

En profundidad

Ensayos en vuelo y aeronavegabilidad militar

Autor: coronel Fernando Aguirre Estévez, Dirección de Ingeniería del Mando del Apoyo Logístico del Ejército del Aire.

Palabras clave: aeronavegabilidad, certificación, ensayos, integración, seguridad.

Líneas I+D+i ETID relacionadas: 7.1.1, 7.2.2, 7.3.1, 7.3.5, 7.4.

Introducción

La integración en una aeronave de nuevos sensores, cargas, aviónica, pods y equipos se ha convertido en una necesidad inherente a los actuales sistemas de armas, lastrados cada vez más por un elevado coste, lo cual acarrea largos ciclos de vida. Hacer frente a las nuevas amenazas, adaptándose a los cada vez más exigentes condicionantes operativos manteniendo, e incluso mejorando, las capacidades de longevos sistemas de armas, implica disponer de la capacidad técnica para aplicar los desarrollos tecnológicos más innovadores a estos sistemas.

En la mayoría de las ocasiones, la incorporación de nuevos dispositivos embarcados (o modernización de los ya existentes) requiere de la realización de ensayos en vuelo. Pero no solo eso, también lo requieren la corrección de anomalías, adopción de mejoras, puesta al día de *Operational Flight Program* (OFP), comprobación de diseños, etc., siendo los ensayos en vuelo una parte esencial del proceso de verificación y validación de que la modificación introducida cumple con las especificaciones y es segura para el vuelo.

Aunque el carácter experimental ha estado ligado a la aviación prácticamente desde sus inicios, podría decirse que el linaje de

los ensayos en vuelo en España se remonta a 1911, año en el que se crea el Aeródromo Militar de Cuatro Vientos como Centro de Experimentación de Aeroplanos, y entra en vigor el primer *Reglamento para la experimentación de aeroplanos*. Han pasado los años y el Centro Logístico de Armamento y Experimentación ha recogido el testigo de los ensayos en vuelo, concentrando las tecnologías más punteras con el objetivo de potenciar y desarrollar las capacidades operativas del Ejército del Aire (EA), de forma autónoma e independiente de organismos externos, a un menor coste y en plazos más cortos. Con este propósito, el EA estableció la Instrucción General 70-17, que describe y normaliza la doctrina, procesos y procedimientos aplicables a la ejecución de los ensayos en vuelo.

Proceso de integración

Previamente a la ejecución del ensayo en vuelo, dentro del proceso de integración del nuevo equipo, es necesario efectuar un estudio teórico, pruebas de integración y verificación de requisitos dictados por las

normas. Inicialmente, puede aplicarse el manual MIL-HDBK-244A *Guide to Aircraft Stores Compatibility* [1], el cual cubre la compatibilidad entre aeronave y carga o nuevo equipo a instalar, tanto en vuelo como en tierra y durante la separación de la carga, desde un punto de vista mecánico, eléctrico, estructural, aerodinámico, de cualidades de vuelo, etc.

La integración geométrica asegura que no hay ninguna interferencia mecánica entre el nuevo equipo/carga a instalar y cualquier parte de la aeronave, en todas las configuraciones y fases de vuelo, sin olvidar el efecto de los registros de acceso, conectores, railes y argollas de fijación, pudiendo aplicarse, en este caso, los requisitos y procedimientos de prueba definidos en la norma MIL-STD-1289D *Airborne Stores Ground Fit and Compatibility, Requirements* [2].

Respecto a la integración ambiental, consiste en las pruebas de calificación del nuevo equipo (vibraciones mecánicas, aceleración, temperatura, choque, vibración, ruido acústico, niebla salina, arena y polvo,



