suelen ser éstas plegadas o estampadas, a veces incluso directamente conformadas en materiales compuestos. Todo esto ha de ser ahora descartado, consecuencia de que se les pretende sujetar herrajes de orejetas de considerable espesor –consecuencia de las elevadas cargas a transmitir–, que forzaría al empleo de espesores en dichas uniones de similares dimensiones al de aquellos. Dos ejemplos de esto podrían ser la adaptación para su aprovechamiento de las costillas reforzadas preexistentes, empleadas para alojar :

Figura 6.27: El *Sukhoi-25UTG* (*Frogfoot-B* en codificación *OTAN*) es la versión embarcada biplaza de entrenamiento (*Uchebno-Trenirovochnyi Gakovyi*). Arriba: aproximación con gancho y aerofrenos desplegados, (foto de A. Starkov, www.airliners.net). A pesar de sus más de 14 m de envergadura, el diseño inicial no contaba con sistema de recogida alguno (incluyendo los 12 únicos aviones de la marina rusa), lo que provoca que solo él pueda ocupar simultáneamente los ascensores del *Kuznetsov*, de 16 m de ancho (imagen centro- izquierda). Sin embargo, el plegado de planos sí que terminó por ser incorporado al diseño por *Sukhoi* en un prototipo posterior, presentado en el *Salón Internacional de la Aviación y del Espacio - MAKS 99*, (foto inferior, www.aviastar.org/maks/index.html), sin que de momento se halle operativo en ningún aparato en servicio.

Figura 6.28: Detalle de la articulación de plegado de planos del *Su-33*. (Izquierda, imagen de Vladimir Nazarov. Derecha, tomado de la ref. [115]).

- Estaciones para cargas externas –lanzables o no–, típicamente subalares.
 - HERRAJES para pilones de los motores.
- Considérese especialmente que dichas costillas reforzadas, por tener que transmitir y repartir las cargas entre todos y cada uno de los largueros, necesitan de un diseño cuidadoso que conduce en consecuencia a piezas de notable complejidad, en general de grandes dimensiones, y como consecuencia final, a piezas notablemente masivas. Sólo quizá en casos muy particulares, como combinación de cargas reducidas y configuraciones alares bilargueras (como su empleo en un *HTP*, figura 6.18, pág. 198, o en aviones turbohélice quizá) sí que podrían considerarse excepciones a estos comentarios.
 - A falta de mejor información, y al menos inicialmente hasta que se pueda evaluar su impacto más específicamente, se deben de suponer intactas el resto de las características del ala afectadas por los puntos anteriores, o para ser más exactos, su repercusión global sobre el aumento de peso. Esto se refiere en particular a los depósitos de combustible alares internos, la extensión de la porción de la envergadura y posición ocupada por los mandos de vuelo y los dispositivos hipersustentadores (tanto de borde de ataque como de salida), etc.

Disposición estructural del mecanismo de plegado

De la multitud de disposiciones que existen se ha considerado la más sencilla que, manteniendo la funcionalidad básica, permita establecer conclusiones suficientemente generales que puedan luego, en su caso, corregirse específicamente en cada diseño concreto.

Desde el punto de vista estructural, este diseño básico puede resumirse de la siguiente forma (similar al mostrado en la figura 6.28, pág. 214):

1. Interrupción de largueros y larguerillos en la vecindad de la costilla de la sección donde se disponga la articulación, que pasará ahora a «desdoblarse en dos» —una costilla por cada extremo—, constituyéndose ahora éstas como de terminación «o cierre».
2. Incorporación de los herrajes —típicamente, de orejetas— y refuerzos a cada extremo de la costilla que «actúe de bisagra», si es que no se ha dispuesto su rediseño y completa sustitución por otra que incorpore los requisitos de la nueva función. En cualquier caso, serán los herrajes de orejetas los que conjuntamente confieran a la sección su capacidad directa de actuar como bisagra, constituyéndose como un conjunto articulado en su parte superior (ocupando el extradós, a lo largo de la cuerda considerada) para que pueda batir de abajo a arriba y viceversa, recogiendo o plegándose (*fold*) o extendiéndose (*spread*). La capacidad de bloqueo de la articulación recae en las orejetas inferiores, dispuestas análogamente a lo largo del intradós, emparejadas verticalmente con las superiores, todo a lo largo de la cuerda del cajón. Hay que considerar además que:
 - a) Tras su estudio con cierto detalle, se descartó la posible supresión de la pareja de costillas de cada bisagra, acción que se consideró inicialmente por el gran ahorro de peso directo que esto aparentemente habría podido conllevar. Para poder ejecutarse sin ellas, se consideró la opción de colocar los herrajes de orejetas con amarres directos a cada uno de los largueros, sujetos a través de sus respectivas almas. Sin embargo, la complicación de la muy deficiente absorción de la cortadura de dicha solución de diseño habría complicado sin duda el comportamiento del resto de elementos, resultando una solución estructuralmente más complicada y lo que es peor, globalmente más pesada.
 - b) Con respecto a la consideración anterior, se modifica uniendo los herrajes de orejetas entre sí en la dirección de la cuerda —resultando en la práctica finalmente, la mencionada costilla—. Para la definición preliminar de esta costilla se va a considerar una sucesión de planchas base de dimensiones rectangulares (de altura correspondiente al espesor representativo del perfil aerodinámico que ocupe la sección del cajón estructural considerado), a las que se supondrá que se incorporan intercaladas longitudinalmente cada pareja de orejetas de extradós e intradós conjuntamente, de manera que las dimensiones globales resulten ajustadas a las de la cuerda de dicho cajón. No ha parecido adecuado considerar ahora las posibles aberturas o aligeramientos que pueden tener posteriormente dichas planchas. Las alas o labios dispuestas en dirección opuesta a las orejetas son los que habrán de permitir el amarre respectivo a cada alma de larguero, dispuesto en su interior (y abrazado por aquellos). El diseño básico preliminar de estos herrajes de orejetas se muestra en la figura 6.29, pág. 216) en la configuración extendida, donde pueden observarse todos estos detalles en particular. En la figura 6.30,

Figura 6.29: Diseño preliminar del conjunto de herrajes de orejetas para cada una de las porciones del ala (uno por cada larguero). Los labios centrales exteriores permiten abrazar las almas de los respectivos largueros para su posterior amarre. Para un diámetro de bulón de 30 mm el peso en aleación de aluminio de cada conjunto es de 9.4 kg.

pág. 217) se muestra también el aspecto en la configuración plegada, abatida perfectamente hasta un ángulo de 135° sin que haya interferencia entre ambas.

- c) En el diseño básico considerado se ha preferido disponer todas las orejetas macho en la parte fija o interior del ala (*inner wing*), y las orejetas hembra en la móvil o exterior (*outer wing*), debido a que éstas últimas son un 13.6 % más livianas, véase la figura 6.31, pág. 218).
- d) En el orejetas de intradós hay que considerar además la necesidad de disponer de elementos que permitan asegurar convenientemente el bloqueo de la articulación tras el cierre y entrada en servicio en condiciones nominales. La figura 6.32, pág. 218 muestra un interesante accionamiento único, en el que la barra central es la que introduce simultáneamente todos los pasadores en las orejetas inferiores.
- e) A fin de contemplar mínimamente esta última funcionalidad, e incorporarla al diseño inicial de los herrajes de orejetas, se ha añadido otra orejeta más pequeña, dispuesta entre las dos principales del herraje macho, véase la figura 6.33, pág. 219. A su través habrá de discurrir el único eje de accionamiento de los múltiples pasadores de bloqueo de las articulaciones, en un diseño análogo al contemplado en la figura 6.32, pág. 218, que se ha tomado como diseño de referencia por su sencillez y funcionalidad básica –suficientemente definitoria en un diseño preliminar como éste–. El cálculo del incremento de peso sobre el inicialmente considerado –para la orejeta macho– es de un

Figura 6.30: Configuración de los herrajes de orejetas en el ala plegada, mostrando el exterior abatido hasta los 135° . A falta de concreción de otras posibles interferencias entre los planos con el fuselaje, gálibo, etc se considera un valor representativo y completamente satisfactorio.

+16 %, desglosado en +1.5 % por la orejeta en sí, más un +14.5 % adicional por el bulón inferior de bloqueo de la articulación.

En estas condiciones, se considera una estructura concreta como referencia de partida, que en general será semimonocasco –construida básicamente en aleación de aluminio–, sobre la que se incrementa el peso en base fundamentalmente a tres cosas:

1. El conjunto de herrajes necesarios para posibilitar físicamente la articulación (en ambos lados; parte fija y parte móvil).
2. El sistema de actuación (incluyendo los elementos cinemáticamente necesarios).
3. El mecanismo de bloqueo de la función articulada.

Resulta pues que:

$$(\Delta W)_{fold} = \Delta W_{Herraje} + \Delta W_{Actuador} + \Delta W_{Bloqueo} \quad (6.3)$$

términos que se desglosan a continuación, y se habrán de relacionar mediante el análisis dimensional con el resto de las variables de diseño, ya conocidas previamente.

Figura 6.31: Disposición de herrajes de orejetas, alineados consecutivamente en dirección de la cuerda, ejemplificando lo que sería un cajón estructural con cuatro largueros (a la izquierda se han separado ambas porciones del ala para una mejor visualización). En ambas figuras se muestran los contornos de las dos series de tres planchas que unirían dichos herrajes entre sí (tres para la costilla de la porción interior del ala, y otras tantas para la del exterior). Obsérvese el diferente espesor de dichas series, dependiendo de que unan las orejetas macho (en la interior) o hembra (en la exterior).

Figura 6.32: Detalle de los herrajes de orejetas y sistema de bloqueo de accionamiento único de las de intradós, en un *RF-4C Phantom II* (expuesto en el *Musée Royal de l'Armée*, Bruselas).

Figura 6.33: Detalle del diseño preliminar de los herrajes de orejetas, incorporando en el herraje macho la pequeña orejeta adicional sobre la que bascularía el enclavamiento del pasador inferior (mostrado éste separado del conjunto, en la esquina inferior derecha).

Herraje del abisagramiento

La forma en planta del ala se considera para estos cálculos suficientemente definida mediante los siguientes parámetros principales⁹:

- Envergadura b
- Alargamiento AR (por *Aspect Ratio*).
- Estrechamiento λ
- Flecha de la línea del 25 % de la cuerda Λ_{25}

Estas variables genéricas principales se deben relacionar con otras, que aún siendo secundarias en el diseño preliminar, en numerosas ocasiones son precisamente de las que se dispone en bibliografía (si no se dispone de información específica que esté elaborada a partir de aviones embarcados, al menos se podrán tomar de dibujos tres vistas –a partir de medidas escaladas–). Por tanto, se considera necesario poder proceder con; cuerda en la raíz c_r , cuerda en la punta c_t , envergadura b , y flecha en el borde de ataque Λ_{LE} .

⁹A la que se podrán asimilar, salvo que se desarrollen modelos específicos, otras de geometría más compleja. Para ello habrá de calcularse un ala simplificada a partir de la original, convirtiéndola en una trapezoidal equivalente; suprimiendo flechas distintas en varios de sus tramos, quiebros, dientes de perro (*dog-teeth*), ángulos diedro Γ , etc.

Por tanto, teniendo en cuenta las siguientes definiciones:

$$\lambda \equiv \frac{c_t}{c_r} \quad (6.4)$$

$$AR \equiv \frac{b^2}{S} \quad (6.5)$$

se obtienen las siguientes relaciones:

$$AR = \frac{b^2}{\frac{1}{2}(c_r + c_t)b} = \frac{b}{c_r} \frac{2}{(1 + \lambda)} \rightarrow c_r = \frac{b}{AR} \frac{2}{(1 + \lambda)} \quad (6.6)$$

$$c_t = \lambda c_r = \frac{b}{AR} \frac{2\lambda}{(1 + \lambda)} \quad (6.7)$$

$$\tan \Lambda_{LE} = \tan \Lambda_{25} + \frac{2c_t(1 - \lambda)}{4b} \frac{1}{\lambda} = \tan \Lambda_{25} + \frac{1}{AR} \frac{(1 - \lambda)}{(1 + \lambda)} \quad (6.8)$$

Considerando el abisagramiento en una posición de diseño y_{fold} , resulta un valor de la cuerda que aquel ocupa c_{fold} :

$$c(y) = \frac{b}{AR} \frac{2}{(1 + \lambda)} \left[1 - (1 - \lambda) \frac{2}{b} y \right] \quad (6.9)$$

$$\eta \equiv \frac{y}{b/2} ; (0 < \eta < 1) \quad (6.10)$$

$$c(\eta) = \frac{b}{AR} \frac{2}{(1 + \lambda)} [1 - (1 - \lambda) \eta] \quad (6.11)$$

$$\eta_{fold} \equiv \frac{y_{fold}}{b/2} \quad (6.12)$$

$$b_{fold} = \frac{b}{2} (1 - \eta_{fold}) \quad (6.13)$$

$$c(\eta_{fold}) = c_{fold} \quad (6.14)$$

Y por tanto, la dimensión longitudinal de la costilla del abisagramiento depende de las variables:

$$c_{fold} = c_{fold}(b, AR, \lambda, \eta_{fold}) \quad (6.15)$$

teniendo en cuenta que para situar el abisagramiento sobre el ala η_{fold} , se debe seleccionar una posición nominal de entre todas las costillas reforzadas de las estaciones externas, pilones y herrajes que se pudieran tener (y que a la vez satisfagan los requisitos de gálibo que se puedan prever, aún de forma preliminar).

Cálculo de cargas sobre el abisagramiento La porción abatible de la estructura –de envergadura b_{fold} –, tiene que soportar y transmitir al resto del ala la fuerza cortante y los momentos flector y torsor que en aquella se generan:

1. En tierra, debidos el peso de dicha porción móvil.
2. En vuelo, por la sustentación generada en dicha porción, pero «aliviada» por el peso de ésta. Siempre teniendo en cuenta las fuerzas de inercia, mediante el factor de carga n_z .

Todo ello a través de la articulación, convenientemente bloqueada.

Suponiendo que, tanto la distribución de peso sobre el ala como también sobre sus partes abatibles, son proporcionales a la cuerda en cada estación:

$$\left. \begin{array}{l} (dW/dy)_{wing} \\ (dW/dy)_{fold} \end{array} \right\} \propto c(y) \quad (6.16)$$

$$(dW/dy)_{fold} = k_{fold}^W c(y) \quad (6.17)$$

siendo $k_{fold}^W [=] \text{FL}^{-2}$ una constante de proporcionalidad, que habrá que estimar posteriormente.

Por tanto, la resultante de la distribución de peso de la porción abatible W_{fold} valdrá:

$$W_{fold} = k_{fold}^W \frac{b}{2} \int_{\eta_{fold}}^1 c(\eta) d\eta \quad (6.18)$$

que combinada con (6.11), permite obtener:

$$W_{fold} = k_{fold}^W \frac{b^2}{AR} \frac{(1 - \eta_{fold})}{2(1 + \lambda)} [1 - \eta_{fold} + \lambda(1 + \eta_{fold})] \quad (6.19)$$

Y la posición de esta resultante –medida desde el abisagramiento– d_{fold}^W , se obtiene de la equivalencia de momentos estáticos:

$$\frac{1}{2} \left[c_t + \frac{1}{3} (c_{fold} - c_t) \right] b_{fold}^2 \equiv \frac{1}{2} (c_{fold} + c_t) b_{fold} d_{fold}^W \quad (6.20)$$

de la que finalmente se obtiene:

$$d_{fold}^W = \frac{1}{3} \left(\frac{1 + 2\lambda_{fold}}{1 + \lambda_{fold}} \right) b_{fold} \quad (6.21)$$

siendo el estrechamiento de la porción abatible λ_{fold} :

$$\lambda_{fold} \equiv \frac{c_t}{c_{fold}} \quad (6.22)$$

Si la cuerda del abisagramiento y la de la punta son suficientemente parecidas ($\lambda_{fold} \simeq 1$), podría tomarse como aproximación el valor:

$$d_{fold}^W \simeq \frac{1}{2}b_{fold} = \frac{b}{4}(1 - \eta_{fold}) \quad (6.23)$$

En vuelo, la carga vertical ascendente a transmitir $(F_z)_{fold}$ es la resultante de la sustentación que genera la porción externa L_{fold} , y de su propio peso –afectado por el factor de carga vertical–, $n_z W_{fold}$:

$$(F_z)_{fold} = L_{fold} - n_z W_{fold} \quad (6.24)$$

Y el momento flector $(M_x)_{fold}$:

$$(M_x)_{fold} = (F_z)_{fold} \times d_{fold} = L_{fold} \times d_{fold}^L - n_z W_{fold} \times d_{fold}^W \quad (6.25)$$

En cuanto a la carga torsional $(M_y^*)_{fold}$ –en ejes estructurales del ala–, será del orden de:

$$(M_y^*)_{fold} \sim \frac{1}{4}L_{fold} \times c_{fold} \cos \Lambda_{25} \quad (6.26)$$

considerando que en régimen subsónico la sustentación se produce aproximadamente en el punto 1/4 de la cuerda (de acuerdo a la Teoría potencial linealizada bidimensional), distando otro 1/4 hasta la posición del cdm –considerándole en el centro de la cuerda–. Pero téngase en cuenta que esta solicitación es vectorialmente según dicha línea 1/4, y por tanto la cuerda a considerar está afectada por la flecha del ala, debiéndose emplear como valor de la cuerda $c_{fold} \cos \Lambda_{25}$.

El momento torsor sobre la costilla de cierre de la porción fija será:

$$(M_y)_{fold} \equiv (M_y^*)_{fold} \cos \Lambda_{LE} = \left(\frac{1}{4}L_{fold} \times c_{fold} \cos \Lambda_{25} \right) \cos \Lambda_{LE} \quad (6.27)$$

De manera que de los dos casos de carga definidos, el dimensionante para la costilla habrá de venir dado por las expresiones siguientes:

$$(F_z)_{fold} = \max \begin{cases} L_{fold} - n_z W_{fold} \\ | -W_{fold} | \end{cases} \quad (6.28)$$

$$(M_x)_{fold} = \max \begin{cases} L_{fold} \times d_{fold}^L - n_z W_{fold} \times d_{fold}^W \\ | -W_{fold} \times d_{fold}^W | \end{cases} \quad (6.29)$$

$$(M_y)_{fold} = \frac{1}{4}L_{fold} \times c_{fold} \cos \Lambda_{25} \cos \Lambda_{LE} \quad (6.30)$$

Si aceptamos como hipótesis de cálculo que los valores de diseño sean finalmente los correspondientes a las cargas en vuelo, tendremos que:

$$(F_z)_{fold} = L_{fold} - n_z W_{fold} \quad (6.31)$$

$$(M_x)_{fold} = L_{fold} \times d_{fold}^L - n_z W_{fold} \times d_{fold}^W \quad (6.32)$$

$$(M_y)_{fold} = \frac{1}{4} L_{fold} \times c_{fold} \cos \Lambda_{25} \cos \Lambda_{LE} \quad (6.33)$$

Calculemos ahora sus correspondientes valores. Suponiendo la siguiente distribución parabólica de sustentación:

$$l(\eta) = \frac{3}{2} \frac{L}{b} (1 - \eta^2) \quad (6.34)$$

que cumple que tiene pendiente nula en el origen –acorde con la simetría del problema–, y que la resultante extendida a toda la envergadura es la sustentación total del avión L :

$$\left. \frac{dl}{d\eta} \right|_{=0} \equiv 0 \quad (6.35)$$

$$2 \int_0^{b/2} l(\eta) dy = b \int_0^1 l(\eta) d\eta \equiv L \quad (6.36)$$

De acuerdo con (6.34), la sustentación producida por la parte exterior del abisagramiento (porción móvil del ala) será:

$$L_{fold} = \frac{b}{2} \int_{\eta_{fold}}^1 l(\eta) d\eta = \frac{1}{4} L (2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3) \quad (6.37)$$

que teniendo en cuenta la definición del factor de carga de la maniobra (simétrica) del avión:

$$L = n_z W \quad (6.38)$$

se puede expresar como:

$$L_{fold} = \frac{1}{4} n_z W (2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3) \quad (6.39)$$

Para calcular su valor máximo no parece apropiado emplear el factor de carga límite $(n_z)_{\max}$ –máximo valor de factor de carga, descrito en las especificaciones de diseño de la estructura–, salvo que se posea información concreta del máximo peso de diseño a emplear con él.

En consecuencia, momentáneamente se considerará el máximo valor del término $n_z W$ de forma genérica, hasta que en el epígrafe **Factor de carga y peso de diseño considerados** (pág. 226) se adopte una decisión definitiva concluyente, acorde con el diseño preliminar:

$$\text{máx}(n_z W) \equiv (n_z W)_{\text{máx}} \quad (6.40)$$

Por tanto, el valor máximo considerado se expresa como:

$$L_{fold}^{\text{máx}} = \frac{1}{4} (2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3) (n_z W)_{\text{máx}} \quad (6.41)$$

Por otra parte, de (6.31) y (6.39), la fuerza cortante valdrá:

$$(F_z)_{fold} = \left[\frac{1}{4} W (2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3) - W_{fold} \right] n_z \quad (6.42)$$

cuyo valor máximo considerado es:

$$(F_z)_{fold}^{\text{máx}} = \frac{1}{4} \left[2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3 - 4 \left(\frac{W_{fold}}{W_{\text{máx}}} \right) \right] (n_z W)_{\text{máx}} \quad (6.43)$$

donde $W_{\text{máx}}$ es el peso de diseño considerado, es decir, el correspondiente al empleo del valor $(n_z W)_{\text{máx}}$.

El momento flector que ha de soportar el abisagramiento –debido a la sustentación del extremo– valdrá:

$$\begin{aligned} (M_x)_{fold}^L &= \int_{y_{fold}}^{b/2} l(\eta) (y - y_{fold}) dy \\ &= \frac{b^2}{4} \int_{\eta_{fold}}^1 l(\eta) (\eta - \eta_{fold}) d\eta \end{aligned} \quad (6.44)$$

que a partir de (6.34) permite obtener:

$$(M_x)_{fold}^L = \frac{1}{32} b L (3 - 8\eta_{fold} + 6\eta_{fold}^2 - \eta_{fold}^4) \quad (6.45)$$

La posición de la resultante de la sustentación d_{fold}^L –medida desde el abisagramiento–, se obtiene de (6.45) y (6.39):

$$d_{fold}^L = \frac{(M_x)_{fold}^L}{L_{fold}} = \frac{1}{8} b \left(\frac{3 - 8\eta_{fold} + 6\eta_{fold}^2 - \eta_{fold}^4}{2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3} \right) \quad (6.46)$$

que expresada de forma adimensional, teniendo en cuenta (6.13):

$$\frac{d_{fold}^L}{b_{fold}} = \frac{1}{4} \left(\frac{b/2}{b_{fold}} \right) \left(\frac{3 - 8\eta_{fold} + 6\eta_{fold}^2 - \eta_{fold}^4}{2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3} \right) \quad (6.47)$$

$$= \frac{1}{4} \left(\frac{3 - 8\eta_{fold} + 6\eta_{fold}^2 - \eta_{fold}^4}{2 - 5\eta_{fold} + 3\eta_{fold}^2 + \eta_{fold}^3 - \eta_{fold}^4} \right) \quad (6.48)$$

Y el momento flector debido al peso $(M_x)_{fold}^W$:

$$(M_x)_{fold}^W = -n_z W_{fold} \times d_{fold}^W \quad (6.49)$$

que teniendo en cuenta (6.21) y (6.13), se puede expresar como:

$$(M_x)_{fold}^W = -\frac{1}{6} b n_z W_{fold} (1 - \eta_{fold}) \left(\frac{1 + 2\lambda_{fold}}{1 + \lambda_{fold}} \right) \quad (6.50)$$

De modo que, de la composición de las dos expresiones (6.45) y (6.50), el momento flector total $(M_x)_{fold}$ valdrá:

$$\begin{aligned} (M_x)_{fold} &= (M_x)_{fold}^L + (M_x)_{fold}^W \\ &= \left[\frac{1}{32} (3 - 8\eta_{fold} + 6\eta_{fold}^2 - \eta_{fold}^4) + \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{6} \left(\frac{W_{fold}}{W} \right) (1 - \eta_{fold}) \left(\frac{1 + 2\lambda_{fold}}{1 + \lambda_{fold}} \right) \right] b n_z W \end{aligned} \quad (6.51)$$

Y el valor máximo $(M_x)_{fold}^{\text{máx}}$:

$$\begin{aligned} (M_x)_{fold}^{\text{máx}} &= \left[\frac{1}{32} (3 - 8\eta_{fold} + 6\eta_{fold}^2 - \eta_{fold}^4) + \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{6} \left(\frac{W_{fold}}{W_{\text{máx}}} \right) (1 - \eta_{fold}) \left(\frac{1 + 2\lambda_{fold}}{1 + \lambda_{fold}} \right) \right] b (n_z W)_{\text{máx}} \end{aligned} \quad (6.52)$$

El momento torsor $(M_y)_{fold}$:

$$(M_y)_{fold} = \frac{1}{16} (2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3) n_z W c_{fold} \cos \Lambda_{25} \cos \Lambda_{LE} \quad (6.53)$$

Y su valor máximo $(M_y)_{fold}^{\text{máx}}$:

$$(M_y)_{fold}^{\text{máx}} = \frac{1}{16} (2 - 3\eta_{fold} + \eta_{fold}^3) (n_z W)_{\text{máx}} c_{fold} \cos \Lambda_{25} \cos \Lambda_{LE} \quad (6.54)$$

Factor de carga y peso de diseño considerados Para el cálculo preliminar de

las cargas máximas –que luego se van a emplear como dimensionantes–, en la expresión (6.40) pág. 224 se definieron implícitamente unos valores de factor de carga y peso de diseño, que se deben definir de forma inequívoca.

Recuérdese que lo importante es el valor máximo de su producto $(n_z W)_{\text{máx}}$, y no el de cada uno de sus dos términos por separado.

En cuanto al factor de carga vertical n_z , consideremos primero el valor máximo $(n_z)_{\text{máx}}$ y analicemos cuál podría ser un valor representativo. En un avión de combate moderno se pueden alcanzar valores cercanos a +10, considerando que en los civiles de categoría acrobática la norma *FAR-23* contempla un mínimo de +6, y en determinados modelos especiales como el *Sukhoi Su-26* (de acuerdo a la ref. [101]), podría llegar a alcanzar +12¹⁰.

En las especificaciones de la *US Navy* –ref.[64]–, mostrado en la figura (6.34) pág. 227, el valor de cálculo descrito es de $(n_z)_{\text{máx}} = +7.5$, tanto para cazas, como bombarderos y entrenadores (denominados *VF*, *VA* y *VT* respectivamente).

$$(n_z)_{\text{máx}}|_{VF,VA,VT} \equiv +7.5 \quad (6.55)$$

Pero para el empleo de este valor, habría que definir consecuentemente un peso de diseño (*design gross weight*) adecuado para el cálculo, acorde con la pretensión de hacer una maniobra simétrica a máximos g's.

Sin embargo, la misma especificación indica el máximo valor de n_z correspondiente al máximo peso de diseño a considerar $(n_z)_{\text{máx}}^{W_{\text{máx}}}$, puesto que en (6.43) pág. 224 dicho peso se denominó ya $W_{\text{máx}}$. Este valor sin embargo ahora se desdobra en dos:

$$\begin{aligned} (n_z)_{\text{máx}}^{W_{\text{máx}}}|_{VF,VA} &\equiv +5.5 \\ (n_z)_{\text{máx}}^{W_{\text{máx}}}|_{VT} &\equiv +4 \end{aligned} \quad (6.56)$$

Este planteamiento resulta interesante para los fines expuestos, puesto que dado el carácter preliminar de los cálculos se decide definitivamente emplear como valores de diseño una adaptación de estos últimos, empleando el *MTOW*. De esta manera, se

¹⁰Todos estos valores descritos son a *carga límite* (es decir, los máximos que ha de ser capaz de soportar el avión sin que se produzca deformación permanente perjudicial de su estructura, y manteniendo plenamente su capacidad funcional). Sin embargo, a falta de confirmación explícita, se considera que el valor encontrado para el *Su-26* es en realidad a *carga última* –afectado por un factor de seguridad, que muy probablemente sea similar al occidental de 1.5–, lo cual correspondería en realidad a un valor límite de 8.

TABLE I. <u>Symmetrical flight parameters.</u>							
Class of Air-plane	Symmetrical flight limit load factor					Limit speed V_L	Time for abrupt control displacement t_1 , second
	Basic flight design gross weight		All gross weights	Maximum design gross weight			
	Max.	Min. at V_H		Max.	Min. at V_H		
1	2	3	4	5	6	7	8
VF, VA	7.50	-3.00	-1.00	5.50	-2.00	a	0.2
VT	7.50	-3.00	-1.00	4.00	-2.00	s	0.2
VO	6.00	-3.00	0	3.00	-1.00	s	0.3
VU	4.00	-2.00	0	2.50	-1.00	p	0.3
VS	3.50	-1.00	0	2.50	0	e	0.4
VH, VR, VP	3.00	-1.00	0	2.50	0	c	0.4
						i	
						f	
						i	
						e	
						d	

MISSION SYMBOLS FOR CLASS OF AIRPLANE

A - Attack
F - Fighter
O - Observation
P - Patrol
R - Reconnaissance
S - Antisubmarine
T - Trainer
U - Utility
W - Weather

Figura 6.34: Factores de carga límite n_z (*limit load factor*), y pesos de diseño (*design gross weight*) a considerar en maniobras de vuelo simétrico, de acuerdo con la ref. [64].

toman los siguientes valores de cálculo:

$$\begin{aligned}(n_z W)_{\text{máx}}|_{VF,VA} &\equiv 5.5 \times MTOW \\ (n_z W)_{\text{máx}}|_{VT} &\equiv 4 \times MTOW\end{aligned}\tag{6.57}$$

que equivaldrían a un valor del máximo peso de diseño $W_{\text{máx}}$ de:

$$W_{\text{máx}} \equiv \frac{(n_z W)_{\text{máx}}}{(n_z)_{\text{máx}}}\tag{6.58}$$

Por tanto, de acuerdo con las especificaciones de la marina norteamericana, se obtienen los siguientes valores:

$$\begin{aligned}W_{\text{máx}}|_{VF,VA} &= \frac{5.5 \times MTOW}{7.5} = 0.7\hat{3} \times MTOW \\ W_{\text{máx}}|_{VT} &= \frac{4 \times MTOW}{7.5} = 0.5\hat{3} \times MTOW\end{aligned}\tag{6.59}$$

que se consideran razonables para los cálculos posteriores.

Peso de la porción móvil En cuanto al peso de cada porción abatible del ala W_{fold} , la anterior expresión (6.18) –pág. 221–, necesita para su estimación del cálculo de una constante de proporcionalidad k_{fold}^W , que se ha de obtener a partir de un número mínimo de datos estadísticos que no son fáciles de conocer, a pesar de lo cual se ha planteado por si más adelante se pudiera disponer de ellos.

Como alternativa y a pesar de su extensión, se ha procedido a desarrollar un método de estimación de dicho valor. Para ello se parte de la conocida *Ley de Navier*, que proporciona los esfuerzos máximos en flexión a partir de la sollicitación M_x , y del módulo resistente $(I/z_{\text{máx}})$.

$$(\sigma_y)_{\text{máx}} = \frac{M_x}{(I/z_{\text{máx}})}\tag{6.60}$$

Como el momento varía a lo largo de la cuerda, si admitimos el «principio de economía de material» el material necesario variará también a lo largo de ésta, de manera que el esfuerzo se iguale siempre al máximo admisible:

$$(\sigma_y)_{\text{máx}}(y) = \frac{M_x(y)}{(I/z_{\text{máx}})(y)} \equiv \sigma_{adm}\tag{6.61}$$

Si suponemos –de forma simplificada–, cajones rectangulares con sección resistente $A(y)$ únicamente en extradós e intradós, repartida simétricamente entre ambos a una

distancia $(t/2)$ de la línea neutra:

$$M_x(y) = \sigma_{adm} \frac{2 \frac{A(y)}{2} \left(\frac{t(y)}{2} \right)^2}{\left(\frac{t(y)}{2} \right)} = \frac{1}{2} \sigma_{adm} A(y) t(y) \quad (6.62)$$

Para un espesor del cajón $t(y)$ proporcional a la cuerda en cada estación:

$$t(y) \equiv (t/c)_0 c(y) \quad (6.63)$$

de la ecuación (6.62) resulta:

$$A(y) c(y) = \frac{2}{\sigma_{adm} (t/c)_0} M_x(y) \quad (6.64)$$

El peso de la porción de ala W_{fold} se obtiene integrando a lo largo de su envergadura la ley de áreas $A(y)$:

$$W_{fold} = \int_{y_{fold}}^{b/2} \gamma(y) A(y) dy \quad (6.65)$$

siendo $\gamma(y)$ el peso específico.

Admitiendo un peso específico γ_0 constante, de (6.65) y (6.64) y adimensionalizando:

$$W_{fold} = \frac{\gamma_0 b}{\sigma_{adm} (t/c)_0} \int_{\eta_{fold}}^1 \frac{M_x(\eta)}{c(\eta)} d\eta$$

Suponiendo de forma conservativa que la ley de momentos $M_x(\eta)$ es debida sólo a la sustentación –en realidad estará aliviada por el efecto del peso–, se puede emplear la expresión (6.45), pág. 224 –sustituyendo η_{fold} por η –:

$$M_x(\eta) < (M_x)_{fold}^L \Big|_{\eta_{fold} \equiv \eta} \quad (6.66)$$

$$(6.67)$$

y teniendo en cuenta la ley de cuerdas (6.11), pág. 220, se obtiene:

$$\frac{W_{fold}}{W_{\max}} = \frac{(1+\lambda) AR}{64 (t/c)_0} \frac{\gamma_0 b}{\sigma_{adm}} (n_z)_{\max} \int_{\eta_{fold}}^1 \frac{(3 - 8\eta + 6\eta^2 - \eta^4)}{[1 - (1-\lambda)\eta]} d\eta \quad (6.68)$$

que, teniendo en cuenta las siguientes definiciones:

$$\lambda_1 \equiv 1 - \lambda \quad (6.69)$$

$$F(\eta; \lambda_1) \equiv \frac{(3 - 8\eta + 6\eta^2 - \eta^4)}{(1 - \lambda_1 \eta)} \quad (6.70)$$

$$I(\eta_{fold}; \lambda_1) \equiv \int_{\eta_{fold}}^1 F(\eta; \lambda_1) d\eta \quad (6.71)$$

se convierte en:

$$\frac{W_{fold}}{W_{\max}} \equiv \frac{(1+\lambda) AR}{64(t/c)_0} \frac{\gamma_0 b}{\sigma_{adm}} (n_z)_{\max} I(\eta_{fold}; \lambda_1) \quad (6.72)$$

Procedamos ahora al cálculo de $I(\eta_{fold}; \lambda_1)$. Para ello se calcula $F(\eta; \lambda_1)$ en primer lugar:

$$\begin{aligned} F(\eta; \lambda_1) = & \frac{\eta^3}{\lambda_1} + \frac{\eta^2}{\lambda_1^2} + \left(\frac{1-6\lambda_1^2}{\lambda_1^3} \right) \eta + \left(\frac{8\lambda_1^3-6\lambda_1^2+1}{\lambda_1^4} \right) + \\ & + \left(\frac{3\lambda_1^4-8\lambda_1^3+6\lambda_1^2-1}{\lambda_1^4} \right) \frac{1}{(1-\lambda_1\eta)} \end{aligned} \quad (6.73)$$

y luego, ya finalmente:

$$\begin{aligned} I(\eta_{fold}; \lambda_1) = & \frac{63\lambda_1^3-68\lambda_1^2+6\lambda_1+12}{12\lambda_1^4} \\ & - \frac{3\lambda_1^3\eta_{fold}^4+4\lambda_1^2\eta_{fold}^3+(6\lambda_1-36\lambda_1^3)\eta_{fold}^2}{12\lambda_1^4} \\ & - \frac{(96\lambda_1^3-72\lambda_1^2+12)\eta_{fold}}{12\lambda_1^4} \\ & + \left(\frac{3\lambda_1^4-8\lambda_1^3+6\lambda_1^2-1}{\lambda_1^5} \right) \frac{\ln(1-\lambda_1\eta_{fold})}{\ln(1-\lambda_1)} \end{aligned} \quad (6.74)$$

Con lo que se obtiene la expresión estimada de la fracción de peso de cada porción plegable del ala, referida peso máximo considerado:

$$\begin{aligned} \frac{W_{fold}}{W_{\max}} = & \frac{(1+\lambda) AR}{64(t/c)_0} \frac{\gamma_0 b}{\sigma_{adm}} (n_z)_{\max} \left\{ \frac{63\lambda_1^3-68\lambda_1^2+6\lambda_1+12}{12\lambda_1^4} + \right. \\ & - \frac{3\lambda_1^3\eta_{fold}^4+4\lambda_1^2\eta_{fold}^3+(6\lambda_1-36\lambda_1^3)\eta_{fold}^2}{12\lambda_1^4} \\ & - \frac{(96\lambda_1^3-72\lambda_1^2+12)\eta_{fold}}{12\lambda_1^4} \\ & \left. + \left(\frac{3\lambda_1^4-8\lambda_1^3+6\lambda_1^2-1}{\lambda_1^5} \right) \frac{\ln(1-\lambda_1\eta_{fold})}{\ln(1-\lambda_1)} \right\} \end{aligned} \quad (6.75)$$

Obsérvese que en este cálculo preliminar no se han considerado por ejemplo los elementos transversales –costillas– que puedan existir a lo largo de la envergadura, y

cuyo número e impacto en el cálculo dependerá, por ejemplo, de la posible existencia de estaciones externas.

