



RAC STD
REQUISITOS DE CERTIFICACIÓN Y
CALIFICACIÓN DE DISPOSITIVOS DE
INSTRUCCIÓN PARA SIMULACIÓN
DE VUELO

Registro de Ediciones y Revisiones

RAC LPTA 66

[illegible]

Las revisiones a la presente regla serán indicadas mediante una barra vertical en el margen izquierdo, enfrente del renglón, sección o figura que esté siendo afectada por el mismo. La edición debe ser el reemplazo del documento completo por otro.

Estas se deben de anotar en el registro de ediciones y revisiones, indicando el número correspondiente, fecha de efectividad y la fecha de inserción.

Preámbulo

Edición Original:

Esta RAC STD 1A fue desarrollada en base a las Regulaciones de la JAA, específicamente la JAR-STD 1A enmienda 3 fechada el 1ro de julio de 2003.

Las normas y métodos recomendados para la operación de dispositivos de entrenamiento sintéticos son analizados en el documento 9625-AN/938 "Manual de criterios para calificar los simuladores de vuelo" de la OACI, Primera Edición-1995.

La RAC-STD 1A, pretende regular las necesidades de los operadores y usuarios de dispositivos de entrenamiento sintéticos (Simuladores, FTD, FNPT, y BITD) en relación con el campo de actividades técnicas.

La RAC-STD 1A, ha sido elaborado tomando como base el Doc 9625-AN/938 de la OACI, primera edición de 1995, y del JAR STD 1A, enmienda 3 del 1 de julio del 2003. En su elaboración se ha seguido una metodología muy estricta, rigurosa y sistemática que permite establecer siempre controles sobre el apego al documento base, así como en los casos en donde se incorporan normas o circulares de asesoramiento (CA), que no constan en el documento de referencia, por lo que se puede tener la plena certeza de que el documento o reglamentación es segura y controlada.

Algunos casos en donde existe diferencia entre la documentación de referencia y el RAC STD 1A, es en la numeración, ya que se ha utilizado una que haga referencia específica a cada uno de los requisitos u obligaciones que contienen las reglas para la utilización de dispositivos de entrenamiento sintéticos, y se apegan en mayor parte a la numeración de JAR STD 1A; asimismo, en vez de dividirse en capítulos se ha dividido en subpartes que no necesariamente coinciden con la división de la documentación de referencia; de igual manera, se han incorporado algunos apéndices específicos a ciertas normas que se han considerado necesarias con el objetivo de que el documento contenga toda la información esencial en un solo documento y así reducir la necesidad de recurrir a otras fuentes que contengan información conexas. El lenguaje utilizado es de tipo imperativo, o sea, se cambia el estilo de la OACI, de corte futurista, por un lenguaje más directo, que indica la obligatoriedad de cumplimiento, debido a esta razón, entre otras, es que el RAC-STD 1A es mucho más restrictivo que la misma documentación de referencia de la OACI.

Edición 01:

Los principales cambios que incorpora la edición 01 de la RAC STD son los siguientes:

- Se actualiza la clasificación de los simuladores
- Se incorporan Pruebas de Validación del FSTD
- Se incorpora tolerancias de las pruebas de vuelo
- Requisitos técnicos generales para los niveles de calificación de UN FSTD
- Se actualiza la presentación de la Regulación y se incorpora circulares de asesoramiento para mayor claridad de los requisitos

[illegible]

Fecha: ____/____/____

Tabla de contenido RAC-STD

Portada.....	1
Registro de Ediciones y Revisiones	1
Preámbulo.....	1
Lista de páginas efectivas	1
Tabla de contenido RAC-STD	1
SECCIÓN 1.....	1
PRESENTACIÓN Y GENERALIDADES.....	1
SUBPARTE A –DISPOSICIONES GENERALES.....	1
RAC-STD 005 Base Legal.....	1
RAC-STD 010 Efectividad.....	1
RAC-STD 015 Alcance.....	1
RAC-STD 020 Aplicación.....	1
RAC-STD 025 Aceptación de calificaciones Emitidas por otras Autoridades.	2
RAC-STD 025 Definiciones y abreviaturas	2
SUBPARTE B - SIMULADORES DE VUELO DE AVION.....	1
RAC-STD 030 Solicitud para la Calificación de un Simulador de Vuelo	1
RAC-STD 035 Validez de la Calificación del Simulador de Vuelo	1
RAC-STD 040 Requisitos para los Operadores de Simuladores de Vuelo	1
RAC-STD 045 Requisitos para simuladores de vuelo.....	3
RAC-STD 050 Cambios en simuladores calificados.....	4
RAC-STD 1A.045 Calificación provisional de un simulador de vuelo	5
RAC-STD 1A.050 Transferencia de la calificación de un simulador de vuelo	5
APÉNDICES	1