Fig. 1. Integración del ROVER en el pod LITENING del EF-18 realizada por el EA. (Fuente: <https://www.youtube.com/watch?v=Xk8dnX6ZFj0>)

humedad, por citar las más relevantes). El estándar MIL-STD-810H *Test Method Standard* [3] define secuencias de estrés ambiental, con duración y niveles de ciclos de vida, que el equipo puede soportar mediante la creación de métodos de prueba en sala que reproducen los efectos del medio ambiente. Adicionalmente, se realizan pruebas EMI/EMC (*Electromagnetic Interference/Electromagnetic Compatibility*) a fin de garantizar que no hay efectos de acoplamiento electromagnético entre el equipo ya montado y el avión, pudiendo ser de aplicación la norma MIL-STD-461G *Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment* [4], la cual proporciona procedimientos

en foso, pruebas estáticas, GVT (*Ground Vibration Test*), seguimiento de cargas en vuelo, vuelos de flameo y dinámica estructural o lanzamientos en puntos característicos de la envolvente, entre otros. Para ello, puede tenerse en cuenta principalmente, entre otra documentación técnica existente, el estándar MIL-STD-1797B *Flying Qualities of Piloted Aircraft* [6] (el cual incluye la mayoría de los requerimientos de la MIL-F8785 *Flying Qualities of Piloted Airplanes*) para determinar las características de estabilidad y control del avión, mientras que la norma MIL-A-8861B *Aircraft Strength and Rigidity Flight Loads* [7] dictamina las maniobras y límites de aplicación de cargas. El flameo y dinámica

también se realizan ensayos de integración *software*, a nivel de subsistema, de todo el sistema en conjunto y de no regresión. Estos últimos aseguran que la modificación introducida no añade efectos desfavorables a las funcionalidades no alteradas. Para efectuar este análisis puede aplicarse la norma MIL-STD-8591H *Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-Store Interface (Carriage Phase)* [10], que proporciona requisitos para el diseño, análisis y prueba del nuevo equipo o carga a instalar y el interfaz de la aeronave. Por otra parte, la MIL-STD-1760E *Aircraft/Store Electrical Interconnection System* [11] define las características eléctricas de las señales de audio y video en el interfaz, así como la



Figura 2. GVT de EF-18 realizada en el CLAEX.
(Fuente: Revista Aeronáutica y Astronáutica n.º 855.)

de prueba a nivel de componente mientras que la MIL-STD-464D *Electromagnetic Environmental Effects Requirements for Systems* [5] lo hace a nivel de sistemas completos y plataformas.

La integración estructural y aerodinámica busca conocer cómo el nuevo *pod* afecta a las actuaciones y cualidades de vuelo de la plataforma, delimitando las maniobras y límites de cargas dentro de una envolvente segura, previniendo la aparición de efectos aeroelásticos indeseados que degraden las características de estabilidad y control de la aeronave. Se pueden emplear diversos ensayos para apoyar el proceso, como suelta

estructural puede contemplarse a través del estándar MIL-A-8870C *Military Specification: Airplane Strength and Rigidity Vibration, Flutter, and Divergence* [8] y las actuaciones con el manual MIL-HDBK-1763 *Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures* [9], que permite precisar los parámetros de rutas y alturas de vuelo en función de la autonomía y el alcance.

En cuanto a la integración funcional del nuevo dispositivo, esto supone la intercomunicación con otros sistemas del avión, la alimentación eléctrica en forma y nivel apropiados, la presentación en cabina, etc. Finalmente,

asignación de conectores y pines de todas las señales utilizadas. La MIL-STD-1760E trabaja con cinco grandes grupos de señales:

- MIL-STD-704F *Aircraft Electrical Power Characteristics* [12] que define un interfaz de potencia estandarizado entre una aeronave y sus equipos y cargas, definiendo voltaje, frecuencia, fase, factor de potencia, corriente máxima, ruido eléctrico, sobretensión y subtenión, tanto para sistemas de corriente alterna como de corriente continua.
- MIL-STD-1553C *Digital Time Division Command/Response Multiplex*



Figura 3. RIG de integración del subsistema eléctrico del RPAS.

(Fuente: <https://www.ni.com/es-es/innovations/case-studies/19/developing-a-uav-electrical-rig-using-labview-compactrio-and-ni-compactdaq.html>)

Data Bus [13] es un estándar de bus de datos multiplex que se ha venido utilizando para transmisión de datos en subsistemas de aviónica en aeronaves. Proporciona un interfaz físico de línea balanceada dual, un interfaz de red diferencial, multiplexación por división en el tiempo y protocolo de comando/respuesta half-duplex, con hasta treinta y una direcciones (31) de comunicaciones. Una versión de la MIL-STD-1553C, que emplea cableado óptico en lugar de eléctrico, es la MIL-STD-1773B [14].