Para tratar de mejorar el resultado final de W_{fold} , obtenido de las expresiones (6.72) o (6.75) conviene introducir una constante que permita ajustar el resultado a valores globales utilizados en el diseño preliminar.

$$\tilde{W}_{fold} = \tilde{k}_{fold} W_{fold} \quad (6.76)$$

La referencia [92] establece que en aviones de transporte civil el peso estructural del ala puede tomarse como una fracción que oscila entre 9 – 12 % del $MTOW$.

En función de las variables utilizadas en el desarrollo, esto se podría expresar así :

$$2 \times \tilde{W}_{fold} (\eta_{fuselage}) \equiv 0.10 \times MTOW \quad (6.77)$$

suponiendo que el semifuselaje –adimensionalizado con la semienvergadura– ocupara desde el plano de simetría hasta el valor $\eta_{fuselage}$, y tomando como valor de cálculo el 10 % del $MTOW$.

De esta manera el valor de la constante de ajuste $\tilde{k}_{fold}$ se obtendría de:

$$\tilde{k}_{fold} = \frac{0.10 \times MTOW}{2 \times W_{fold} (\eta_{fuselage})} \quad (6.78)$$

Dimensionado Supongamos una costilla de abisagramiento básica dotada de tan sólo cuatro orejetas; dos en el larguero anterior (extradós e intradós) y otras tantas en el posterior.

Se procede a calcular las fuerzas internas sobre la sección del abisagramiento, para hacerlas equivalentes a cuatro parejas de fuerzas sobre cada una de las cuatro orejetas, de acuerdo con la figura (6.35), pág. 232. Sólo se han considerado en este análisis las cargas en el propio plano de la orejeta.

Las solicitaciones máximas se producirán en la orejeta de extradós de borde de ataque:

- $(F_{lug})_z^{\text{máx}}$, en dirección vertical

$$(F_{lug})_z^{\text{máx}} \equiv \left[\frac{1}{4} (F_z)_{fold}^{\text{máx}} + \frac{1}{2} (M_y)_{fold}^{\text{máx}} \frac{1}{0.7c_{fold}} \right] \quad (6.79)$$

- $(F_{lug})_y^{\text{máx}}$, en dirección de la envergadura (axial de la orejeta)

$$(F_{lug})_y^{\text{máx}} \equiv \left[\frac{1}{2} (M_x)_{fold}^{\text{máx}} \frac{1}{t} \right] \quad (6.80)$$

Toda vez que las solicitaciones se han ido reaccionando y repartiendo de acuerdo a las siguientes consideraciones:

Figura 6.35: Cargas sobre la sección de la costilla de abisagramiento (arriba) y su equivalencia en fuerzas sobre cada una de las cuatro herrajes de orejetas (abajo), –supuesta una configuración bilarguera con cajón estructural de cuerda c y altura h constantes–.

1. La fuerza cortante $(F_z)_{fold}^{m\acute{a}x}$ –vertical, ascendente–, se ha repartido por igual entre las cuatro.
2. El momento flector $(M_x)_{fold}^{m\acute{a}x}$ se reacciona con cuatro fuerzas iguales inversamente proporcionales al espesor máximo del perfil; dos a compresión en extradós, y dos a tracción en intradós.
3. El momento torsor $(M_y)_{fold}^{m\acute{a}x}$ se reacciona con cuatro fuerzas verticales inversamente proporcionales a la cuerda del cajón estructural, $0.7c_{fold}$; ascendentes en borde de ataque, y descendentes en el de salida. El coeficiente 0.7 se ha tomado suponiendo que el cajón de torsión del ala es rectangular, ocupando el 70 % de la cuerda –entre los largueros anterior y posterior–.

Por tanto la mayor de las fuerzas sobre cada uno de los cuatro herrajes valdrá:

$$|\vec{F}_{lug}|^{\text{máx}} = \sqrt{[(F_{lug})_z^{\text{máx}}]^2 + [(F_{lug})_y^{\text{máx}}]^2} \quad (6.81)$$

obtenida componiendo vectorialmente sus componentes (6.79) y (6.80). Esta expresión proporciona una estimación del valor de la sollicitación que se considera dimensionante para las costillas.

Aplicación al B777 De acuerdo a la naturaleza de este trabajo, donde es obvio que el objetivo final de esta metodología es que pueda ser aplicada a aviones de combate, idealmente se necesitaría disponer de información de aviones similares, aunque no fueran estrictamente aviones de combate embarcados o navales. Lamentablemente, hasta el momento se carece de ella (o es parcial e imprecisa, impidiendo que se pueda procesar adecuadamente).

Pero esta capacidad de recoger las alas, aunque excepcional, no es sin embargo exclusiva de la aviación militar. En la aviación civil comercial reciente, se conoce el caso de la versión -200 del *Boeing 777* (en su día ofertada por la compañía sin que se llegara a construir ningún ejemplar de serie). En la actualidad la empresa trabaja en otra versión, conocida como *B777X* (en fase de definición¹¹), aprovechando la experiencia de su versión anterior.

Y es precisamente de estos dos aviones de los que se dispone de información. En consecuencia, para desarrollar este procedimiento se va a emplear la información disponible, que compara ambas versiones, la *B777-200* y la *B777X*. La referencia [107] proporciona en particular datos de los respectivos incrementos de peso, consecuencia de la instalación en ambos de puntas de plano plegables.

Con respecto al *B777X* (del que a su vez parecen desdoblarse dos, conocidas como -8X y -9X), parece contradictorio que no se haya difundido apenas información específica de él, y sin embargo, sí que se disponga de datos relacionados con su modificación para disponer de alas plegables —especialmente valiosos para este trabajo—. La explicación pudiera estar en que, como describen las referencias [107], [106], [108], [109], la excepcional envergadura del ala de esta nueva versión (sólo superada por la del *Airbus A380*) haya causado que *Boeing* necesite estudiar específicamente y con detenimiento la viabilidad del abisagramiento estructural, habiendo realizado ya un prototipo de dicha estructura con la que habría realizado ensayos. Con estos, añadidos a la experiencia anterior del desarrollo de la anterior versión *B777-200*, ha decidido seguir adelante con la definición del proyecto, haciendo públicos los requisitos y seleccionando el nuevo motor, etc. Estas referencias describen ya incluso la estrategia a seguir en el proceso de certificación, en el que se considerarían incluso casos de carga con las alas plegadas en pleno vuelo (contemplando un fallo del sistema en esas condiciones).

¹¹A fecha de junio de 2013

Avión	$MTOW$	b	b_{Folded}	$(\Delta W)_{fold}$
	(t)	(m)	(m)	(kg)
<i>B777-200</i>	247.2	60.93	47.32	1450.0
<i>B777X (-9X)</i>	344.0	71.10	64.80	362.8

Cuadro 6.4: Relación de datos de partida empleados en el procedimiento de estimación del incremento de peso por abisagramiento de alas

Avión	b_{fold}	η_{fold}	λ	λ_1	$I(\eta_{fold}; \lambda_1)$	AR	$(n_z)_{\max}$
	(m)				($\times 10^{-4}$)		
<i>B777-200</i>	6.80	0.777	0.149	0.851	79.60	8.67	2.5
<i>B777X (-9X)</i>	3.35	0.911	0.149	0.851	2.95	8.67	2.5

Cuadro 6.5: Datos calculados a partir de la información inicial de las versiones indicadas del B777, que se emplean en el procedimiento de estimación del incremento de peso por abisagramiento de alas

Los datos de partida para la estimación –extraídos de [107]– se muestran en la tabla (6.4), página 234.

Con estos únicos datos de partida se ha procedido a estimar todos los demás, hasta completar todos los necesarios para hacer los cálculos descritos anteriormente, recogién-dose en la tabla (6.5), página 234. Así, y para el *B777X (-9X)*, allí donde no se disponía de algunos de sus valores se han considerado idénticos a los de su «hermano» *B777-200* –aceptando, a falta de mejor información, el hecho razonable de que tengan valores similares por pertenecer a la misma familia–. La tabla de datos de la referencia [55], empleada para los cálculos, parece apoyar «de facto» esta consideración.

En cualquier caso, esto podría «afinarse» a posteriori, conforme fueran trascendi-endo los nuevos datos.

En la tabla (6.5), página 234:

- Ha de tenerse cuidado en la notación y definición de las variables, como por ejemplo en no confundir la envergadura de la porción móvil de cada plano b_{fold} con la envergadura del avión con ambos planos plegados b_{Folded} , de manera que entre ellas se verifica la relación:

$$b_{Folded} = b - 2b_{fold} \quad (6.82)$$

- En cuanto al factor de carga límite máximo $(n_z)_{\max}$, las normas *FAR-25* y *EASA CS-25* (en ambos casos en su sección 337, *Limit manoeuvring load factors*) –

referencias [35] y [27], que les son de aplicación-, establecen un valor máximo definido por la combinación del obtenido de la expresión:

$$2.1 + \frac{24000}{MTOW \text{ (lbf)} + 10000} \quad (6.83)$$

y unos ciertos valores limitativos o «frontera», es decir, que el valor obtenido de (6.83) debe estar acotado entre los valores de +2.5 y +3.8 (en ningún caso inferior al primero ni que deba superar el segundo). El valor $(n_z)_{\text{máx}}$ con las condiciones anteriores resulta ser, para ambos aviones:

$$(n_z)_{\text{máx}}|_{B777-200} = (n_z)_{\text{máx}}|_{B777-9X} = +2.5 \quad (6.84)$$

En (6.72), para el cálculo de la fracción $(W_{fold}/W_{\text{máx}})$ en ambos aviones resulta más cómodo separar de ella la parte común:

$$\frac{64\sigma_{adm} (t/c)_0}{\gamma_0 (n_z)_{\text{máx}} (1 + \lambda) AR} [=] \text{ m} \quad (6.85)$$

resultando:

$$\begin{aligned} \left(\frac{\widehat{W_{fold}}}{W_{\text{máx}}} \right) &\equiv \left(\frac{W_{fold}}{W_{\text{máx}}} \right) \times \left[\frac{64\sigma_{adm} (t/c)_0}{\gamma_0 (n_z)_{\text{máx}} (1 + \lambda) AR} \right] \\ &= bI (\eta_{fold}; \lambda_1) [=] \text{ m} \end{aligned} \quad (6.86)$$

Y de esta forma se obtiene:

$$\left(\frac{\widehat{W_{fold}}}{W_{\text{máx}}} \right)_{B777-200} = 0.485 \text{ m} \quad (6.87)$$

$$\left(\frac{\widehat{W_{fold}}}{W_{\text{máx}}} \right)_{B777-9X} = 0.021 \text{ m}$$

Tomando los siguientes valores (aleación de aluminio-zinc 7075-T6, perfil de 10 % de espesor relativo):

$$\begin{aligned} \sigma_{adm} &= 500 \text{ MPa} = 500 \text{ MN/m}^2 \\ (t/c)_0 &= 0.1 \\ \gamma_0 &= 2.81 \text{ gf/cm}^3 = 27.54 \text{ MN/m}^3 \end{aligned} \quad (6.88)$$

en (6.85), se obtiene:

$$\frac{64 \times 500 \text{ MN/m}^2 \times 0.1}{27.54 \text{ MN/m}^3 \times 2.5 \times (1 + 0.149) \times 8.67} = 4.67 \text{ m}$$

Y de (6.86) resulta:

$$\begin{aligned} \left(\frac{W_{fold}}{W_{\text{máx}}} \right)_{B777-200} &= 0.104 (= 10.4 \%) \\ \left(\frac{W_{fold}}{W_{\text{máx}}} \right)_{B777-9X} &= 0.0045 (= 0.45 \%) \end{aligned} \quad (6.89)$$

En cuanto al máximo peso a considerar $W_{\text{máx}}$, análogamente a como se hizo en el apartado **Factor de carga y peso de diseño considerados** (pág. 226), parece conveniente reflexionar sobre qué valor aplicar. En este caso, aplicado a un avión civil, el máximo valor de factor de carga se relaciona con el mayor ángulo de viraje ϕ en una maniobra simétrica lo más cerrada posible, dada por el valor:

$$\phi_{\text{máx}} = \cos^{-1} \left(\frac{1}{(n_z)_{\text{máx}}} \right) \quad (6.90)$$

que aplicada al *B777* resulta:

$$(\phi_{B777})_{\text{máx}} = \cos^{-1} \left(\frac{1}{2.5} \right) = 66.42^\circ \quad (6.91)$$

Se consideran dos alternativas:

1. El valor máximo, *MTOW*
2. Una fracción del máximo, en consecuencia con la filosofía de la especificación *MIL-8861* que muestra la figura 6.34, pág. 227. El cociente de las columnas 5 y 2 se muestra en la tabla 6.6, pág. 237. En la última de las columnas –que se aplica a aviones de reconocimiento VR, meteorológicos VW o de patrulla VP– se toma el valor:

$$W_{\text{máx}} = \frac{5}{6} MTOW$$

que correspondería a diseñar la estructura del *B777* para que soporte el viraje máximo a $(n_z)_{\text{máx}} = +2.5$ con el 83.3 % del *MTOW*, que es la finalmente seleccionada:

$$\begin{aligned} W_{\text{máx}}|_{B777-200} &\equiv \frac{5}{6} (MTOW)_{B777-200} \\ W_{\text{máx}}|_{B777-9X} &\equiv \frac{5}{6} (MTOW)_{B777-9X} \end{aligned}$$

Tipo	VF,VA	VT	VO	VU	VS	VW,VR,VP
$\frac{(n_z)_{W_{\text{máx}}}}{(n_z)_{MTOW}}$	5.5/7.5	4.0/7.5	3.0/6.0	2.5/4.0	2.5/3.5	2.5/3.0
(%)	73.3	53.3	50	62.5	71.4	83.3

Cuadro 6.6: Cociente de factores de carga límite para el máximo peso de diseño considerado W_{max} y el peso máximo al despegue $MTOW$ (para cada tipo de avión), de acuerdo con la especificación norteamericana MIL-8861

Y de (6.86) resulta:

$$(W_{fold})_{B777-200} = 0.104 \times \frac{5}{6} \times 247.2 = 21.4 \text{ t} \quad (6.92)$$

$$(W_{fold})_{B777-9X} = 0.0045 \times \frac{5}{6} \times 344.0 = 1.29 \text{ t}$$

valores que, comparados con los mostrados en la tabla 6.4, pág. 234, son demasiado grandes.

Incluso corregidos por (6.76) no son aceptables. Se obtiene:

$$\tilde{k}_{fold} = \frac{0.10 \times 247.2 \text{ t}}{2 \times 1954.7 \text{ t}} = 6.3 \times 10^{-3} \quad (6.93)$$

$$\tilde{k}_{fold} = \frac{0.10 \times 344.0 \text{ t}}{2 \times 6138.7 \text{ t}} = 2.8 \times 10^{-3}$$

$$(\tilde{W}_{fold})_{B777-200} = (\tilde{k}_{fold})_{B777-200} (W_{fold})_{B777-200} = 6.3 \times 10^{-3} \times 21.4 \text{ t} = 135 \text{ kgf} \quad (6.94)$$

$$(\tilde{W}_{fold})_{B777-9X} = (\tilde{k}_{fold})_{B777-9X} (W_{fold})_{B777-9X} = 2.8 \times 10^{-3} \times 1.29 \text{ t} = 3.6 \text{ kgf}$$

resultados que tampoco son satisfactorios. Ante resultados tan sumamente decepcionantes, se decide esperar a encontrar más información al respecto para tratar de encontrar una fórmula de interpolación que ajuste mejor el modelo planteado a la realidad.

Capítulo 7

Análisis de embarcabilidad

7.1. Introducción. Metodología

Una vez analizados los principales elementos que definen y caracterizan la operación embarcada de un avión, procede definir un criterio metodológico con el que poder evaluar la mayor o menor predisposición de cada uno de ellos.

Este paso puede hacerse de forma tan minuciosa y compleja como sea necesario, si bien habrá de corresponder con el grado de definición de la información de que se disponga, y de la fase del estudio en que nos encontremos (preliminar, detallado, etc).

De acuerdo con los objetivos del presente trabajo, que se enmarcan en un contexto de análisis preliminar, se procederá a concretar qué se entiende por embarcabilidad, y cómo y en base a qué va a cuantificarse.

Conviene aclarar y subrayar que el adjetivo «preliminar» corresponde al concepto de análisis de embarcabilidad, y no al avión al que se aplica, que habrá de estar perfectamente definido, es más, será un avión ya en servicio. Aunque pueda ampliarse y/o generalizarse a otro tipo de configuraciones, en un principio, el análisis se circunscribe a aviones de combate a reacción y supersónicos, de operación desde bases terrestres.

Por último, se proponen una serie de términos anglosajones con que tratar de estandarizar dicha metodología y hacerla más accesible.

7.2. Embarcabilidad

Por lo que respecta a este estudio se podría definir la *embarcabilidad* de un avión de combate (*Carrier Suitability*), como la aptitud de su diseño para ser embarcado, y por tanto:

El análisis de la embarcabilidad de un avión de combate (Carrier Suitability Grading) estudia la capacidad de su diseño para, tras ser convenientemente modificado, poder operar desde un buque de guerra con la efectividad y seguridad que hayan sido previamente definidas.

Es decir, que es necesario definir previamente el conjunto de expectativas que se pretenden conseguir, generalmente basadas en acotar el deterioro de las prestaciones del avión de partida.

De dichas condiciones dependerá en gran medida el grado de consecución del objetivo final, que debería consistir en que el avión termine siendo, de forma efectiva, un elemento de proyección de la capacidad militar en escenarios remotos; es decir, que con él como instrumento se puedan planificar, desarrollar, y ejecutar operaciones militares de medio y gran alcance, que multipliquen la capacidad ofensiva y disuasoria de quién los posea, y que, a diferencia de las operaciones aéreas estratégicas convencionales (con por ejemplo, múltiples reabastecimientos en vuelo, etc), tengan autonomía suficiente para que puedan ser percibidas directamente por el enemigo de forma efectiva, todo el tiempo que se estime necesario, y que permitan justificar la gran inversión que los proyectos de estas características requieren.

La calificación de la mayor o menor embarcabilidad de un diseño debe entenderse como una apreciación de partida; es decir, aplicada al diseño del avión tal y como estaba definido inicialmente para operar desde pistas terrestres, pero mediando las modificaciones que se consideren oportunas. Es importante destacar que las limitaciones de espacio y tiempo de ejecución del presente trabajo, así como las restricciones en la información de que se dispone al tratarse de proyectos militares, hacen que se haya tenido que realizar una selección de los sistemas más importantes y característicos de un avión embarcado, para ejemplificar con ellos la metodología empleada.

Por último, se desea subrayar también que no se debe olvidar que el presente trabajo trata de analizar la posibilidad técnica de que un avión de combate pueda ser modificado para su empleo embarcado, tras unas modificaciones razonables y con unos medios que sean proporcionales a las prestaciones del diseño terrestre original.

7.2.1. Nivel de embarcabilidad inicial

El *nivel de embarcabilidad inicial* de un avión de combate ó *Carrier Suitability Initial Grade (CSIG)*, es la evaluación –de acuerdo a una serie de criterios objetivos predefinidos–, de la adecuación inicial de su diseño a la eventual incorporación de cuantas modificaciones necesite para realizar de forma satisfactoria las operaciones aéreas embarcadas consideradas.

Correctamente determinado, el nivel de embarcabilidad inicial debería permitir:

- Identificar y definir las áreas del diseño que necesitan de mayores y menores modificaciones, con objeto de que se puedan realizar estudios específicos de detalle.
- Jerarquizar y priorizar, desde un punto de vista de ingeniería, las tareas a realizar.
- Realizar un plan global inicial previo a otros estudios más completos y exhaustivos, que pudieran contribuir incluso a la confección de primeras valoraciones económicas de las diferentes alternativas del proyecto.

- Establecer posibilidades realistas de las capacidades finales del diseño adaptado, pudiendo descartar o no de forma previa y/o temprana determinadas de ellas.
- Posibilitar la comparación objetiva de los diferentes diseños.
- Contribuir a la definición de posibles estrategias, industriales y de defensa nacional, ante futuros programas internacionales de adquisición de medios aeronavales (buques portaaviones y sus medios aéreos), siempre con diferentes opciones y posibilidades. Se buscan los argumentos técnicos con que poder intervenir en estos escenarios tan sumamente complejos, con multitud de connotaciones e interconexiones; ligaduras industriales y de transferencia de tecnología, complicaciones políticas y económicas, etc.

7.3. Estimación del nivel de embarcabilidad

7.3.1. Calificadores

Respecto a las operaciones embarcadas, tal y como habrán de ser concebidas y/o descritas previamente, el análisis preliminar de la solución de diseño tomada como referencia permite afirmar que:

- la resolución o implementación de determinado elemento, subsistema, o sistema completo, o bien
- la implantación o incorporación al diseño de cualquiera de los anteriormente mencionados, cuya necesidad está relacionada directa o indirectamente con la embarcabilidad

Invalida / Compromete / Satisface

determinados requerimientos funcionales y operativos de las operaciones navales con medios aéreos, constituyéndose aquellos como *calificadores de la estimación de su nivel inicial de embarcabilidad*, ó *Carrier Suitability Initial Grade Index (IGI)*.

Gradación de los calificadores

El calificador se asigna en función de que el diseño o una parte de él, invalide, comprometa o satisfaga determinados requisitos, de acuerdo con los siguientes conceptos:

Invalida El análisis preliminar de la solución de diseño adoptada en su día para este elemento, subsistema, o sistema completo, o el análisis de sus posibilidades de implementación, permiten afirmar que aquel podría invalidar globalmente al avión para

efectuar operaciones embarcadas, al menos tal y como hayan sido concebidas y/o descritas previamente. El rediseño requeriría una modificación radical, afectando a otros sistemas o subsistemas, y pudiendo llegar incluso a afectar a decisiones que se tomaron en la fase de diseño preliminar, que desvirtuarían la funcionalidad y/o las características que satisficieron los requisitos inicialmente descritos para dicho proyecto.

Invalida (*vitiare*)

Compromete El análisis preliminar de la solución de diseño adoptada en su día para este elemento, subsistema, o sistema completo, o el análisis de sus posibilidades de implementación, permite afirmar que el diseño podría comprometer de forma: severa / notable / parcialmente relevante:

Compromete (*compromise*)

Severa / Notable / Parcialmente

la capacidad global del avión para efectuar operaciones embarcadas, al menos tal y como hayan sido concebidas y/o descritas previamente. El nuevo diseño y/o su incorporación requeriría de modificaciones cuyo impacto habría que evaluar, pudiendo afectar a otros sistemas o subsistemas que habría que identificar, definir con qué extensión, etc, afectando de forma indefinida, en cuanto a su relevancia, a las características que en su día acreditaron ese diseño y que satisficieron los requisitos inicialmente descritos para dicho proyecto. Requiere de estudios más específicos y detallados para determinar su viabilidad, analizando la compatibilidad con el diseño inicial, su impacto sobre las características de partida, y su nivel de adecuación final a las operaciones embarcadas.

Satisface El análisis preliminar de la solución de diseño adoptada en su día para este elemento, subsistema, o sistema completo, o el análisis de sus posibilidades de implementación, permite afirmar que el diseño podría satisfacer de forma; parcial (apreciablemente) / casi completa (notablemente)

Satisface (*comply*)

apreciablemente / notablemente

los requerimientos derivados de las operaciones embarcadas, al menos tal y como hayan sido concebidos y/o descritos previamente. En particular, se ha de ser especialmente cauto respecto a este calificador, puesto que su otorgamiento inicial no es óbice para que con posterioridad se identifiquen o reconozcan requisitos nuevos, se puedan modificar los ya existentes, aparezcan otros nuevos y/u otros complementarios etc, que terminen por desplazar la calificación del cumplimiento del requisito de satisfactorio a insatisfactorio (en cualquiera de sus variantes).

Código	Calificadores					
Abreviado	INV	CS	CN	CP	SA	SN
Numérico	núm./a	+1	+2	+3	+4	+5

Cuadro 7.1: Códigos de los calificadores de embarcabilidad propuestos; INV - Invalida, CS - Compromete seriamente, CN - Compromete notablemente, CP - Compromete parcialmente, SA - Satisface apreciablemente, SN - Satisface notablemente

Autoridades navales y aeronáuticas tales como la División de Aeronaves del Centro Naval de Guerra Aérea (*Naval Air Warfare Center Aircraft Division, NAWCAD*) de la *US Navy* están constantemente inmersas en procesos de calificación o evaluación de la embarcabilidad de aviones, equipos o sistemas de armas, como consecuencia tanto de nuevos programas de adquisición, como de desarrollos, variantes o/y modificaciones de relevancia, etc, pudiendo causar la modificación de las normas originales o el desarrollo de otras nuevas. Ha habido sistemas de armas en servicio que han quedado fuera de normas por la evolución de éstas, y se han hecho excepciones con ellos hasta el final de su vida operativa (es decir, que no hubieran podido entrar en servicio de haberseles aplicado esas condiciones de calificación).

Códigos de los calificadores

La calificación de un determinado elemento, subsistema o sistema, en referencia al impacto de su posible modificación o incorporación al diseño, a fin de satisfacer requerimientos previos de operaciones aéreas embarcadas, se propone que pudiera ser una de las siguientes:

- Invalida (INV)
- Compromete severamente (CS)
- Compromete notablemente (CN)
- Compromete parcialmente (CP)
- Satisface apreciablemente (SA)
- Satisface notablemente (SN)

Teniendo en cuenta que el número de parámetros a evaluar podría ir de varias decenas a varias centenas (millares incluso), dependiendo de factores tan diversos como: ambición y objeto del estudio, medios humanos y técnicos, tiempo y recursos económicos disponibles, disponibilidad de información, contexto económico, contexto político y de seguridad y defensa, etc, se procede a establecer la escala numérica sencilla de la tabla 7.1.

Hojas de interacción

Las hojas de interacción (*link sheets*) son documentos que tratan de recoger toda la información disponible, de manera que se puedan interrelacionar al máximo todos

los requisitos posibles de las operaciones aeronavales, que puedan afectar (o terminar afectando) a la estimación del nivel de embarcabilidad.

Dado un determinado elemento, subsistema o sistema completo, es frecuente que los diferentes ítems definidos por las operaciones aeronavales interaccionen entre sí, de manera que interfieran en la calificación de la embarcabilidad de forma contradictoria. Como siempre, se habrán de buscar soluciones de compromiso que intenten maximizar la embarcabilidad de forma global. Toda esta información se habrá de recoger en lo que se denominan las hojas de interacción, de manera que permitan visualizar esquemáticamente esas interrelaciones, como primer paso para la definición de las posibles alternativas de solución.

Capítulo 8

Selección de sistemas objeto de estudio

Los sistemas que pueden ser objeto de estudio para conseguir la embarcabilidad de un avión de diseño terrestre son muy numerosos, si bien se ha identificado a los más importantes para su incorporación a un buque *STOBAR*, y por ello han de estudiarse en primer lugar a fin de poder señalar lo antes posible los elementos más críticos, son tres: tren de aterrizaje, gancho de frenado y dispositivos de replegado.

8.1. Adaptación del tren de aterrizaje

Parece obvio que el primer sistema al que hay que dirigir la mirada en todo avión que vaya a operar embarcado es el tren de aterrizaje. Los detalles de este sistema tan sumamente específico, están fuera del objetivo de este trabajo, una vez que se hayan especificado los objetivos y los valores de los nuevos requisitos a satisfacer. Esto está tratado con extensión, de forma genérica, en el capítulo 5. Igualmente, se han hecho consideraciones particulares a cada uno de los dos casos de diseño seleccionados, aunque éstas pueden ser extrapolables a otros cazas que se pudieran someter a una evaluación análoga al presente estudio. Esto se encuentra en las secciones 9.1.1 , y 9.2.1.

En cualquier caso, y más allá del lógico aumento de los valores numéricos, la figura 8.1, pág. 246 muestra, de manera sintética, una visión global de los principales elementos que pueden estar afectados o interaccionar entre sí, cuando se plantea la adaptación de las características del tren de aterrizaje a los requisitos de los aviones embarcados.

8.2. Adaptación/implementación del gancho

Respecto al gancho de cola, el planteamiento que se ha de llevar a cabo es doble: incorporarle al diseño del avión en el caso de que éste no disponga de él, o transformarlo

Figura 8.1: Análisis de la embarcabilidad inicial: hoja de interacción con el sistema Tren de aterrizaje.

en un auténtico gancho de apontaje –para aquellos que ya contaban con uno como sistema auxiliar, para situaciones de emergencia–.

La figura 8.2, pág. 248 muestra, de manera sintética, una visión global de los principales elementos que pueden estar afectados y/o interaccionar cuando se plantea la implementación de un gancho de frenado del avión, o bien se pretenda adaptar el preexistente –de emergencia–, con que están equipados determinados modelos.

Ciertamente, que el diseño de partida del avión a embarcar cuente ya con una instalación previa es en sí mismo una importante ventaja, aunque como ya se trató en el apartado 4.5, –págs. 125 y sucesivas–, son dispositivos sustancialmente diferentes.

Desde un punto de vista general, el gancho de frenado debe estar situado en la parte ventral trasera, perfectamente alineado con el eje de simetría del avión. Son necesarias las siguientes consideraciones previas:

- Debe asegurarse que no haya interferencia con ninguna superficie aerodinámica, tanto fija (aletas caudales; *F-14 Tomcat*, *F-16*), como plegable (aleta ventral, *Mig-23*), o incluso deflectables (aerofrenos). Un ejemplo sumamente interesante de esto último es el *T-45 Goshawk* (adaptación naval del entrenador *BAe Hawk*), en el que el aerofreno ventral de cola debió de ser retirado de esa posición y sustituido por dos más pequeños, pero desplazados a los laterales de la parte posterior del fuselaje, véanse las figuras 8.3 y 8.4, págs. 249 y 250.
- La posición más o menos retrasada de ambas superficies de cola –en particular de la horizontal–, y la relación de ésta con la posición longitudinal de la planta propulsora (que a su vez depende de si tiene conducto de postcombustión o no, y de la necesidad de colocar en consecuencia una tobera a la salida de la turbina para acomodar su posición longitudinal). Esto puede entenderse mejor comparando esta zona en los aviones *T-45 Goshawk* y el *CASA C-101*, entrenador terrestre. Ambos son monomotores subsónicos y por tanto sin postcombustor, y en ellos se ha resuelto el diseño de esta zona de dos maneras distintas; el primero tiene un conducto de salida considerablemente más largo, que se ha aprovechado para poder instalar el gancho de apontaje por la parte inferior, inmediatamente después de la posición longitudinal que ocupa el motor, figura 8.4, pág. 250. En el segundo todo esto es innecesario, y la posición del motor viene dictada fundamentalmente por el centrado del avión, que ante la discrepancia con la posición del mando longitudinal, y la no necesidad de conducto posterior más largo ni gancho de apontaje alguno, motiva su terminación de forma considerablemente más acortada, dándole ese aspecto que justificaría su conocido mote de «culo-pollo», véase figura 8.5, pág. 251.
- La parte posterior de la cola del avión es una zona que puede ser problemática por encontrarse, precisamente allí, el/los motores:
 - En el caso de los bimotores, el espacio disponible depende de si estos se colo-

Figura 8.2: Análisis de la embarcabilidad inicial: hoja de interacción con el sistema Gancho de apuntamiento.

Figura 8.3: Detalle de la parte inferior de la cola de un *BAE Hawk 127 Lead-In fighter* de la *RAAF*, en el que pueden observarse tanto la pareja de aletas caudales como el gran aerofreno, todos ellos precisamente en la zona más problemática para una eventual implantación de un gancho de apontaje. http://www.clubhyper.com/reference/hawkdm_2.htm

can «pared con pared» (*F/A-18*, *Rafale M*), o excéntricamente con respecto al plano de simetría (*F-14*, *Su-33*).

- También depende de cual es la trayectoria de instalación de aquellos, porque en términos estructurales es ésta la que condiciona cómo son las cuadernas (*engine bay frames*), abiertas o cerradas. El acceso puede ser, por tanto:
 - Horizontal. El acceso es desde la cola, bien de forma directa como en el *F-16*, que únicamente necesita que se puedan abrir las dos primeras cuadernas, o bien retirando una pequeña subestructura completa que ocupa el «puro de cola» y que deja también, libre el acceso –como en el *Super Étendard*, figura 8.6, pág. 252–. Es el procedimiento preferido «a priori» para los aviones monomotores; *F8 Crusader*, y *A-7 Corsair II*, además de los ya mencionados. Permite que las cuadernas sean cerradas (incluso mecanizables en una única pieza), y en consecuencia más resistentes y rígidas, amarrando la base del gancho directamente allí.
 - Vertical. El acceso es por la parte inferior, mediando la apertura de uno o varios portones (*capots*) que dan acceso al alojamiento del motor. En monomotores, puede observarse por ejemplo en el *T-45 Goshawk* (figura 8.4, pág. 250). Aunque no es exclusiva de ellos, es la solución más empleada con mucho en los aviones bimotores; *F/A-18 Hornet* y *Super Hornet*, *Rafale* (figura 8.7, pág. 254) y *Eurofighter*. Por razones obvias

Figura 8.4: Avión de entrenamiento naval *T-45 Goshawk*, adaptación del también entrenador *BAe Hawk*. Obsérvese la posición del gancho de apontaje a continuación del motor F405 (adaptación del *Rolls-Royce Adour*) y el acceso a éste por el inferior.