SECCIÓN 1

PRESENTACIÓN Y GENERALIDADES

a) Presentación

- 1) La sección 1 de la RAC STD , se presenta en páginas sueltas. Cada página se identifica mediante la fecha de la edición o enmienda en la cual se incorporó.
- 2) El texto de esta RAC está escrito en arial 10. Las notas explicativas no se consideran requisitos y cuando existan, están escritas en letra arial 8.

b) Introducción General

Esta sección 1 contiene los requisitos para la certificación y calificación de dispositivos de instrucción para simulación de vuelo.

INTENCIONALMENTE EN BLANCO

SUBPARTE A –DISPOSICIONES GENERALES

RAC-STD 005 Base Legal.

La AAC en base a sus atribuciones otorgadas mediante el artículo 7, numeral 4 y el artículo 14, numerales 6, 14 y 34 y en cumplimiento con el artículo 96 de la Ley Orgánica de Aviación Civil, el Convenio de Aviación Civil Internacional, el Reglamento Técnico de la Ley Orgánica de Aviación Civil artículos 138 b), 141, 177, 178 y 179, prescribe la presente Regulación para la certificación y calificación de dispositivos de instrucción para simulación de vuelo.

RAC-STD 010 Efectividad.

- a) La Edición **01**, de la RAC STD entrará en vigor con carácter obligatorio a partir de la fecha de su aprobación.
- b) Los procesos de certificación y calificación de dispositivos de instrucción para simulación de vuelo. iniciados antes de la aprobación de la revisión mencionada en el literal anterior podrán completarse conforme a la normativa vigente al momento de su inicio. Sin embargo, una vez finalizado el trámite, cualquier gestión posterior deberá cumplir con los requisitos establecidos en la nueva edición.

RAC-STD 015 Alcance.

- a) La Regulación RAC-STD es aplicable a toda persona, organización o empresa (operadores de simuladores de vuelo) que pretendan obtener la calificación inicial de un simulador de vuelo de avión.
- b) La versión del RAC-STD utilizada para la emisión de la calificación inicial, será la que se utilizará durante las evaluaciones recurrentes del simulador de vuelo, a menos que sea recategorizado.

RAC-STD 020 Aplicación.

- a) Los usuarios de simuladores de vuelo de avión (usuarios STD) deben obtener una aprobación para la utilización del simulador de vuelo como parte de sus programas de entrenamiento aprobados, con independencia de que el simulador haya sido previamente calificado.
- b) Para obtener esta aprobación deben realizar una solicitud a la AAC con la siguiente información:
 - 1) Detalles del usuario STD
 - 2) Una lista de las diferencias de configuración existentes entre el simulador de vuelo y los aviones del usuario STD, y justificación de la medida en que estas diferencias afectan al entrenamiento, verificaciones o pruebas que pretendan realizarse en el simulador de vuelo.
 - 3) Descripción del entrenamiento, verificaciones o pruebas que pretenden darse en el simulador de vuelo, y detalle de las mismas incluido en el programa de entrenamiento del usuario STD
 - 4) Detalles del operador STD
 - 5) Detalles de la identificación del simulador de vuelo y su ubicación

- 6) Nivel de calificación del simulador de vuelo
- 7) Copia del certificado de calificación del simulador de vuelo.
- 8) Certificación del usuario STD declarando que el simulador de vuelo es adecuado para su uso dentro del programa de entrenamiento aprobado, y que ha sido evaluado indicando la disponibilidad de bases de datos de navegación y del sistema visual.

RAC-STD 023 Aceptación de calificaciones Emitidas por otras Autoridades.

- a) Para simuladores de vuelo ubicados en el extranjero se aceptarán las calificaciones de simulador de vuelo emitidas por las Autoridades de los siguientes Estados:
 - 1) Canadá
 - 2) Estados Unidos de América
 - 3) Estados miembros de la JAA, que hayan obtenido el reconocimiento mutuo JAR-STD
- b) Si un usuario STD desea utilizar un simulador de vuelo, situado en el extranjero y que no esté calificado por una de las Autoridades listadas en el apartado (a) anterior, entonces la AAC puede requerir la realización de las evaluaciones inicial y recurrente al simulador de vuelo afectado.
- c) Si un usuario STD desea la utilización de un simulador de vuelo situado en el extranjero deberá obtener la previa aprobación de la AAC, para lo cual debe realizar la correspondiente solicitud por escrito a la AAC, adjuntando la información requerida en RAC-STD 020 b)