- Señales analógicas de enrutado entre la aeronave y las cargas, tanto de alta como de baja frecuencia.
- Señales discretas. Hay dos tipos de señales discretas, las cuales se comparan entre sí para determinar si el equipo o carga instalada en el avión ha sido liberada o no [15].
- Fibra óptica que permite velocidades de comunicaciones digitales mucho más altas que las que admite la MIL-STD-1553C.

En este texto, por razones de simplicidad, solo se han expuesto los documentos más relevantes, pero existe más normativa del tipo MIL-STD (*Military Standard*) o MIL-HDBK

(*Military handbook*) sobre ciertos tipos de ensayos en tierra y en vuelo, además de varios STANAG (*Standardization Agreement*) sobre normalización OTAN, que podrían ser de interés.

Aeronavegabilidad militar

En Europa, las aeronaves militares y de Estado están excluidas del alcance de la legislación que emana de la EASA (*European Aviation Safety Agency*). La EASA es una agencia de la Unión Europea con capacidad regulatoria y ejecutiva en la seguridad de la aviación civil. De este modo, cada Estado miembro es individualmente responsable de garantizar que las aeronaves militares y de Estado son aeronavegables y seguras para el vuelo. Como resultado, cada nuevo programa de certificación de estas aeronaves tiene que repetirse a nivel nacional con el consiguiente coste y demoras adicionales al requerir actividades T&E (*Test and Evaluation*) en cada país.

Auspiciado por la EDA (*European Defence Agency*), en 2008 se crea el Foro MAWA (*Military Airworthiness Authorities*), constituido por los representantes de cada una de las autoridades nacionales de aeronavegabilidad militar, con el objetivo de

desarrollar, adoptar e implementar las normas militares europeas armonizadas (EMAR, *European Military Airworthiness Requirements*). Hasta la fecha, el Foro MAWA ha desarrollado y aprobado la EMAR 21 de certificación inicial y continuada, la EMAR 145 de organizaciones de mantenimiento, la EMAR 147 de organizaciones de formación de mantenimiento y la EMAR 66 de licencias de mantenimiento [16]. Al disponer de un conjunto de requisitos de aeronavegabilidad comunes y armonizados entre las naciones, las normas EMAR permitirán reducir costes y tiempo en la certificación de la aeronavegabilidad de las aeronaves, así como en el sostenimiento y capacitación del personal de mantenimiento.

Reglamento de aeronavegabilidad de la defensa y normativa PERAM

De acuerdo con el Reglamento de aeronavegabilidad de la defensa (RAD), el Certificado de tipo (CT) es emitido por la autoridad de aeronavegabilidad de la defensa (AAD) e indica que un producto aeronáutico ha sido diseñado y ensayado siguiendo las normas y procedimientos aprobados y, por tanto, se considera seguro para el vuelo [17]. En cuanto a las modificaciones, conforme al RAD estas

En profundidad

deben ser aprobadas por un órgano técnico competente. Si el solicitante de una modificación mayor no es el titular del CT, debe estar reconocido como organización de diseño con un alcance suficiente para el diseño de productos aeronáuticos completos. Además, se requiere un CT suplementario (CTS) que demuestre el cumplimiento de los procedimientos y requisitos aplicables aprobados.

Asimismo, la emisión de las publicaciones españolas de requisitos de aeronavegabilidad militares (PERAM) inicia el proceso de adaptación de los requerimientos europeos EMAR a la normativa española sin contradecir lo establecido en el RAD. Conforme a la PERAM 21 [18], cualquier organización responsable del diseño de productos, componentes y equipos, o de efectuar modificaciones o reparaciones en los mismos que solicite un CTS, deberá demostrar su capacidad mediante la titularidad de una AODM (aprobación de organización de diseño militar), otorgada por la AAD.

Para la aprobación de algunos diseños, las AODM requieren implementar ensayos en vuelo. Cuando los ensayos en vuelo se efectúen con el fin de obtener un CT, deberán realizarse de acuerdo con las condiciones

especificadas por la AAD para tales ensayos. El solicitante deberá realizar todos los ensayos en vuelo que la AAD considere necesarios para establecer el cumplimiento de las bases de certificación y los requisitos de protección ambiental (si son aplicables), y para determinar que hay una garantía razonable de que la aeronave, sus partes y componentes son fiables, funcionan correctamente, y son capaces de operar con seguridad [18].