Figura 8.5: Avión de entrenamiento *CASA C-101 Aviojet*, dotado de un pequeño turboboján *Garret TFE731* sin postcombustión, de tan sólo 1.27 m, con una tobera corta situada en la cola del avión. (Vista superior, cortesía de J. J. Moreno Sáenz. Perspectiva estructural, cortesía de *Aviagraphics* y *Pilot Press*. Vista inferior, cortesía de J. L. Celada)

Figura 8.6: Acceso al motor del *Dassault Super Etendard* que, como puede observarse, es muy cómodo. El gancho de apontaje resulta de esta forma una estructura triangular, muy rígida y resistente, unida a la última cuaderna cerrada del fuselaje posterior, resultando el resto de éste prácticamente una carena desde el punto de vista estructural.

las cuaternas han de estar abiertas por la parte inferior, y en todos los ejemplos citados la estructura primaria consta de varias cuaternas «en ω invertida», unidas entre sí en dirección longitudinal. En los *F/A-18 Hornet* y *Super Hornet* el amarre del gancho se produce en la parte inferior del tramo central del marco, considerablemente engrosado, mientras que en *Rafale* y *Eurofighter* las, desde un punto de vista estructural, en un principio células abiertas de los motores están reforzadas con sendos elementos de cierre, que hay que retirar cada vez que se procede al desmontaje de aquellos.

Estas dos variantes de acceso pueden considerarse directas, puesto que para acceder al motor no es necesario desmontar grandes estructuras adyacentes. Otra ventaja es que no necesitan una gran infraestructura, bastando el carro posicionador –en general, específico de cada motor–, y los elevadores manuales de manivela. Existen también variantes de acceso indirecto, de menor interés por su mayor complejidad, dado que requieren el desmontaje de estructuras de mayor tamaño y responsabilidad.

- Acceso horizontal indirecto, que se ejemplifica con dos casos de interés; los aviones *A-4* y *F9F*:
 - El *A-4 Skyhawk*, avión de ala baja en el que se accede a su único motor separando la mitad trasera del fuselaje –a la altura del último cuarto de la cuerda del encastre del ala–, mediante un carro auxiliar que desplaza la parte trasera (incluyendo el gancho de apontaje, figura 8.8, pág. 255), y que deja en la mitad delantera el ala y el tren de aterrizaje completos. Al margen de la evidente complicación que este acceso representa para el mantenimiento de la planta propulsora, obsérvese que es a través de esta unión precisamente por la que se han de transmitir todas las cargas del frenado.
 - El *Grumman F9F Panther*, que si bien es conceptualmente muy similar al del *A-4 Skyhawk* descrito anteriormente, véase la figura 8.10, pág. 257, plantea un diseño interesante de la disposición del gancho –que curiosamente es antecesora de la actual–, en la que éste se aloja dentro de un receptáculo dispuesto en paralelo al motor. Este dispositivo, que era armado en tierra mediante accionamiento manual (figura 8.9, pág. 256), era liberado por un sistema mecánico que lo empujaba hacia el exterior y lo abatía hasta un ángulo $\beta = 30^\circ$, lo cual justificaba perfectamente el calificativo informal como de «aguijón» (*stinger*), véase la figura 8.11, pág. 258.
- Acceso vertical indirecto del *Harrier*, que requiere retirar el ala completa (es un ala alta, que requiere el empleo de una grúa puente).

Estos tres últimos ejemplos corresponden a aviones monomotores –todos sin postcombustión–, es decir, que son considerablemente más cortos. Nótese que la razón de que haya que

Figura 8.7: Acceso a los motores en el *Dassault Rafale*. Obsérvese en el detalle la presencia de los elementos de cierre de las células estructurales, coincidentes con la disposición del amarre del gancho de cola. La solución es en extremo coincidente con la aplicada en el *Eurofighter*, y ahí radica precisamente su interés, por su adaptación a la versión naval de aquel, el *Rafale M*.

Figura 8.8: Acceso al motor *P&W J52* del *A-4 Skyhawk*. Abajo: detalle de un operario trabajando sobre un *A-4N* de la *RAAF*

Figura 8.9: Armado manual del gancho de apontaje de un *Grumman F9F Panther*, [104].

recurrir a su acceso de manera tan intrincada es consecuencia de que la posición longitudinal del motor está muy adelantada, ya que el peso de éste es una contribución muy importante a la posición del centro de masas, y en consecuencia ha de ir ligado a la posición del ala.

Pero sin embargo, por lo que respecta a la cuaderna donde se ha de sujetar el gancho de apontaje, sí que es cierto que permiten que aquella sea cerrada. Dada la considerablemente mayor intensidad de las cargas, que han de ser transmitidas al resto de la estructura, es imperativo conseguir sujetar la base del gancho a una superficie muy rígida y resistente, y desde este punto de vista exclusivamente, la cuaderna cerrada es estructuralmente sin duda, una solución mas eficiente.

En definitiva, que la posición de montaje de la planta propulsora y su forma de acceso, se han identificado como los factores más importantes a la hora de idear la posible adaptación de un gancho de apontaje al diseño del avión original. Estos conceptos, expuestos en los párrafos inmediatamente anteriores, se exponen clasificados de forma ordenada en la figura 8.12, pág. 259, donde pueden verse plasmados en ciertos aviones embarcados, a modo de ejemplo.

8.3. Implementación de dispositivos de replegado

El estudio de los diferentes tipos de dispositivos de replegado se ha desarrollado ya en el capítulo 6, pág. 177.

La figura 8.13, pág. 261 muestra, de manera sintética, una visión global de los

Figura 8.10: Acceso al motor *P&W J42* del *Grumman F9F Panther*, mediante el empleo de un carro auxiliar que posibilita la separación del último tercio del fuselaje, en el que puede observarse el gancho de apontaje de tipo «aguijón».

Figura 8.11: Detalle de la disposición tan particular del gancho de apontaje en el *Grumman F9F Panther*, en el interior de un receptáculo bajo su motor. Lejos de ser algo excepcional, esta solución fue adoptada por el fabricante en varios de sus modelos de los años 50 y 60, incluyendo los *F9F Cougar* y *F11F Tiger*.

Figura 8.12: Esquema de calificación de la instalabilidad del subsistema del gancho de apontaje, en función de la situación, procedimiento y trayectoria de acceso a la planta propulsora. En la última columna se encuentran los correspondientes aviones embarcados, que se citan a modo de ejemplo del tipo de solución expuesta.

principales elementos que pueden estar afectados y/o interaccionar cuando se plantea la implementación de algún dispositivo de replegado en el avión, fundamentalmente, el abisagramiento de los planos del ala.

En cuanto a la posibilidad y conveniencia de su implementación, conviene analizar por separado las diferentes dimensiones. En primer lugar, con respecto a las de la vista en planta del avión; longitud del fuselaje y envergadura del ala, pueden hacerse las siguientes consideraciones:

- La longitud del avión es sin duda la mayor dimensión, que en los aviones considerados (*Eurofighter*, *Gripen*, *Rafale*, *F/A-18C*, *F/A-18E*) oscila entre los 14 y los 18.3 m. Sin embargo, no parece que pueda tener una solución replegada sencilla, por la disposición de los motores en la parte posterior del fuselaje, que forzaría a que el abisagramiento estuviera por delante de aquellos. Por otra parte, la presencia de los depósitos de combustible principales precisamente en la zona donde confluye el ala con el fuselaje, reduce las posibilidades a la zona que queda por delante de aquella, donde suelen estar los conductos de las toma de aire. En definitiva, las complicaciones a resolver son muy grandes, y la reducción de espacio ocupado se considera muy limitada, por lo que el replegado del fuselaje es descartada directamente.
- En lo que se refiere a la envergadura del ala, dados los típicos bajos alargamientos de las alas de los aviones de combate objeto de estudio; 2.25 para la del *Eurofighter*, 2.35 *Gripen*, 2.6 *Rafale*, 3.5 *F/A-18C*, 4 *F/A-18E*, y la necesidad de alterar lo menos posible el diseño de partida, hace que parezca conveniente descartar directamente los sistemas de plegado de planos que no sean los sistema de abisagramiento más sencillos.

En cuanto a las dimensiones verticales, la altura mínima del techo de la cubierta de un hangar supera típicamente de forma holgada los 7 m (7.33 en el *CdG*), muy por encima de las cotas verticales máximas de este tipo de aviones, definidas por el *VTP*; 4.5 m *Gripen*, 5.28 m *Eurofighter*, 5.3 m *Rafale*, lejos de los 4.66 m del *F/A-18C* y 4.88 m del *F/A-18E*, ambos con doble deriva.

8.3.1. Plegado de planos. Abisagramiento

La figura 8.14, pág. 262 permite comparar estas dimensiones en planta, tomando como referencia aviones embarcados como el *Rafale* (sin sistema alguno de replegado) y los norteamericanos *Hornet* y *Super Hornet*, que pueden disminuir su envergadura en más de un 30 %.

La necesidad o conveniencia de incorporar estos sistemas, así como su idoneidad de localización y oportunidad de instalación, viene condicionada por diferentes aspectos, tanto del buque como del avión.

En el buque:

Figura 8.13: Análisis de la embarcabilidad inicial: hoja de interacción con el sistema de adopción de la configuración recogida.

Figura 8.14: Comparación de las dimensiones en planta de diferentes aviones de combate. Los F/A-18C *Hornet* y -18E *Super Hornet*, se muestran con los planos plegados.

- Tamaño (superficie y aprovechamiento) de las cubiertas; de vuelo, y hangar/es.
- Tamaño y capacidad de carga de los ascensores. Tipología de su localización sobre cubierta (con voladizo exterior, rodeados perimetralmente, etc). Pueden existir requisitos relativamente «débiles», de conveniencia operativa (o para condiciones de evacuación de emergencia, etc.), que permitan la operación simultánea con varias aeronaves simultáneamente, sean iguales o no.
- Tamaño y geometría de las puertas de acceso y compartimentadoras.

En el avión, por su posible interferencia con la definición inicial de:

- Estaciones externas, su número, separación, y condiciones de carga.
- Depósitos de combustible internos del ala.
- Superficies de mando e hipersustentadoras, por lo que respecta a su extensión y delimitación.

Para ilustrar la complejidad del estudio de estas disposiciones en planta, se introduce la materia con la disposición de uno o varios aviones *Rafale* sobre la superficie de uno de los dos ascensores del buque *CdG* (de geometría trapecial, y 264 m² de superficie), teniendo en cuenta que existen multitud de condiciones de contorno:

- El perímetro latero-frontal del ascensor ha de quedar libre de interferencias con la operación vertical de éste, no así la parte posterior que está libre, al estar sobre el mar.
- La entrada al hangar no es rectangular, y en particular los «acuerdos» de los laterales hacen que se pierdan 2.8 m a cada lado, con los que las patas del tren principal no deben «tropezar».
- Los aviones son remolcados o empujados siempre por la/s rueda/s de morro (típicamente, a través de un tractor equipado con una barra de remolque rígida), es decir, tienen que poder entrar en el ascensor marcha atrás y salir hacia adelante. Configuraciones de los aviones en diagonal no deben ser contempladas en su operación normal por las dificultades de maniobra que en la práctica conllevarían, con el consiguiente riesgo de colisión. Adviértase que la colocación de los aviones con disposiciones geométricamente complicadas que permitan su apiñamiento sí que pueden ser admisibles en determinadas circunstancias, como en el interior de los hangares cuando estén alejados de las zonas de maniobra. Jamás en los ascensores.

Figura 8.15: Disposición del *Dassault Rafale* sobre el ascensor del buque *CdG*.

Figura 8.16: Disposición «geométricamente aceptable» de dos aviones *Rafale* sobre un ascensor del *CdG*, que sin embargo es descartada por las complicaciones que implicarían sus maniobra de carga y de desalojo asociadas.

- Con excepción de determinados equipos o sistemas de armas que puedan ser especialmente voluminosos, debe preverse que los aviones tengan que maniobrar con cargas suspendidas, en particular con depósitos subalares. En el caso contemplado del *Rafale*, y en aquellos que también proceda, con misiles en las puntas de los planos.
- Deben de tener prevista una cierta holgura o separación que permita un cierto margen de error en las operaciones de maniobra, que en combate pudieran estar lógicamente acentuadas por la lógica necesidad de premura.
- Existen determinadas estrategias de emergencia o de «último recurso», que se ha decidido no contemplar aquí, aunque se dejan como salvaguardia ante errores en las estimaciones dimensionales, modificaciones posteriores del diseño, imponderables, etc. Entre éstas podríamos citar como ejemplos, el plagado del tubo de pitot de morro del *Su-33*, figura 6.5, pág. 184, o la apertura del radomo de los *F-4K* y *Buccaneer* británicos, figura 6.6 pág. 185.

En la siguiente serie de imágenes; figura 8.17 a figura 8.19, págs. 266 a 268, se ensayan varias configuraciones de una pareja de aviones en diferentes posibilidades y orientaciones, hasta finalmente conseguir que satisfagan las condiciones anteriormente enunciadas:

1. En la figura 8.15, pág. 264, se observa la disposición perfectamente centrada

Figura 8.17: Configuración de dos aviones *Rafale* en paralelo (sin misiles de puntas de plano), sobre un ascensor del *Charles de Gaulle*. Obsérvese que no es aceptable, por la interferencia en el desalaje de entrada al hangar.

Figura 8.18: Configuración de dos aviones *Rafale* «al tresbolillo» (sin misiles de puntas de plano), sobre un ascensor del *Charles de Gaulle*. Obsérvese que no es aceptable, por la interferencia en el desalojo de entrada al hangar (muy probablemente evitable, sin embargo, con apertura del radomo).

Figura 8.19: Configuración de dos aviones *Rafale* (sin misiles de puntas de plano), sobre un ascensor del *Charles de Gaulle*. Obsérvese que este tipo de configuraciones, a pesar de que puedan ser aceptables, necesitan de una secuencia de maniobra específica, en la que queden ordenados todos y cada uno de los pasos, tanto para el embarque como para el desembarque.

sobre la superficie del ascensor de un *Rafale*. Nótese que la posición del avión es tal que el morro está enrasado con el perímetro frontal del ascensor, quedando un margen de 2.4 m para que el avión pudiera desplazarse hacia atrás hasta que los neumáticos del tren principal hicieran contacto con el bordillo posterior, sin que importe que quede la parte posterior del avión sobresaliendo por el exterior del ascensor, sobre el mar. Parece haber margen para que se operara simultáneamente con otro avión, desplazando lateralmente el primero de ellos, pero su disposición no es obvia.

2. Adviértase que sólo la disposición de la figura 8.19, pág. 268, sí que es satisfactoria (bien ésta o permutando la posición de los aviones), y a pesar de todo no permite el movimiento simultáneo de ambos aviones, sino de forma secuencial. En las dos anteriores se puede observar que hay interferencia entre ellos (aunque por escaso margen), figura 8.18, pág. 267, o imposibilidad de operación en el acceso o salida al hangar, figura 8.17, pág. 266.
3. No obstante, en el primero de los casos no satisfactorios mostrados anteriormente podría aprovecharse la apertura del radomo, en particular en los que tienen instalado el radar de antena de barrido electrónico *RBE-2*, de considerablemente menores dimensiones. Aunque hay escasa información a este respecto, la observación de la figura 8.20, pág. 270 parece sugerir la ausencia de abisagramiento en el radomo (al menos desde la modernización denominada «*standard F3*»), que sería colocada externamente. En ese caso pues, para poder utilizar este recurso con la lógica agilidad que requiere la operación del ascensor, sería necesaria la instalación embarcada de un abisagramiento reforzado, además de una carena protectora que rebajara la exposición ambiental de los equipos electrónicos y el peligro de daño accidental. A pesar de considerarse una solución claramente inferior, podría ser de interés para su empleo en buques con ascensores más pequeños que los estudiados, posibilidad que *a priori* no se debiera descartar.

Figura 8.20: Sistema de apertura del radomo del *Rafale*. Arriba: radomo abierto, mostrando la antena del nuevo radar de barrido electrónico *RBE-2*. Abajo: detalle del abisagramiento externo para la apertura del radomo.

Capítulo 9

Estudio de casos seleccionados

La figura 9.1, pág. 272 muestra los principales aviones de combate supersónicos actualmente en servicio, o con previsión de hacerlo en breve. De su observación se deduce que, en relación con el tema de este trabajo, se pueden clasificar en los siguientes cuatro grupos:

1. Los «embarcados natos» –como los *F/A-18 Hornet* y *Super Hornet*–, que han sido diseñados desde un principio para satisfacer los requisitos y especificaciones propios de su condición de embarcabilidad.
2. Los que son versiones embarcadas desarrolladas en paralelo con la versión terrestre, en los que de alguna manera se tuvo en cuenta en el diseño original la necesidad de tener que desarrollar una versión embarcada en un futuro: *Rafale/Rafale M*, *JSF F-35/F-35C*, *Mig-29/Mig-29K*, *Su-27/(Su-33, J-15)*.
3. Los que no pertenecen a ninguna de las dos categorías anteriores, pero aún así no se considera procedente abordar su embarcabilidad con rotundidad por razones de diversa índole; técnicas, de oportunidad, militares, industriales, políticas, etc: *F-15*, *F-16*, *F-22*, *PAK-FA T-50*, *J-10*, *J-20*.
4. Los *Eurofighter Typhoon* y *Saab Gripen*, que a pesar de sus diferencias se considera que reúnen a priori características muy interesantes para ser objeto de este estudio por lo ambicioso de sus respectivos proyectos y el resultado final; relación empuje-peso, tecnología desarrollada, capacidad bélica, margen de desarrollo, etc. En este sentido, se considera que existe ya interés y un cierto debate en el sector sobre la posible embarcabilidad de ambos, derivado de la baja de los *Harrier* británicos¹, y la incertidumbre sobre la posible evolución de los tres modelos que componen el proyecto del *JSF* norteamericano.

¹Seguida por la también anunciada de los norteamericanos del *USMC*, para el 2025.

Figura 9.1: Comparativa de las vistas en planta de los principales cazas y cazabombardeiros, a la misma escala y con expresión de su longitud en metros.

La panoplia de aviones-candidato podría haberse extendido también a la categoría de los aviones de entrenamiento o ataque ligero/apoyo táctico (como ya ocurrió en su día con el BAe Hawk transformado en *T-45 Goshawk*), tanto mono como biplazas: CASA C-101, Alenia Aermacchi M-346/Yakovlev Yak-130, Aermacchi MB-339, MB-326 y S-211, AMX, Alpha-Jet, Aero L-39 Albatros, FMA IA-63 Pampa, Mikoyan Mig AT, EADS Mako, KAI T-50, etc.; si bien se considera que necesitarían consideraciones específicas que habría que incorporar a este estudio.

9.1. Eurofighter Typhoon

De acuerdo con la definición del propio fabricante² –ref.[31]–, el avión *Eurofighter Typhoon* (EFA) es un caza de superioridad aérea y ataque al suelo, capaz de satisfacer cada una de esas misiones por separado –o incluso ambas simultáneamente–, con total flexibilidad. Esta polivalencia se conoce en inglés como «*multirole/swing-role*», enfatizando su capacidad de emplearse para diferentes cometidos, incluso dentro de una misma misión.

El consorcio *Eurofighter*, formado por cuatro naciones con participación porcentual

² *Eurofighter Jagdflugzeug GmbH*, con sede social en Múnich (Alemania).

acorde a las unidades que se pretendía adquirir; Reino Unido (33 %), Alemania (33 %), Italia (21 %), y España (13 %), es el encargado del diseño, producción y actualización de este avión. El proyecto, concebido en realidad como un sistema de armas en su conjunto, incluye también al menos otros dos consorcios más; para el motor (*Eurojet Turbo GmbH*), y otro para los sistemas de simulación electrónica –conocidos como *ASTA* (*Aircrew Synthetic Training Aids*)–, (*Eurofighter Simulation Systems GmbH*). Se desconoce el estatus corporativo de las empresas que trabajan en un sistema tan importante como el radar del avión (*EuroRADAR*), aunque puede afirmarse que en todos los casos está basado en la misma filosofía de participación porcentual.

La Agencia *NETMA* de la OTAN (*NATO Eurofighter and Tornado Management Agency*), es la encargada de coordinar a los diferentes gobiernos, clientes y compañías fabricantes involucrados³.

La figura 9.2, pág. 274, muestra cuatro vistas de la versión monoplaza de este avión, en las que puede observarse con cierto detalle la disposición arquitectónica general. En breves palabras podría definirse como: «*delta-canard*», bimotor, y monoderiva.

El ala es una «ala baja», con forma en planta «en delta», superficies de estabilización longitudinal delanteras o *canard*, tomas de aire independientes para cada uno de los dos motores –pero concurrentes en la posición ventral–. Las tomas de admisión se encuentran bajo la cabina de pilotaje, ligeramente retrasadas con respecto al asiento del piloto (9.3, pág. 275).

El avión también cuenta un aerofreno (dorsal, inmediatamente después de la carlinga), sonda de reabastecimiento en vuelo –retráctil– (junto a aquella, en el costado de estribor), y paracaídas y gancho ventral, como sistemas auxiliares de frenado, (figura 9.4, pág. 277).

Las principales características geométricas (dimensiones, ángulos), pesos, y datos de interés se han reflejado en la tabla 9.1, pág. 276:

En cuanto a su armamento, está dotado de un cañón *Mauser* de calibre 27 mm, revólver y monotubo, (alojado en interior de la raíz alar del plano de estribor). Sobre la vista en planta inferior, y complementada con la figura 9.7, pág. 281, se observa en particular su gran capacidad de portar armamento y equipos, y el gran número de combinaciones posibles en sus trece afustes externos («*weapon stations*» o «*hardpoints*»), –cuatro multipropósito en un plano, y sus simétricos en el otro; aquí denominados por números impares en el de babor {1, 3, 5, 7}, y por los pares en estribor {2, 4, 6, 8}, cuatro más en el fuselaje {9, 10, 11, 12} –de empleo específico para misiles «aire-aire» (AA) con lanzador de tipo eyector⁴–, y la decimotercera y última en su eje central, marcada

³Además de los países lanzadores del proyecto, el avión se ha vendido hasta la fecha (a septiembre de 2015) a Austria, Arabia Saudí Omán y Kuwait. Se estima en más de 400, las compañías europeas involucradas en este proyecto.

⁴Misiles compatibles con el sistema *MEL* (*Missile Ejector Launcher*), es decir, empleables con lanzador de tipo eyector o «*ejector type*». Con este sistema el misil se instala semihundido en el fuselaje, y se expulsa previamente al encendido. Se emplea con los *AIM-120 AMRAAM* y *Meteor*.

Figura 9.2: Cuatro vistas de la versión monoplaza del *Eurofighter Typhoon*. Se trata de un bimotor, monoderiva, con «ala baja» y forma en planta «en delta», canard, tomas de aire ventrales agrupadas bajo la cabina de pilotaje, y un aerofreno dorsal inmediatamente también después de ésta.

Figura 9.3: Detalle de las tomas de aire del *Eurofighter*, que, como puede observarse, parten de una posición ventral común –pero separadas por un divisor o *splitter*–, con una geometría rectangular que ha de adaptarse a la final circular. Las partes inferiores de ambas son de geometría variable, permitiendo aumentar la apertura con la deflexión hacia abajo de los respectivos elementos, a modo de «labios».

<i>Eurofighter Typhoon</i>		Dato	
		Declarado	Estimado
Avión	Longitud (m)	15.96	-
	Altura (m)	5.28	-
	Anchura (m)	10.95	-
Ala	b (m)	-	10.61
	S (m ²)	51.2	49.9
	AR	-	2.25
	λ	-	0.14
	Λ_{25} (°)	-	43.5
Canards	b_{fp} (m)	-	1.9
	S_{fp} (m ²)	-	4.54
	$(AR)_{fp}$	-	3.31
	$(\lambda)_{fp}$	-	0.24
	$(\Lambda_{25})_{fp}$ (°)	-	40.2
	$(\Gamma)_{fp}$ (°)	-	-14.2
Pesos	OEW (t)	11	-
	$MTOW$ (t)	23.5	-
	$MEPL$ (t)	7.5	-
Motor	Empuje (kN)	60×2	-
		90×2	-
	TSFC ((g/s)/kN)	22	-
		48	-

Cuadro 9.1: Principales datos del avión Eurofighter Typhoon

Figura 9.4: *Eurofighter Typhoon*. Disposición del freno aerodinámico dorsal (en la figura superior, de menor tamaño por tratarse de la versión biplaza), alojamiento del paracaídas de frenado (justo sobre las toberas de los motores), y sonda retráctil de reabastecimiento en vuelo (costado de estribor de la cabina, adelantada respecto al campo de visión del piloto).

singularmente como la estación «número 0»⁵.

En cuanto a la estructura de los planos del ala y sus amarres a la cuaternas del fuselaje, se muestran con claridad en las figuras 9.5 y 9.6 (págs. 278 y 279).

9.1.1. EFA: tren de aterrizaje

Entre los aspectos a destacar de la descripción arquitectónica general de este sistema destacan, la disposición geométrica de sus elementos, la cinemática de su extensión y retracción, y por último y en particular, cómo se ha logrado la compatibilidad de los alojamientos (trampas) con los múltiples requisitos y ligaduras derivadas del gran número de estaciones externas:

- Disposición geométrica. Es un tren triciclo clásico, de tres patas. Las dos patas del *MLG* están situadas bajo sus respectivos planos del ala, en el 36 % de la envergadura, simétricamente dispuestas con respecto al eje longitudinal del avión.

⁵En los aviones de combate, la designación numérica de la estaciones externas no está estandarizada, por lo que se ha utilizado la que [32] refiere que se emplearía (al menos) en los *Typhoon FGR4* británicos. Parece razonable suponer que todos los usuarios de este avión manejen la misma documentación, y que por tanto sea esa la denominación en todas las demás variantes, versiones, etc. En la documentación consultada del *F/A-18A/B/C/D Hornet* –ref. [70]– sí que consta, sin embargo, que en este avión las estaciones se numeran correlativamente de babor a estribor, resultando por ejemplo que la denominación de la estación de la línea central es la «número 5».

Figura 9.5: Estructura del ala del *Eurofighter* (plano de babor). A falta de conocer la denominaciones oficiales de los elementos, podría decirse que consta de; costilla principal de cierre en el encastre, tres costillas más y una cuarta de quiebro intermedias (coincidentes con las cuatro estaciones subalares de cada plano), y una última costilla de cierre en punta. Los largueros pasan, de doce en la raíz, a catorce (por la presencia del marco de la trampa de la pata del tren principal), y luego van en disminución progresiva a once, y por último, a cinco. Obsérvense los herrajes de unión del ala al fuselaje, y los lógicos refuerzos en las aberturas de las trampas y en las cercanías de las estaciones externas.

Figura 9.6: Disposición de las cuadernas principales de los tramos de fuselaje intermedio y posterior del *EFA Typhoon*. En los detalles se aprecian los herrajes de unión a los planos, así como, en el tramo central (pintado en blanco), los conductos ascendentes de adaptación «cuadrado-circular» de las toberas.

- Situación y extensión/retracción del tren de aterrizaje:
 - La pata del tren de morro (*NLG*) se recoge hacia atrás, sobre la estructura que recubre las dos tomas de aire ventrales (y que es la encargada de adaptar su geometría de la inicialmente rectangular, a la necesariamente circular final), aprovechando el hueco que dejan los conductos en su ascenso hasta un plano superior, donde se hallan los motores. Esta disposición, aunque es más complicada de resolver que situar la pata por delante de la toma, es muy favorable por su baja exposición a daños accidentales por ingestión (*FOD*), ya que evita que la rodadura pueda proyectar partículas que sean ingeridas por las tomas y terminen succionadas por los motores. Por otra parte, la aparente posición vulnerable de las tomas ventrales por su cercanía al suelo resulta no ser tal, por ser su distancia mínima superior a los 1.30 m.
 - La extensión/retracción del tren principal (*MLG*) es también en extremo sencilla, abatiéndose hacia adentro dejando sobre el eje central del fuselaje el espacio suficiente para una estación externa en la que transportar un depósito de combustible externo lanzable, de 1000 litros de capacidad, o una barquilla *LDP* (*laser Designator Pod*, de designación láser de blancos y navegación infrarroja) *Liteining AN/AAQ-28*. En los detalles de la figura 9.7, pág. 281 se observa lo ajustado de las dimensiones de ambos –de 0.500 m y 0.406 m de diámetro, respectivamente–, y cómo es necesario aprovechar el ángulo de apertura de las trampillas y la separación vertical entre equipo y fuselaje que proporciona la estructura de interfaz (pilón) específica de cada uno de ellos. Esto es especialmente crítico con la instalación del tanque de combustible, cuyas dimensiones le fuerzan a sobresalir por debajo del nivel vertical de las compuertas abiertas del *MLG*, siendo imprescindible medir la distancia libre a la pista y asegurar un cierto valor mínimo, porque limita y condiciona el recorrido del tren en el impacto –con respecto a la deflexión estática, claro está–. La figura 9.8, pág. 282 permite estimar esta distancia d_{tank} en:

$$\hat{d}_{tank} = 420 \text{ mm} \quad (9.1)$$

Por otro lado, también podría condicionar, en su caso, el valor del ángulo de impacto de la cola, reduciendo el ángulo de actitud máximo. La figura 9.8, pág. 282 demuestra que el ángulo de impacto no se ve reducido en el valor de 15.8° inicialmente estimado (siempre con respecto al tren en extensión total) por la instalación del tanque central. Por último, la figura 9.9, pág. 282 permite comprobar que también los cálculos efectuados para la aproximación a una cubierta de vuelo con este avión (véase el apartado 4.5.1, pág. 135) se mantienen perfectamente válidos).

- Compatibilidad de las trampas con los afustes externos subalares. En esto, el resultado evidencia que se ha sido también en extremo cuidadoso con el tren de

Figura 9.7: Situación de las trampas del tren de aterrizaje sobre la vista en planta inferior del *EFA*. Compatibilidad con las cargas suspendidas externamente, en particular con las dos certificadas para la estación de la línea central; depósito de 1000 litros y designador *Litening*.

Figura 9.8: La distancia estimada entre el depósito de combustible instalado en la línea central y la pista (en la posición estática del tren de aterrizaje) es de $d_{ank} = 420$ mm

Figura 9.9: Disposición geométrica de la solución de la actitud de aproximación del avión con el tanque externo de la línea central instalado, sin muestra de alteraciones por este concepto.

aterrizaje, ya que alrededor de él y en su inmediata vecindad se han de compatibilizar depósitos de combustible externos y multitud de combinaciones de armamento. En particular, las estaciones «7» y «8» se han adelantado lo suficiente para que, en combinación con una evidente fuerte restricción dimensional en longitud, permitan el empleo de cargas externas cuya parte posterior no interfiera con las trampas del *MLG*. El empleo de esta estación necesita por tanto de un pilón especial que sujete el arma/equipo desde atrás, con un generoso voladizo. En la práctica por ello resulta ser una estación relativamente desaprovechada, lo cual es paradójico, ya que la estación alar a priori más resistente por su cercanía al encastre resulta perjudicada por la disposición alar del tren, y ha de emplearse muy por debajo de su capacidad resistente. Este problema es habitual en los aviones que emplean el ala para alojar el tren principal, pudiéndose citar ejemplos de cómo se ha abordado, siempre sobre aviones embarcados :

- *Dassault Super Étendard*, en el que se renunció a disponer de estaciones interiores⁶
- *McDonnell-Douglas F-4 Phantom II*, colocando la estación por delante. Capaz de portar un lanzador doble de misiles *AIM-9 Sidewinder* o incluso un lanzador de bombas triple (*TER*).
- *McDonnell-Douglas A-4 Skyhawk*, plegando el *MLG* hacia adelante (hacia el borde de ataque, mientras a la vez se rota para dejar el eje de la rueda perpendicular al plano del ala). Véase la figura B.18, pág. 378 .

Además existen complicaciones adicionales, como que no todo el armamento y equipos externos pueden instalarse en cualquier estación, interfiriendo gravemente en la capacidad de combustible del avión. Esto es así porque tampoco todas ellas son húmedas –o «*wet stations*»–, es decir, no en todas las estaciones se pueden emplear depósitos subalares. Como consecuencia si, por cuestiones de limitación de peso y/o dimensiones, precisamente son éstas las que se han de emplear con determinado armamento o equipos, el avión verá mermada drásticamente su capacidad de combustible, que sólo podrá solventarse mediante el empleo del reabastecimiento en vuelo (el avión tiene una sonda retráctil a estribor de la cabina).

Por ejemplo, en el *Eurofighter Typhoon* sólo se pueden instalar depósitos externos en tres de las trece estaciones, las {0, 3, 6} de la figura 9.7, pág. 281, lo cual no es una cuestión baladí (el *Dassault Rafale* ó el *Mig-29K* tienen cinco estaciones húmedas, dos en cada plano y la quinta la de la línea central). Y por cuestiones de dimensiones y peso, los misiles de crucero *Taurus KEPD 350* (5.1 m, 1400 kg), *SCALP EG/Storm Shadow* (5.1 m, 1400 kg) sólo se pueden portar en las estaciones {3, 6}. La longitud de estos

⁶Corregido en la modernización (*Super Étendard Modernisé Standard 4*), en la que se han incorporado dos estaciones adicionales por delante de las trampas del tren, de forma análoga a las ya comentadas 4 y 4' del *Eurofighter*, capaces de transportar una barquilla de guerra electrónica y un contenedor de bengalas/*chaff* –ambos de escaso peso–.

Figura 9.10: Detalle de la disposición de las estaciones subalares más cercanas al fuselaje –como forma de solucionar su interferencia con la extensión/retracción del *MLG*–; manteniéndolas exteriores a sus patas (izqda., *Super-Etendard*), y adelantándolas hacia el borde de ataque (dcha., *F-4C Phantom II*).

misiles se puede estimar en aproximadamente 5 m, similar al depósito de 1000 litros, pero su ancho de 1.08 m es más del doble que la de éstos, y por tanto muy superior al espacio disponible entre las compuertas de las trampas del *MLG*, véase la figura 9.11, pág. 285.

Algo similar ocurre con el *pod Litening AN/AAQ-28*, que sólo puede instalarse en la estación central «0». Esta estación resulta por tanto de especial importancia, y su empleo está fuertemente condicionado dimensionalmente:

- Longitudinalmente, por la presencia del compartimento del *NLG* al frente, y por la raíz del gancho de frenado (herraje con unión cardánica y sistema actuador-mantenedor) detrás.
- Transversalmente, por la presencia de las compuertas o «trampillas» del *MLG*, que cubren las ruedas tras completar su retracción.
- Y en altura, por la proximidad de la pista, cuya separación debe garantizarse a pesar del recorrido del tren tras el impacto y con el ángulo de actitud que requiera la maniobra de aproximación (compatible con el ángulo de impacto de la cola, véase 165).