RAC-STD 025 Definiciones y abreviaturas

- a) Aquellas definiciones y abreviaturas que no se encuentran aquí detalladas referirse al RAC-01
- b) Las definiciones y abreviaturas indicados en la presente regulación se emplearán en base a las normas y métodos recomendados de la OACI, Ley Orgánica de Aviación Civil (LOAC), Reglamento Técnico de la Ley Orgánica de Aviación Civil y las Regulaciones de Aviación Civil de El Salvador para la investigación de accidentes e incidentes de aviación, teniendo los significados siguientes:
 - 1) Aeronave controlada por computadora: es la aeronave en la que las entradas del piloto a las superficies de control se transfieren y aumentan a través de computadoras u ordenadores.
 - 2) Amortiguación (crítico): Amortiguación crítica significa que la amortiguación mínima de un sistema de segundo orden de manera que no se produzca un sobre-impulso al alcanzar un valor de estado estable después de ser desplazado y liberado desde una posición de equilibrio. Esto corresponde a una relación de amortiguación relativa de 1: 0. Los datos de pérdida por encima del nivel de vuelo (FL) 250 deberían ser generalmente aceptables.
 - 3) Amortiguación (infra-amortiguación): una respuesta infra-amortiguada es la amortiguación de un sistema de segundo orden tal que un desplazamiento desde la posición de equilibrio y la liberación libre dan como resultado uno o más sobre-impulsos u oscilaciones antes de alcanzar un valor de estado estable. Esto corresponde a una relación de amortiguación relativa a menos de 1: 0.
 - 4) Actualización (Update): significa un reajuste o modernización de un FSTD.

- 5) Actualización (Upgrade): significa la mejora de un FSTD con el fin de lograr una calificación superior.
- 6) Altitud significa: altitud de presión (m o ft) a menos que se especifique lo contrario.
- 7) Altura significa: la altura sobre el suelo / AGL (m o pies).
- 8) Amortiguación (sobre-amortiguación): una respuesta de sobre-amortiguación es la amortiguación de un sistema de segundo orden que tiene más amortiguación de la necesaria para la amortiguación crítica, como se describió anteriormente. Esto corresponde a una relación de amortiguación relativa de más de 1: 0.
- 9) Ángulo de ataque alto: significa volar con un ángulo de ataque más alto que en el funcionamiento normal más allá de la primera indicación de los sistemas de protección de pérdida o pérdida, lo que ocurra primero.
- 10) Ángulo de la palanca de potencia: significa el ángulo de la (s) palanca (s) de control del motor principal del piloto en la cabina de vuelo. Esto también puede denominarse PLA, acelerador o palanca de potencia.
- 11) Ángulo de la palanca del acelerador: (Throttle Lever Angle - TLA) significa el ángulo de la (s) palanca (s) de control del motor principal del piloto en la cabina de vuelo.
- 12) Banda muerta significa: la cantidad de movimiento de la entrada para un sistema para el cual no hay reacción en la salida o el estado del sistema observado.
- 13) Bank significa ángulo de alabeo (grados).
- 14) Barrido completo significa el movimiento del controlador desde el punto muerto hasta el tope, generalmente el tope trasero o derecho, al tope opuesto y luego a la posición neutral.
- 15) Barrido de control' significa un movimiento del control del piloto apropiado desde neutral hasta un límite extremo en una dirección (adelante, atrás, derecha o izquierda), un movimiento continuo de regreso a través de neutral a la posición extrema opuesta, y luego un regreso a la posición neutral.
- 16) Cambio aceptable significa un cambio en la configuración, software, etc., que califica como un candidato potencial para un enfoque alternativo de validación.
- 17) Coincidencia esencial significa una comparación de dos conjuntos de resultados generados por computadora cuyas diferencias deberían ser insignificantes porque se han utilizado esencialmente los mismos modelos de simulación. También conocido como partido virtual.
- 18) Combustible usado significa la masa de combustible usado (kilos o libras).
- 19) Condición de rendimiento casi limitado (cuando se relaciona con una aproximación a pérdida (approach to stall) o pérdida (stall)) significa un evento de pérdida que ocurre cerca del límite más bajo de las siguientes:
 - altitud de empuje limitado; y
 - altitud limitada por maniobras o golpes.
 - altitud máxima certificada (estructural);
- 20) Congelado / bloqueado es un estado en el que una variable se mantiene constante en el tiempo.
- 21) Control no normal es un término utilizado en referencia a aeronaves controladas por computadora. El control no normal es el estado en el que una o más de las funciones de control, de aumento o

de protección previstas no están completamente disponibles. NOTA: Se pueden utilizar términos específicos como ALTERNATIVO, DIRECTO, SECUNDARIO, RESPALDO, etc., para definir un nivel real de degradación.