Ensayos en vuelo y normativa EASA

Las EMAR no son el equivalente militar de las EASA ya que las EMAR son adoptadas por cada una de las naciones; no obstante, en áreas concretas que aún no estén contempladas por las EMAR, podría ser de aplicación la normativa EASA, la cual podría ser militarmente adaptada. Así, en lo que respecta a los ensayos en vuelo, la EASA ha clasificado los diferentes ensayos en vuelo en cuatro categorías [19]:

Categoría uno

- a) Vuelo(s) inicial(es) de un nuevo tipo de aeronave o de una aeronave cuyas características de vuelo o manejo hayan sido modificados significativamente.

- b) Vuelos en los que pueda preverse la posibilidad de afrontar características de vuelo significativamente distintas a las ya conocidas.

- c) Vuelos para investigar características o técnicas de diseño de aeronaves que sean novedosas o inusuales.

- d) Vuelos para determinar o ampliar la envolvente de vuelo.

- e) Vuelos para determinar las actuaciones reglamentarias, las características de vuelo y las cualidades de manejo al aproximarse a los límites de la envolvente de vuelo.

- f) Formación sobre ensayos en vuelo para ensayos en vuelo de categoría 1.

Categoría dos

- a) Vuelos no clasificados en la categoría 1 con una aeronave cuyo tipo aún no se haya certificado.

- b) Vuelos no clasificados en la categoría 1 con una aeronave de un tipo ya certificado, tras la incorporación de una modificación aún no aprobada y que:

- i requieran una evaluación del comportamiento general de la aeronave; o



Figura 4. RPA Lockheed Martin X-56 experimentando tecnologías de supresión de flameo en la NASA.
(Fuente: <https://www.youtube.com/watch?v=7xQJ2sVQrUA&list=PLiuUQ9asub3QuciH4PnkgwJC5P7Ht3IAa>)

- ii requieran una evaluación de los procedimientos básicos de la tripulación, cuando se utilice o se necesite un sistema nuevo o modificado; o
- iii se requiera que vuelen intencionalmente fuera de las limitaciones de la envolvente operacional ya aprobada, pero dentro de la envolvente de vuelo investigada.

d) Formación sobre ensayos en vuelo para ensayos en vuelo de categoría 2.

Categoría tres

Vuelos efectuados para la expedición de la declaración de conformidad de una aeronave de nueva construcción que no exijan volar fuera de las limitaciones del certificado de tipo o el manual de vuelo de la aeronave.

Categoría cuatro

Vuelos no clasificados en las categorías 1 o 2 con una aeronave de un tipo ya certificado, en caso de incorporación de una modificación de diseño aún no aprobada.

En un ensayo en vuelo, el primer documento a elaborar es el *Flight Test Program*, sobre las bases del Programa de Certificación, que describa el objeto del ensayo, la configuración de las aeronaves de ensayos en relación con su *baseline*, envolvente de los vuelos, mantenimiento realizado a las aeronaves y estatus de aeronavegabilidad, registro de peso y centrado, instrumentación de ensayos, planificación de los vuelos a realizar, tipos de vuelos, métodos de ensayos en vuelo, limitaciones de diseño, tripulación en tierra y en vuelo incluida la cualificación de piloto de ensayos y del ingeniero de ensayos, instalaciones y espacio aéreo requerido, equipamiento de seguridad y procedimientos de emergencia y, en el caso de integración de un nuevo equipo, lo indicado anteriormente en el apartado proceso de integración. Cada punto del *Flight Test Program* requiere un análisis de riesgos incluyendo los mecanismos de mitigación para reducir riesgos identificados a niveles admisibles [20].