Por estas razones, y dadas sus considerablemente mayores dimensiones frente al designador, es el depósito central de 1000 litros sobre quién se han centrado los estudios de compatibilidad, y pueden enumerarse las siguientes consideraciones:

- Se descarta el empleo de un tanque de mayor capacidad, en esta estación. Si se piensa en una capacidad sustancialmente mayor a la de 1000 litros, por ejemplo

Figura 9.11: Portabilidad del misil de crucero *KEPD Taurus 350*, que por sus grandes dimensiones únicamente es posible en las dos estaciones subalares inmediatamente externas a las patas del *MLG*. Situación muy similar se da con el *SCALP EG/Storm Shadow* franco-británico.

cercana a los de 1500 litros que ya se utilizan en el *Panavia Tornado*⁷ (inmediato antecesor del *Eurofighter*, y en servicio con británicos, alemanes e italianos), en línea con los 1200 litros (330 US gal.) de los *F/A-18 Hornet*, pero lejos ya de los 1800 litros (480 US gal.) de los *F/A-18E/F Super Hornets*⁸, puede afirmarse que literalmente no cabrían con la disposición actual de los elementos contiguos, y además comprometerían seriamente la embarcabilidad del avión (restringiendo incluso las operaciones de despegue y aterrizaje en pista terrestre), como se refleja pormenorizadamente en los párrafos anteriores. La única opción sería en la estación húmeda que queda en cada plano, numeradas como {3, 6}, donde a priori sí que serían empleables los de 1500 litros (similares a los del Tornado), previa calificación. Sin embargo, pese a aparecer en fotografías como integrantes de la panoplia de elementos utilizables, lo cierto es que no constan en ningún documento, lo cual hace dudar de su certificación. En consecuencia, se supondrá que puedan utilizarse únicamente en vuelo de traslado en régimen subsónico (*ferry tanks*), y no en combate.

- En este aspecto, la capacidad de portar depósitos de combustible del *Eurofighter* es reducida, al menos si se le compara con aviones embarcados a los que aspira a equipararse en este nuevo rol. Con las excepciones de los *Super Étendard* y del *F/A-18 Hornet*, que también disponen de tres estaciones húmedas (una subalar en cada plano más la tercera en la línea central), los *F/A-18E/F Super Hornet*, *Rafale M* y *Mig-29K* tienen cinco (dos más —una en cada plano—, además de utilizar depósitos de mayor capacidad). En esto el *Eurofighter* sólo es superior al *Su-33*, que sólo tiene húmeda la estación de la línea central [102], empleada para portar una barquilla de reabastecimiento denominada *UPAZ-1*⁹.
- En cualquier caso, restricciones en la capacidad de combustible de los tanques externos como las anteriormente mencionadas constituyen una gran limitación operativa en los aviones de combate de elevadas características como éste, que si bien pueden ser paliadas mediante el empleo del reabastecimiento en vuelo en los que son de concepción terrestre, sin duda son de mayor trascendencia en los que pretenden operar embarcados, por las siguientes razones:
 - La mayor demanda de alcance y autonomía que requieren las operaciones navales, por su carácter ofensivo intrínseco y por el valor del aumento de la capacidad de supervivencia en un entorno, el marítimo, especialmente inhóspito.

⁷El Tornado emplea depósitos de 1500 y de 2250 litros, ref. [45].

⁸Que empezaron empleándolos de 1250 litros (330 US gal.)

⁹El *Su-33* no puede portar depósitos subalares externos. Y sin embargo, tiene un alcance mayor que el *Mig-29K*, que parece que será su sucesor, a pesar de que puede portar cuatro depósitos subalares de 1150 litros (300 US gal.), [95].

Figura 9.12: Tres ejemplos de aviones de combate embarcados con cinco estaciones húmedas (todos con barquilla de reabastecimiento en la estación de la línea central). Arriba, *F/A-18F Super Hornet*. Abajo-izquierda, *Rafale M*. Abajo-derecha, *Mig-29K*.

- Conveniencia de que se pueda disponer de aviones cisterna embarcados, mediante el empleo de una barquilla especial, denominada *Aerial Refueling Store (ARS)* ó «*buddy pod*», con la que se pueda convertir el hasta ahora considerado cazabombardero, en una cisterna «de contingencia» (al menos si se le compara con los aviones cisterna clásicos), dadas las dificultades que supondría embarcar un avión cisterna específicamente diseñado para ello. Consiste en una barquilla –generalmente colocada en la estación central–, a través de la cual puede transferirse combustible a otro avión, actuando aquel como cisterna «*inter pares*». Esta técnica se conoce como *buddy tanking*, ó *buddy/buddy refueling*, y con ella se podrían mejorar significativamente:
 - El alcance de las misiones de penetración a medio/largo alcance (con los aviones-cisterna orbitando en circuitos de espera para repostar a los grupos atacantes, y/o después de realizada la misión, antes de retornar al buque).
 - La duración de las patrulla de combate (autonomía).
 - La autonomía de vuelo, con lo que ello representa específicamente en los niveles de seguridad de las operaciones navales, como el aumento del número de pasadas posibles tras un fallo en el intento de la maniobra de recuperación. Sobre todo, ante posibles fallos reiterados por falta de visibilidad, fatiga por misiones de muy alta duración, inclemencias marítimas, averías, daños en combate, etc.

Por lo tanto, resultaría de innegable utilidad la opción de poder instalar en el avión unos depósitos externos conformables, ó *Conformal Fuel Tanks (CFT)*, que pudieran en su caso, no sólo liberar las dos estaciones alares húmedas para poder emplear los misiles de crucero, sino también permitir disponer de un avión cisterna embarcado (para lo cual tendría que estudiarse la incorporación de la barquilla ARS en la estación de la línea central).

Ejemplos de aviones cisternas embarcados empleando este concepto de *buddy tanking* –todos con una barquilla ventral–, son; los *F/A-18E/F Super Hornet* en la *US Navy*¹⁰, los *Dassault Super-Étendard* y *Rafale M* en la *Marine Nationale* francesa, y el *Mig-29K* en las marinas rusa e india. Todos ellos dan una idea de la importancia de poder contar con este tipo de funcionalidad en la aviación embarcada. De todos ellos, el único que dispone de *CFT* es el *Rafale*¹¹, de los que se conoce [86], que tendrían una capacidad de 2×1150 litros, y serían montables/desmontables en un plazo máximo de 2 horas.

Las tablas 9.2 y 9.3, pág.289 muestran las principales barquillas utilizadas, con expresión de las principales dimensiones y características funcionales.

¹⁰ Empleados ahora tras la retirada de los *S-3B Viking* (equipados con un «*buddy pod*» subalar), que en su día habían reemplazado a los *KA-6*, versión cisterna obtenida de los bombarderos *A-6 Intruder*, que sí que habían sido transformados de manera específica a ese su nuevo rol.

¹¹ Aunque lo cierto es que sólo se ha probado su instalación en la versión biplaza terrestre, *Rafale B*.

Denominación barquilla	<i>Cobham 28-300</i>	<i>Cobham 31-300</i>	<i>Cobham 754</i>
Avión usuario	<i>Tornado</i>	<i>F/A-18E/F</i>	<i>Su-30</i>
Diámetro/Long. (mm)	710 / 5599	787 / 5160	n.d.
Capacidad (US gal) / (l)	300 / 1136	300 / 1136	n.a
Caudal máx. (l/min)	833	916	1552
Manguera, long. (ft) / (m)	50 / 15.2	50 / 15.2	75 / 22.9
Manguera, $\varnothing_{interior}$ (mm)	n.d.	n.d.	n.d.
Ref.	[21], [4]	[22], [4]	[20]

Cuadro 9.2: Barquillas de reabastecimiento (Cobham plc, UK), empleadas para convertir aviones de combate en cisternas, mediante la técnica conocida como "buddy tanking", (I). Leyenda: n.a. (no aplicable), n.d. (no disponible)

Denominación barquilla	-	<i>Douglas 827</i>	<i>UPAZ-1 ORM-1K</i>	<i>PAZ-MK</i>
Avión usuario	<i>Eurofighter</i>	<i>Rafale M</i>	<i>Su-33, J-15</i>	<i>Mig-29K</i>
Diám./Long. (mm)	500 / 4940	795 / 3300	n.d.	600/4000
Capacidad (US gal) / (l)	n.a.	30 / 110	n.a.	n.a
Caudal máx. (l/min)	TBD	490	2300	750
Mang., long. (ft) / (m)	~ 65 / 20	42.6 / 13	85 / 26	60 / 18.5
Mang., $\varnothing_{interior}$ (mm)	TBD	50 (ext.)	52	n.d.
Ref.	n.a.	[4]	[79], [80]	[80]

Cuadro 9.3: Barquillas de reabastecimiento empleadas para convertir aviones de combate en cisternas, mediante la técnica conocida como "buddy tanking"(y II). La primera es una estimación de la que sería necesaria para el Eurofighter. Leyenda: n.a. (no aplicable), n.d. (no disponible)

Figura 9.13: Disposición de los tanques de combustible del *Eurofighter Typhoon*.

		Capacidad unitaria (l)	Capacidad total (l)
Internos	total	n.d.	5700
Externos lanzables	subalares	(2×1000)	2000
	central	1000	1000
<i>CFT</i>		(2×1500)	3000

Cuadro 9.4: Capacidad de combustible del avión Eurofighter Typhoon

De acuerdo a la información expuesta en la referencia [33], el *Eurofighter* consta de los siguientes depósitos internos de combustible 9.13, pág. 290:

- Cuatro depósitos integrales en las alas; delantero y trasero (en cada plano).
- Tres depósitos en el fuselaje; trasero, central y delantero. Sus denominaciones oficial son: «*rear*», «*forward*» y «*forward transfer*» *tank groups*. Éste último es el más especial, puesto que es el que permite ajustar la posición del centro de masas del avión mediante la trasvase de combustible entre ellos.

Combinando la capacidad de los depósitos internos con la adicional de los externos lanzables y con los *CFT*, detallados todos en la tabla 9.4, pág. 290, se obtendrían los siguientes valores de interés 9.5, pág. 291:

- Máxima capacidad interna de combustible: 5700l

Configuración	Capacidad (l)
Max. interna	5700
Max. (incl. 3×1000)	8700
Max. con <i>CFT</i> (2×1500)	11700
Max. en configuración cisterna, con <i>CFT</i>	10700

Cuadro 9.5: Capacidades máximas de combustible de las distintas configuraciones estudiadas del avión Eurofighter Typhoon

- Máxima capacidad de combustible (actual), con tres depósitos externos de 1000 l: $5700 + 3 \times 1000 = 8700$ l
- Máxima capacidad de combustible, incluyendo dos tanques conformables de 1500 l: $5700 + 3 \times 1000 + 3000 = 11700$ l
- Máxima capacidad de combustible en configuración cisterna; dos tanques conformables de 1500 l, dos depósitos externos subalares de 1000 l, y una barquilla (seca) de reabastecimiento: $5700 + 2 \times 1000 + 3000 = 10700$ l

Para poder instalarlo en la estación «0» del *Eurofighter*, sería necesario emplear una barquilla *ARS* «a medida», especialmente adaptada a las dimensiones disponibles en esa estación, cuyas dimensiones máximas se corresponderían muy aproximadamente con las del depósito externo lanzable de 1000 litros ($4940 \times 500 \times 500$ mm³, aprox.). No sería precisamente un hecho aislado, sino todo lo contrario: lo habitual es que se haga de esta forma y se certificara específicamente partiendo de una de estas dos opciones:

- De un diseño ya certificado anteriormente para otro avión cisterna, con el que pueda ser compatible dimensional y funcionalmente (presión de servicio, caudal máximo, longitud desplegable de manguera, etc), constituyendo un pod básico o «pod seco» (*dry pod*), sobre el que se puede añadir una cierta capacidad de volumen de combustible hasta completar las dimensiones máximas
- El caso contrario: definir las variables de servicio compatibles con las dimensiones disponibles, que de ser muy exiguas terminarían no dejando espacio para combustible, limitándolo a un pod seco. Esto es lo que con toda seguridad ocurriría en el *Eurofighter*, es decir, lo más prudente sería suponer que se perdería toda la capacidad de portar combustible de esa estación.

El aspecto del avión en la configuración cisterna descrita anteriormente (*CFTs* + *ARS*), se muestra en la figura 9.15, pág. 293. Existe constancia de que se han hecho ya estudios aerodinámicos en túnel, y se ha dado publicidad de maquetas del avión a tamaño natural en festivales internacionales, equipado con depósitos conformables, –9.16, pág. 294–. Téngase en cuenta que la posible restricción de la envolvente de vuelo

Figura 9.14: Comparación de barquillas de reabastecimiento para aviones reactores, con y sin depósito adicional. Izquierda, la empleada en el *Super Hornet* (de 1136 litros de capacidad). Derecha, la diseñada para los *Su-30* (barquilla «seca»). A falta de conocer las dimensiones del pod *Cobham 754* (derecha), se han igualado los tamaños de las cestas (*drogues*), de forma aproximada.

Figura 9.15: Aspecto de la aplicación al *Eurofighter Typhoon* de dos depósitos conformables (*CFT*) en el fuselaje, y de una barquilla de reabastecimiento en la estación de la línea central para configurarle como cisterna «*buddy tanker*» (avión de la izquierda), reabasteciendo a uno de sus «pares» (derecha). Por simplificación, en el dibujo ambos aviones están representados sin depósitos subalares.

con la instalación de estos depósitos no debe tomarse a la ligera, ya que a diferencia de los depósitos externos convencionales, aquellos ni son eyectables (liberables en vuelo) ni se instalan/desinstalan en los mismos períodos de tiempo (se pasaría de necesitar 30 a más de 120 min, aprox.). Es decir, que la decisión de instalar estos depósitos integrales en el avión debería ser compatible con configuraciones del avión muy específicas (pero necesarias), tales como:

- Penetración/ataque de muy largo alcance (incluyendo los misiles de crucero, que impiden llevar depósitos subalares).
- Avión cisterna (con utilidad manifiesta y específica para un avión embarcado, que en ningún caso pretende competir con los *KC-135*, *KC-10*, *A310 MRTT*, *KC-767*, etc).

Por otra parte, aunque todavía no consta ningún vuelo de pruebas del avión equipado con *CFTs*, se ha difundido que la última versión *Tranche 3*, (ó *T3*) estaría preparada estructuralmente para equiparse con ellos, mostrándose en la figura 9.17, pág. 295 detalles de la porción visible de la disposición de dichos herrajes traseros. A falta de mejor información, en la figura 9.18, pág. 296, se muestra la disposición que se considera estructuralmente más conveniente, que es amarrados a las cuadernas mecanizadas del tramo central del fuselaje, sobre las que también se unen los planos del ala. Y también, desde un punto de vista funcional, idóneamente situados sobre los tanques principales del fuselaje y con posibilidad de conexión física directa con el depósito delantero de transferencia, figura 9.13, pág. 290.

Figura 9.16: Aspecto de los depósitos conformables *Conformal Fuel Tanks (CFT)*, de 1500 litros cada uno, sobre los que se estaría trabajando para equipar al *Eurofighter*, a partir de la versión *T3 (Tranche 3, Lote 5, Bloque 20)*. Hasta el momento sólo se conocen ensayos en túnel aerodinámico a escala 1:12, y maquetas a tamaño natural presentadas en distintos festivales internacionales (arriba, en el 2013th *Dubai Airshow*).

Figura 9.17: Última versión *Tranche 3* (ó *T3*) del *Eurofighter Typhoon*, en la que se pueden apreciar (en el detalle), el aspecto exterior real de las modificaciones estructurales, incorporadas a esta versión, para la instalación de los depósitos conformables (*CFT*).

Figura 9.18: Propuesta de amarres más convenientes para la sujeción de los depósitos conformables (*CFT*) a las cuadernas del *Eurofighter Typhoon*. Adaptación esquemática (sobre la cuaderna trasera) de dichos herrajes, con interpretación aproximada de la sección geométrica de dichos depósitos.

9.1.2. EFA: embarcabilidad inicial de la configuración

La figura 9.19, pág. 297 concentra una gran parte de la información de interés por lo que respecta al análisis de la embarcabilidad de la configuración inicial:

- Disposición del tren de aterrizaje
- Gancho de apontaje
- Disposición replegada

Disposición del tren de aterrizaje

En la figura 9.19, pág. 297 puede observarse que la carga útil de este avión se halla repartida en gran número de estaciones externas, lo cual dificultaría enormemente las posibilidades de modificar la disposición del tren de aterrizaje en caso de tener que aumentar su tamaño y recorrido vertical, consecuencia de la necesidad de aumentar la cantidad de energía que es necesario disipar.

La cinemática de extensión y retracción original, tan en extremo sencilla, se convierte en un inconveniente notable cuando se desea aumentar el recorrido de disipación, al encontrarse constreñida por la disposición de las costillas del ala, necesarias para el anclaje de las cargas externas.

Figura 9.19: Disposición de las estaciones externas y detalles estructurales de la estructura del ala del *Eurofighter Typhoon*

Figura 9.20: Velocidades de descenso y recorridos para diferentes factores de carga del tren de aterrizaje, con indicación orientativa de diferentes valores característicos de varios aviones

Sí que parece factible que se pudiera desplazar hacia el exterior la costilla del ala entre las estaciones 6 y 8 (fijándose en el plano de estribor) unos 100 mm, permitiendo así aumentar el recorrido en una cantidad similar. En la figura 9.20, pág. 298, puede observarse que, partiendo inicialmente de una estimación de valores de recorrido y velocidad vertical de 381 mm (15 in) y 16 ft/s para este avión, sus posibilidades de incrementar esta última hasta acercarse a los 22 ft/s característicos de un avión naval tendrían que pasar por una combinación de aumento del factor de carga n_g y de recorridos hasta valores próximos a $n_g = 6$ y 460 mm (18 in), respectivamente.

No debe olvidarse sin embargo, la importancia que en el diseño de partida del avión tienen las estaciones núms. 5 y 6, por tratarse de las que admiten mayor peso suspendido (estimado en 1450 kg cada una), que son las únicas subalares húmedas, y que son también las únicas en las que se pueden instalar los misiles de crucero *Taurus* (de 1,4 t) ó *SCALP EG/Storm Shadow* (1,2 t), ambos dos de volumen considerable, por estar aquellas limitadas en diámetro y sección transversal por la cercanía de las patas del tren principal.

Figura 9.21: Detalle de la geometría y disposición general del gancho de frenado del *Eurofighter Typhoon*. En el detalle, obsérvese la geometría del extremo en contacto con la pista, carente de la pezuña desmontable (*toe*) típica de los aviones embarcados actuales, y que las dimensiones transversales son sensiblemente inferiores a las de éstos (compárese con el gancho del *F/A-18*, figura 4.24, pág. 126)

***EFA*: gancho de apontaje**

El *Eurofighter* cuenta ya con un gancho de frenado, figura 4.28, pág. 136 cuya compatibilidad en términos funcionales y operativos en lo que respecta a las operaciones embarcadas ya fue analizada con cierto detalle en el apartado 4.5, –págs. 125 y sucesivas–.

El acceso es por la parte inferior, mediando la apertura de unos portones (*capots*) abisagrados que dan acceso al alojamiento del motor, figura 9.22, pág. 300. Las cuaderñas son abiertas, «en ω invertida», unidas entre sí en dirección longitudinal para transmitir adecuadamente las cargas fuera de su plano, en dirección longitudinal. Desde un punto de vista estructural, las células que configuran el alojamiento de los respectivos motores están rematadas mediante la adición de sendos brazos de cierre (dos por cada célula), que han de ser retirados para el desmontaje de aquellos. La posición de uno de los marcos y su correspondiente cierre coincide con la ubicación de la base del gancho.

***EFA*: disposición replegada**

Por lo que respecta a la conveniencia de una disposición replegada de este avión, en la figura 9.23, pág. 301 se pueden observar sus dimensiones sobre un ascensor del *CdG*, en la que puede observarse que, por lo que respecta a lo que ocupa el avión longitudinalmente, quedaría un margen de más de 2.5 m desde la parte posterior de los neumáticos del tren principal hasta que hicieran contacto con el bordillo posterior de aquel, permitiendo que la cola del avión asomara por la parte exterior del ascensor.

Figura 9.22: Detalle de la estructura de soporte y transmisión de cargas del gancho de frenado del *Eurofighter Typhoon*.

Figura 9.23: Disposición del *Eurofighter Typhoon* sobre el ascensor del buque *CdG*.

A pesar de las apariencias, no resulta fácil intentar disponer dos aviones simultáneamente sobre un ascensor, de manera que la operación sea totalmente satisfactoria. En la figura 9.24, pág. 303, se observa que la aparente disposición satisfactoria mostrada, de dos Eurofighter al tresbolillo, resulta no ser tal por la maniobra de salida. Debido al tamaño de la puerta, la operación secuencial de entrada en el hangar requeriría de una rotación simultánea al avance, que interferiría con la pared lateral.

La única opción pasaría por la disposición de la figura 9.25, pág. 304, mediando el empleo del tractor especial de la figura 9.33, pág. 312, necesario para el desalojo del ascensor en el hangar. Los dos aviones se montarían en el ascensor desde la cubierta de vuelo de forma secuencial, sin especiales complicaciones. El de la izquierda primero, desalineado 15° hasta hacer contacto con el bordillo, y el de la derecha frontalmente. Pero en el desalojo, el último en entrar necesitaría rotar 10° primero antes de avanzar, para poder entrar por la abertura de la puerta, dado que el ascensor se va estrechando. Obsérvese que el empleo de este tipo de tractores ralentiza la operación notablemente, lo cual es un elemento a tener en cuenta en el desalojo de la cubierta de vuelo, por lo que habría que valorar si no compensaría el realizar dos ciclos, realizando la operación de desaloje de uno en uno.

En un caso de necesidad como pudiera ser éste, o al estudiar la embarcabilidad de este avión en buques dotados de ascensores más pequeños, se estima que la apertura del radomo permitiría una reducción de la longitud en aproximadamente 1 m, dejándola en menos de los 15 m, figura 9.26, pág. 304. Este tipo de acciones complementarias, aunque no sean deseables, no son sin embargo excepcionales: en las figuras 6.6 y 6.7, págs. 6.6 y 6.7, se pueden observar en los *Buccaneer* y *Phantom II* británicos. En la figura 9.27, pág. 305, se puede observar como la apertura del radomo descrita anteriormente sí que permitiría la operación simultánea de dos aviones en el ascensor del *CdG*, combinada eso sí con la disposición inclinada 10° del que, en cubierta, entraría primero en el ascensor.

En caso de plantearse en firme la necesidad de un abisagramiento de los planos, la opción de hacerlo en las estaciones núms. 3 y 4 aprovechando las costillas reforzadas allí situadas parecería la más adecuada, figura 9.19, pág. 297, reduciendo la anchura desde 10.85 m al valor final de 7.7 m, aproximadamente un 70 % del valor de partida. La opción de hacerlo en las estaciones núms. 1 y 2 parece una complicación excesiva para una reducción tan sumamente exigua, dejando el avión en 9 m (un 83 %). Ambos casos exigirían modificaciones en los flaperones y *slats* del ala, si bien el último de ellos exigiría el rediseño/replanteamiento completo de estos dispositivos, lo cual parece alejarle definitivamente de la lista de modificaciones asumibles.

Dado el interés que podría suscitar el embarque del avión sobre el buque español *JCI* (a pesar de que el diseño original del buque no sea *STOBAR*, por carecer de motores de frenado), se ha procedido a:

- Comparar las dimensiones en planta del *Eurofighter* con las del *AV-8B Harrier Plus*, avión para el que las cubiertas del buque y sus ascensores lógicamente ya han demostrado ser plenamente satisfactorios. La figura 9.28, pág. 306, muestra

Figura 9.24: Disposición de dos *Eurofighter Typhoon* sobre el ascensor del buque *CdG*. Obsérvese que con esta disposición «al tresbolillo», no se consigue que no haya interferencia de operación, debido a que el más adelantado debe rotar a la vez que avanza para poder entrar por la puerta de la cubierta del hangar.

Figura 9.25: Disposición de dos *Eurofighter Typhoon* sobre el ascensor del buque *CdG*. Obsérvese que con esta disposición sí se consigue la operación simultánea, pero necesita de un tractor especial para el desalajo, ya que el más adelantado debe rotar 10° con anterioridad al avance, teniendo que atravesar la puerta en diagonal.

Figura 9.26: Detalle de la apertura del radomo del *EFA Typhoon*, que permite reducir su longitud en aprox. 1 m.

Figura 9.27: Disposición satisfactoria de dos *Eurofighter* simultáneamente sobre uno de los ascensores del buque *CdG*, conseguida mediante la combinación de una desalineación de 10° y avance hasta el fondo del primero que entra (hasta hacer tope en el bordillo, lógicamente sólo con la rueda más retrasada), además de la apertura del radomo del segundo en subir.

las mayores dimensiones del primero; 1.7 m más de envergadura y casi 1.5 m más de longitud.

- Situar el avión sobre ambos ascensores, cuyas dimensiones aproximadas se han estimado gráficamente. En el caso del de proa, en el costado de estribor del buque, y cuyo perímetro no es rebasable por penetrar completamente la cubierta de vuelo, la figura 9.29, pág. 307 muestra la conveniencia de disponer el morro del avión orientado 25° con respecto al eje longitudinal del buque, que facilitaría la posterior entrada, marcha atrás, a la parte delantera del hangar de vuelo. Las dimensiones están muy ajustadas y dentro del error de la estimación, y lógicamente requerirían una información dimensional más precisa y su verificación real «in situ». En este caso, obsérvese que la apertura del radomo –hacia el estribor del avión–, sería absolutamente innecesaria.
- En el ascensor de popa, sin embargo, la figura 9.30, pág. 308, muestra con rotundidad que no existiría interferencia alguna al ser éste rebasable por la parte posterior, permitiendo un voladizo máximo del avión de más de 6 m, hasta que hicieran contacto las ruedas con el bordillo. Igualmente, en este otro caso la apertura del radomo tampoco aportaría en sí misma funcionalidad alguna a la maniobra.
- Enfrentadas las dimensiones del avión sobre la porción de proa del hangar de vuelo, que la referencia [74] denomina «garaje superior» o «garaje de carga ligera», en la figura 9.31, pág. 309 se pueden observar varias posibles disposiciones de hasta 10 aviones, teniendo en cuenta que se accedería directamente por el ascensor de proa, dejando la parte de popa para el transporte u operación de los helicópteros más voluminosos que el diseño original contempla, los *CH-47 Chinook* y *CH-53 Sea Stallion*, respectivamente.

Pero el análisis de las posibles opciones de disposición de los aviones, por muy preliminares que se pretendan, no debe reducirse a la mera colocación de dibujos hasta ocupar al máximo la superficie disponible (eso, sin aplicar medidas adicionales tales como andar abriendo y cerrando el radomo, o deflectando los canard). De ser así, lo cierto es que las disposiciones mostradas plantearían serios problemas de ejecución práctica, aunque imágenes como la de la figura 9.32, pág. 311 puedan hacer dudar de estas palabras :

- En la (I), tal compacidad de la configuración –con 10 aviones–, necesitaría ser desalojada hacia el ascensor de proa secuencialmente, rigurosamente en el orden de la numeración asignado. En orden inverso y marcha atrás, por el de popa, cruzando el hangar hacia el ascensor de popa.
- En la similar (II), el desalojo sería del 1 al 6 por el de proa, y del 10 al 8 por el de popa, dejando ya al número 7 por cualquiera de las dos opciones. Aunque sigue

Figura 9.28: Vistas en planta de los aviones *Eurofighter Typhoon* y *AV-8B+ Harrier II*, que permiten observar de forma directa las geometrías de ambas configuraciones, y la comparación de sus dimensiones. Obsérvense también las respectivas posiciones de los centros instantáneos de rotación, y de los valores de los radios de giro máximos.

Figura 9.29: Dos disposiciones del *Eurofighter* sobre el ascensor de proa del *JCI*, cuyo perímetro no es rebasable. En la vista de la izquierda, la envergadura está tan ajustada a la dimensión transversal de éste –menos de 10 cm–, que sería conveniente orientar el eje longitudinal del avión un ángulo de 25° (derecha).

Figura 9.30: Dos disposiciones del *Eurofighter* sobre el ascensor de popa del *JCI*, cuyo perímetro es rebasable únicamente por la parte posterior. En la dibujo de la derecha, el avión se ha desplazado al máximo hasta hacer contacto en el bordillo posterior con las ruedas del tren principal, con el fin de liberar el máximo espacio de la plataforma.

Figura 9.31: Vista aérea de la cubierta de vuelo (izquierda), y tres posibles disposiciones (numeradas del I al III) de aviones *Eurofighter* en la cubierta del hangar del buque de la Armada Española *Juan Carlos I*, L-61.

siendo marcadamente secuencial, deja una zona de trabajo más amplia, frente al avión núm. 5.

- En la (III), el planteamiento es similar a la (II), pero con un avión menos, hasta 9. Se consigue así una notable ampliación de los espacios de trabajo inter-aviones.
- Por último, la figura 9.34, pág. 312 muestra el detalle de que, bajando la ocupación del espacio ocupado en el hangar hasta los 7 aviones, se podría conseguir la prácticamente completa maniobrabilidad con el empleo de tractores especiales para hangares (*hangar bay tractors*), similares al *A/S32A-32* (6 *SD-2* «*spotting dolly*») empleado por el *US Navy*. Tras liberar o desbloquear la restricción al giro, una horquilla ajustable al eje permite dejar suspendida en el aire la rueda de morro, cuya orientación queda gobernada ya por el tractor, consiguiendo maximizar la rotación de la maniobra, con radio de giro nulo. Frente a los tractores convencionales, su velocidad máxima de operación es muy baja, tan sólo 5 mi/h (8 km/h, 2.2 m/s) que se reducen a 2 mi/h (3.2 km/h, 0.9 m/s) cuando está remolcando o maniobrando. Gracias a su muy baja altura¹², se pueden introducir en la parte inferior de los aviones y helicópteros y sujetarse a su rueda direccional, de morro o de cola, respectivamente, sin prácticamente excentricidad, 9.33, pág. 312. Las circunferencias trazadas, por tanto, son concéntricas con respecto a la posición longitudinal del *MLG* –por ser el centro instantáneo de rotación–, y de radio máximo 9.4 m frente a los 8.2 m del *Harrier II*, según puede observarse su trazado en la figura 9.28, pág. 306, con lo que se deduce que una vez desalojado el primero de los aviones del ascensor de proa, se podría proseguir de forma selectiva –aunque no individual–, con el resto.

EFA: calificación inicial de embarcabilidad. Índice *IGI*

Tras el análisis de los epígrafes anteriores, se recogen aquí de forma sucinta las conclusiones:

- Disposición del tren de aterrizaje: La disposición del tren de aterrizaje principal de este avión, que es digna de ser subrayada por su sencillez y compatibilidad con un número tan grande de estaciones externas –tanto en los planos como en el fuselaje–, plantea sin embargo notables problemas de espacio, causados por la necesaria ampliación de capacidades, derivadas de los requisitos de embarcabilidad. Las posibilidades de rediseño están fuertemente constreñidas por no poder alterarse sustancialmente la simplicidad de la cinemática de la extensión y retracción de la solución inicialmente adoptada, por considerarse también muy limitadas las posibilidades de aumentar sustancialmente la recogida de la extensión telescópica, y por último, por la más que probable necesidad de tener que

¹²De tan sólo 30 in (76.2 mm) en el modelo *SD-2*

Figura 9.32: Hangar del *USS John C. Stennis* (CVN-74), como ejemplo del habitual apilamiento de aviones (en este caso *F/A-18C Hornet*), durante una operación de despliegue.

Figura 9.33: Tractores de hangar, *SD-1D* (izquierda) y *SD-2* (derecha), «spotting dollies», empleados por el *US Navy*. Obsérvese cómo la horquilla ha de sujetarse a la rueda direccional a modo de pinza, y levantar ésta, consiguiendo así la completa direccionalidad del avión.

Figura 9.34: Disposición de maniobrabilidad óptima de siete *Eurofighter* sobre la cubierta del hangar del *JCI*. Las circunferencias concéntricas alrededor de cada avión, permitirían en su caso maximizar la rotación de éstos con el empleo de un tractor especial (*Hangar bay tractor*) que posibilite estas maniobras sin interferencias, con radio de giro nulo.

desplazar las respectivas costillas de cada plano (a las que se sujetan los muñones del tren principal), que conllevaría una modificación considerable -aunque abordable-, de la estructura del ala. En consecuencia, se estima que la calificación otorgada estaría intermedia entre un *Compromete parcialmente* (CP), +3 y un *Satisface apreciablemente* (SA), +4. Se le otorga inicialmente una calificación: *Satisface apreciablemente* (SA), +4.

- Ganchos de apontaje: El estudio inicial realizado permite afirmar que no existiría inconveniente mayor para la conversión del gancho de frenado de emergencia, ya disponible en el diseño original, en un verdadero gancho de apontaje, es decir, que no se aprecian circunstancias que necesitaran de alteraciones destacables del diseño inicial para la incorporación de este sistema, considerado absolutamente fundamental para la embarcabilidad del avión. Desde ese punto de vista, se le otorga una calificación a las posibilidades de instalación del gancho, de: *Satisface notablemente* (SN), +1. Por otra parte, parece claro que tampoco interferiría en el acceso de los motores para su instalación y/o desmontaje, ni que alteraría la disposición original de cargas externas, en particular ni los misiles semihundidos en la parte posterior del fuselaje, ni de lo hasta ahora certificado para ser transportado (y en su caso, eyectado), en la estación de la línea central. En consecuencia, la calificación inicial otorgada sería: *Satisface notablemente* (SN), +5
- Disposición replegada: Se estima que, como consecuencia de sus relativamente reducidas dimensiones, de los análisis de compatibilidad sobre la cubiertas tanto del buques *CdG*, como el *JCI* (en éste último, con los importantes matices ya comentados), y de la comparación con los respectivos aviones con que estos operan, al avión se le otorgaría la calificación de «*apreciablemente capaz*» de satisfacer los requisitos de espacio derivados de la operación desde un buque *STOBAR*. Es decir, que un buque dotado de al menos tres cables *CDPs*, forzosamente necesitaría tener unas dimensiones tales que debieran de permitir, de forma implícita, que este avión pudiera operar sobre sus cubiertas. En consecuencia, el calificador otorgado es: *Satisface apreciablemente* (SA), +4.

Finalmente, esto se recoge en la tabla 9.6.

9.2. Saab Gripen

Se trata de un caza ligero monomotor fabricado por la empresa aeroespacial y de defensa sueca *Saab AB*¹³, culminando un proyecto de finales de los años 70 de la Fuerza

¹³Originalmente, *SAAB* eran las iniciales de «Compañía sueca de aviones, Sociedad Anónima» (*Svenska Aeroplan Aktiebolag*). Fundada en 1937, tras múltiples vicisitudes empresariales por razones corporativas finalmente pasó a designarse con el actual acrónimo *Saab*, que corresponde a la denominación oficial *Saab AB* (Saab Sociedad Anónima).

<i>Eurofighter Typhoon</i>				
	Adaptabilidad tren de aterrizaje	Gancho de apontaje		Espacio en cubiertas
		Instalación	Interferencia motor	
<i>IGI</i>	CP, +3 / SA, +4	SN, +5	SN, +5	SA, +4

Cuadro 9.6: Carrier Suitability Initial Grade Index (IGI) del Eurofighter Typhoon, con respecto al rediseño y adaptación de su tren de aterrizaje a los nuevos requisitos, la implementación de un gancho de apontaje en sustitución de su gancho de frenado de emergencia, y su adaptación al reducido espacio de las cubiertas de un buque.

Aérea de este país (*Flygvapnet*), que buscaba dotarse de un avión que pudiera sustituir a mediados de los 90 a los *Saab 35 Draken* y *37 Viggen*, en servicio desde 1960 y 1972, respectivamente.

Al igual que sus predecesores, el avión está fuertemente condicionado en su diseño por las peculiaridades del planteamiento defensivo sueco, que a pesar de las amenazas que le rodean se mantiene al margen de la Alianza Atlántica, en una región de indudable valor geoestratégico.