- 22) Control normal es un término utilizado en referencia a aeronaves controladas por computadora. El control normal es el estado en el que las funciones de control, de aumento y de protección previstas están completamente disponibles.
- 23) Datos de pruebas de vuelo : datos reales de la aeronave obtenidos por el fabricante de la aeronave (u otro proveedor de datos aceptables) durante un programa de prueba de vuelo de la aeronave.
- 24) Datos de prueba de validación en vuelo "": rendimiento, estabilidad y control, y otros parámetros de prueba necesarios, registrados eléctrica o electrónicamente en una aeronave utilizando un sistema de adquisición de datos calibrados de resolución suficiente y verificados como precisos por la organización que realiza la prueba, para establecer un conjunto de referencia de parámetros relevantes con los que se pueden comparar parámetros en FSTD's similares.
- 25) Datos de rendimiento / performance de la aeronave son datos de rendimiento / performances publicados por el fabricante de la aeronave en documentos como el manual de vuelo de la aeronave (AFM), el manual de operaciones, el manual de ingeniería de rendimiento / performance o equivalente.
- 26) Datos de validación del simulador de ingeniería: datos de validación generados por una simulación de ingeniería o un simulador de ingeniería.
- 27) Datos de validación: datos utilizados para demostrar que el rendimiento del FSTD corresponde al de la aeronave, clase de avión o tipo de helicóptero.
- 28) Datos del FSTD: los diversos tipos de datos utilizados por el fabricante del FSTD y el solicitante para diseñar, fabricar, probar y mantener el FSTD.
- 29) Datos del simulador de ingeniería: datos generados por una simulación de ingeniería o un simulador de ingeniería, según los procesos del fabricante de la aeronave.
- 30) Datos predictivos: datos derivados de fuentes distintas a las pruebas de vuelo de aeronaves específicas del tipo.
- 31) Datos previstos: datos derivados de fuentes distintas de las pruebas de vuelo de aeronaves específicas del tipo.
- 32) Datos previstos: datos derivados de fuentes distintas de las pruebas de vuelo de aeronaves específicas del tipo.
- 33) Declaración de cumplimiento (Statement of Compliance - SOC) significa una declaración de que se han cumplido requisitos específicos.
- 34) Documento de referencia principal : cualquier documento reglamentario que haya sido utilizado por una autoridad competente para respaldar la evaluación inicial de un FSTD.
- 35) Efecto bien entendido significa un cambio incremental en una configuración o sistema que se puede modelar con precisión utilizando métodos predictivos probados basados en características conocidas del cambio.
- 36) Efecto suelo : cambio en las características aerodinámicas debido a la modificación del flujo de aire que pasa por la aeronave provocada por la presencia del suelo.

- 37) Entrada de pulsos significa una entrada abrupta a un control seguida de un retorno inmediato a la posición inicial.
- 38) Entrada en servicio se refiere al estado original de la configuración y los sistemas en el momento en que una aeronave derivada nueva o principal se pone en operación comercial por primera vez.
- 39) Entrada escalonada significa una entrada abrupta mantenida en un valor constante.
- 40) Entrenamiento de vuelo orientado a la línea (LOFT) se refiere al entrenamiento de la tripulación de vuelo que implica la simulación completa de la misión de situaciones que son representativas de las operaciones de línea, con especial énfasis en situaciones que involucran comunicaciones, gestión y liderazgo. Significa entrenamiento de una misión completa en tiempo real .
- 41) Evaluación del FSTD : valoración detallada de un FSTD por parte de la autoridad competente para determinar si se cumple o no el estándar requerido para un nivel de calificación específico.
- 42) FSTD convertible significa un FSTD en el que el hardware y el software se pueden cambiar para que el FSTD se convierta en una réplica de un modelo o variante diferente, generalmente del mismo tipo de aeronave. Por lo tanto, la misma plataforma FSTD, carcasa de cabina, sistema de movimiento, sistema visual, computadoras y equipo periférico necesario se pueden usar para más de una simulación.
- 43) Funciones de protección : funciones de sistemas diseñadas para proteger a una aeronave de exceder sus limitaciones de vuelo y maniobra.
- 44) Guía de prueba de calificación maestra (MQTG) : es la QTG aprobada por la autoridad competente que incorpora los resultados de las pruebas presenciadas por la autoridad competente. El MQTG sirve como referencia para futuras evaluaciones.
- 45) Historico del tiempo significa una presentación del cambio de una variable con respecto al tiempo.
- 46) Impulsado significa un estado en el que el estímulo o variable de entrada es impulsado o depositado por medios automáticos, generalmente una entrada por computadora. Es posible que el estímulo o la variable de entrada no coincida necesariamente con los datos de comparación de la prueba de vuelo, sino que simplemente se conduzca a ciertos valores predeterminados.
- 47) Instantánea significa una presentación de una o más variables en un momento dado.
- 48) Latencia significa el tiempo adicional, más allá del tiempo de respuesta básico perceptible de la aeronave debido al tiempo de respuesta del FSTD.
- 49) Ligero significa operar con una masa operativa en o cerca del mínimo para la condición de vuelo especificada.
- 50) Línea de base significa una simulación de aeronave de producción totalmente validada por pruebas de vuelo. Puede representar un nuevo tipo de aeronave o un derivado importante.
- 51) Maniobra práctica significa una maniobra de prueba realizada o completada con entradas de control del piloto según sea necesario.
- 52) Maniobra sin manos significa una maniobra de prueba realizada o completada sin entradas de control por parte del piloto.
- 53) Medio significa el peso operativo normal para el segmento de vuelo.