A continuación, se prepara la *Flight Test Order*, un subconjunto del *Flight Test Program* en el cual se definen las condiciones concretas y las

especificaciones de prueba para cada vuelo, identificando la secuencia de puntos de ensayos. Cada uno de estos puntos requiere un análisis de riesgos específico dentro del proceso de gestión del riesgo operacional, el cual conduce al establecimiento de limitaciones, mitigando el riesgo asociado a cada prueba concreta.

de Aeronavegabilidad militar, en el ámbito del RAD [18], que en el caso de vuelos de ensayos debería ser un CAE (Certificado de Aeronavegabilidad para Experimentación) [17].

Ensayos en vuelo de RPA

Aunque muchas de las técnicas clásicas de ensayos en vuelo empleadas



Figura 5. GCS de la NASA en ensayos de integración de RPA con tráfico aéreo comercial.

(Fuente: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/ed14-0205-21.jpg>)

Además, la *Flight Test Order* debería incluir el motivo del vuelo, la configuración de la aeronave, perfil del vuelo, métodos de ensayos y dispositivos para la grabación de datos, tripulación de ensayos, instalaciones y espacio aéreo requerido, condiciones meteorológicas, equipamiento de seguridad y procedimientos de emergencia, comunicaciones, peso y centrado de la aeronave, y criterios de cancelación de la misión FTS (*Flight Terminate System*) contemplando la recuperación a zonas de aterrizaje alternativas [20].

Finalmente, según la EASA, se debe obtener un *Permit to Fly*; sin embargo, un *Permit to Fly* no es un Certificado de Aeronavegabilidad reconocido como válido según la legislación española, sino únicamente una de las evidencias que se deben presentar para poder conseguir la emisión o renovación de un Certificado

en aeronaves no remotamente tripuladas son directamente aplicables a los RPA (*Remotely Piloted Aircraft*), el hecho es que estos vehículos aéreos remotamente tripulados requieren de algunos enfoques únicos para los ensayos en vuelo y la gestión de riesgos de dichos ensayos. Dado que no hay ninguna persona a bordo de un RPA durante la operación, existen riesgos adicionales a tener en cuenta.

Pero los ensayos en vuelo de RPA no solo alcanzan a la aeronave en sí, sino que también incluyen aspectos HMI (*Human Machine Interface*) en la GCS (*Ground Control Station*) y de los enlaces de datos con el vehículo remoto. La planificación y ejecución de ensayos de vehículos remotamente tripulados implica otro tipo de riesgos añadidos a los de la aviación tradicional, los cuales deben ser tenidos en cuenta en los análisis