Ante la amenaza de una posible invasión masiva de la antigua Unión Soviética, el avión fue diseñado para cumplir los requisitos derivados del Plan de Defensa conocido como *BASE-90*, que consistía en que en caso de ataque, se debía ordenar la dispersión por todo el país de su aviación de combate, debiendo ser posible su operación en tramos de autopista de 800 m de longitud y 9 m de ancho, incluyendo su reabastecimiento en tierra de combustible y armamento. El avión es, por tanto, de relativamente pequeño tamaño, y muy polivalente, con una gran capacidad tecnológica adaptada a su presupuesto limitado. Esa es una de las razones de su gran éxito comercial, y de sus grandes posibilidades de ampliación. Además de en Suecia, el avión está en servicio también con la República Checa (14), Hungría (14), Sudáfrica (26), y Tailandia (12).

El nombre de *Gripen* corresponde a una figura mitológica conocida como «Grifo», un león con la cabeza, garras y alas de un águila.

Comenzando su servicio en Suecia en 1993, con las versiones iniciales mono y biplaza A/B, la denominación oficial de su versión monoplaza estándar hoy en día es *JAS 39C*, acrónimo indicativo de las siglas *Jakt*, *Attack*, *Spaning* (caza, ataque, reconocimiento). La versión biplaza, apenas 70 cm más larga (*JAS 39D*). Con respecto al *JAS 39C*, se le ha suprimido uno de los tanques internos de combustible y el cañón interno BK-27¹⁴.

¹⁴ Cañón que equipa también al *Eurofighter Typhoon*

<i>Saab Gripen (JAS 39C)</i>		Dato	
		Declarado	Estimado
Avión	Longitud* (m)	14.1	-
	Altura (m)	4.5	-
	Anchura** (m)	8.4	-
Ala	b (m)	-	8.4
	S (m ²)	30	30.1
	AR	-	2.35
	λ	-	0.16
	Λ_{25} (°)	-	40.6
Canards	b_{fp} (m)	-	4.5
	S_{fp} (m ²)	-	7.3
	$(AR)_{fp}$	-	2.78
	$(\lambda)_{fp}$	-	0.16
	$(\Lambda_{25})_{fp}$ (°)	-	52.9
	$(\Gamma)_{fp}$ (°)	-	+6.2
Pesos	OEW (t)	6.8	-
	$MTOW$ (t)	14	-
	$MEPL$ (t)	5	5.2
Motor	Empuje (kN)	54	-
		80.5	-
	$TSFC$ ((g/s)/kN)	23.9	-
		50.6	-

Cuadro 9.7: Principales datos del avión Saab Gripen. (*): Incluido el tubo de pitot. (**): Incluidos los lanzadores de misiles de punta de ala

Como curiosidad, en ambos casos la cúpula de la cabina de pilotaje está abisagrada en el lado de babor, lo que obliga al poco común acceso de la tripulación por estribor.

Las principales características geométricas y másicas se muestran en la tabla 9.7.

Para la estimación del máximo peso instalable en las estaciones externas ($MESW$), se ha restado una fracción (el 85 %) del peso interno de combustible ($MIFW$) de la máxima carga, obtenida a su vez de restar el peso vacío operativo (OEW) del máximo peso al despegue ($MTOW$). Por otro lado, el máximo peso de combustible alojado en

Figura 9.35: Tres vistas de la versión monoplaza del *Saab JAS 39C Gripen*; monomotor de ala media en delta, con planos *canard*.

	Configuración	Capacidad (l)
<i>Gripen C/D</i>	Max. capacidad interna	2800
	Max. capacidad (incl. 3×300 gal)	6200
<i>Gripen E/F</i>	Max. capacidad interna	4250
	Max. capacidad (incl. 2×450 gal + 1×300 gal)	8800

Cuadro 9.8: Capacidades máximas de combustible de las distintas configuraciones estudiadas de los aviones Saab Gripen y Gripen NG

depósitos externos es el correspondiente a tres depósitos (3×300 gal).

$$\begin{aligned}
 MESW &= MTOW - OEW - 0.85 \times MIFW \\
 &= 14 - 6.8 - 0.85 \times 2.4 \simeq 5.2 \text{ t}
 \end{aligned}
 \tag{9.2}$$

$$MEFTW \simeq 3 \text{ t}$$

El motor es el *Volvo RM 12*, una versión adaptada del *General Electric F404* que equipa al *F/A-18 Hornet*, que permite al avión (de 14 t de peso máximo) alcanzar Mach 2 y un techo de servicio de 50000 ft. La admisión de aire es mediante una toma a cada lado del morro, longitudinalmente dispuestas bajo la cabina de pilotaje.

El radar *PS-05/A* es de impulsos doppler accionado mecánicamente, un desarrollo de la empresa sueca *Ericsson* basándose en el *Blue Vixen* de *GEC-Marconi* con que se equipaba al *Sea Harrier*, y del que también deriva el radar *Captor* que equipa al *Eurofighter*.

El ala es un ala media con forma en planta en delta, en cuyos extremos hay instalados lanzadores de misiles. Las superficies de estabilización son delanteras o «*canards*», por encima del ala, detrás del asiento del piloto y tras las tomas de aire, en su parte superior. En consecuencia la visibilidad, tanto hacia adelante como lateralmente, no se ve entorpecida por estas superficies. El avión es inherentemente inestable, y está dotado de mandos de vuelo eléctricos (*FBW*).

La sonda de reabastecimiento en vuelo se incorporó después, en las versiones C/D. Es retráctil, con el alojamiento sobre la toma de aire tras la cabina en el lado de babor, extendiéndose hacia delante con el extremo de contacto sobre el hombro del piloto, por encima de su línea de vista.

Dispone de 8 estaciones externas

- Seis en los planos; dos intermedias en cada uno de ellos, además de la tercera ya mencionada en cada punta. Los raíles de lanzamiento de estas últimas están dispuestos exteriormente.

Figura 9.36: Detalle de la sección delantera del *Saab Gripen*, mostrando la disposición de las tomas de aire, canards, apertura de cabina y sonda de reabastecimiento en vuelo.

- Dos más bajo el fuselaje; una en el eje central, y la segunda adelantada y desplazada hacia estribor (aproximadamente alineada longitudinalmente con su plano de canard), emparejada con el alojamiento del cañón, que queda simétrico a babor.
- De todas ellas, sólo en tres pueden instalarse depósitos de combustible; en las dos subalares internas, y en la de la línea central. Su capacidad unitaria es de 300 gal (1135 l).

También dispone de dos aerofrenos en la parte trasera del fuselaje, a ambos lados de la salida de gases del motor, justo antes de los pétalos de su tobera. Asimismo, los planos de los canards pueden utilizarse como aerofrenos, típicamente en la rodadura final de la toma del aterrizaje.

Se ha desarrollado una nueva versión que *Saab* ha denominado *Gripen NG* (por *Next Generation*), y la fuerza aérea sueca *JAS 39E/F* (versiones mono/biplaza). Con su primer vuelo en 2008, el avión sustituye el motor original por el *General Electric F414G* (con un 22 % más de empuje), una adaptación del que equipa al *F/A-18 E Super Hornet*, así como también el radar por el nuevo *Raven ES-05*, de barrido electrónico *AESA* (*Active Electronically Scanned Array*), de la empresa *Sélex ES*. El *Raven* es una versión simplificada del nuevo radar *Captor-E* del *Eurofighter Typhoon*, desarrollado para sustituir al *Captor*¹⁵ con que está equipado éste, de barrido mecánico, ref. [30].

Con esta nueva motorización el avión tiene ahora capacidad de supercrucero (velocidad supersónica sin empleo de postcombustión), $OEW = 7$ t, $MTOW = 16,5$ t y $MPL = 6$ t.

9.2.1. *Gripen*: tren de aterrizaje

El tren es triciclo, con una disposición, geometría, configuración de los alojamientos, y compatibilidad de la cinemática con las estaciones externas, etc. que pueden observarse en la figura 9.37, pág. 320:

- El *NLG* es de rueda doble (lado a lado), y se recoge hacia atrás.
- El *MLG* tiene una única rueda en cada pata, y se pliega y recoge hacia adelante en el fuselaje, buscando el eje de la rueda la perpendicular al plano del ala, con la cara interior hacia abajo. Entre ambas patas se encuentra la estación de la línea central, y justo por delante de la de babor se encuentra el cañón. Por delante de la pata de estribor se encuentra la segunda y última estación del fuselaje. De esta manera se asegura la no interferencia de la cinemática de replegado y extensión con las cargas externas del ala.

¹⁵En noviembre de 2014 el consorcio *Eurofighter* y la Agencia *NETMA*, firmaron el contrato de desarrollo de este nuevo radar, que permitirá su instalación opcional en los aviones de la *tranche* T3A y sucesivas, ofreciéndose a los ya usuarios la posibilidad de modernización de los T2 ya en servicio (*retrofit*).

Figura 9.37: Vista en planta inferior del *Saab Gripen*, mostrando la disposición del tren de aterrizaje y de seis de sus ocho estaciones externas. El detalle inferior izquierdo y la secuencia de imágenes inferior muestran el plegado/extensión del tren principal.

Figura 9.38: Estaciones externas del *Saab Gripen NG*. El desplazamiento hacia la raíz del ala del tren de aterrizaje principal con respecto al Gripen original, tiene como consecuencia que se puedan situar dos nuevas estaciones a ambos lados de la de la línea central 5C (las 5R y 5L).

En la nueva versión *JAS 39E/F* es de destacar la nueva disposición de los alojamientos y mecánica de repliegado del tren principal, en la que destacan:

- Nuevos alojamientos desplazados desde el fuselaje hacia la raíz del ala, que se ve engrosada considerablemente. Permiten que haya más sitio disponible en el fuselaje, que aumentan la capacidad interior de combustible en un 40 % y dos nuevas estaciones externas (hasta alcanzar las 10), una a cada lado de la estación original (Nos. 5R, 5C) de la línea central (No. 5C). Véase la figura 9.38, pág. 321. Se han diseñado depósitos de combustible externos de mayor capacidad (450 gal), vía aumento de diámetro, ya que por ejemplo por cuestiones de interferencia con las deflexiones de los flaperones no se podía aumentar su longitud. Estos depósitos sin embargo sólo se pueden emplear en las estaciones alares núms. 3, ya que en la de la línea central 5C su mayor sección transversal presentaría interferencia con las dispuestas en sus laterales 5R y 5L.
- Nueva geometría de la pata, más compleja, con el plano de la rueda alineado con la vertical de la pata. De esta manera se mantiene la vía desplazando las ruedas hacia adentro lo mismo que se habían desplazado las patas hacia afuera. Véase la figura 9.39, pág. 322
- recogida también hacia adelante, con el eje de la rueda también perpendicular al plano del ala, pero con el interior apuntando hacia arriba (al revés de como lo hacia en la versión C/D, referida anteriormente).

Figura 9.39: Modificación del *MLG* en la versión *NG* (ó *E/F*) del *Saab Gripen*. Puede observarse el desplazamiento de las patas hacia el exterior, alojándose ahora en la raíz del ala.

9.2.2. *Gripen*: embarcabilidad inicial de la configuración

La figura 9.40, pág. 323 recoge la información de interés para el análisis de la embarcabilidad inicial de la configuración de este avión:

Replanteamiento del tren de aterrizaje

Con respecto a la disponibilidad de espacio para albergar un tren de aterrizaje más voluminoso, la situación de partida de los alojamientos del tren principal a ambos lados del fuselaje, justo detrás de la estructura que aloja el conducto de admisión del motor en el que convergen los individuales de las respectivas tomas de aire, es muy interesante.

- Está en una zona que tiene posibilidades de reubicación, pudiéndose desplazar hacia el exterior del plano de simetría a costa de ocupar la raíz del ala, por delante de los herrajes de unión al fuselaje. Al ser un ala media, es previsible que esta nueva ubicación conllevara la necesidad de un engrosamiento del fuselaje en su confluencia con aquella, requiriendo del consiguiente carenado de dicho volumen para optimizar la aerodinámica del borde de ataque de dicha raíz del ala.
- Disposición favorable de las estaciones externas, compatible con la necesidad de reubicación de los alojamientos del tren y/o el aumento de volumen previsiblemente necesario. La nueva disposición tendrá que respetar servidumbres con las estaciones externas preexistentes, tanto con las del interior del ala (núms. 3), como

Figura 9.40: Vista en planta inferior del *Saab Gripen*, mostrando detalles de los elementos estructurales del ala, disposición de los alojamientos del tren de aterrizaje, y las estaciones externas.

Figura 9.41: Dos ejemplos de cargas voluminosas en las estaciones externas subalares números 3 (interiores del ala) del *Saab Gripen*. Izquierda: misil antibuque *RBS15F* (4.35 m $\times$ 1.4 m, $\varnothing$ 0.5 m, 0.8 t). Derecha: misil de crucero *Taurus KEPD 350* (5.1 m $\times$ 1.08 m, 1.4 t)

con la estación núm. 4 del fuselaje en el lado de estribor y el cañón en el lado de babor (ambas dos por delante de la estación número 5, de la línea central). Estas estaciones núms. 3 de cada plano, ya citadas, son especialmente «delicadas» por estar destinadas a cargas especialmente voluminosas –tanto por ser húmedas, y estar ocupadas habitualmente por los depósitos lanzables externos de 300 gal–, como por su certificación de empleo con los misiles de crucero *Taurus KEPD 350* (5.1 m $\times$ 1.08 m, 1.4 t), o los misiles antibuque *RBS15F* (4.35 m $\times$ 1.4 m, $\varnothing$ 0.5 m, 0.8 t), 9.41, pág. 324. Este tipo de armas son parte fundamental de la panoplia que todo avión de combate moderno debe de disponer.

- Se cuenta con el precedente de la ya citada modificación del tren de la nueva versión *Gripen NG* ó *E/F*. A este respecto es importante destacar que la cinemática de la retracción/extensión es distinta, ya que, como consecuencia de que en ambos casos las respectivas trayectorias no deben interferir con el máximo volumen suspendido de la estación núm. 3, y los muñones del MLG se han tenido que desplazar hacia el exterior, se ha tenido que modificar también la posición del eje de giro. Consecuencia de todo esto es que ahora, con esta modificación, las patas se abaten hacia el interior del ala –vista la retracción en planta–, y por tanto es el exterior del neumático el que queda hacia abajo.

En la figura 9.20, pág. 298, puede observarse que, partiendo inicialmente de una estimación de valores de recorrido y velocidad vertical de 355 mm (14 in) y 16 ft/s para este avión, sus posibilidades de incrementar esta última hasta acercarse a los 22 ft/s característicos de un avión naval tendrían que pasar por una combinación de

aumento del factor de carga y de recorridos hasta valores próximos a $n_g = 6$ y 460 mm (18 in), respectivamente.

Instalabilidad de un gancho de apontaje

Con respecto a la necesidad de instalar un gancho de apontaje en este avión de manera que afecte al diseño original lo menos posible, la existencia de un único motor y la necesidad de poder acceder hasta él con la mayor facilidad posible para su mantenimiento y/o sustitución, son los dos aspectos iniciales más importantes a tener en cuenta.

Esto es así porque, a diferencia del *Eurofighter Typhoon* comentado con anterioridad, el *Saab Gripen* no tiene una instalación previa de gancho auxiliar de frenado que tomar como solución de partida para verificar su posible empleo como gancho de apontaje, tras su preceptiva modificación. En general, en los aviones bimotores (con estos dispositivos instalados en la parte posterior del fuselaje, se entiende), se tiene especial facilidad para que se instale este gancho semihundido entre aquellos, aprovechando el hueco que queda cercano a su superficie de interfaz (véase la figura 9.22, pág. 300). Es este un hueco de especial interés cuando se trata de aviones supersónicos, ya que permite que pueda carenarse o semiocultarse adecuadamente para disminuir la resistencia aerodinámica a altas velocidades.

Desde este punto de vista, la solución que menos alteraría el diseño original sería sujetar su anclaje a la última cuaderna cerrada, que es precisamente una de las tres reforzadas a las que se unen las correspondientes estructuras de cada plano del ala. De esta manera se respetaría el acceso por la parte inferior al motor, que necesita forzosamente que se puedan abrir el resto de cuadernas (siendo las respectivas parte inferiores desmontables), hasta la misma cercanía de los pétalos de la tobera, 9.42, pág. 326.

Por otro lado, y como nuevamente puede observarse en 9.40, pág. 323, la base de anclaje en dicha posición es perfectamente compatible con la instalación de un depósito de combustible de 300 gal en la línea central (estación núm. 5).

En consecuencia, si se toma como diseño de partida la instalación de un gancho de 1.83 m (6 ft) de longitud:

- Instalado en una cuaderna del fuselaje posterior compatible con la instalación de un depósito de combustible de 300 gal en la línea central y con el acceso al motor por la parte inferior del avión (sin tener que modificar la versión terrestre, como hasta ahora).
- Considerada su eventual aproximación a la cubierta de vuelo del *Charles de Gaulle*

Figura 9.42: Habitáculo del motor (arriba) y su instalación (abajo) en el Saab Gripen. Como puede observarse, el acceso se realiza por su parte inferior y trasera. Sin embargo, y a diferencia del *F/A-18 Hornet* que también está equipado con dos de estos motores, la base de un hipotético gancho de apontaje debería adelantarse hasta quedar por delante del capó inferior.

Figura 9.43: Definición geométrica de las distancias de cálculo sobre la cubierta de vuelo del buque francés *Charles de Gaulle*.

francés, cuyas distancias a considerar son –figura 9.43, pág. 327–:

$$\begin{aligned} (HTDP)_{CdG} &= 48.4 \text{ m} \\ (d_1)_{CdG} &= 81.6 \text{ m} \end{aligned} \quad (9.3)$$

Las curvas de diseño quedan plasmadas en la figura 9.45, pág. 329, donde figuran cuatro condiciones de diseño, tres de las cuales han sido enunciadas anteriormente;

- Ángulo de deflexión del gancho φ (trail angle) compatible con la presencia del depósito lanzable.
- Ángulo de actitud θ compatible con que no haya contacto de la cola con la cubierta de vuelo, $\theta < \theta_g(\varphi)$
- $\varphi = \varphi(\theta)$ derivada de la condición de limitar del ángulo de contacto con la cubierta β_H , para acotar la fuerza necesaria para mantener el extremo inferior del gancho apoyado sobre la cubierta:

$$\beta_H = 90 - (\varphi - \theta) \leq 65^\circ \quad (9.4)$$

- Curvas $HTE^{CdG} = f(\varphi, \theta)$, adaptación de la expresión 4.53, pág. 130 a la geometría de este avión –figura 9.44, pág. 328–, y a las posibilidades de distancia HTE que el buque *CdG* es capaz de ofertar, para un ángulo de aproximación $\phi = 3.5^\circ$.

Figura 9.44: Definición de variables geométricas relacionadas con el gancho de apontaje, sobre un *Saab Gripen* equipado con un depósito externo ventral de 300 gal.

$$\begin{aligned}
 HTE^{CdG} = & (a_2 + a_3) \sin \theta + (a_1 + a_4) \cos \theta + a \cos (\varphi - \theta) + \\
 & + [(a_2 + a_3) \cos \theta - (a_1 + a_4) \sin \theta + a \sin (\varphi - \theta)] \tan 3.5^\circ
 \end{aligned} \tag{9.5}$$

Con respecto a los posibles diferentes valores de HTE , se han tomado diferentes valores discretos a través de la variable $u \in N^*$, creciendo o decreciendo desde el valor nominal HTE_{nom} en base a los ajustes fraccionarios de la inclinación del ángulo de balance del sistema $IFLOLS \Delta HTE$, de acuerdo con la ref. [93]:

$$\begin{aligned}
 HTE^{CdG} &= HTE_{nom}^{CdG} + \Delta HTE^{CdG} \\
 \Delta HTE^{CdG} &= \pm \left(\frac{\Delta HTE}{\Delta u} \right)^{CdG} u \\
 HTE_{nom}^{CdG} &= 81.6 \times \tan 3.5^\circ = 4.77 \text{ m} \\
 \left(\frac{\Delta HTE}{\Delta u} \right)^{CdG} &= 0.11 \text{ m/u}
 \end{aligned} \tag{9.6}$$

La disposición geométrica del gancho de apontaje para una actitud encabritada del avión $\theta = 7^\circ$, correspondiente a una $HTE^{CdG} = 3.85 \text{ m}$, resulta ser tras los cálculos $\{\varphi = 55.4^\circ, \beta_H = 41.6^\circ\}$, cuyo aspecto global puede observarse en la figura 9.46, pág. 329.

Figura 9.45: Curvas de diseño para la instalación de gancho de apontaje en el *Saab Gripen*, considerando la operación sobre la cubierta del *Charles de Gaulle* francés.

Figura 9.46: Actitud resultante de los cálculos para el *Saab Gripen*, en aproximación sobre la cubierta del *Charles de Gaulle* francés, para los siguientes parámetros: $\phi = 3.5^\circ$, $v_{ref} = 140$ knot, $\alpha = 10^\circ$, $RHW = 20$ knot

Figura 9.47: Disposición del *Saab Gripen* sobre el ascensor del buque *CdG*.

Implementabilidad de una disposición recogida

Las dimensiones de este avión –en particular, su envergadura de 8.4 m sin los misiles de punta de plano instalados–, que está incluso por debajo de las del *F/A-18C Hornet* en configuración recogida (puntas de ala plegadas), figura 8.14, pág. 262, no parecen justificar la necesidad de incluir un abisagramiento de los planos. En la figura 9.47, pág. 330 se pueden comprobar cómo las dimensiones en planta del avión son perfectamente compatibles con las del ascensor del buque *CdG*, quedando un margen de 2.48 m hasta que los neumáticos del tren principal hagan contacto con el bordillo exterior del ascensor. En la figura 9.48, pág. 331, se observa que son perfectamente operables dos aviones en paralelo, quedando espacio holgado para hacerlo incluso con los misiles de punta de plano instalados en ambos aviones.

No parece conveniente sin embargo, mantener la posición original del tubo de pitot principal¹⁶, precisamente en el morro del avión. A pesar de que la longitud del avión es la más pequeña de los considerados, dicha instalación hace que este valor se alargue «innecesariamente» en casi 0.8 m. Por otra parte, la altura con respecto al suelo es

¹⁶Nótese que hay otro tubo de pitot, secundario, en el borde de ataque del *VTP*.

Figura 9.48: Disposición de dos *Saab Gripen* sobre el ascensor del buque *CdG*. Obsérvese que sus reducidas dimensiones permiten su operación simultánea e independiente, sin que en ninguno de ellos se produzca ningún tipo de interferencia.

de 1.35 m, valor que –al margen de consideraciones de seguridad para las labores del personal de mantenimiento y servicio–, lo hace además muy vulnerable a posible daños accidentales en espacios tan reducidos como los que tendría que operar. Si bien es cierto que también los aviones rusos *Su-33* y *Mig-29K* lo tienen instalado en esa posición, figura B.9, pág. 360, podría plantearse su instalación en otra posición más recogida que bien pueda evitar problemas futuros (bajo el morro, como los *F/A-18 Hornet*), o un sistema de toma de datos de vuelo similar al conocido como *ADT* (*Air Data Transducer*) del *Eurofighter*, muy parecidas a las sondas multifunción utilizadas también en el *Rafale*.

Gripen*: calificación inicial de embarcabilidad. Índice *IGI

Al igual que anteriormente con el *Eurofighter Typhoon*, tras el análisis de los epígrafes correspondientes, las conclusiones son:

- Disposición del tren de aterrizaje: La adaptación del tren de aterrizaje principal de este avión a los nuevos requisitos, se vería considerablemente facilitada por la cinemática de extensión/retracción del diseño original, que como se ha visto, consiste en una rotación oblicua con un único eje de giro, tal que la posición longitudinal final de la pata la deja orientada hacia adelante. Sobre la base de este diseño inicial, la modificación realizada para la versión posterior «*NG*» es especialmente apropiada, pues permite disponer de mayor espacio para la ampliación de los alojamientos (trampas), además de considerarse que el nuevo emplazamiento del amarre de los muñones, en la confluencia de la raíz del ala con las cuadernas del fuselaje, resulta ser estructuralmente más apropiado, por sus intrínsecamente mayores condiciones de partida de resistencia y rigidez. En consecuencia, se decide otorgarle inicialmente la calificación: *Satisface notablemente* (SN), +5.
- Gancho de apontaje: El estudio inicial realizado, permite afirmar que no existe inconveniente mayor alguno para la instalación de un gancho de apontaje, es decir, que no se aprecian circunstancias que necesitaran de alteraciones destacables del diseño inicial para la incorporación de este sistema, considerado absolutamente fundamental para la embarcabilidad del avión. Desde ese punto de vista, se le otorga una calificación a las posibilidades de instalación del gancho, de: *Satisface notablemente* (SN), +5. Por otra parte, se considera que este sistema tampoco interferiría en el acceso original del motor para su instalación y/o desmontaje, ni que alteraría la disposición original de cargas externas, en particular la de la línea central. En consecuencia, la calificación inicial otorgada sería: *Satisface notablemente* (SN), +5.
- Disposición replegada: Al margen de otro tipo de consideraciones, lo cierto es que en términos de tamaño exclusivamente, las reducidas dimensiones de este

<i>Saab Gripen</i>				
	Adaptabilidad tren de aterrizaje	Gancho de apontaje		Espacio en cubiertas
		Instalación	Interferencia motor	
<i>IGI</i>	SN, +5	SN, +5	SN, +5	SN, +5

Cuadro 9.9: Carrier Suitability Initial Grade Index (IGI) del Saab Gripen, con respecto al rediseño y adaptación de su tren de aterrizaje a los nuevos requisitos, la incorporación al diseño de un gancho de apontaje, y la adaptación del avión a operaciones en cubierta, con capacidad para ser maniobrado satisfactoriamente en el reducido espacio del buque.

avión harían que se pudiera adaptar sin mayores complicaciones a la cubierta del hangar del buque, haciendo innecesario proceder a implementar un sistema de plegado de planos. En consecuencia se le otorga como calificación inicial: *Satisface notablemente* (SN), +5.

Esto se recoge en la tabla 9.9

Capítulo 10

Conclusiones

La presente investigación, el análisis preliminar de la posible embarcabilidad de un avión de combate ya en servicio, ha resultado ser también un muy interesante y enriquecedor ejercicio de diseño.

Se demuestra con rotundidad que, un adecuado planteamiento de este problema requiere de:

- Notables conocimientos, y de un fuerte esfuerzo de comprensión de las peculiaridades del medio en que se desenvuelven las operaciones aeronavales, su razón de ser y complejidad intrínseca. En particular, también de los sistemas específicos que ya están en servicio en los aviones embarcados puros, y a los que estos nuevos medios aéreos propuestos, imperativamente habría que adaptar.
- La definición previa, y también simultánea, del concepto de buque sobre el que estos aparatos habrían de operar, no sólo sus dimensiones, sino también la implementación o no de conceptos tales como el número y disposición de catapultas, una posible cubierta desalineada con varios motores de frenado bajo ésta, un posible trampolín en la proa, etc., que como es obvio, habrían de plantearse desde los primeros estadios del diseño o adaptación del buque, por la manifiesta posible incompatibilidad o interferencia con sus otras funcionalidades originales, como el número y dimensiones de los ascensores de aeronaves, el tamaño del hangar, la existencia de un dique inundable con portón exterior para operar con material de desembarco anfibio, etc.
- Un diseño de partida adecuado, con suficiente margen de actuación para posibilitar una compatibilidad/adaptación lo menos traumática posible de ciertos elementos indispensables, intrínsecos e irrenunciables en un avión de combate de altas características, que justifiquen el esfuerzo de rediseño y la complejidad que se plantea acometer. Los paradigmas por excelencia son, la adaptación del tren de aterrizaje, y la implementación de un gancho de apontaje.

Desde este punto de vista, los dos aviones tomados como casos de diseño (*Eurofighter Typhoon* y *Saab Gripen*), son excelentes ejemplos de cazas de elevadas características susceptibles de ser sometidos a procesos de análisis como éste, que permitan entresacar los más adecuados de entre un grupo de candidatos, y de esta manera posibilitar, lo antes posible, el establecimiento de las líneas de trabajo prioritarias.

En el caso de estos dos aviones en particular, no se han encontrado dificultades especiales que aconsejen desestimar la pretensión de ser adaptados para poder embarcarlos. Cada uno con los diferentes planteamientos y peculiaridades de sus proyectos originales, ambos exhiben características potencialmente interesantes para poder cumplir los nuevos requisitos, sin que ello deba ser óbice para que esta metodología no se profundice ni se extienda a otras áreas complementarias.

Una vez establecido que el buque de operación ha de ser de tipo *STOBAR*, eso es, dotado de una cubierta desalineada y al menos tres cables de frenado para poder realizarse la recuperación de los aviones, se ha procedido a analizar los principales problemas de adaptación de un diseño genérico, identificando como prioritarios tres de ellos: la adaptación/rediseño del tren de aterrizaje, la implementación de un sistema de frenado mediante gancho de apontaje, y el análisis de la compatibilidad del tamaño de la aeronave con las dimensiones de la cubierta de hangar y sus ascensores, como prioritarios. A diferencia de un diseño inicial con estos ítems como prioritarios, sobre los cuales se podrían ir incorporando el resto de requisitos, el tener que incorporar los nuevos «superpuestos» sobre otro diseño previo es un reto considerable, que necesita de una gran visión global de las características iniciales, que permita que no se desbaraten las virtudes del diseño original, y que se acoten y jerarquicen las modificaciones que se propongan. Se han desarrollado procedimientos para diagnosticar los principales problemas de compatibilidad de las configuraciones de partida, con los que se puede afirmar que los dos aviones analizados han exhibido características muy satisfactorias, demostrando ser susceptibles de poder ser sometidos a esa adaptación sin aparentes complicaciones mayores.

Por último, resulta significativo que el planteamiento original de esta tesis, consecuencia del en su día anuncio británico de la retirada de sus aviones de operación vertical *Harrier*, coincida ahora de nuevo con el reconocimiento de los grandes incrementos de coste y las limitaciones en las capacidades iniciales¹ del ambicioso proyecto *JSF* que habría de sustituirles, [6], cuyo coste del programa ya doblaría el presupuesto inicial, [36], [26], y una serie de contratiempos que se sumarían a los ya conocidos planes del Departamento de Defensa estadounidense de autorizar la producción sin que los ensayos hayan demostrado unas prestaciones aceptables, causando –en el mejor de los casos–, grandes sobrecostos por el retrofit de centenares de aparatos en servicio [41], etc. En definitiva, que siguen abiertas multitud de grandes incógnitas sobre la viabilidad de este programa, su elevadísimo coste y los retrasos en el calendario de entregas.

¹Que declaran una baja maniobrabilidad de la versión *F-35A*, afirmando que estaría por debajo incluso de la de un biplaza *F-16D* con dos depósitos externos instalados bajo los planos.

Capítulo 11

Futuras líneas de investigación

Tras el estudio de las características específicas de la operación embarcada, resulta imperativo continuar con la especialización progresiva en cada uno de los temas, dado el enfoque preliminar (aunque global) de la presente investigación. No obstante, y sin necesidad de abandonar esta filosofía, la extensión de la metodología de la presente tesis a otros sistemas no contemplados en ella por limitaciones de tiempo y espacio, resultan ser también claras líneas de investigación, que permitirían afinar y ramificar la investigación aquí planteada.

Entre estas, y en especial, se consideran de interés directo:

- Análisis de las posibilidades de incorporación del sistema de lanzamiento mediante catapultaje.
- Aplicación de nuevos modos de operación y leyes de control, derivados de la implementación de procedimientos embarcados estandarizados, y/o derivados del posible empleo de vectorización de empuje (*TVC*), [112], [53].
- Estudio de la degradación de las características del avión de combate terrestre, y su repercusión operacional; capacidad de carga, autonomía, agilidad, etc. [57], [61], [100], .
- Análisis del impacto y la posible adaptación del diseño inicial del avión, a las nuevas condiciones ambientales marinas. Planteamiento de propuestas de sustitución de materiales, de acuerdo con la filosofía de trabajo descrita. Repercusiones en el peso estructural, consideraciones de mantenibilidad en combate, etc.
- Análisis de los costes de las modificaciones. Aplicación de la metodología a la simplificación de capacidades, con el fin de intentar mejorar las relaciones coste/eficacia.