- 54) Nominal significa el peso operativo normal, la configuración, la velocidad, etc. para el segmento de vuelo especificado.
- 55) Operador de un FSTD : organización directamente responsable ante la AAC de solicitar y mantener la calificación de un FSTD en particular.
- 56) Parámetro crítico del motor significa el parámetro del motor que es la medida más apropiada de fuerza propulsora.
- 57) Pérdida completa (full stall) significa también lo mismo que posterior a la pérdida .
- 58) Pesado significa tener una masa operativa en o cerca del máximo para la condición de vuelo especificada.
- 59) Prueba (s) objetiva (s) : evaluación cuantitativa basada en la comparación con datos.
- 60) Prueba (s) subjetiva (s) significa una evaluación cualitativa basada en estándares establecidos interpretados por una persona debidamente calificada.
- 61) Prueba automática significa la prueba del dispositivo de entrenamiento de simulación de vuelo (FSTD) en la que todos los estímulos están bajo control de las computadoras.
- 62) Prueba de circuito cerrado es un método de prueba para el cual los estímulos de entrada son generados por controladores que impulsan el FSTD para seguir una respuesta objetiva predefinida.
- 63) Prueba de coincidencia (Proof of Match - POM) significa un documento que muestra un acuerdo dentro de las tolerancias definidas entre las respuestas del modelo y los casos de prueba de vuelo en condiciones de prueba y atmosféricas idénticas.
- 64) Prueba de funciones : evaluación cuantitativa y / o cualitativa del funcionamiento y desempeño de un FSTD hecha por un evaluador debidamente calificado. La prueba puede incluir la verificación del funcionamiento correcto de los controles, instrumentos y sistemas de la aeronave simulada en condiciones normales y no normales. La performance funcional es aquella operación o performance que puede verificarse mediante datos objetivos u otro material de referencia adecuado que no necesariamente sean datos de pruebas de vuelo.
- 65) Prueba de validación significa una prueba mediante la cual los parámetros FSTD se pueden comparar con los datos de validación relevantes.
- 66) Prueba integrada significa probar el FSTD de manera que todos los modelos de sistemas de aeronaves estén activos y contribuyan adecuadamente a los resultados. Ninguno de los modelos del sistema de la aeronave debe sustituirse por modelos u otros algoritmos destinados a pruebas únicamente. Esto se puede lograr utilizando los desplazamientos del controlador como entrada. Estos controladores deberían representar el desplazamiento de los controles del piloto y estos controles deberían haber sido calibrados.
- 67) Prueba manual significa una prueba FSTD donde el piloto realiza la prueba sin entradas de computadora, excepto para la configuración inicial. Todos los módulos de la simulación deben estar activos.
- 68) Prueba robótica significa una verificación de rendimiento básico de los componentes de hardware y software de un sistema. Las condiciones de prueba exactas se definen para permitir la

repetitividad. Los componentes se prueban en su configuración operativa normal y se pueden probar independientemente de otros componentes del sistema.