En profundidad

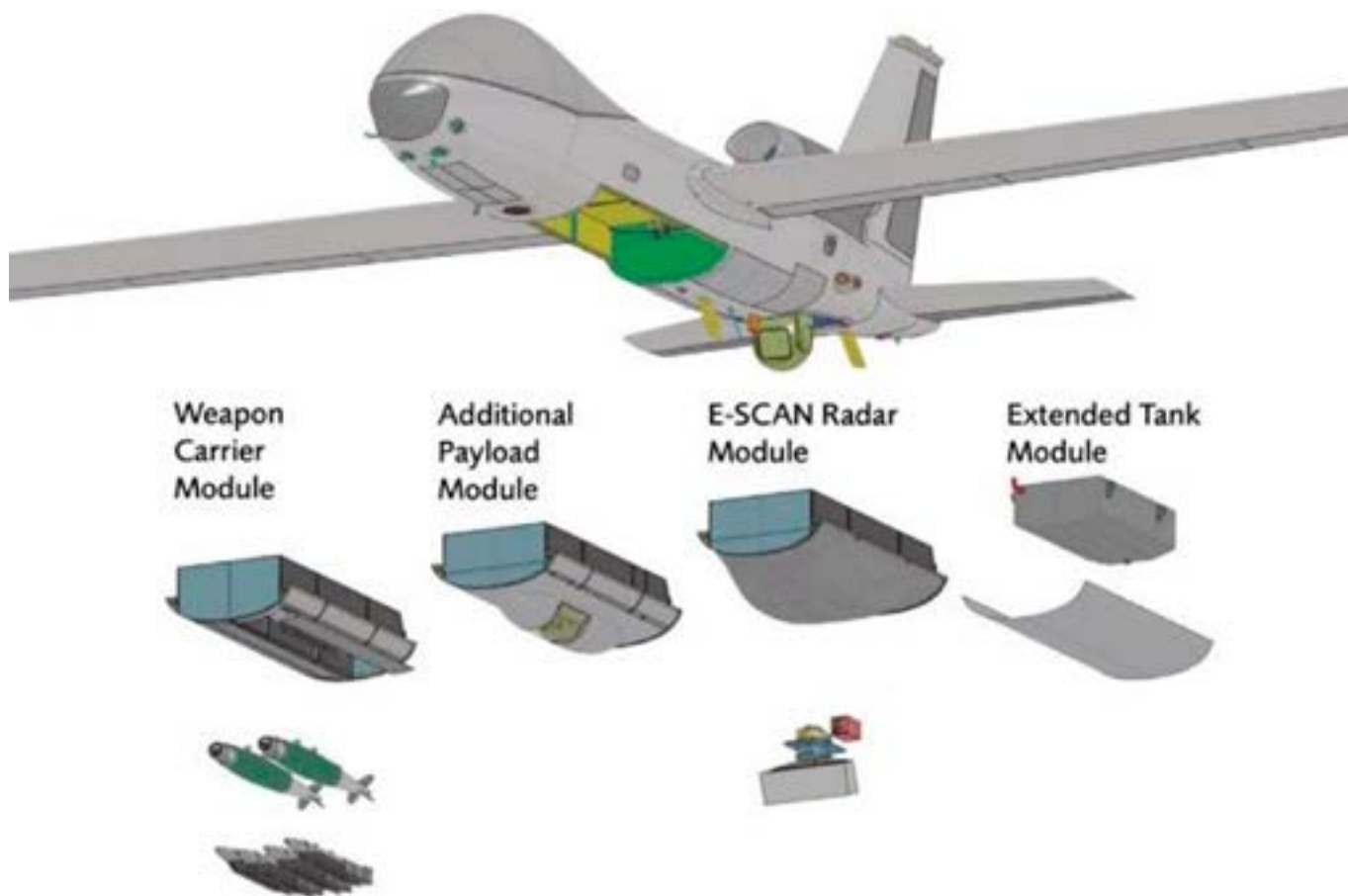


Figura 6. Diversas configuraciones de cargas de pago del RPA Talarion de Airbus.
(Fuente: <http://www.thinkdefence.co.uk/wp-content/uploads/2014/05/EADS-Talarion-Payload-Bay.jpg>)

de riesgos para reducirlos a un nivel aceptable. Para ello, el Departamento de Defensa norteamericano (*DoD, Department of Defense*) ya incorporó los RPA en la última versión de la norma MIL-STD-882E *System Safety*. Ciertamente, estos riesgos varían con el tamaño del avión, tiempo en el aire, velocidad del aparato, interferencia con otras plataformas aéreas,... lo cual debe ser estudiado y analizado por los pilotos de ensayos e ingenieros de ensayos [21].

La ausencia de piloto en cabina presenta una serie de connotaciones a la hora de afrontar las campañas de ensayos en vuelo con RPA. Al no tener sensaciones físicas ni visuales acerca de virajes, velocidad o turbulencia que sí percibiría si estuviera a bordo de la aeronave, el piloto ha de confiar en presentaciones sintéticas a la hora de tomar decisiones. A esto hay que añadir una posible caída del enlace GCS-RPA, lo que conlleva pasar a modo autónomo, contemplando estos riesgos adicionales, aplicando medidas mitigadoras en los ensayos

como actuar sobre la envolvente de vuelo o mayores redundancias, para mantener el nivel de seguridad dentro de los mismos márgenes que la aviación convencional no remotamente tripulada [22].

Singular preeminencia cobra en estos ensayos las simulaciones, explorando los diferentes modos de fallo, así como las limitaciones inducidas y los criterios FTS. De esta manera, las tripulaciones de ensayos se adiestran en la optimización del ensayo, calculando envolventes de vuelo más seguras y eficientes, a la par que analizan ergonómicamente la interacción HMI. Sin embargo, no debe perderse de vista que las simulaciones no dejan de ser extrapolaciones que tratan de predecir la actuación de la aeronave basándose en estudios teóricos, cálculos realizados por ordenador y datos extraídos de pruebas en laboratorio/banco y en tierra, caracterizados por una cierta precisión y bajo hipótesis de partida muy concretas. Por tanto, estas simulaciones deben tratarse con la

adecuada cautela, especialmente en los primeros vuelos o en condiciones nuevas como extensión de envolventes, bajo el estricto control de pilotos de ensayos e ingenieros de ensayos. Las conclusiones extraídas de estos ensayos se usarán para realimentar nuevas simulaciones en un proceso iterativo con pequeños incrementos, refinando la precisión en cada paso manteniendo el riesgo dentro de límites permisibles sin rebajar la seguridad en vuelo.