Apéndice A

Acrónimos y abreviaturas

<i>AA</i>	<i>Air to Air</i>
<i>AAG</i>	<i>Advanced Arresting Gear</i>
<i>A/B</i>	<i>Afterburner</i>
<i>AEW</i>	<i>Airborne Early Warning</i>
<i>AFB</i>	<i>Air Force Base</i>
<i>AMRAAM</i>	<i>Advanced Medium Range Air to Air Missile</i>
<i>ASRAAM</i>	<i>Advanced Short Range Air to Air Missile</i>
<i>ARB</i>	<i>Aircraft Recovery Bulletin</i>
<i>ASW</i>	<i>Anti-Submarine Warfare</i>
<i>AWACS</i>	<i>Airborne Warning and Control System</i>
<i>BAE</i>	<i>Buque de la Armada Española</i>
<i>BRC</i>	<i>Base Recovery Course</i>
<i>CAM</i>	<i>Catapult Armed Merchant</i>
<i>CAP</i>	<i>Combat Air Patrol</i>
<i>CAS</i>	<i>Close Air Support</i>
<i>CATOBAR</i>	<i>Catapult Assisted Take-Off But Arrested Recovery, or Catapult Assisted Take-Off and Barrier Arrested Recovery</i>
<i>CDP</i>	<i>Cross Deck Pendant</i>
<i>CLP</i>	<i>Carrier Landing Pattern</i>
<i>CROV</i>	<i>Constant Run Out Valve</i>
<i>CVA</i>	<i>Carrier Vessel, Attack</i>
<i>CVN</i>	<i>Carrier Vessel, Nuclear</i>
<i>CVBG</i>	<i>Carrier Battle Group</i>
<i>CSV</i>	<i>Capacity Selector Valve</i>
<i>DLC</i>	<i>Direct Lift Control</i>
<i>ESTOL</i>	<i>Extremely Short Take-Off & Land.</i>
<i>FBW</i>	<i>Fly-By-Wire</i>
<i>FCLP</i>	<i>Field Carrier Landing Practice</i>

<i>FMS</i>	<i>Foreign Military Sale</i>
<i>FOD</i>	<i>Foreign Object Damage</i>
<i>GPS</i>	<i>Global Positioning System</i>
<i>HTE</i>	<i>Hook to Eye</i>
<i>HTDP</i>	<i>Hook to Touch Down Point</i>
<i>HTR</i>	<i>Hook to Ramp</i>
<i>FMS</i>	<i>Foreign Military Sale</i>
<i>FOD</i>	<i>Foreign Object Damage</i>
<i>GPS</i>	<i>Global Positioning System</i>
<i>HTE</i>	<i>Hook to Eye</i>
<i>HTDP</i>	<i>Hook to Touch Down Point</i>
<i>HTR</i>	<i>Hook to Ramp</i>
<i>ICBM</i>	<i>Inter Continental Ballistic Missile</i>
<i>IFLOLS</i>	<i>Improved Fresnel Lens Optical Landing System</i>
<i>ILARTS</i>	<i>Integrated Launch And Recovery TV Surveillance System</i>
<i>JBD</i>	<i>Jet Blast Deflector</i>
<i>LCAC</i>	<i>Landing Craft Air Cushion</i>
<i>LCM</i>	<i>Landing Craft Mechanized</i>
<i>LHA</i>	<i>Landing Helicopter Assault</i>
<i>LHD</i>	<i>Landing Helicopter Dock</i>
<i>LRLS</i>	<i>Long-Range Lineup System</i>
<i>LSO</i>	<i>Landing Signal Officer</i>
<i>MEFTW</i>	<i>Maximum External Fuel Tanks Weight</i>
<i>MESW</i>	<i>Maximum External Stores Weight</i>
<i>MIFW</i>	<i>Maximum Internal Fuel Weight</i>
<i>MIL</i>	<i>Military</i>
<i>MLG</i>	<i>Main Landing Gear</i>
<i>MLW</i>	<i>Maximum Landing Weight</i>
<i>MoD</i>	<i>Ministry of Defence (UK)</i>
<i>MTOW</i>	<i>Maximum Take Off Weight</i>
<i>MTW</i>	<i>Maximum Trap Weight</i>
<i>MWOFW</i>	<i>Minimum Wave-Off Fuel Weight</i>
<i>NATO</i>	<i>North Atlantic Treaty Organization</i>
<i>NAS</i>	<i>Naval Air Station</i>
<i>NLG</i>	<i>Nose Landing Gear</i>
<i>NVG</i>	<i>Night Vision Googles</i>
<i>OEW</i>	<i>Operative Empty Weight</i>
<i>PIO</i>	<i>Pilot-Induced Oscillations</i>
<i>RAF</i>	<i>Royal Air Force</i>
<i>RN</i>	<i>Royal Navy</i>
<i>RIO</i>	<i>Radar Intercept Officer</i>
<i>RFP</i>	<i>Request For Proposal</i>
<i>RRHB</i>	<i>Repeatable Release Holdback Bar</i>

<i>SDSR</i>	<i>Strategic Defence and Security Review</i>
<i>SLBM</i>	<i>Submarine-Launched Ballistic Missile</i>
<i>SNS</i>	<i>Spanish Navy Ship</i>
<i>SS</i>	<i>Steam Ship</i>
<i>TER</i>	<i>Triple Ejector Rack</i>
<i>TEZ</i>	<i>Total Exclusion Zone</i>
<i>TLAM</i>	<i>Tactical Land-Attack Missile</i>
<i>TLAM</i>	<i>Tomahawk Land-Attack Missile</i>
<i>TFW</i>	<i>Tactical Fighter Wing</i>
<i>TVC</i>	<i>Thrust Vectoring Control</i>
<i>UAS</i>	<i>Unmanned Air System</i>
<i>V/STOL</i>	<i>Vertical/Short Take-Off and Landing</i>
<i>VMC</i>	<i>Visual Meteorological Condition</i>

Apéndice B

Aviación embarcada y buques portaaviones

Los primeros éxitos conocidos en el intento de operar aviones desde la cubierta de un buque son de finales de 1910 (despegue de *Eugene B. Ely* desde el crucero ligero *USS Birmingham*), bastante próximos al vuelo de los hermanos *Wright* de 1903, e indicativos del interés que desde el principio suscitaron. Los primeros portaaviones operativos fueron ya posteriores a la Primera Guerra Mundial, entre los que podríamos citar el *Hosho* japonés, el *HMS Hermes* británico, el *USS Langley* norteamericano, y el portahidroaviones español *Dédalo*. Desde entonces la aviación embarcada ha evolucionado notablemente, y también han aparecido nuevos sistemas de armas que permiten plantearse cuál podría ser el futuro de todas ellas, y se cree acertado exponer las razones por las que se considera que sigue siendo de interés embarcar un avión de combate, cuáles son las características que tienen en particular frente al resto de sistemas –desde el punto de vista conceptual–, y por último por qué analizar la embarcabilidad de un diseño, en lugar de proceder a diseñarlo embarcable como tal desde el principio.

B.1. Las operaciones aeronavales

La aviación embarcada ha estado presente de forma destacada en la mayoría de los conflictos desde la 2ª Guerra Mundial. No fue hasta ella cuando se tomó conciencia definitiva de la importancia de la aviación en la guerra moderna, apareciendo conceptos tales como el control del espacio aéreo y la necesidad de conseguir la superioridad aérea, como nuevas claves para la consecución de la iniciativa y el control de la batalla.

Desde sus mismos comienzos, en la conocida como *Batalla del Atlántico* de 1939, los medios aéreos participaron decisivamente en la lucha entre la *Royal Navy*¹ y la flota

¹ Ante la amenaza que los *U-boot* alemanes suponían para el tráfico mercante desde los EE. UU. –y la falta de escoltas suficientes–, se catapultaron hidroaviones de patrulla marítima –como el *Supermarine Walrus*– desde cruceros, e incluso cazas *Hawker Hurricane* desde ciertos mercantes, conocidos como

Figura B.1: Hidroavión *Supermarine Walrus* siendo catapultado desde el crucero ligero *HMS Mauritius*. Archivo *Imperial War Museum*

submarina de la *Kriegsmarine* alemana, y fueron aviones torpederos *Fairey Swordfish* del *HMS Ark Royal* los que atacaron y dejaron sin gobierno de forma determinante al acorazado *Bismarck* poco antes de su hundimiento, en 1941. También en el Mediterráneo pocos meses antes, los *Swordfish* del *HMS Illustrious* atacaron con torpedos la flota de la *Regia Marina*² italiana en el puerto de Tarento, dañando seriamente tres acorazados e inaugurando esta modalidad de operaciones de ataque.

Pero fue en la guerra del Pacífico donde desde el propio inicio los portaaviones se convirtieron en pieza clave, desde el ataque japonés a *Pearl Harbor* hasta la *Batalla del Mar del Coral* y la *Batalla de Midway*, siendo la participación de estos buques lo que probablemente más determinó la evolución de los acontecimientos hasta la toma de las Islas Marianas en 1944, en que la ciudad de Tokio quedaba ya al alcance de los *Boeing B-29 Superfortress*, a la respetable distancia de 2400 km³.

Utilizados inicialmente a modo de islas móviles, su operación contra la armada

CAM ships (por *Catapult Armed Merchant*), figs. B.1 y B.2, pág. 344.

² *Regia Marina* hasta que en 1946, tras la 2ª Guerra Mundial, se proclamó en Italia la República, pasando a denominarse *Marina Militare*.

³ Distancia que en cambio sí que impedía que los bombarderos contaran con escolta de cazas, lo cual les hacía muy vulnerables. A mitad de camino -en la isla de *Iwo Jima*-, los japoneses oportunamente contaban con tres aerodrómos de aviación de caza, e instalaron un radar de alerta que les advertía del ataque de las grandes formaciones de bombarderos.

Figura B.2: *Hawker Hurricane Mk IA* instalado en la catapulta de un mercante *CAM* (*Catapult Armed Merchant*), en 1941. Archivo *Imperial War Museum*

japonesa consistía en acercarlos lo máximo posible a los objetivos para maximizar el alcance y carga bélica de sus aviones, así como para realizar el apoyo aéreo a los *Marines* en los desembarcos en las playas (*Batalla de Iwo Jima*, *Batalla de Okinawa*, etc).

Sin entrar a analizar ya otros escenarios históricos posteriores, que se considera no aportan grandes novedades, la posibilidad de despliegue rápido de fuerzas a las zonas de conflicto ha convertido a los portaaviones en un elemento clave en la escena internacional, como elemento de presión y disuasión primero, y como medio de respuesta inmediata y contundente después, en la muchas ocasiones como vanguardia de despliegues terrestres posteriores –considerablemente más tardíos por problemas logísticos y sobre todo por su enorme complejidad política (convocatoria de cumbres, acuerdos, etc de los diferentes organismos internacionales; Naciones Unidas, Alianza Atlántica, etc).

Tómese como ejemplo la actual doctrina naval de los EE. UU. concebida por la administración Reagan, que tiene entre sus objetivos el mantenimiento en servicio de una flota de doce portaaviones de cerca de 100.000 t de desplazamiento y 70 aviones de combate cada uno, buques de escolta, buques auxiliares de aprovisionamiento, etc, con los que compone grupos de combate que aseguran su presencia a escala mundial, patrullando de forma permanente por los océanos Atlántico, Pacífico e Índico, y en el mar Mediterráneo. En otra escala, la presencia de intereses de ultramar también explica las flotas británica y francesa, e incluso la española –por la defensa de las Islas Canarias–.

Por otra parte, el paso del tiempo, la evolución tecnológica, los cambios políticos, etc van cambiando en muchas ocasiones las amenazas y su percepción por la sociedad, nación, sistema político, cultura ó civilización. A pesar de la caída del Muro de Berlín (1989) etiquetada como final de la *Guerra Fría*, hoy en día sigue existiendo la amenaza de los misiles balísticos de largo alcance *ICBM* y *SLBM* (lanzables desde silos terrestres y desde submarinos, respectivamente), pero también hay posibles fuentes de conflicto de –a priori– menor nivel, derivadas por ejemplo de escaladas de tensión con los regímenes norcoreano o iraní, etc.

Por otro lado, la tecnología militar de automatismos y controles remotos ha evolucionado tanto que los modernos misiles de crucero permiten atacar blancos a distancias superiores a los 2500 km (*TLAM Tomahawk*), con cada vez mayor precisión y menor riesgo de daños colaterales, y los aviones sin piloto –ahora conocidos como sistemas no tripulados ó *UAS*– irrumpen con fuerza en todas las categorías, desde la observación a gran altitud (*RQ-4 Global Hawk*), al ataque al suelo (*MQ-9 Reaper*) o el apoyo a la infantería (*ScanEagle*), permitiendo eliminar todos los riesgos para las tripulaciones. Frente a todos estos ejemplos parecería deducirse que los aviones de combate han perdido gran parte de su razón de ser, y todavía más si cabe los aviones embarcados, que necesitan para poder operar de una tremendamente compleja y costosa infraestructura. Sin embargo, todavía puede afirmarse que los aviones de combate en general, y los embarcados en particular, permiten combinar de forma equilibrada: capacidad de disuasión, agilidad y flexibilidad de utilización, y versatilidad y potencia de fuego.

B.1.1. Capacidad de disuasión

Hasta hace poco los planteamientos estratégicos primaban en los Departamentos de Defensa de las grandes potencias. La aviación militar no era una excepción entre los carros de combate, submarinos, buques de superficie, etc, y por ejemplo se diseñaron planes con grandes bombarderos estratégicos y cisternas, como vectores de cabezas nucleares para ataques a grandes distancias. En 2006 la marina de EE.UU. retiró del servicio⁴ al *Grumman F-14 Tomcat*, que se definía en la documentación oficial como *caza de defensa de la flota*. Estaba diseñado de acuerdo al requerimiento de poder portar misiles aire-aire de largo alcance *AIM-54 Phoenix*⁵, con objeto de combatir la amenaza de bombarderos soviéticos a distancias superiores a los 200 km (figura B.3, pág. 348). Capaz de portar hasta seis de ellos, en los últimos años raramente se le veía en esa configuración, y sin embargo sí que participó –codo con codo con el *F/A-18 Hornet*– en todos los combates contemporáneos en qué se vio inmerso, siendo capaz de adaptarse a misiones convencionales en las que se le vio con misiles de corto y medio alcance y bombas guiadas, con bombas de caída libre, etc

En cualquier caso, en situaciones de tensión internacional o de conflictos regionales, un portaaviones podría, al amparo de la legalidad internacional, situarse en aguas internacionales⁶ frente a las costas de cualquier territorio y hacer ostentación de su capacidad militar. La gran extensión de la superficie terrestre que ocupan los océanos, hace comprender fácilmente la gran capacidad de presión militar y política que en la práctica serían capaces de efectuar (figura B.4, pág. 349).

B.1.2. Agilidad y flexibilidad de utilización

Sin que las anteriores consideraciones hayan desaparecido del todo, coexisten desde hace algunas décadas con las amenazas de guerras regionales –llamadas así por las grandes potencias–, con las amenazas de los regímenes dictatoriales –de los vulgarmente denominados *estados gamberros (rogue states)*–, con la frecuente conexión de éstos con el terrorismo internacional, y el relativamente reciente terrorismo *yihadista*. Con todos los matices que se quiera, las operaciones aéreas embarcadas han proporcionado flexibilidad a la respuesta militar en conflictos tales como la *Guerra de las Malvinas* en

⁴Avión y misil que por cierto parecen seguir en servicio en la República Islámica de Irán, a pesar de la falta de repuestos y de soporte técnico por el embargo decretado por los EE. UU., que incluso han establecido un férreo control para evitar que piezas de los suyos pudieran terminar en manos no deseadas por ellos. Almacenados inicialmente en el conocido cementerio de aviones de *Davis-Monthan AFB*, en Tucson (Arizona), oficialmente conocido como *AMARG (Aerospace Maintenance and Regeneration Group)*, parece que la mayoría han sido desguazados.

⁵Misil del que constan muy escasos disparos de fuego real, y ningún derribo en combate

⁶En vigor desde 1994, la *Convención de las Naciones Unidas sobre el Derecho del Mar (United Nations Convention on the Law of the Sea, UNCLOS)*, reconoce como aguas internacionales las que están fuera de la *zona económica exclusiva*, por fuera de 200 millas náuticas de la línea de costa. Este tratado está ratificado por 161 países, aunque está firmado pero pendiente de ratificación por EE. UU., Corea del Norte, Irán y Libia, etc y entre los no firmantes están Israel, Siria, Turquía y Venezuela

Figura B.3: Avión con ala de flecha variable *Grumman F-14 Tomcat*, mostrado en dos de sus tres versiones operativas -en ambos casos con configuración de flecha mínima-, operando con el mismo escuadrón *VF-211 Checkmates* de la *US Navy*. Arriba: *F-14B*, aparentemente sin cargas externas, (<http://www.anft.net/f-14/f14-photo-vf211-15xl.htm>). Abajo: detalle de un *F-14A* portando seis misiles *AIM-54 Phoenix*, (1989, *NAS Miramar*. *US Navy photo DNSC 9011927*).

Figura B.4: Aguas internacionales -en oscuro- de acuerdo con la *Convención de las Naciones Unidas sobre el Derecho del Mar*. En color claro, las doscientas millas desde la línea de costa que representan la ZEE (Zona Económica Exclusiva).

1982, los ataques norteamericanos a Libia en 1986 (Operación *El Dorado Canyon*), la invasión iraquí de Kuwait ó *1ª Guerra del Golfo* en 1990 (Operación *Desert Storm*), los primeros ataques de noviembre de 2001 –posteriores al tristemente célebre 11 de septiembre– preliminares a la invasión de Afganistán– (Operación *Enduring Freedom*) o la reciente intervención en Libia de 2011 (Operación *Odyssey Dawn*). Pero sobre todo, en la mayoría de los casos han constituido la inmediata de las respuestas, muchas veces en el plazo de unos pocos días o semanas, –una agilidad impensable en otro tipo de despliegues–.

B.1.3. Versatilidad y potencia de fuego

Los aviones embarcados suelen tener gran polivalencia, con radares y sistemas multimodo capaces de realizar satisfactoriamente misiones aire-aire, aire-superficie, reconocimiento de señales, inteligencia, etc.

En misiones aire-aire pueden portar simultáneamente misiles de diferente alcance y tipo de guiado para hacer interceptaciones, combates cercanos en misiones de escolta, patrullas de combate (*CAP*, *Combat Air Patrols*), etc. En misiones aire-suelo son capaces de portar bombas inteligentes en lanzadores múltiples y de guiarlas hasta el objetivo de forma autónoma portando también el designador láser.

Pero también son versátiles; portando configuraciones asimétricas en las que combinan en una única salida sin grandes problemas misiones de defensa aérea, apoyo aéreo táctico (*CAS*, *Close Air Support*) e incluso interceptaciones. Son capaces de valerse del reabastecimiento en vuelo para realizar misiones de interdicción (penetración en territo-

rio enemigo para bombardear objetivos de alto valor), tener una presencia sostenida en una zona *CAP*, etc. También pueden portar armamento aire-superficie contra buques, portar armas nucleares tácticas, y un largo etcétera. Evidentemente no pueden ser sistemas especializados en cada una esas tareas, pero su polivalencia es una característica sobresaliente, y en consecuencia tremendamente valiosa y reconocida.

Por ello como consecuencia de esta polivalencia son frecuentemente adquiridos por países sin pretensión –ni capacidad– alguna de utilizarlos embarcados. El ejemplo sobresaliente es el *F/A-18 Hornet* y sus variantes, que están en servicio en estas condiciones nada menos que en Australia, Canadá, España, Finlandia, Kuwait, Malasia y Suiza.

El caso de España es especialmente interesante, pues el *F/A-18* fue en los años ochenta el ganador del entonces conocido como *Programa FACA*⁷ (*Futuro Avión de Caza y Ataque*), tras una dura puja con el también norteamericano *F-16* (conceptualmente muy diferente, y que ya había sido exportado a Bélgica, Dinamarca, Holanda y Noruega, y además era bien conocido por ser operado por la *401 TFW* de la *USAF* en *Torrejón AFB*⁸, una vez descartados el *Mirage 2000* francés y el *Panavia Tornado* británico-germano-italiano. Entre los requisitos destacaba claramente la polivalencia en misiones aire-tierra y aire-aire (debía sustituir a aviones tan distintos como los *F-4C Phantom II*, *Northrop F-5A* y *Dassault Mirage III*), además de resultar fundamental el poder alcanzar sin reabastecimiento en vuelo el traslado a las Islas Canarias, desde el sur de la península.

B.2. Consideraciones colaterales.

Se trata de introducir en su contexto internacional una serie de consideraciones adicionales de carácter industrial, económico y político, que permitan entender por qué analizar la embarcabilidad de un avión.

La operación embarcada necesita incorporar al diseño del avión numerosas servidumbres. En estos casos, en que han de satisfacerse requisitos especiales, parece obvio que el resultado óptimo se obtendría partiendo de una *tábula rasa*. Así lo han demostrado y lo demuestran día a día, por ejemplo en el caso de los reactores de la *US Navy*, los ya retirados del servicio; *A-7 Corsair II*, *F-4 Phantom II*, *A-6 Intruder*, *A-4 Skyhawk*, y *F-14 Tomcat*. También, la –actualmente en servicio– exitosa familia de los *F/A-18 Hornet*, *Super Hornet* y *Growler*, y también por último los que están justo ahora en fase de desarrollo para su entrada en servicio en el inmediato futuro (*F-35C Joint Strike Fighter*).

⁷Finalmente se compraron 72 aviones, de los que 12 eran biplazas. Con posterioridad se compraron 24 más de segunda mano, excedentes de la *US Navy* (con el plan denominado *Programa CX*), con destino final a la defensa de las Islas Canarias.

⁸Conceptualmente eran aviones muy diferentes, pues derivaban de requisitos muy distintos; el *F/A-18* era un cazabombardero multimisión para la *US Navy*, y el *F-16* era un caza tecnológicamente avanzado pero menos ambicioso y más barato que el *F-15*, diseñado para satisfacer requisitos concretos de una *RFP* (*Request for Proposal*) de la *USAF*.

Muy importantes son los tamaños de las series de producción, que en los ejemplos anteriores serían varios centenares o incluso de miles de cada uno de ellos. En cifras aproximadas pero siempre a la baja para no entrar en detalles distorsionantes, hablamos de ejemplos de series de producción como: *A-7 Corsair II* (1000), *F-4 Phantom II* (1250), *A-6 Intruder* (690), *A-4 Skyhawk* (2500), *F-14 Tomcat* (700), *F/A-18 Hornet* (1500), y *F-35C* (500).

Frente a estos números contrastan las series de producción planificadas de las adaptaciones de aviones de combate de diseño terrestre. De actualidad son; *Dassault Rafale M* francés (48), *Sukhoi Su-33* (26) y *Mig-29K* (69) rusos. Es impensable que se puedan hacer diseños específicos para series tan sumamente pequeñas. Eso significa que en estos casos se ha partido de diseños optimizados para otros requisitos, y que con posterioridad se han readaptado para conseguir una cierta embarcabilidad a costa de estropear o sacrificar requisitos previos de otra naturaleza. Lo más lógico por tanto es que cada oficina de diseño se plantee adaptaciones embarcables de entre los diseños terrestres que considere con mayores posibilidades y que, o bien desarrolle su propia tecnología o que establezca algún tipo de alianza o acuerdo comercial con algún socio tecnológico que se la pueda proveer. Como puede deducirse de los datos anteriores, no es fácil conseguir experiencia en este campo, y no son muchas las empresas con esta tecnología. De analizar estas características y sus posibilidades tras la definición de los objetivos concretos, de relacionarlas y jerarquizarlas y estimar por tanto su eventual embarcabilidad, es de lo que trata esta tesis.

Llegados a este punto se cree que es conveniente hacer de esta necesidad una virtud, puesto que se considera que es la única opción posible de las naciones de tamaño económico medio que deseen tener una cierta capacidad aeronaval, y que no tienen pretensión ni posibilidades reales de influir individualmente en la situación mundial más que a la ya mencionada escala regional. Se estaría hablando, hoy por hoy, de una decena de países tales como ; Australia, Brasil, China, España, Francia, India, Italia, Reino Unido, y Rusia, con pretensiones y necesidades muy heterogéneas⁹. La mayoría de ellas tienen dimensionadas sus FF. AA. como garantes constitucionales de su soberanía, ejerciendo el control de fronteras, zonas marítimas de jurisdicción e interés económico, y su espacio aéreo. En un contexto donde sus presupuestos de defensa han de coexistir con lo que en occidente se denomina estado del bienestar (sanidad, educación, etc), las opiniones públicas difícilmente comprenden los grandes desembolsos que se requieren para alistar los grupos aeronavales. La tradicional amenaza de un posible enemigo exterior, ha evolucionado ahora en muchos casos hacia el problema del terrorismo global internacional, y eso en la mayoría de las ocasiones requiere de una presencia en el exterior que no puede abordarse sin la colaboración multinacional. En el caso de los grupos aeronavales requiere de un esfuerzo industrial y económico que salvo quizá en el caso de China o Rusia no puede afrontarse sin colaboración internacional, y con muchos matices que se explicarán más adelante. La única opción alternativa es la adquisición

⁹Pudiendo añadir quizá algún caso más, como el de Argentina o Tailandia

directa del material en el mercado internacional, opción a la que todos de una u otra manera se resisten, conscientes de lo que termina significando a medio y largo plazo; la dependencia tecnológica e industrial, y la pérdida de soberanía en la compleja política internacional de intereses y alianzas.

B.3. Panorama internacional

Una vez establecido el hecho de que nos enfrentamos a series de producción de, en el mejor de los casos, un centenar de unidades, parece lógico que se analice brevemente la situación particular de los países que puedan constituir el posible mercado, en búsqueda de patrones comunes de la posible demanda de buques y aviones, sobre todo de qué tipo y de qué características.

Ya se ha mencionado que en la escena internacional se dan casos de características muy distintas, como consecuencia de los diferentes planteamientos estratégicos, percepciones de amenazas, situaciones económicas, sucesos históricamente relevantes, etc.

Además existe un curioso mercado de segunda mano, en el que es frequentísima la compra-venta entre países de buques y aviones embarcados, la compra-venta de excedentes en servicio, los programas de modernización y extensión de vida, la suspensión de compras o de entregas a mitad de plazo afectadas por embargos de armas, etc.

Se cree preferible alterar la inicial relación alfabética de países afectados; Argentina, Australia, Brasil, China, España, EE. UU., Francia, India, Italia, Reino Unido, Rusia, y Tailandia, por otra en función del volumen de operación o de grupos con ciertas similitudes, etc.

B.3.1. EE. UU.

Respecto a este país baste decir que en estos momentos es el referente mundial en cuanto a aviación embarcada, de la que ostenta el liderazgo a gran distancia del resto en cuanto a número de aviones y buques, tecnología, doctrina, operación, logística, capacidad de proyección mundial, presupuesto, etc. El volumen de demanda interna es tal, que su industria puede acometer proyectos tecnológicamente muy ambiciosos, controlar el mercado, liderar las exportaciones, etc.

Es interesante comentar el ejemplo del último proyecto en el que su industria está volcado, el *Joint Strike Fighter*¹⁰, del que a pesar de las fluctuaciones en los planes de

¹⁰ Conocido como *Lightning II*, es en realidad una familia de tres aviones distintos (*F-35A* de despegue y aterrizaje convencionales, *F-35B* de despegue corto y aterrizaje vertical, y *F-35C* embarcable en portaviones), con una anunciada –y quizá en exceso optimista– comunalidad inicial entre versiones de entre el 70 y el 90 %. En el proyecto participan a distinto nivel varios países; Reino Unido (nivel 1), Italia y Holanda (nivel 2), Australia, Canadá, Dinamarca, Noruega, Turquía (nivel 3). Israel finalmente ha anunciado su compra tras aceptar EE. UU. ciertas condiciones hebreas, que incluían la instalación de electrónica propia (julio de 2011).

producción por el incremento de costes derivados de retrasos y complicaciones, las cifras parecen respaldan los argumentos esgrimidos: se ha pasado de planear construir 3173 unidades en noviembre de 2009, a 2443 unidades en agosto de 2010¹¹, de las cuales se estima que aproximadamente 500 serán de la versión naval de operación convencional *F-35C*.

Con estos planteamientos, parece poco probable que tuvieran interés en estudiar adaptaciones de diseños de cazas terrestres ya en servicio, pues pretenden los mejores resultados y están firmemente determinados a conseguirlos. Dominan el mercado en todas las categorías sin ningún tipo de problema de consideración, y quizá la excepción que confirma la regla haya sido la del entrenador *T-45 Goshawk*¹², avión con el que sí que procedieron a adaptar el diseño del británico *BAe Hawk Mk.60*, como sustituto de los veteranos *TA-4 Skyhawk* y *T-2 Buckeye*. Sin embargo, difícilmente puede ser considerado éste un avión de combate, pues tanto antes como después del rediseño es un avión de adiestramiento, al que además de las características originales se le ha dotado de capacidad de ser lanzado y recuperado en cubiertas de portaaviones (figura B.5, pág. B.5). En particular se emplea para las *CARQUAL* (*CARrier QUALification*) ó ejercicios de calificación básica de los alumnos-piloto en los portaaviones, tras los cuales finalmente obtienen el título de aviador naval¹³ (*Naval Aviator*), tanto en la *US Navy* como en el *US Marine Corps*. En la versión británica original de la que deriva sí que tenía una cierta capacidad bélica, sin embargo en la versión embarcada opera sobre las cubiertas desprovisto de todo armamento ni de cargas externas¹⁴ (ni tan siquiera depósitos de combustible), por lo que no se embarca en despliegues ni participa en misiones de combate.

B.3.2. Francia

Este país tiene a gala la política de intentar mantener su independencia industrial y tecnológica en el sector de la defensa¹⁵, y así parece haberlo conseguido con sus reactores navales *Super-Étendard* primero y *Rafale M* después, ambos del fabricante francés *Dassault* (figura B.6, pág. 355). Esto, que en muchos sentidos es ciertamente

¹¹Sin incluir el reciente anuncio de compra de Japón (diciembre 2011), de 40-50 unidades –pendientes del precio final– para sustituir sus veteranos *F-4EJ Phantom II*.

¹²La conversión del diseño se hizo entre las empresas *McDonnell Douglas* (ahora *Boeing*) y *British Aerospace* (ahora *BAE Systems*), con un total de 214 aviones fabricados desde 1992.

¹³Estos ejercicios son para todos los pilotos de reactores, incluidos los que luego irán destinados a los *AV-8 Harrier II*.

¹⁴A pesar de todo conserva los refuerzos estructurales para el eventual amarre de sendos pilones en cada plano, más un tercero en la línea central del fuselaje. Es bastante inusual verle en esta configuración, pero es posible encontrar testimonios gráficos en los que se le muestra con lanzadores de bombas de prácticas en los planos o con un contenedor de transporte (*baggage pod*) en la línea central.

¹⁵Que ha tenido y tiene sus titubeos y excepciones, como en el caso de la *Marine Nationale* con la compra de material norteamericano como los reactores *Vought F-8E Crusader* (42 aviones en servicio desde 1964 hasta 1999, relevados por el *Rafale M*) y el turbohélice de alerta temprana (*Airborne Early Warning, AEW*) *Grumman E-2C Hawkeye*, con tres ejemplares en servicio.

Figura B.5: Pareja de *T-45 Goshawk* de la *US Navy* en pleno vuelo. *Boeing Photo Neg. #e35-004-26*

admirable y no está al alcance de cualquier país, le ha ocasionado graves repercusiones en los costes unitarios de desarrollo y fabricación –difícilmente sostenibles con tan exiguas producciones–, y parece constituirse como un modelo de difícil asunción para próximos programas¹⁶.

El *Super-Étendard* es un cazabombardero ligero, variante embarcada derivada del avión de ataque *Étendard IV*. Se construyeron unos 70-80 aviones –según qué fuentes–, incluyendo la exportación de 14 unidades a la *Armada Argentina*¹⁷, que supusieron a los fabricantes *Dassault* y *Aerospatiale* una excelente publicidad por el exitoso empleo del misil aire-superficie *AM39 Exocet* contra los británicos, durante la *Guerra de las Malvinas* de 1982¹⁸.

El *Rafale M* (por *Marine*), es una adaptación del caza terrestre *Rafale* en su versión

¹⁶Y que siempre se ha intentado justificar con eventuales ejemplares de exportación posteriores, que claramente fueron decepcionantes si lo que se pretendía era que alcanzaran el rotundo éxito de ventas de los cazas terrestres *Mirage III* y *Mirage F1* en los años 70 y 80, o incluso las bastante más modestas –pero satisfactorias– ventas del inmediatamente anterior *Mirage 2000*.

¹⁷Y otros cinco alquilados al ejército del aire iraquí durante la guerra con Irán en 1983, en la que se perdieron dos de ellos

¹⁸La guerra estalló en pleno proceso de entrega, quedando en suspenso por el embargo de armas. Con los únicamente cinco aviones y cinco misiles entregados, los argentinos consiguieron alcanzar al destructor *HMS Sheffield*, y por dos veces al mercante requisado para el servicio *SS Atlantic Conveyor*, cargado con diez helicópteros *Wessex* y *Chinook* que se perdieron en el incendio posterior a los impactos.

Figura B.6: *Super-Étendard* y *Rafale M* volando en formación cerrada (lugar y fecha desconocidos). <http://www.naval-technology.com>

monoplaza¹⁹, máximo exponente de la tecnología militar francesa en aviones de combate. Con colaboración norteamericana²⁰ –en por ejemplo, los ensayos de catapultaje–, Francia ha conseguido finalmente con él culminar el desarrollo de un avión naval moderno. Comenzó a operar a finales de 2000, y constituye hoy por hoy la única alternativa de tecnología occidental a los cazas norteamericanos *F/A-18E/F Super Hornet* –en plena producción–. La fabricación prevista de esta variante es de 58 unidades, con entrega de los últimos para el año 2012²¹, con un ritmo de producción del conjunto de las versiones (B biplaza, C monoplaza y M naval) de 11 aviones/año.

Es muy interesante subrayar que el *Rafale M* superó la calificación de su embarcabilidad con la *US Navy* (*Carrier Suitability*), lo que avala la excelencia de la adaptación de su diseño naval, y lo pone como un ejemplo a seguir para otras posibles conversiones como las que este trabajo plantea. Además de otras cuestiones operativas y de co-

¹⁹No existe versión biplaza del caza naval

²⁰Los equipos de lanzamiento y recuperación del portaviones *Charles de Gaulle* son de procedencia norteamericana, y análogos a los instalados en los CVN tras ser adaptados por NAVAIR (*Naval Air Systems Command*), de la *US Navy*. En concreto, las catapultas son una versión acortada de la *C13-3*, y los motores de apontaje son los *Mk7*.

²¹El Ministro de Defensa *Gérard Longuet* anunció (dic. 2011) el cierre de la línea de producción del *Rafale* (en sus diferentes versiones) si no hubiera pedidos de exportación tras el término en 2018 del total de las 180 unidades encargadas. Consciente de su elevado coste, con palabras textuales indicó como razón principal: “...mientras nosotros encargamos 200 unidades, los norteamericanos encargan de los suyos 3000”.

laboración militar entre los dos países, esto le permite mantener el adiestramiento y calificación de sus pilotos cuando es necesario retirar temporalmente del servicio su portaaviones Charles de Gaulle por mantenimiento programado, recarga de combustible nuclear, etc.

Ambos ejemplos de cazas embarcados franceses son muy interesantes para este trabajo y serán estudiados con cierta profundidad posteriormente. Hay que resaltar que Francia es, en muchos sentidos, la excepción a la hegemonía de los EE.UU., pues es el único país que también opera un portaaviones nuclear, y que junto con el *N Ae Sao Paulo*²² que actualmente opera Brasil, están dotados de catapultas para el lanzamiento de aviones.

B.3.3. Rusia

Tras la desintegración de la Unión Soviética, su flota de dos portaaviones²³ de la clase-*Kuznetsov* se repartió entre la Armada de Rusia –que opera actualmente el *Almirante Kuznetsov*, que dio nombre a los buques de su clase– y la Armada de Ucrania, a la que le fue cedida su inacabado buque gemelo *Varyag*, del que se han escrito verdaderos ríos de tinta, tras ser finalmente adquirido por China²⁴, cuyas pretensiones de utilización parecen bastante evidentes (véase epígrafe B.3.7, pág. 374).

El *Almirante Kuznetsov*²⁵ es un buque grande –55.000 t a plena carga, sólo superado por las 95.000 t de los *CVN* estadounidenses–, que sin embargo no dispone de catapultas, y es de propulsión convencional²⁶. La dotación de aviones consiste en el caza pesado *Sukhoi Su-33* (ó *Su-27K Flanker-D* según codificación *NATO*), versión embarcada de la prolífica y exitosa familia del *Su-27 Flanker* (figura B.7, pág. 357).

Este avión se impuso en su día a la versión naval del *Mikoyan Mig-29* –conocida como *Mig-29K*–, que sin embargo está siendo ahora remozada tras la adquisición de la India (figura B.8, pág. 359), y parece que finalmente podrían embarcarse juntos o

²²El *N Ae Sao Paulo* brasileño procede de la compra a Francia de su portaviones *Foch* en el 2000, tras la entrada en servicio de su flamante *Charles de Gaulle* y la también baja del *Clemenceau*, que fue mandado a desguace.

²³Formalmente no se denominan portaviones, sino *cruceros pesados lanzamisiles portadores de aviones* (*TAVKR* ó *TAKR*, *Tyazholiy Avianesushchiy Kreyser*), por problemas legales derivados de la *Convención de Montraux* (Suiza, 1936), que restringe el tránsito de buques de guerra por los estrechos del Bósforo y de los Dardanelos, y deja *de facto* en manos de Turquía el control de la salida al Mediterráneo desde el Mar Negro.

²⁴Constituyendo un auténtico culebrón, pues ante la imposibilidad de Ucrania de asumir los costes de terminación, alistamiento, y adquisición de la dotación de aeronaves, se barajó la posibilidad de que fuera desguazado, revendido a la Armada Rusa, o adquirido por China –con promesa incluida (!) de no operarlo militarmente–.

²⁵El buque fue arrastrando un nombre tras otro; inicialmente se iba a llamar *Leónidas Brezhnev*, y luego *Tbilisi* (en honor de la entonces capital de la *República Socialista Soviética de Georgia*).