- 69) Prueba visual de segmento terrestre : prueba diseñada para evaluar elementos que afectan la precisión de la escena visual presentada al piloto a una altura de decisión (DH) en una aproximación al sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS).
- 70) Rangos de formación FSTD significan aquellas regiones de confianza alta y moderada de rangos de validación FSTD.
- 71) Rendimiento funcional significa una operación o rendimiento que puede verificarse mediante datos objetivos u otro material de referencia adecuado que no necesariamente sean datos de pruebas de vuelo.
- 72) Resaltar brillo significa el brillo máximo mostrado que satisface la prueba de brillo adecuada.
- 73) Pruebas de encongelamiento significa una demostración del rendimiento mínimo requerido mientras se opera en condiciones de congelamiento máximo e intermitente máximo del requisito de aeronavegabilidad aplicable. Se refiere a cambios desde lo normal (según sea aplicable al diseño de la aeronave individual) en los procedimientos operativos de despegue, ascenso (en ruta, aproximación, aterrizaje) o aterrizaje o datos de desempeño, de acuerdo con el AFM, para vuelos en condiciones de hielo o con acumulación de hielo en superficies desprotegidas.
- 74) Respuesta libre significa la respuesta de la aeronave después de completar una entrada de control o una perturbación.
- 75) Retraso de transporte significa el tiempo total del procesamiento del sistema FSTD requerido para una señal de entrada desde un control de vuelo primario del piloto hasta que el sistema de movimiento, el sistema visual o el instrumento responda. Es el retardo de tiempo total incurrido desde la entrada de la señal hasta la respuesta de salida. No incluye el retraso característico de la aeronave simulada.
- 76) Ruptura significa la fuerza requerida en los controles primarios del piloto para lograr el movimiento inicial de la posición de control.
- 77) Simulación de ingeniería auditada : simulación de ingeniería de un fabricante de aeronaves que ha sido revisada por las autoridades competentes correspondientes y se ha encontrado que es una fuente aceptable de datos de validación complementarios.
- 78) Simulación de ingeniería : conjunto integrado de modelos matemáticos que representan una configuración de aeronave específica, que el fabricante de la aeronave suele utilizar para una amplia gama de tareas de análisis de ingeniería, incluido el diseño, el desarrollo y la certificación de ingeniería. También se utiliza para generar datos para la salida, prueba de coincidencia / validación y otros documentos de datos de entrenamiento FSTD.
- 79) Simulador de ingeniería significa el simulador del fabricante de la aeronave, que normalmente incluye una representación completa a escala de la cabina de vuelo de la aeronave simulada, la cual es operada y volada en tiempo real por un piloto que evaluará subjetivamente la simulación. Contiene los modelos de simulación de ingeniería, que también son publicados por el fabricante de aviones a la industria para los FSTD. El simulador de ingeniería puede incluir o no hardware del sistema real incorporado en lugar de modelos de software.
- 80) Sistema de control irreversible significa un sistema de control en el que el movimiento de la superficie de control no hará retroceder el control del piloto en la cabina de vuelo.

- 81) Sistema de control reversible significa un sistema de control parcialmente alimentado o no, en el cual el movimiento de la superficie de control hará retroceder el control del piloto en la cabina de vuelo y / o afectará sus características de sensación.
- 82) Tiempo de respuesta del sistema visual significa el intervalo desde una entrada de control abrupta hasta la finalización de la exploración de la pantalla visual del primer campo de vídeo que contiene la información diferente resultante.
- 83) Un paso se refiere al grado de cambios en una aeronave que se permitirían como un cambio aceptable, en relación con una simulación de prueba de vuelo completa validada. La intención del enfoque alternativo es que los cambios se limiten a uno, en lugar de una serie de pasos que se alejen de la configuración base. Se entiende, sin embargo, que aquellos cambios que apoyen el cambio principal (por ejemplo, cambios de peso, índice de empuje y ganancia del sistema de control que acompañan a un cambio de longitud corporal) se consideran parte de un paso .
- 84) Velocidad aerodinámica significa velocidad aerodinámica calibrada a menos que se especifique lo contrario (en nudos).
- 85) Sistema visual diurno significa un sistema visual capaz de cumplir, como mínimo, los requisitos de brillo del sistema, la relación de contraste y los criterios de rendimiento adecuados para el nivel de calificación buscado. El sistema, cuando se usa en entrenamiento, debe proporcionar presentaciones a todo color y superficies suficientes con señales de textura apropiadas para realizar con éxito una aproximación visual, aterrizaje y movimiento en el aeropuerto (rodaje).
- 86) Visual crepúsculo (crepúsculo / amanecer) : sistema visual capaz de cumplir, como mínimo, los requisitos de brillo y relación de contraste del sistema y los criterios de rendimiento adecuados para el nivel de calificación buscado. El sistema, cuando se utiliza en entrenamiento, debería proporcionar, como mínimo, presentaciones a todo color de intensidad ambiental reducida (en comparación con un sistema visual diurno), suficiente para realizar una aproximación visual, aterrizaje y movimiento del aeropuerto (rodaje).
- 87) Visual nocturno significa un sistema visual capaz de cumplir, como mínimo, los requisitos de relación de contraste y brillo del sistema y los criterios de rendimiento apropiados para el nivel de calificación buscado. El sistema, cuando se usa en entrenamiento, debe proporcionar, como mínimo, todas las características aplicables a la escena del crepúsculo, como se define a continuación, con la excepción de la necesidad de representar una intensidad ambiental reducida que elimine las señales del suelo que no son auto-iluminadas o iluminadas. mediante luces propias de la nave (por ejemplo, luces de aterrizaje).