Generalmente los RPA suelen presentar una escala más reducida que la aviación convencional con piloto a bordo, lo que trae consigo que los ensayos en vuelo sean más asequibles, se puedan realizar muchas más pruebas, más frecuentes y más cerca del desarrollo del sistema. Esto favorece el número de variantes con diferentes pesos, tamaños, cargas de pago o incluso configuraciones aerodinámicas, incrementando con ello la cantidad de pruebas en vuelo, aunque con riesgo atenuado por analogía entre ellas, aumentando por

consiguiente la seguridad de cada ensayo individual [23].

Conclusiones

Desde que un aparato más pesado que el aire se elevó del suelo hace más de cien años, el carácter experimental ha estado íntimamente asociado a la aviación; si bien, enseguida estos pioneros se percataron de que por muy exactos que sean los estudios teóricos que fundamenten cualquier innovación/modificación, esta tiene que ser comprobada experimentalmente. Y este salto del tablero de diseño al mundo real debe estar debidamente normalizado y procedimentado, al objeto de mantener el riesgo dentro de márgenes admisibles por la normativa vigente sin comprometer la seguridad en vuelo.

Actualmente, los sistemas de armas resultan cada vez más costosos de adquirir, lo cual supone sucesivas extensiones del tiempo de vida, retrasando así su retirada en servicio. En estas circunstancias, mantener la capacidad operativa de estos sistemas pasa por la adopción de actualizaciones que le permitan hacer frente a las nuevas amenazas, bien sea mediante nuevos dispositivos físicos o renovación de los ya existentes, o bien a través de cambios *software*, lo cual conlleva a la postre la realización de ensayos en vuelo, verificando y validando que la alteración introducida cumple las especificaciones y es segura para el vuelo.

En cuanto a los RPA, como aeronaves que también son, presentan requerimientos similares a los aviones tradicionales, aunque también muestran diferencias significativas. Al no encontrarse el piloto a bordo, otro tipo de riesgos deben ser considerados y evaluados en los análisis de riesgos a la hora de acometer las campañas de ensayos en vuelo, aplicando las técnicas más modernas con la finalidad de eliminar el riesgo o, si no fuera posible, mitigarlo hasta niveles tolerables de seguridad operacional.

Referencias

- [1] MIL-HDBK-244A *Guide to Aircraft Stores Compatibility*. DoD. (6 de abril de 1990). http://everyspec.com/MIL-HDBK/MIL-HDBK-0200-0299/MIL-HDBK-244A_2811/
- [2] MIL-STD-1289D *Airborne Stores Ground Fit and Compatibility, Require-*