²⁶La agencia rusa *RIA Novosti* [56] anunció en 2010 un plan de modernización del buque para el año 2012 –del que no se ha vuelto a saber nada, que le habría mantenido fuera de servicio durante cinco años–, que incluiría la instalación de catapultas e incluso de un reactor nuclear (lo cual explicaría el plazo tan dilatado).

Figura B.7: *Sukhoi Su-33* en vuelo, posando con el aerofreno dorsal desplegado. (Fecha y lugar desconocidos). <http://www.hudi.republika.pl>

incluso sustituirle –tras la firma de un contrato para la adquisición de 20 monoplazas y 4 biplazas *Mig-29KUB*, a entregar en 2015– [94]. Se afirma que tiene mayor polivalencia y mayor capacidad de ataque a buques de superficie. Ambos aviones son también ejemplos interesantes de recientes adaptaciones embarcadas de aviones de combate modernos –y permitirán además el contraste con sus sempiternos rivales occidentales–.

Las pruebas de calificación embarcada de la versión moderna del *Mig-29K* (K por *Korabelny*, embarcado), se han hecho recientemente –para la India– con la versión biplaza, denominada *Mig-29KUB* (*Korabelny Uchebno-Boevo*, es decir embarcado, entrenador y de combate). Resulta extraño que no se disponga, ni en su día se dispusiera de una versión biplaza del *Su-33* para el adiestramiento de las operaciones embarcadas (se utiliza el *Su-25UTG*, una versión embarcada del *Frogfoot*).

La información disponible en la red muestra un único modelo de caza biplaza de similares características, el *Su-27UB*. Es un modelo que no tiene capacidad de apuntar en portaaviones, en servicio por tanto con la *Aviación Terrestre de la Armada*. Se le distingue, además de por la cabina doble, por la ausencia de gancho de apontaje y por su tren de morro monorrueda.

El único modelo biplaza embarcado equiparable que desarrolló *Sukhoi* era el conocido como *Su-33UB* ó *Su-27KUB* –de ambas dos maneras–. El fabricante desarrolló un prototipo de este avión, pero no lo adquirió ni la Armada Rusa (que prefirió el *Mig-29KUB*) ni tampoco China (que ha desarrollado su *J-15*, figura B.17, pág. 377). La disposición de asientos en el *Su-27KUB* es la poco común *lado a lado* (figura B.10, pág. 361), y a pesar de no fabricarse en serie dio lugar al cazabombardero pesado terrestre *Su-34*, con el que guarda gran similitud.

B.3.4. Reino Unido

Tras la 2ª Guerra Mundial, la evolución del diseño en este país de los buques portaaviones y sus reactores embarcados es muy interesante. La tendencia inicial fue el diseño y construcción de buques grandes, como la denominada clase-*Audacious* (*HMS Eagle* y *HMS Ark Royal*), de 40000 t y capacidad para 50-60 aeronaves (entre los que se encontraban los aviones *Buccaneer* y *F-4K Phantom II*).

Con el *Harrier*, se pasó a pretender operar con buques más pequeños y económicos, diseñándose específicamente para estos aviones la clase-*Invincible* (22000 t y 22 aeronaves) y llegándose a adaptar incluso un buque de la clase-*Centaur* (el *HMS Hermes*, de 28000 t y 28 aeronaves) –eliminándole las catapultas e instalando el *ski-jump* a proa–. A estos buques se les llamó portaaviones *V/STOL*, o portaaviones antisubmarinos –*aircraft capable ASW (anti-submarine warfare) platforms*–.

En 1982 el país se vio inmerso en la *Guerra de las Malvinas*, para cuya recuperación (Operación *Corporate*) tuvo que organizar y desplegar un grupo aeronaval o *Task Force* hacia el Atlántico Sur –a 7000 millas náuticas de distancia–, al frente del cual colocaron²⁷ precisamente a los portaaviones *HMS Hermes* y *HMS Invincible*. En la memo-

²⁷Expresado claro de una forma metafórica, puesto que con toda seguridad estos valiosos buques

Figura B.8: *Mikoyan Mig-29KUB* con emblemas de la Marina India –y tripulación rusa–, durante los vuelos de calificación sobre la cubierta del portaviones ruso *Almirante Kuznetsov*. (Sep. 2009, cerca de la base de *Severomorsk*, *Múrmansk*, Rusia). Arriba: aplicando la postcombustión en el lanzamiento desde el trampolín. Centro: ejecutando un *touch and go*. Abajo: estacionado y amarrado en la cubierta de vuelo, con gancho abajo, planos plegados y cúpula abierta (*Edward Chalenko*, *vpk-news.ru*), y (*Alexey Polyakov/Mig*, *www.migavia.ru*)

Figura B.9: Comparación de la arquitectura y dimensiones generales de los *Su-33* y *Mig-29KUB*, de 33 y 24.5 t de *MTOW* respectivamente. A finales de los 90 el *Mikoyan* fue desplazado por el *Sukhoi* como caza embarcado de la *Aviación Naval de la Armada de la Federación Rusa*, y ha sido ahora con la reciente adquisición de aquel por la India cuando se han vuelto las tornas y parece que le sustituirá en 2015. (A partir de dibujos de M. Wojciechowski, www.mars.slupsk.pl/fort)

Figura B.10: Centro: *Sukhoi 27KUB*, versión biplaza -con asientos lado a lado- del avión *Su-33*, ambos dos embarcables. (Dibujos de *Mariusz Wojciechowski*, <http://www.mars.slupsk.pl/fort>). Arriba: pasada a baja velocidad con todo desplegado de ambos modelos de avión, durante el *MAKS 2001*, *Salón Internacional de la Aviación y el Espacio*. Abajo: pruebas de embarcabilidad sobre la cubierta del *Kuznetsov*.

ria de este conflicto todavía se recuerda la experiencia de tener que completar las aeronaves de estos buques (además de reponer las pérdidas) con otras transportadas en portacontenedores requisados a la marina mercante (figura B.11, pág. 363), poniendo en evidencia la limitada capacidad de combate de aquellos. La prensa especializada de aquella época se preguntaba qué hubiera ocurrido si Argentina hubiera podido completar su pedido de 14 aviones *Super Étendard* y 14 misiles *AM39 Exocet* franceses.

Treinta años más tarde, este país afronta la construcción de dos grandes portaaviones de 65000 t y hasta 40 aeronaves (clase-*Queen Elizabeth*), inmerso a la vez en un controvertido y doloroso período de transición, en el que como consecuencia de última *SDSR* (*Strategic Defence and Security Review*) –ref. [49]– del ejecutivo de *David Cameron*, se ha procedido a retirar del servicio todos los *BAE Harrier* de forma fulminante, en 2010. Ya desde el año 2000 se había ido concentrando la operación de estos aviones –tanto de la *RAF* como de la *Fleet Air Arm* de la *Royal Navy*– bajo el mando único del *Strike Command* de la *RAF*, en lo que se conoció como *Joint Force 2000*, *Joint Strike Wing*, ó *Joint Force Harrier*²⁸. Lo que inicialmente se anunció como la aplicación de una doctrina para la operación combinada de medios aéreos desde buques y aeródromos con un mando conjunto único, ha derivado en la supresión radical de este modelo de avión y con él, de todas sus tácticas y procedimientos –en su día toda una revolución conceptual y operativa–.

Además, se decidieron modificar los planes de adquisición del nuevo caza naval –sustituyendo la versión de operación vertical *F-35B* del *JSF*–, por la *F-35C* convencional embarcada. Esto obligaba a modificar el diseño de los nuevos portaaviones clase-*Queen Elizabeth*, de manera que fueran adaptados para poder ser dotados de catapultas y cables de frenado²⁹. En consecuencia, se creaban una serie de incertidumbres directas e indirectas que se podían resumir en las siguientes:

- La desaparición de la aviación embarcada británica hasta la entrada en servicio de los nuevos buques y aviones (el *HMS Queen Elizabeth* está previsto para 2016). Esto habrá de ser todo un reto para la *Royal Navy*, que a pesar de su gran experiencia y tradición, deberá ser capaz de crear una fuerza embarcada plenamente operativa desde prácticamente cero, con buques, aviones, y tripulaciones también en buena medida, totalmente distintos. En defensa de su profesionalidad, existe el precedente de finales de los años 70-principios de los 80, con la transición a los *Harrier* y los portaaviones clase-*Invincible* desde los *Blackburn Buccaneer* y *F-4K Phantom II*, que operaban en sus portaaviones de la clase-*Audacious*.
- El sobrecoste del *F-35B JSF* generado por la retirada de la compra británica, un

irían flanqueados de destructores tipo 42 y protegidos también por submarinos.

²⁸ Durante la *Guerra de la Malvinas*, *Sea Harrier* de la *RN* y *Harrier GR.3* de la *RAF* ya habían tenido que operar conjuntamente en combate, todos desde portaviones.

²⁹ Debiéndose proceder a adaptar los nuevos dispositivos electromagnéticos de lanzamiento y recuperación que equiparán a los nuevos portaviones norteamericanos de la clase-*Ford*, conocido respectivamente como *EMALS* (*Electro Magnetic Launch System*) y *AAG* (*Advanced Arresting Gear*).

Figura B.11: *SS Atlantic Conveyor*, buque mercante requisado y puesto al servicio de la *Royal Navy* durante la *Guerra de las Malvinas*. Arriba: Haciendo escala en la Isla de Ascensión (territorio británico de ultramar), donde recogió y dispuso en cubierta -parapetados tras contenedores-; 8 *Sea Harrier* y 6 *Harrier GR.3*, además de helicópteros *CH-47 Chinook* y *Wessex*. Abajo: Un *Sea Harrier* comprueba la aptitud de las cubiertas de vuelo a proa y a popa, dispuestas para poder despegar en menos de veinte minutos en misión de interceptación (*Deck Alert 20*), ante vuelos de reconocimiento de *B-707* argentinos. El 25 de mayo de 1982 fue alcanzado por dos misiles de sendos aviones argentinos, incendiándose y hundiéndose tres días después mientras era remolcado (causando 14 muertos y la pérdida de 10 helicópteros). Foto: *Imperial War Museum*.

programa con ya de por sí graves problemas económicos. Si no aparecieran nuevos compradores podría tener repercusiones en el resto de clientes del programa, con aumento de costes o una posible reducción de capacidades que pudiera compensar éstos.

- Interacción, con los otros dos apartados anteriores, de los propios aviones *Harrier* en servicio en otros países. El suministro de piezas de recambio y el soporte que el fabricante presta al mantenimiento por los operadores, podría verse afectado por la reducción de aparatos en servicio y por cuándo pudiera entrar en servicio el *F-35B*. El *Harrier* no puede ser considerado como otro avión más, pues en él radica la operación aérea embarcada desde buques portaaviones mucho más pequeños, sencillos y económicos. Sin él, al igual que el Reino Unido se ha deshecho de sus portaaviones *clase-Invincible*, naciones como Italia o España se verían forzadas a corto-medio plazo a tener que elegir entre hacer lo propio, o adquirir el *F-35B*³⁰.

Por último, la decisión de colocar catapultas y cables de frenado en los *clase-Queen Elizabeth* tenía un efecto colateral interesante, y es que posibilitaba que hubiera una alternativa bastante bien definida en el caso de que, por la razón que fuera, no se terminara comprando el *F-35C*: la adquisición del *F/A-18 E/D Super Hornet* (una solución relativamente conservativa, pero ciertamente interesante).

Sin embargo, en mayo de 2012 *Philip Hammond*, *Secretario de Estado para la Defensa* comunicó en la *Cámara de los Comunes* la decisión de regresar al plan inicial de adquirir el *F-35B*, por los retrasos e incrementos de costes que hubiera supuesto. El informe [13] actualiza el coste de la adaptación (*retrofit*) del *HMS Queen Elizabeth*, y lo estima entre 2500 y 3000 M£. El coste de la instalación del *EMALS* en el *HMS Prince of Wales* se estima entre 950 y 2000 M£.

El propio *Ministerio de Defensa (MoD)* recoge en [44] –un *statement* o declaración oficial–, lo que podría traducirse como:

“La decisión tomada sobre los portaaviones en la SDSR de 2010 fue la correcta en su momento, pero las circunstancias han cambiado. Este gobierno no perseguirá ciegamente proyectos, ignorando incrementos de costes ni retrasos. Un portaaviones con catapultas y cables de detención que utilice la versión embarcada -C no va a ser por más tiempo la mejor manera de conseguir un grupo aeronaval, y no estoy dispuesto a tolerar un retraso de tres años en la consecución de este objetivo, que por tanto se mantiene previsto para el año 2020.”

Resulta curioso observar como lo que antaño se esgrimía como una posible ventaja potencial, el incremento de operatividad del uso combinado del *F-35C* con los *Rafale* franceses y su portaaviones *Charles de Gaulle*, ahora se transforma también en la posible ventaja que supondría interoperar los *F-35B* con sus homólogos italianos

³⁰ La retirada del *Harrier*, si no fueran sustituidos por el *F-35B*, deja de facto a estos buques sin sentido, o reducidos a su empleo exclusivamente con helicópteros.

Figura B.12: Dibujos artísticos de los dos posibles diseños conceptuales de la nueva clase-*Queen Elizabeth* británica (conocida como *CVF*), a la espera de que se defina finalmente. Arriba, con cubierta desalineada o *angled-deck*, y dos catapultas (para el *F-35C*). Abajo, con cubierta alineada o *straight deck*, y trampolín o *ski-jump* (para el *F-35B*). Fotos: *BAE Systems*.

y norteamericanos desde sus buques de asalto anfibio, *haciendo de la necesidad una virtud*.

B.3.5. España e Italia

Las peripecias de Italia para conseguir tener un portaaviones son dignas de mención, y explican en gran parte su situación actual.

Durante la 2ª Guerra Mundial no pudo, por distintas vicisitudes, disponer en servicio de unidades de este tipo. Ya en 1923 el gobierno de Mussolini unificó todos los medios aéreos bajo el mando de la *Regia Aeronautica*, prohibiendo operar con ellos a la *Regia Marina*, [84]. En 1925, el propio Mussolini decidió que no se construirían portaaviones, y no fue hasta 1937 cuando se autorizó a la Armada la creación de un arma aérea –pero bajo el mando de un general de la *Regia Aeronautica*–, dotada de hidroaviones con tripulaciones mixtas (pilotos de la fuerza aérea y navegante de la marina). Fueron célebres las declaraciones de Mussolini acerca de su dominio del Mediterráneo, jactándose de que la propia península itálica y sus dominios a lo largo de aquel serían «un inmenso portaaviones». En estas condiciones fue como se enfrentaron la *Regia Marina* y la *Royal Navy*. Tras el ataque británico a la flota italiana en la base naval de Tarento, y a la nueva derrota en la Batalla de Tanapán³¹, se comprendió ya tarde el error de no haber construido portaaviones. En 1942 se inició la construcción de dos unidades, transformando buques transatlánticos de transporte de pasajeros; serían los *Aquila* (28000 t), y *Sparviero* (>30000 t). Ambos buques fueron sin embargo apresados por los alemanes tras la capitulación italiana, y jamás entraron en servicio. Tras la guerra, las compensaciones de guerra exigidas a Italia por las naciones vencedoras obligaron a que cediera gran parte de sus buques, además de prohibirle la posesión de portaaviones. Sólo el cambio en el panorama internacional con la creación del *telón de acero*, y la importancia estratégica del Mar Mediterráneo, permitieron que con el ingreso en la OTAN en 1949 se atendieran las demandas de fin de las condiciones de paz impuestas, que limitaban de forma evidente su operatividad militar.

En 1981 inició la construcción del *Giuseppe Garibaldi* (figura B.14, pág. 371), que fue entregado oficialmente a su armada en 1985, pero sin aviones. No fue hasta 1989 cuando Italia consiguió que se le levantara formalmente la prohibición de tener estos buques, y fue entonces cuando finalmente pudo comprar a los EE. UU. los aviones *Harrier II*.

En el caso de España, su Armada ya operó el *AV-8A Harrier* en el portaaviones *Dédalo*, siguiendo la estela de los EE. UU. –que comenzó a emplearlos desde sus buques de asalto anfibio hace más de 40 años–, además de los *Sea Harrier* del Reino Unido³², y la India. La posterior adquisición de los desarrollos evolutivos *AV-8B Harrier II*

³¹En cuya batalla (marzo de 1941), la armada italiana sufrió la pérdida de tres cruceros pesados y dos destructores, además de un acorazado gravemente dañado y más de 2300 muertos, cediendo la soberanía del Mediterráneo a los británicos.

³²Que los empleó a fondo en la *Guerra de las Malvinas* de 1982.

en 1987, y *AV-8B+* en 1997³³ (este último dotado del radar del *F/A-18A Hornet*, permitiéndole ya el empleo del misil *AIM-120 AMRAAM*), para el entonces nuevo buque insignia *Príncipe de Asturias* (figura B.13, pág. 368), y también del *AV-8B+* para el *Garibaldi* italiano en 1991, marcaron desde entonces la conexión entre las armas aéreas de las armadas de ambos países.

Se considera que la situación de estos países tiene ciertas similitudes; ambos operan buques de concepción similar, y también emplean aviones *Harrier II* de operación vertical *STOVL* (*Short Take-Off and Vertical Landing*). La situación de partida, si bien no es exactamente la misma, ha evolucionado de manera que su resolución futura pasa muy probablemente por algún tipo de estrategia común. Desde entonces, el envejecimiento de sus flotas y el reciente alistamiento de sus respectivos nuevos buques *Juan Carlos I* y *Cavour* (figura B.14, pág. 371), les ha abocado a tener que tomar importantes decisiones:

1. Sobre el futuro de los buques veteranos. En ambos dos países se ordenó la construcción de los nuevos buques en un período de bonanza económica, con la pretensión –acertada desde un punto de vista operativo– de aprovechar la entrada en servicio de los nuevos para realizar en los viejos extensas tareas de mantenimiento, incluso su modernización. Sin embargo la reducción de presupuestos ha dado al traste con estos planes, en los que además es muy difícil alistar tripulaciones y medios aéreos para operar simultáneamente ambos buques.

- a) El *Príncipe de Asturias* –en servicio desde 1988–, estuvo inmovilizado en la *Base Naval de Rota* (Cádiz) desde que fue alistado el *Juan Carlos I*, aguardando una decisión sobre qué hacer con él. Éste nuevo buque no estaba planteado inicialmente como sustituto, y debiera de haber permitido la gran carena de aquel, pero en noviembre de 2012 se anunció el inminente traslado a Ferrol para su desguace (con 24 años de servicio), ante la falta de presupuesto y la no consecución de su venta. El coste del mantenimiento anual se estimaba entre 30 y 35 M€, y se hablaba de entre 100 y 400 M€ necesarios para su puesta a punto y modernización, dependiendo de lo ambiciosa que finalmente fuera; radar de navegación, cartografía electrónica, planta eléctrica, defensa *NBQ* (nuclear, biológica y química), sistema de combate, guerra electrónica, defensa antimisil, equipos de navegación... Para intentar venderle es probable que hubiera sido necesario modernizarlo primero, y en el presente contexto económico nadie hubiera estado dispuesto a correr el riesgo de adelantar los fondos. Todo esto coincidió en el tiempo además con las bajas del *HMS Ark Royal* y del *HMS Invincible*, y ambos dos fueron vendidos para el desguace a la empresa turca *Leyal Ship Recycling*, [43].

³³En el 2000 se firmó un contrato para homogeneizar finalmente toda la flota a la versión con radar *AV-8B+*.

Figura B.13: El español *Príncipe de Asturias*. Arriba, con sus AV-8B *Harrier II* sobre cubierta. Obsérvese la posición del último -ocupando parte del ascensor, cerca del eje de lanzamiento-, y los dos montajes antiaéreos *Meroka* a popa, (www.armada.mde.es). Abajo, navegando mientras se van lanzando los aviones. Tras el que ya ha abandonado el trampolín, otros tres más esperan a popa. El último ocupa la posición singular comentada más arriba. (Colección de J. F. Díaz Mellado).

- b) El *Garibaldi* ha tenido más suerte, y tras ser sometido a un “proceso de mantenimiento extraordinario” sigue en servicio, habiendo participado incluso en los ataques a Libia de 2011 (Operación *Odissey Dawn*)³⁴.

2. Sobre los medios aéreos:

- a) Asegurarse hasta medio plazo la continuidad de su flota de aviones *Harrier*, con una combinación de estas medidas (mejorando considerablemente cuando son conjuntas entre ambas armadas):
- 1) Contratación con el fabricante –ahora *Boeing*– del soporte logístico (repuestos, modificaciones, mantenimiento) durante el mayor plazo posible. No es una novedad que este tipo de medidas planifiquen de forma conjunta con otros operadores (países). Por ejemplo, en 2003 se creó una oficina conjunta entre EE. UU., Reino Unido, Italia y España para el seguimiento del programa de adquisición del *Harrier II* [11], y también en 2007 se firmó un contrato por cinco años –prorrogable por otros cinco más– para asegurarse el apoyo logístico integrado, [12]. Eso da un cierto margen de tiempo para resolver el problema, porque de lo contrario parece evidente que la solución va a complicarse mucho cuando este avión finalmente se retire del servicio con el *US Marine Corps*³⁵.
 - 2) Estudio detenido de la vida útil de los aparatos en servicio, sobre el que apoyar un programa de extensión de su vida o incluso un programa de modernización. En España ya hay un precedente: la serie de modificaciones y modernizaciones [111], de los *Northrop/CASA SF-5B* –que incluso les han sustituido el ala–, y que les permiten llevar volando más de 40 años (desde 1970), ahora bajo la denominación *SF-5M*.
 - 3) Adquisición de los aparatos que el *USMC* pudiera ir retirando del servicio³⁶ –con células con margen de vida útil–. Así mismo, también sería interesante la adquisición por parte española de los aviones italianos que eventualmente retiraran del servicio, si finalmente el *F-35B* es adquirido también por ellos. Y es que Italia ha anunciado recientemente (febrero de 2012) la reducción de su pedido inicial de *JSF* –de 131 a 90 unidades, por un valor total de 15000M€–, una parte todavía indeterminada de los cuales serían *F-35B* (a su vez a repartir entre la *Aeronautica Militare* y la *Marina Militare*, que inicialmente iba a tener asignados 22).

³⁴Los comunicados oficiales hablan de la intervención de ocho *Harrier II* operando desde él, habiendo lanzado 160 bombas guiadas durante las más de 1220 h de vuelo.

³⁵Principal usuario del *Harrier II*. De acuerdo con Boeing, se construyeron 336 para el *USMC*, 20 para Italia, y 16 para España, y fue el contratista principal de los 90 para el Reino Unido.

³⁶Que es exactamente lo que éstos han hecho con los modelos británicos *GR.7* y *GR.9* –que no llevan el radar *APG-65* de los *Bravo Plus*–, adquiriendo los que han dado de baja a pesar de tener notables diferencias (sobre todo de aviónica, que es de suponer les habrá sido retirada antes de la entrega).

En estos momentos no es descartable que se alargara la vida útil de los *Harrier*, si hubiera reducción en la adquisición de los nuevos aviones y se pretendiera mantener en servicio operativo ambos dos buques simultáneamente.

- b) Adquisición del *F-35B* (por operatividad, de un mínimo de 10-12 aviones³⁷). Italia va en esto por delante, estando presente ya en el desarrollo del programa como socio de nivel 2. En el caso de España parece que habría de ser ya una adquisición directa, bajo un *FMS* (*Foreign Military Sale*).
- c) Planteamiento de la posible adaptación/rediseño de sus actuales buques (o adquisición de otros nuevos, combinada con la enajenación de los actuales) para posibilitar la operación de aviones embarcados convencionales, que permita ampliar las posibilidades de selección de los aviones en ellos embarcables, circunscrita ahora únicamente al *F-35B*. Lógicamente, es ésta la opción más interesante para el desarrollo de esta tesis, y será adecuadamente desarrollada y completada con más extensión.

Ninguna de estas decisiones sería sencilla, ni barata, ni exenta de riesgos, cómo tampoco lo ha sido para los británicos renunciar a tener aviación naval embarcada hasta como pronto el 2016³⁸, a pesar de la defensa de sus territorios de ultramar.

B.3.6. India

Los *Sea Harrier* indios llevan operando embarcados desde hace casi 30 años, desde 1983. Actualmente operan desde el *INS Viraat* (ex-*HMS Hermes*, clase *Centaur*, 28000 t), que fue comprado a los británicos en 1987 tras combatir en la *Guerra de las Malvinas* de 1982.

En 2004, India firmó un contrato con Rusia por 2350 M\$ para adquirir el *Almirante Gorshkov* (clase *Kiev*, 45000 t) una vez que fuera remodelado totalmente (transformado en un buque todo cubierta *STOBAR*, con pista de aterrizaje desalineada y trampolín incluidos, al estilo del *Kuznetsov*), e incluyendo como dotación de medios aéreos 12 monoplazas *Mig-29K* y 4 biplazas *Mig-29KUB*, además de helicópteros y otros sistemas de armas embarcados. Se espera que el nuevo buque, bautizado ya como *INS Vikramaditya*, entre en servicio antes de 2014.

Los planes indios son ambiciosos: está previsto que el *INS Viraat* sea reemplazado sobre 2020 por otro *STOBAR* de diseño propio, que se llamaría *INS Vikrant*³⁹, de 40000

³⁷ Como referencia, téngase en cuenta que las flotas de *Harrier II* han sido de: 17 aviones (1 de ellos biplaza) en el caso de España, y 16 en Italia (2 de ellos biplazas). No hay prevista versión biplaza del *F-35* (de ninguna de las variantes).

³⁸ Más realista es situar operativo el primero de los portaviones para el 2020.

³⁹ Llamado igual que el primero de sus portaviones, comprado a los británicos en 1957 como *HMS Hércules* (clase *Majestic*, 20000 t), y operando inicialmente con aviones *Hawker Sea Hawk*. En los años 80 le fue adaptado un trampolín, y operó con los entonces nuevos *Sea Harrier* hasta su casi extenuación, a principios de los 90.

Figura B.14: Los dos *Portaerei* (portaviones) de la *Marina Militare Italiana*. El *Cavour* (30000 t, foto inferior, <http://www.aereimilitari.org>), buque insignia desde que entró en servicio en 2009. Comparte su dotación de aviones *AV-8B Harrier II* con el que denominan *portaerei leggera* (portaviones ligero) *Giuseppe Garibaldi*, (14000 t, foto superior, <http://www.marina.difesa.it>). Centro: vistas laterales comparativas (*Garibaldi*: *Enrr*. *Cavour*: *MihoshiK* & *MConrads* & *Enrr*).

Figura B.15: Arriba: Comparación de los buques *Vikramaditya* (45000 t, 283 m) y *Kuznetsov* (66000t, 300 m). Centro y abajo: Avión ruso *Mig-29KUB* realizando pruebas de apontaje sobre el *INS Vikramaditya*, pendiente de ser entregado a la Armada India. Obsérvese como detalle que este buque únicamente cuenta con tres cables de frenado (CDP). (*Russian Aircraft Corporation, www.migavia.ru*).

t. El segundo de dicha serie –*INS Vishal*– se pretende que sea *CATOBAR*, llegando a alcanzar eventualmente las 60000 t.

En cuanto a futuros aviones de combate embarcados, actualmente hay un punto de inflexión. Debido a la tensión con Pakistán, y probablemente para tratar de evitar embargos de armas y demás sanciones internacionales, la India siempre ha tenido proveedores de aviones de combate muy diversos; británicos (*Sea Harrier*, *Hawk*), franceses (*Mirage 2000*), franco-británicos (*SEPECAT Jaguar*), ruso-soviéticos (*Mig-21*, *Mig-27*, *Mig-29*, *Su-30MKI*). Desde los años 80, la industria hindú está trabajando para desarrollar también su propio avión *indígena*, el *HAL Tejas* (*Radiante*, en sanscrito), con el que el programa *LCA* (*Light Combat Aircraft*) pretende sustituir los veteranos *Mig-21*. También se está trabajando en una versión embarcada con idea de que complementara primero y sustituya después a los *Mig-29K* y *KUB*, que se denomina *LCA-N* (–*N* por *Naval*). El primer vuelo de la versión biplaza *Mk.1* ha sido en abril de 2012, y al igual que la versión terrestre monoplaza el avión exhibe una poco común ala alta en delta (figura B.16, pág. 375). Con 13 t de *MTOW* y un único motor *General Electric F404* (derivado del que emplean los *F/A-18A/B/C/D Hornet*, e incluso el *SAAB Gripen*), el desarrollo de este avión parece que no está siendo del todo satisfactorio [5], por la siempre fatal combinación de excesivo peso y empuje insuficiente, y se habla incluso de que podría no llegar a ser embarcable, a la espera de la versión *Mk.2* (monoplaza y con motor *General Electric F414* de los *F/A-18E/F Super Hornet* –tras vencer en concurso al motor *EJ200*, del *Eurofighter*–). En cualquier caso, ambos programas –terrestre y embarcado– van muy retrasados, y están encontrando muchas dificultades tecnológicas que se tratan de suplir con colaboraciones internacionales –que hacen tambalear el concepto de avión *indígena*–.

Está por ver el recorrido real del diseño, al que se pretendería incorporar también aptitud para el catapultaje desde el futuro buque *CATOBAR* (como complemento indígena a otro caza embarcado que habrán de adquirir en el mercado internacional). Quizá esto haya influido en la decisión de elegir al *Rafale* frente al *EFA Typhoon* como ganador del programa *MMRCA* (*Medium Multi Role Combat Aircraft*), para dotar a la *Indian Air Force* (*IAF*) con 126 aviones. Esta competición fue muy interesante, sin que pudieran a priori descartarse multitud de posibilidades. Además de los dos finalistas ya mencionados, también eran precandidatos *F-16C/D*, *F/A-18E/F*, *Mig-35* y *SAAB Gripen NG*. Todos ellos –con excepción del *F-16*–, tenían ciertas posibilidades o conexiones de embarcabilidad más o menos explícitas; obvias en el caso del *Super Hornet*, innecesarias en el *Mig-35* (por ser un derivado del *Mig-29*, ya en servicio en la versiones –*K* y –*KUB*), e interesantes con el *Rafale-M*, *Typhoon* y *Gripen* (a diferentes niveles).

El *Rafale-M* constituye un reciente e interesante ejemplo de la adaptación de un caza terrestre a un buque *CATOBAR*. *Gripen* y *EFA Typhoon* han presentado ya sendos planes preliminares para adaptar sus diseños a la operación embarcada en buques *STOBAR* (con inclusión de *TVC* en éste último). Sólo faltarían por definir y considerar las complejas posibilidades reales de colaboración tecnológica entre las empresas (*Das-*

sault, *EADS-Cassidian*, *SAAB*) y los gobiernos de sus respectivos países con la India, a satisfacción de todas las partes.

B.3.7. China

Tras largas vicisitudes, este país ha conseguido finalmente el embrión de su primer grupo aeronaval con la entrada en servicio del *Lianoning*, si bien parece que necesitará otra década para tener completos varios *grupos de combate* (*CVBGs*, *Carrier Battle Groups*), su verdadero objetivo.

Para comprender lo complejo y difícil que ha sido este proceso, es necesario remontarse a los años 80, cuando este país comenzó a interesarse por comprar portaaviones dados de baja, con objeto de adquirir su tecnología. En 1985 una empresa china compró el *HMAS Melbourne* (clase *Majestic* británico, 20000 t), que había sido dado de baja de la *Royal Australian Navy* en 1982. El buque no fue sin embargo definitivamente desmantelado hasta 2002. Fueron también empresas chinas las que compraron a Rusia dos portaaviones de la clase *Kiev*, con la pretensión aparente de convertirlos en hoteles de lujo, casinos, o parques temáticos flotantes (el *Kiev* acabó convertido en el *Tianjin Binhai Aircraft Carrier Theme Park*, y el *Minsk* en el *CITIC Minsk World*). Todos ellos debieron de ser inspeccionados previamente de forma exhaustiva y minuciosa, con el fin de asimilar su tecnología. Parece incluso que también intentaron comprar el *Clemenceau* francés.

Pero las pretensiones chinas subieron un escalón con el *Varyag*, aprovechando la desintegración de la Unión Soviética en 1991. La construcción de buques portaaviones en aquel país se hallaba únicamente en el Mar Negro, en los astilleros de Nikolayev –cerca de Sebastopol–. Los sucesos se precipitaron en medio de la construcción allí del segundo de los portaaviones de la serie *Kuznetsov*, el *Varyag*⁴⁰. Este buque tenía ya su estructura prácticamente terminada, y estaba a falta de un 30 % para su terminación. Tras una gran controversia, finalmente la propiedad le fue transferida al nuevo estado soberano de Ucrania, que no continuó la construcción y decidió venderlo.

En 1998 finalmente fue subastado y adjudicado por 20 M\$ a una empresa china con sede en Hong-Kong (*Chong Lot Travel Agency Ltd.*). La operación levantó todo tipo de suspicacias, pues ya entonces eran conocidos los precedentes con los portaaviones de la clase *Kiev*, y en este caso se temía sin embargo que se pretendiera ponerlo en servicio. El buque –sin motores– tuvo que ser remolcado en su travesía hasta China, necesitando un permiso especial del gobierno turco para cruzar el Estrecho del Bósforo (por el peligro de colisionar con los puentes de Estambul), soportar una galerna de fuerza 9, y tuvo que atravesar el Estrecho de Gibraltar y doblar el Cabo de Buena Esperanza (porque no podía atravesar el Canal de Suez siendo remolcado).

⁴⁰ Bautizado en 1988 en su puesta de quilla como *Riga*, (capital de la *República Socialista Soviética de Letonia*), fue rápidamente renombrado como *Varyag* tras la declaración de independencia de dicho país báltico en 1990.

Figura B.16: Avión *LCA-N Mk.1* indio, versión naval biplaza del *LCA TE-JAS* (por *Light Combat Aircraft*) de construcción nacional, con el que se pretende iniciar el desarrollo de una aviación embarcada autóctona - que pueda complementar primero, y sustituir en el futuro a los *Mig-29K* y *KUB-*. Obsérvese que todavía no dispone de gancho de apontaje. (<http://www.facebook.com/media/set/?set=a.287093808051741.66925.103329156428208&type=3> y <http://4.bp.blogspot.com/-Yx5nQF24Ca0/T5q8NFaqnOI/AAAAAAAAAJnI/7g-DEWxMhls/s1600/LCA+NP-1-2.jpg>)

Finalmente ha sido terminado, y parece que mediando una promesa formal de no utilizarse en combate (se ignoran más detalles) el portaaviones –llamado ahora *Lianoning*– ha irrumpido desde finales de 2012 en la escena internacional con gran aparato mediático, y estaría cuanto menos siendo utilizado como buque de adiestramiento (con el fin de instruir tripulaciones en los procedimientos aeronavales, así como en la calificación del avión embarcado *Shenyang J-15*) mientras se construyen otros nuevos, dentro de un ambicioso programa aeronaval⁴¹. Ejemplo de la citada promesa, el Ministerio de Defensa declaró en julio de 2011 estar utilizando... “*an imported aircraft carrier body for refitting to be used for scientific research, experiment and training*”, [68].

El *J-15* (figuraB.17, pág. 377), es un caza prácticamente idéntico al *Su-33* ruso –exteriormente al menos–, que el gobierno chino asegura [81] que es radicalmente diferente en aviónica, mandos de vuelo, motores, capacidad de ataque al suelo, etc. Se habría beneficiado de la en su día fabricación bajo licencia del *Su-27* ruso (denominado allí *J-11*), y parece que también de la compra a Ucrania de uno de los prototipos del *Su-33*. No parece que hayan servido de mucho las protestas del gobierno ruso en defensa de la propiedad intelectual de sus empresas.

Como se ha visto, todo el programa aeronaval chino parece un claro ejemplo de lo que eufemísticamente se denomina *ingeniería inversa* (*reverse engineering*).

B.3.8. Brasil

Actualmente opera el *Navio-Aeródromo (NAe) Sao Paulo* (ex-*Foch*, Clase *Clemenceau*, 33000 t), comprado a Francia en el año 2000. Este buque de propulsión convencional –es decir, no nuclear–, tiene dos catapultas de vapor y pista de aterrizaje desalineada, por lo que Brasil pertenece al selecto club de naciones –con EE.UU. y Francia–, que operan navíos *CATOBAR*. Ya había operado anteriormente uno (con una única catapulta), el *NAeL Minas Gerais* (clase-*Colossus* británico, 20000 t), hasta que lo dio de baja en 2001.

La *Marinha do Brasil* opera este buque con aviones *Skyhawk*; veinte monoplazas *A-4KU* y tres biplazas *TA-4KU*, comprados a Kuwait en 1998. Estos aviones eran originalmente *A-4M* y *TA-4J*, de las últimas unidades fabricadas por la *Douglas Aircraft Co*, que terminaron de ser entregadas en 1977. Estos aviones llegaron a participar en combate con fuego real: en 1990, cuando Iraq invadió Kuwait (*Guerra del Golfo*) huyeron a Arabia Saudí, y desde allí combatieron colaborando en su liberación (Operación *Desert Storm*). Posteriormente Kuwait adquirió *F/A-18C/D* y sus *Skyhawk* fueron vendidos a Brasil, que veinte años después los hizo operar embarcados por primera vez.

El *Skyhawk* ha de ser conectado a la catapulta para su lanzamiento mediante una eslinga de acero, que se sujeta por ambos extremos a la raíz de la base de las patas del *MLG*, (figura 2.7, pág. 23). Este sistema ya sólo está en servicio con este avión y con el *Super Étendard* francés (que opera desde el *Charles de Gaulle*).

⁴¹ Algunas fuentes han hablado de la construcción de dos portaviones, que comenzarían en 2013 y 2015 y estarían en 2020 y 2022, respectivamente.

Figura B.17: Avión chino *Shenyang J-15* -versión autóctona del ruso *Su-33*-, realizando pruebas de calificación sobre el buque *Lianoning* (ex-*Varyag*), con el que China consigue alistar al fin el primero de sus grupos aeronavales. Las imágenes muestran una operatividad enteramente análoga a la de su homólogo ruso *Kuznetsov*; maniobra de apontaje (arriba) con enganche del *CDP* #2 (centro), y remolcado por cubierta con planos y *HTPs* plegados (abajo). (Fotografías distribuidas por la agencia *Xinhua* en noviembre de 2012, http://news.xinhuanet.com/english/photo/2012-11/25/c_131997050.htm)

Figura B.18: *A-4KU Skyhawk* brasileño realizando un simple contacto (*touch and go*) sobre el *USS Ronald Reagan* (CVN-76), en junio de 2004. (*Official U.S. Navy photo 040608-N-1281L-045.jpg*)

Por último, parece que de momento se difuminan las posibilidades de adquisición de un caza naval. El programa *F-X2*, de adquisición de 36 cazas para la fuerza aérea se ha suspendido de forma indefinida por problemas presupuestarios, cuando parecía que llegaba a su fase final –con el pulso entre el *Rafale* y el *Gripen NG*–.

B.3.9. Australia

El *HMAS Melbourne* fue un portaaviones ligero de la *Royal Australian Navy* (*RAN*), adquirido a los británicos en 1955, que había dado nombre a los buques de su serie, la *Majestic-class*. Con 20000 t de desplazamiento y una cubierta desalineada, fue el primer buque de esta nación en operar con reactores, los también británicos *de Havilland Sea Venom*. A partir de 1967, estos aviones fueron retirados y sustituidos por los *A-4G Skyhawk*, que estuvieron operando sobre el buque hasta su retirada, en el año 1982. El buque iba a ser reemplazado con la compra a los británicos del *HMS Invincible*, pero la Guerra de las Malvinas terminó por frustrar definitivamente la operación. Los *Skyhawk* fueron dados de baja en 1984, concluyendo la etapa de operación australiana de aviones embarcados, hasta la fecha de hoy.

En 2000, Australia adquirió dos buques de asalto anfibio (*LHD*) a la empresa es-

Figura B.19: *HMAS Canberra*, buque de asalto anfibio *L-02* de la Armada Australiana (*RAN*). En la imagen, navegando junto a cuatro lanchas de desembarco (*LCM*) de su dotación, y con cinco helicópteros *MRH90* sobre su cubierta. <http://australianaviation.com.au/2015/09/hmas-canberra-nears-initial-operational-capability/>

pañola *Navantia*, similares al buque de la Armada *Juan Carlos I*.

Los *HMAS Canberra* y *HMAS Adelaide* (figura B.19, pág. 379), son dos buques de la allí denominada *Canberra-class*, de 27000 t de desplazamiento y 230 m de eslora, y trampolín en la proa de la cubierta de vuelo. De momento, no se ha anunciado la adquisición de una dotación de aviones para estos dos buques, que como es lógico, con su diseño actual sólo podrían ser de operación vertical. Sin embargo, hasta el momento la participación de este país en el programa *JSF* está basada exclusivamente en la adquisición de 72 unidades del *F-35A* de operación «convencional», para reemplazar a los *F/A-18A/B* de su *RAAF*. La adquisición de una dotación para los buques de la *RAN* podría poner en peligro presupuestario la opción de compra de otros 28 *F-35A* más, si bien los retrasos en el programa podrían provocar la compra de otras 24 unidades del *F/A-18F Super Hornet* (además de las 24 iniciales ya adquiridas para sustituir a los *F-111G Aardvark*, 12 de las cuales se han modificado a la versión de guerra electrónica *EF-18G Growler*). Tampoco sería descartable la compra de *AV-8B+ Harrier II*, excedentes del *USMC* estadounidense.

B.3.10. Argentina

Este país actualmente no opera ningún buque portaaviones, desde que en 1997 diera de baja el *ARA 25 de Mayo* (clase-*Colossus* británico de 18000 t). Bautizado inicialmente como *HMS Venerable* y en servicio con los británicos, fue vendido en 1948 a Holanda (*HNLMS Karel Doorman*) y por último comprado por Argentina en 1968.

Ya no navegaba operativamente desde 1988, desde que la pretendida modernización se quedara sin presupuesto. El buque contaba con pista de aterrizaje desalineada y una única catapulta, que fue desmontada e instalada en el *NAeL Minas Gerais* brasileño.

La *Aviación Naval de la Armada Argentina* opera actualmente únicamente con el *Dassault Super-Étendard*, desde que en 1988 retiró los *A-4Q Skyhawk*. Intentó comprar *A-4H* a Israel, sin éxito por el veto de los EE.UU.

Con ambos modelos de avión Argentina había combatido en 1982 en la *Guerra de las Malvinas*, si bien habían operado desde bases terrestres continentales. Con toda seguridad, el hundimiento del buque insignia *ARA General Belgrano* por los torpedos del submarino británico *HMS Conqueror* determinó que fuera mantenido en puerto a buen recaudo (en su base de Río Grande, en la Isla de Tierra del Fuego), ni tan siquiera navegando por fuera de la *Zona de Exclusión Total (TEZ)*, establecida en 200 millas alrededor de las Islas.

A fin de mantener la calificación de las tripulaciones y mantener el adiestramiento, constan maniobras conjuntas con la *Marinha do Brasil* (Ejercicios *ARAEX*), y con la *US Navy* (denominadas *Southern Seas* ó *Gringo-Gaicho*, según el país), en las que los *Super-Étendard* argentinos operan desde esos portaaviones. En el caso de los portaaviones norteamericanos⁴² puesto que no están desplegados en esa zona habitualmente, en ocasiones aprovechan la navegación de retorno por el Estrecho de Magallanes, puesto que las grandes dimensiones de los *CVN* no les permiten atravesar el Canal de Panamá.

B.3.11. Tailandia

Este país cuenta desde 1997 con el *HTMS Chakri Naruebet* (11000 t), muy similar al español *BAE Príncipe de Asturias* –aunque significativamente más pequeño–. También dispone de un trampolín, con el mismo ángulo de salida de 12°.

Singularmente, este buque fue adquirido nuevo directamente en España, incluyendo en la operación de compra los 7 aviones *AV-8S* y 2 *TAV-8S Harrier* con que la *Armada Española* operaba desde el portaaviones *BAE Dédalo*. En el 2006 se dieron de baja⁴³, quedando únicamente la operación del buque como portahelicópteros. No consta ningún programa de adquisición de aviones embarcados con el que volver a dotarle.

⁴²Se limitan a hacer aproximaciones y contactos sobre cubierta (*touch and go*), ya que este avión no dispone de interfaz adecuado para ser lanzado desde estos buques.

⁴³Ante los problemas para conseguir repuestos. Ningún otro operador utilizaba ya el *Harrier* de primera generación, -si acaso los *Sea Harrier* de la Armada India-.

Figura B.20: *Dassault Super Etendard* realizando un contacto sobre la cubierta del *USS Ronald Reagan* (CVN-76), dentro de los ejercicios *Southern Seas*. Atlántico Sur, junio de 2004. (Official US Navy photo, 040617-N-8213G-154.jpg, www.navy.mil)

Figura B.21: AV-8S Harrier tailandés, sobre la cubierta del buque HTMS Chackri Naruebet. (<http://defense-studies.blogspot.com.es/2009/04/thailand-harrier-squadron.html>)

Bibliografía

- [1] AERO magazine. *Runaway arresting systems*. Boeing Commercial Airplanes. The Boeing Company, Chicago (IL), USA. January, 2001 [http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/faqs/arresting_systems.pdf. Accessed 08/02/16]
- [2] AFH 10-222. *Guide to mobile aircraft arresting system installation*. Air Force Handbook 10-222, Volume 8. Secretary Of The Air Force. Washington DC, USA. March, 2000.
- [3] AGARD Report 800. *The design, qualification and maintenance of vibration-free landing gear*. Advisory Group for Aerospace Research and Development. North Atlantic Treaty Organization Science and Technology Organization. Bruxelles/Brussel, January, 1996.
- [4] ATP-3.3.4.2. *Air to Air Refueling ATP-56*. Edition C. Version 1. NATO Standard. Allied Tactical Publication. NATO Standardization Agency. Bruxelles/Brussel, November, 2013.
- [5] Aviation Week & Space Technology. *India's Carrier-Borne Fighter Inches On*. Asia-Pacific staff. Aviation Week Network. NYC, USA. May 2012. [http://www.aviationweek.com/Article.aspx?id=/article-xml/AW_05_14_2012_p34-454092.xml#. Accessed 02/04/2016]
- [6] Aviation Week & Space Technology. *F-35A High Angle of Attack Operational Maneuvers*. Lockheed Martin export controlled information. Aviation Week Network. NYC, USA. 14 January 2015. [[http://aviationweek.com/site-files/aviationweek.com/files/uploads/2015/06/F-35 %20High %20AoA %20Maneuvers.pdf](http://aviationweek.com/site-files/aviationweek.com/files/uploads/2015/06/F-35%20High%20AoA%20Maneuvers.pdf). Accessed 08/02/16]
- [7] Balas GJ, Packard AK, Renfrow J, Mullaney C, and M'Closkey RT. *Control of the F-14 Aircraft Lateral-Directional Axis During Powered Approach*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 21, No. 6 (1998), pp. 899-908.
- [8] Beacham J. *F-15E arrested emergency landing RAF Lakenheath*. October, 22nd 2013. Video [<http://www.youtube.com/watch?v=SpR2->

- 5jrHWk&desktop_uri=%2Fwatch%3Fv%3DSpR2-5jrHWk&app=desktop.
Accessed 08/02/106]
- [9] Bevilaqua PM. *Genesis of the F-35 Joint Strike Fighter*. Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 6 (2009), pp. 1825-1836.
 - [10] Birkelbaw L. *Ski jump takeoff performance predictions for a mixed-flow, remote-lift STOVL aircraft* [NASA TM 103866]. California: Ames Research Center, USA, 1992.
 - [11] Boeing media. *Nations pursue Joint Program Office to manage global Boeing Harrier II fleet*. News releases/Statements. The Boeing Company. Chicago (IL), USA, Dec. 05, 2003. [<http://boeing.mediaroom.com/2003-12-05-Nations-Pursue-Joint-Program-Office-to-Manage-Global-Boeing-Harrier-II-Fleet>]. Accessed 02/04/2016]
 - [12] Boeing media. *Boeing signs contract to support Harrier Logistics*. News releases/Statements. The Boeing Company. Chicago (IL), USA, June 08, 2007. [http://www.defense-aerospace.com/articles-view/release/3/83093/boeing-signs-contract-to-support-av_8b-harrier-logistics.html]. Accessed 02/04/2016]
 - [13] Brooke-Holland L. *The F-35 Joint Strike Fighter*. House of Commons Library Standard Note SN06278. London, May, 2012. [<http://www.parliament.uk/briefing-papers/SN06278.pdf>]. Accessed 02/04/2016]
 - [14] Bruhn E F. *Analysis and design of flight vehicles structures*. Tri-State Offset Co, Cincinnati, USA, 1973.
 - [15] Burgin M. *Aircraft arresting system BAK-12*. Buckley AFB, CO, USA. April, 12nd 2013. Video. [<http://www.youtube.com/watch?v=6gPQ2Y0cTrY&app=desktop>]. Accessed 08/02/16]
 - [16] Cherry B and Constantino M. *The burble effect: superstructure and flight deck effects on carrier air wake*. Annapolis, MD, USA: US Naval Academy, 2010.
 - [17] Chester DH. *Aircraft Landing Impact Parametric Study with Emphasis on Nose Gear Landing Conditions*. Journal of Aircraft, Vol. 39, No. 3 (2002), pp. 394-403.
 - [18] ClintGuest. *Aircraft arresting system barrier engagement with and F-16 Viper Shaw AFB GoPro*. Video. [<http://www.youtube.com/watch?v=jrgSkkqsQZw&app=desktop>]. Accessed 08/02/16]
 - [19] CNATRA P-1211. *Flight training instruction for carrier qualification T-45 TS, ADV and IUT*. Naval Air Training Command. Department of the Navy. NAS Corpus Christi, (TX), USA, 2001.

- [20] Cobham Buddy Refueling System. 754 Series. 2009 Datasheet. Cobham plc, Wimborne Minster (UK). [https://www.cobham.com/media/33361/cob_m04_754_datasheet_uk_fa.pdf. Accessed 08/02/16]
- [21] Cobham Buddy Stores 28-300 Series. P/N: 28-300-48116. Cobham plc, Wimborne Minster (UK). [<https://www.cobham.com/mission-systems/air-to-air-refuelling/hose-and-drogue-systems/buddy-refuelling-pods/28-300-buddy-store-datasheet/>. Accessed 08/02/16]
- [22] Cobham Buddy Stores 31-300 Series. P/N: 31-300-48053. Cobham plc, Wimborne Minster (UK). [<https://www.cobham.com/mission-systems/air-to-air-refuelling/hose-and-drogue-systems/buddy-refuelling-pods/31-300-buddy-store-datasheet/>. Accessed 08/02/16]
- [23] Conway, H G. *Landing gear design*. Chapman & Hall Limited, London (UK), 1958.
- [24] Currey N S. *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA Education Series, Washington DC, USA, 1988.
- [25] Daidzic NE and Shrestha J. *Airplane Landing Performance on Contaminated Runways in Adverse Conditions*, Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 6 (2008), pp. 2131-2144.
- [26] Drew, J. *Fleet-wide F-35 fix targets fuel tank over-pressurisation*. Flight global, website of Flight International magazine, UK. 14/01/2016. [<https://www.flightglobal.com/news/articles/fleet-wide-f-35-fix-targets-fuel-tank-over-pressuris-420812/>. Accessed 08/02/16]
- [27] EASA CS-25. *Certification Specifications for Large Aeroplanes*. [Amendment 3]. European Aviation Safety Agency. Cologne, Germany, 19 Sep. 2007.
- [28] ESCO. *Aircraft Arresting System Basics*. Bulletin 001 [Safety first. Technical Series II]. Engineered Arresting Systems Corporation (ESCO), Division of Zodiac Aerospace Corporation. Plaisir, France, 19 May 2004. [http://www.esco-emas.com.cn/downloads/documents/001_SF.pdf. Accessed 08/02/16]
- [29] ESCO. *Arresting System Installation*. Bulletin 007 [Safety first. Technical Series II]. Engineered Arresting Systems Corporation (ESCO), Division of Zodiac Aerospace Corporation. Plaisir, France, 1 September 2003. [http://www.esco-emas.com.cn/downloads/documents/007_SF.pdf. Accessed 08/02/16]

- [30] *Eurofighter Jagdflugzeug GmbH*. Press Release: Nov 19, 2014. Hallbergmoos (Deutschland) [<https://www.eurofighter.com/news-and-events/2014/11/eurofighter-and-netma-sign-one-billion-euro-radar-contract>]. Accessed 08/02/16]
- [31] *Eurofighter Typhoon Technical Guide*. Eurofighter Jagdflugzeug GmbH, Hallbergmoos (Deutschland). Issue 01-2013. [<https://www.eurofighter.com/downloads/TecGuide.pdf>]. Accessed 09/02/16]
- [32] *eurofighter@starstreak.net*. Message board. [<http://typhoon.starstreak.net/forum/viewtopic.php?f=1&t=2023&hilit=station>]. Accessed 08/02/16]
- [33] *Eurofighter web page*. Eurofighter Jagdflugzeug GmbH, Hallbergmoos (Deutschland). [www.eurofighter.com]. Accessed 08/02/16]
- [34] FAA-H-8083-31. *Aviation maintenance technician handbook*. United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Airman Testing Standards Branch. Flight Standards Service. Oklahoma City (OK), USA, 2012.
- [35] Federal Aviation Regulations, Part 25. *Airworthiness standards: transport category airplanes*. Title 14 - Aeronautics and Space. Federal Aviation Administration, United States Department of Transportation. Washington DC, USA. e-CFR Data current as of June 18, 2013.
- [36] Forte G S. *El programa militar más caro de la historia. Las pruebas de rayos revelaron otro fallo en el caza F-35 que se trató de ocultar*. Revista Infodefensa. IDS, Información de Defensa y Seguridad, 20/01/16. [<http://www.infodefensa.com/mundo/2016/01/20/noticia-pruebas-rayos-revelaron-nuevo-fallo-quiso-ocultar.html>]. Accessed 08/02/16]
- [37] Fozard JW. *The British Aerospace Harrier*. Case study in aircraft design. Reston, VA, USA: AIAA, 1978.
- [38] Friedman N. *US aircraft carrier: an illustrated design history*. Annapolis, MD, USA: Naval Institute Press, 1983.
- [39] Fry A, Cook R and Revill N. *CVF ski-jump ramp profile optimisation for F-35B*. The Aeronautical Journal. February 2009, Vol. 113, No. 1140, pp. 79-85.
- [40] Furey RJ. *Short takeoff performance using gravity assisted ski jump*. David W. Taylor Naval Ship Research and Development Centre, Bethesda (MD), USA, 1983. Report DTNSRDC-83/020.
- [41] GAO-06-356. *DOD Plans to enter production before testing demonstrates acceptable performance*. Report to Congressional committees. United States Government Accountability Office. Washington DC, USA, March, 2006. [<http://www.gao.gov/new.items/d06356.pdf>]. Accessed 08/02/16]

- [42] Gologan C, Broichhausen K and Seifer J. *A calculation method for parametric design studies of V/STOL aircraft*. The Aeronautical Journal. May 2009 Vol. 113, No 1143, pp. 309-317.
- [43] Government of the UK. *MoD sets out future of Invincible class carriers*. Announcement. Ministry of Defence. London (UK), 10 Sep, 2012. [<https://www.gov.uk/government/news/mod-sets-out-future-of-invincible-class-carriers>. Accessed 02/04/2016]
- [44] Hammond P. *MOD announces change of Joint Strike Fighter jet*. Announcement. Ministry of Defence. London, UK, 10 May 2012. [<https://www.gov.uk/government/news/mod-announces-change-of-joint-strike-fighter-jet>. Accessed 02/04/2016]
- [45] Handy B. *Royal Air Force Aircraft and Weapons*. RAF Uxbridge Middlesex UB10 0RZ. DCC(RAF) Publications. Belmont Press. [http://www.raf.mod.uk/rafcms/mediafiles/0186cc2a_1143_ec82_2ef2bfff37857da.pdf. Accessed 08/02/16]
- [46] Harper RP and Cooper GE. *Handling qualities and pilot evaluation*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 9, No. 5 (1986), pp. 515-529.
- [47] Heinemann E H, Rausa R and Van Every, K E. *Aircraft Design*. The Nautical and Aviation Publishing Company of America. Baltimore (MD), USA, 1985.
- [48] Helm J, and Perry H. *The history and development of the repeatable release catapult holdback bar* [SAE-851942]. Society of Automotive Engineers. Aerospace Technology Conference & Exposition. Long Beach, CA, USA. 1985.
- [49] HM Government. *Securing Britain in an age of uncertainty: the Strategic Defence and Security Review*. London, UK, 2010.
- [50] Hoerner SF, *Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield (CA), USA, 1965.
- [51] Hone TC, Friedman N, and Mandeles M. *The development of the angled-deck aircraft carrier. Innovation and adaptation*. Naval War College Review, Spring 2011, Vol. 64, No. 2. Newport, RI, USA.
- [52] Howe D. *Aircraft Loading and Structural Layout*. Professional Engineering Publishing, London and Bury St. Edmunds, UK, 2004.
- [53] Ikaza D. *Thrust vectoring nozzle for modern military aircraft*. In: NATO R&T Organization symposium on active control technology for enhanced performance operational capabilities of military aircraft, land vehicles and sea vehicles, Braunschweig (Germany), 8-11 May 2000, paper no. RTO-MP-051pp.11.1-11.10. Canada: RTO/NATO.

- [54] *Jane's all the world's aircraft*. IHS Global Inc. Douglas County (CO), USA, 2010.
- [55] Jenkinson L, Simpkin P, and Rhodes D. *Civil Jet Aircraft Design*. Butterworth-Heinemann/Elsevier. Amsterdam, July 1999. [<http://www.elsevierdirect.com/companions/9780340741528/appendices/data-a/table-4/table.htm>. Accessed 02/04/2016]
- [56] Kramnik I. *Moscow set to upgrade Admiral Kuznetsov aircraft carrier*. RIA Novosti, Moscow, Russia, 04/06/10. [<http://sptnkne.ws/a9eY>. Accessed 02/04/2016]
- [57] Kutschera A and Render PM. *Advanced combat aircraft performance assessment*. The Aeronautical Journal, 2002. Vol. 106. No. 1062, pp. 443-451.
- [58] *Landing Signal Officer reference manual, rev B*. US Navy Landing Signals Officers School. Department of the Navy, Naval Air Station Oceana, VA, USA, 1999.
- [59] Lawrence T. *Milestones and developments in US naval carrier aviation*. AIAA atmospheric flight mechanics conference, Austin, TX, USA. AIAA paper 2003-5543, 2003.
- [60] Lawrence T. *Milestones and developments in US naval carrier aviation-Part II*. AIAA atmospheric flight mechanics conference, San Francisco, CA, USA. AIAA paper 2005-6120, 2005.
- [61] McKay K, Fielding C, McMichael T, Walker M, Curtis P, Lee C, Morretti F and Lockley G. *Aerodynamic Technology – The role of aerodynamic technology in the design and development of modern combat aircraft*. The Aeronautical Journal. December 1996, Vol. 100, No. 1000, pp 411-424.
- [62] MIL-A-18717C(AS). Military Specification. *Arresting hook installation, aircraft*. Naval Air Systems Command. Department of the Navy. Arlington (VI), USA, 1993.
- [63] MIL-A-8860B(AS). *Airplane strength and rigidity, General specification for*. Military Specification. Arlington (VI), USA, 1987.
- [64] MIL-A-8861B(AS). *Airplane strength and rigidity flight loads*. Military Specification. 1986
- [65] MIL-A-8863C(AS). *Airplane strength and rigidity ground loads for navy acquired airplanes*. Military Specification. Arlington (VI), USA, 1993.
- [66] MIL-DTL-85110B(AS), Detail Specification. *Bar, repeatable release holdback (RRHB), aircraft launching, general requirement for*. Arlington (VI), USA, 1997.

- [67] MIL-HDBK-2066 (AS), Department of Defense Handbook: *Catapulting and arresting gear forcing functions for aircraft structural design*. Naval Air Systems Command. Department of the Navy, Arlington (VI), USA, 1999.
- [68] Ministry of National Defense. The People's Republic of China. *China refitting aircraft carrier body for research, training*. Defense news. Beijing, People's Republic of China, 27 July 2011. [http://news.xinhuanet.com/english2010/china/2011-07/27/c_131013222.htm. Accessed 02/04/2016]
- [69] Mitchell DG, Doman DB, Key DL, Klyde DH, Leggett DB, Moorhouse DJ, Mason DH, Raney DL, and Schmidt, DK. *Evolution, Revolution, and Challenges of Handling Qualities*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 27, No. 1 (2004), pp. 12-28
- [70] *NATOPS flight manual Navy model F/A-18A/B/C/D 161353 and up aircraft* [A1-F18AC-NFM-000]. Naval Air Systems Command. Department of the Navy. Arlington (VI), USA, 2008.
- [71] NAVAIR 00-110AA6-3. *Grumman EA-6B, Standard Aircraft Characteristics (SAC)*. Naval Air Systems Command, US Navy. Arlington (VI), USA, December 1971.
- [72] NAVAIR 00-80T-104. *NATOPS Landing Signal Officer manual*. Department of the Navy, Arlington (VI), USA, 2001.
- [73] NAVAIR 00-80T-105. *CV NATOPS manual*. Naval Air Systems Command. Department of the Navy. Arlington (VI), USA, 2009.
- [74] Navantia. *Strategic projection ship LHD Juan Carlos I*. Navantia SA, Madrid, España. [http://www.navantia.es/ckfinder/userfiles/files/sala_pr/folleto%20LHD_marzo_para%20navantia_ingles.pdf. Accessed 08/02/16]
- [75] NAVEDTRA 14310. *Aviation boatswain's Mate E*. Nonresident training course. Naval Education and Training Professional Development and Technology Center, Pensacola (FL), USA, 2001.
- [76] NAVEDTRA 14353A. *Aviation boatswain's mate H* [chapter 2]: *aircraft handling equipment, nonskid and markings*. Naval Education and Training Professional Development and Technology Center. Pensacola, (FL), USA. November 2003.
- [77] Newton, JB. *The role of drag prediction in combat aircraft: design and development*. The Aeronautical Journal. June 2008, Vol. 112, No. 1132, pp. 327-332.
- [78] Niewoehner RJ and Filbey J. *Computational Study of F/A-18 E/F Abrupt Wing Stall in the Approach Configuration*, Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 6 (2005), pp. 1516-1522.

- [79] NPP Zvezda. Moscow, Russia. [www.zvezda-npp.ru/ru/node/116. Accessed 08/02/16], (en ruso)
- [80] NPP Zvezda. Moscow, Russia. [www.zvezda-npp.ru/ru/node/530. Accessed 08/02/16], (en ruso)
- [81] People's Daily Online. *China's J-15 fighter superior to Russian Su-33*. Beijing, People's Republic of China, 6 december 2012. [<http://english.peopledaily.com.cn/90786/8047787.html>. Accessed 02/04/2016]
- [82] Phillips, WF. *Mechanics of flight*. John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, USA, 2010.
- [83] Polhaus E. *Charts for predicting the subsonic vortex-lift characteristics of arrow, delta, and diamond wings*. NASA TN D-6243. Langley Research Center. National Aeronautics and Space Administration, Washington D. C., USA, April 1971.
- [84] Polmar N. *Aircraft carriers: a history of carrier aviation and its influence on world events*. Potomac Books, Inc., Garden City, N.Y, USA, 2007.
- [85] Postlethwaite I and Bates DG. *Robust Integrated Flight and Propulsion Controller for the Harrier Aircraft*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 22, No. 2 (1999), pp. 286-290.
- [86] Rafale International. *Fox three magazine*. . N° 2. Agosto, 2012. Dassault Aviation SA, Paris, France. [http://www.dassault-aviation.com/wp-content/blogs.dir/1/files/2012/08/Fox_Three_nr_2.pdf. Accessed 08/02/16]
- [87] Raymer DP. *Aircraft design: a conceptual approach*. 4th edition. Reston, VA, USA: AIAA, 2006.
- [88] Real Academia Española. *Diccionario de la lengua española*. 22. a ed., Madrid, España, 2001. [<http://dle.rae.es/>]
- [89] Reed III WH. *An analysis of the effect of a curved ramp on the take-off performance of catapult-launched airplanes* [NACA RM L52105]. National Advisory Comitee for Aeronautics. Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field (VA), USA, 1952.
- [90] Republic of Turkey. Ministry of Foreign Affairs. *Implementation of the Montreux Convention*. Ankara, Turkey, 1998. [<http://www.mfa.gov.tr/implementation-of-the-montreux-convention.en.mfa>. Accessed 02/04/2016]
- [91] Rogers J. *Category II A-7D/arresting system compatibility tests*. FTC-TR-71-32. Air Force Flight Test Center. Edwards Air Force Base, (CA), USA. July 1971.
- [92] Roskam J. *Airplane Design. [part 5]: component Weight Estimation*. DARcorporation. Lawrence, (KS), USA, 1999.

- [93] Rudowsky T, Cook S, Hynes M, et al. *Review of the carrier approach criteria for carrier-based aircraft. Phase I; final report* [NAWCADPAX/TR-2002/71]. Patuxent River, MD, USA: Naval Air Warfare Center Aircraft Division, 2002.
- [94] Russian Aircraft Corporation Mig. *El Ministerio de Defensa Russo y Russian Aircraft Corporation Mig firman un contrato para el suministro de Mig-29K*. AviaPort.Ru. Moscow, Russia, 29 feb. 2012. [<http://www.aviaport.ru/digest/2012/02/29/230481.html>. Accessed 02/04/2016]
- [95] Russian Aircraft Corporation web page. MiG-29/MiG-29UB/MiG-29SE. Moscow, Russia. [<http://www.migavia.ru/index.php/en/production/the-mig-29-fighters-family/mig-29-mig-29ub-mig-29se?limit=1&start=1>. Accessed 08/02/16]
- [96] SA FTM-01. *Carrier suitability testing manual*. Naval Air Warfare Center Aircraft Division, Department of the Navy. Patuxent River, MD, USA, 1991.
- [97] Scott R. *Rolling recovery. Shipborne rolling vertical landing*. Jane's Defence Weekly, 4 March 2009, pp.26–29. IHS Global Inc., Douglas County (CO), USA.
- [98] Smith PC. *Junkers Ju 87 Stuka*. Crowood Aviation Series. Crowood Press (UK), 1999.
- [99] Spaz Sinbad. *F-35C Arrest Slow Motion*. High definition video. [<http://www.youtube.com/watch?v=LFbsH7tsyHY>. Accessed 08/02/16]
- [100] SKOW AM. *Agility as a contributor to design balance*. Journal of Aircraft, Vol. 29, No. 1 (1992), pp. 34-46.
- [101] Sukhoi Company (JSC) web page. *Sukhoi Su-26, -29, -31 historical background*. Moscow, Russia. [<http://www.sukhoi.org/eng/planes/civil/su-26/history/>. Accessed 08/02/2016]
- [102] Sukhoi Company (JSC) web page. *Sukhoi Su-33, Aircraft performance*. Moscow, Russia. [<http://www.sukhoi.org/eng/planes/military/su33/lth/>. Accessed 08/02/16]
- [103] Taylor D. *The operation of fixed-wing V/STOL aircraft from confined spaces*. M Phil Thesis, University of Southampton, UK, 1974.
- [104] Thomason, T H. Web log. [<http://thanlont.blogspot.com.es>. Accessed 08/02/16].
- [105] Thomlinson J. *A study of arresting-hook bounce problem*. Aeronautical Research Council, Reports and Memoranda no. 2980, May 1954.
- [106] Tsang D. *Boeing chooses largest wingspan for 777X*. Aspire Aviation. Hong-Kong, People's Republic of China, July 26, 2012.

- [http://www.aspireaviation.com/2012/07/26/boeing-chooses-largest-wingspan-for-777x/. Accessed 02/04/2016]
- [107] Tsang, D., *Boeing 777X & 787-10X unfazed by 787 battery woes*. Aspire Aviation. Hong-Kong, People's Republic of China, February 14, 2013. [http://www.aspireaviation.com/2013/02/14/boeing-777x-787-10-unfazed-by-787-battery-woes/. Accessed 02/04/2016]
- [108] Tsang D. *Boeing 777 to spark mini-jumbo war*. Aspire Aviation. Hong-Kong, People's Republic of China, March 28, 2013. [http://www.aspireaviation.com/2013/03/28/boeing-777x-to-spark-mini-jumbo-war/. Accessed 02/04/2016]
- [109] Tsang D. *Boeing to make up lost grounds on all fronts*. Aspire Aviation. Hong-Kong, People's Republic of China, May 27, 2013. [http://www.aspireaviation.com/2013/05/27/boeing-loses-grounds-all-fronts/. Accessed 02/04/2016]
- [110] Turner E. *Aircraft operations from runways with inclined ramps (ski jump)*. Wright-Patterson AFB, Ohio, USA: Wright Laboratory, 1991. Report WRDC-TM-90-337-FIBE.
- [111] Unknown. *The Northrop F-5 Enthusiast Page*. [http://home.eblcom.ch/f5enthusiast/AirForces/SpainAF.html. Accessed 08/09/14]
- [112] Vinayagam AK and Sinh NK. *Optimal aircraft take-off with thrust vectoring*. The Aeronautical Journal. November 2013, Vol. 117, No. 1197, pp. 1119-1138.
- [113] Xiaohui W, Chenglong L, Xiangyao L, Hong N, and Yizhou S. *Improved Model of Landing-Gear Drop Dynamics*, Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 2 (2014), pp. 695-700.
- [114] Yarygina MV. *Folding wings design and weight analysis* (traducción al inglés – realizada por el propio autor– del original en ruso). Journal of MAI Proceedings n° 43, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia, 2011.
- [115] Yarygina MV, and Popov YL. *Development of the weight formula for a folding wing*. Russian Aeronautics (IzVUZ), 2012, Vol. 55, No. 2, pp. 120-126. Allerton Press, Inc., Moscow, Russia, 2012. Traducción al inglés del original en ruso publicado en Izvestiya VUZ Aviatsionnaya Tekhnika, 2012, No. 2, pp. 8-12.
- [116] Yarygina MV. and Popov, YL. *Method of folding wing weight analysis* (traducción al inglés – realizada por el propio autor– del original en ruso). Journal of MAI Proceedings n° 51, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia, 2012.

- [117] Yechout TR, Morris SL, Bossert DE, et al. *Introduction to aircraft flight mechanics: performance, static stability, dynamic stability, and classical feedback control*. 2nd edition. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [118] Young, JB. *X-31 VECTOR Program Summary* [AIAA 2004-5026]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Providence, RI, USA, 2004.
- [119] Zagarella A. *Performance of the dual BAK-12 aircraft arresting system with modular hardware with deadloads and aircraft*. NATF-EN-1136. Recovery Division, Engineering Department. Naval Air Test Facility. NAS Lakehurst, NJ, USA. April 1976.