- ments*. DoD. (23 de abril de 2004). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1100-1299/MIL-STD-1289D_CHANGE-1_25867/
- [3] MIL-STD-810H *Test Method Standard*. DoD. (31 de enero de 2019). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-0800-0899/MIL-STD-810H_55998/
- [4] MIL-STD-461G *Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment*. DoD. (11 de diciembre de 2015). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-0300-0499/MIL-STD-461G_53571/
- [5] MIL-STD-464C *Electromagnetic Environmental Effects Requirements for Systems*. DoD. (1 de diciembre de 2010). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-0300-0499/MIL-STD-464C_28312/
- [6] MIL-STD-1797A *Flying Qualities of Piloted Aircraft*. DoD. (24 de agosto de 2004). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1700-1799/MIL-STD-1797A_NOTICE-3_39377/
- [7] MIL-A-8861B *Aircraft Strength and Rigidity Flight Loads*. DoD. (7 de febrero de 1986). http://everyspec.com/MIL-SPECS/MIL-SPECS-MIL-A/MIL-A-8861B_6743/
- [8] MIL-A-8870C *Military Specification: Airplane Strength and Rigidity Vibration, Flutter, and Divergence*. DoD. (25 de marzo de 1993). http://everyspec.com/MIL-SPECS/MIL-SPECS-MIL-A/MIL-A-8870C_6746/
- [9] MIL-HDBK-1763 *Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures*. (15 de junio de 1998). http://everyspec.com/MIL-HDBK/MIL-HDBK-1500-1799/MIL-HDBK_1763_1775/
- [10] MIL-STD-8591H *Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-Store Interface (Carriage Phase)*. DoD. (23 de marzo de 1990). http://everyspec.com/MIL-SPECS/MIL-SPECS-MIL-A/MIL-A-8591H_10997/
- [11] [MIL-STD-1760E *Aircraft/Store Electrical Interconnection System*. DoD. (24 de octubre de 2007). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1700-1799/MIL-STD-1760E_10197/
- [12] MIL-STD-704F *Aircraft Electrical Power Characteristics*. DoD. (12 de marzo de 2004). <https://iee.li/pdf/standards-handbooks/MIL-STD-704F.pdf>
- [13] MIL-STD-1553C *Digital Time Division Command/Response Multiplex Data Bus*. DoD. (28 de febrero de 2018). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1500-1599/MIL-STD-1553C_55783/
- [14] MIL-STD-1773 *Fiber Optics Mechanization of an Aircraft Internal Time Division Command/Response Multiplex Data Bus*. DoD. (20 de mayo de 1988). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1700-1799/MIL-STD-1773_25257/
- [15] STO AGARDograph 300 AG-300-V29 *Aircraft/Stores Compatibility, Integration and Separation Testing*. NATO. (Septiembre de 2014). <https://es.scribd.com/document/425189381/Nato-Bomb-Rack>
- [16] *Approved MAWA Documents*. EDA. <https://eda.europa.eu/experts/airworthiness/mawa-documents>
- [17] Reglamento de aeronavegabilidad de la defensa. (2 de octubre de 2015). *Boletín Oficial del Estado* n.º 255. Real Decreto 866/2015. https://www.boe.es/diario_boe/txt.php?id=BOE-A-2015-11426
- [18] PERAM 21 Edición 2.0. *Certificación de aeronaves militares y productos, componentes y equipos relacionados y de organizaciones de diseño y producción*. (24 de junio de 2021). <https://publicaciones.defensa.gob.es/peram-21-ed-2-0-certificacion-de-aeronaves-militares-y-productos-componentes-y-equipos-relacionados-y-de-organizaciones-de-dise-o-y-produccion-libros-ebook.html>
- [19] [Reglamento (UE) 2015/1039 de la Comisión de 30 de junio de 2015 por el que se modifica el Reglamento (UE) n.º 748/2012 en lo relativo a los ensayos en vuelo. <https://www.boe.es/doue/2015/167/L00001-00009.pdf>
- [20] Roland, D. (20 de abril de 2012). *Flight test activity in design organisations*. EASA. <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Presentation%203%20-%20Flight%20test%20activity.pdf>
- [21] MIL-STD-882E *System Safety*. DoD. (11 de mayo de 2012). <https://mail.system-safety.org/Documents/MIL-STD-882E.pdf>
- [22] RTO AGARDograph 300 AG-300-V27 *Unique Aspects of Flight-Testing Unmanned Aircraft Systems*. (Abril de 2010). NATO. [https://www.sto.nato.int/publications/STO%20Technical%20Reports/RTO-AG-300-V27/\\$\\$AG-300-V27-ALL.pdf](https://www.sto.nato.int/publications/STO%20Technical%20Reports/RTO-AG-300-V27/$$AG-300-V27-ALL.pdf)
- [23] Dauer, J. C.; Adolf, F.-M. y Lorenz, S. (Mayo de 2015). *Flight Testing of an Unmanned Aircraft System – A Research Perspective*. NATO SCI-269 Symposium on Flight testing of Unmanned Aerial Systems. https://www.researchgate.net/publication/278425058_Flight_Testing_of_an_Unmanned_Aircraft_System_-_A_Research_Perspective