SUBPARTE B - SIMULADORES DE VUELO DE AVION

RAC-STD 030 Solicitud para la Calificación de un Simulador de Vuelo

- a) El operador de un simulador de vuelo que requiera la calificación del mismo debe solicitarlo a la AAC con al menos 3 meses de antelación. En casos excepcionales este periodo puede ser reducido a un mes a criterio de la Autoridad.
- b) Se emitirá el correspondiente Certificado de Calificación STD (FS) una vez finalizada satisfactoriamente la evaluación realizada por la AAC.

RAC-STD 035 Validez de la Calificación del Simulador de Vuelo

- a) La calificación STD tendrá una validez de 12 meses, a menos que la Autoridad especifique otra cosa.
- b) La renovación de la calificación STD puede ser realizada en cualquier momento dentro de los 60 días anteriores a la fecha de expiración de la validez reflejada en el documento de calificación. El nuevo periodo de validez continuará desde la fecha de expiración establecida en el documento de calificación previo.
- c) La Autoridad podrá rechazar, revocar, suspender o modificar la calificación STD si no satisface lo establecido en el RAC-STD

RAC-STD 040 Requisitos para los Operadores de Simuladores de Vuelo

El operador STD debe demostrar su capacidad para mantener las funciones de performance y demás características específicas correspondientes al Nivel de Calificación STD, tal y como se detalla a continuación:

- a) Sistema de Calidad.
 - 1) Se debe establecer un Sistema de Calidad y nominar a un Responsable de Calidad para verificar el cumplimiento y adecuación de los procedimientos requeridos para asegurar que el nivel de calificación STD se mantiene. La verificación de cumplimiento debe incluir un sistema de retroinformación al Gerente Responsable para asegurar la toma de acciones correctivas cuando sea necesario.
 - 2) El Sistema de Calidad incluirá un Sistema de Aseguramiento de Calidad que contenga los procedimientos diseñados para verificar que el performance, funciones y características especificadas se están realizando de acuerdo con todos los requisitos, estándares y procedimientos aplicables.
 - 3) Tanto el Sistema de Calidad como el Responsable de Calidad deben ser aceptables para la Autoridad
 - i. El Sistema de Calidad debe describirse en la documentación correspondiente.
- b) Actualización. Mantener la relación con los fabricante para incorporar modificaciones importantes, y especialmente:
 - 1) Modificaciones en el avión. Aquellas modificaciones a realizar en el avión, ya sean o no obligatorias por una directiva de aeronavegabilidad, y que resulten esenciales para

el entrenamiento y verificación de las tripulaciones, deberán ser incorporadas en todos los STD's afectados.

2) Modificaciones en los STD's, incluyendo los sistemas visual y de movimiento:

- i. Cuando sea aplicable y resulte esencial para el entrenamiento y verificación, los operadores STD deben proceder a su actualización (p.ej.: con motivo de la revisión de los datos). Aquellas modificaciones tanto en el hardware como en el software que afecten a su comportamiento en vuelo, a su maniobrabilidad en tierra y a sus performance en general, así como cualquier modificación mayor en el sistema visual o en el de movimiento, deben ser evaluadas para determinar su posible impacto sobre los criterios originales de calificación. En caso necesario, los operadores STD deben preparar enmiendas a cualquier prueba de validación afectada. El operador STD debe comprobar el simulador de vuelo contra los nuevos criterios.
 - ii. La Autoridad debe ser notificada con antelación de cualquier cambio mayor a fin de determinar si las pruebas realizadas por el operador STD son satisfactorias. Después de una modificación puede ser necesaria la realización de una evaluación especial antes de que vuelva a darse entrenamiento en el STD.
- c) Instalaciones. Asegurar que las instalaciones que albergan al STD sean adecuadas en términos de seguridad y de fiabilidad en cuanto al funcionamiento del mismo.
- 1) El operador STD garantizará que tanto el simulador de vuelo como las instalaciones que lo albergan cumplen las normativas locales, regionales o nacionales vigentes en materia de Salud y Seguridad. No obstante, al menos, debe cumplirse lo siguiente:
- i. Tanto los ocupantes del simulador de vuelo, como el personal de mantenimiento deben ser debidamente instruidos en materia de seguridad del simulador de vuelo para asegurar que conocen todo el equipamiento de seguridad y los procedimientos a seguir en caso de una emergencia.
 - ii. Deben disponer de sistemas adecuados de detección, aviso y extinción de humo/fuego que garanticen la debida evacuación de los ocupantes del simulador de vuelo.
 - iii. Deben disponer de sistemas adecuados de seguridad frente a riesgos derivados de accidentes de origen eléctrico, mecánico, hidráulico y neumático, incluyendo los que pudieran ser ocasionados por los sistemas de control de carga y movimiento del simulador, para garantizar la máxima seguridad de todo el personal que pueda encontrarse en las proximidades del simulador de vuelo.
 - iv. Otros elementos:
 - (A) Sistema de comunicaciones de doble canal que permanezca operativo ante la pérdida total de energía eléctrica.
 - (B) Iluminación de emergencia.
 - (C) Salidas de emergencia y medios de evacuación.
 - (D) Elementos de sujeción de los ocupantes (asientos, cinturones de seguridad, etc.)
 - (E) Dispositivos exteriores de aviso de movimiento y actividad en la escalera o rampa de acceso.
 - (F) Señalización de zonas peligrosas.

- (G) Barandillas y puertas de acceso.
 - (H) Dispositivos de parada de emergencia del movimiento y del control de cargas, accesibles tanto desde los asientos de los pilotos como de los instructores y
 - (I) Un interruptor eléctrico de emergencia manual o automático.
- v. Todos los dispositivos de seguridad que incorpore el simulador de vuelo, como interruptores de seguridad e iluminación de emergencia, deben ser objeto de comprobaciones recurrentes por parte del operador STD, y como máximo con una periodicidad anual. La realización de estas comprobaciones debe quedar debidamente registrada.

RAC-STD 045 Requisitos para simuladores de vuelo.

(Ver Apéndice 1)

- a) Todo simulador de vuelo sometido a evaluación inicial a partir de la entrada en vigor del RAC-STD, será evaluado en base a los criterios aplicables del RAC-STD para niveles de calificación descritos en el apéndice 1 de esta regulación. Las evaluaciones recurrentes del simulador estarán basadas en la misma versión del RAC-STD que se utilizó para la evaluación inicial.
- b) Todo simulador de vuelo será evaluado en aquellas áreas esenciales para el entrenamiento de tripulaciones de vuelo y procesos de verificación, incluyendo:
 - 1) Cualidades de maniobrabilidad longitudinal, lateral y direccional.
 - 2) Performance tanto en superficie como en el aire.
 - 3) Operaciones específicas, cuando proceda.
 - 4) Configuración de la cabina de vuelo,
 - 5) Funcionamiento en operaciones normales, anormales y de emergencia y, cuando proceda, no-normales.
 - 6) Funcionamiento del puesto del instructor y del control del simulador; y
 - 7) Ciertos requisitos adicionales dependiendo del nivel de calificación y de los equipos instalados.
 - 8) Todo simulador de vuelo debe someterse a las siguientes pruebas:
- c) Pruebas de validación (Ver apéndice 2 y 3)
- d) Pruebas funcionales y subjetivas (Ver Apéndice 2 (c)).
- e) Aquellos datos que se empleen para asegurar la fidelidad del simulador de vuelo, deben ser de un estándar que satisfaga a la Autoridad, antes de que éste pueda obtener un nivel de calificación.
- f) El operador STD debe presentar una QTG en la forma y manera aceptable para la Autoridad.
- g) La QTG será aprobada una vez finalizada la evaluación, ya sea inicial o de mejora (*upgrading*), y tras resolver a satisfacción de la Autoridad cualquier discrepancia surgida en relación con la QTG. Después de incluir los resultados de las pruebas realizadas bajo la supervisión de la Autoridad, la QTG aprobada pasará a denominarse Master QTG (MQTG), que será la base tanto para la calificación del simulador como para posteriores evaluaciones recurrentes del mismo.
- h) El operador STD debe:
 - 1) Realizar progresivamente la totalidad de la MQTG entre cada evaluación anual realizada por la Autoridad. Los resultados deben estar fechados y deben conservarse con el fin de garantizar, tanto al operador STD como a la Autoridad, que los estándares del simulador de vuelo están siendo mantenidos; y
 - 2) Establecer un Sistema de Control de Configuración que garantice permanentemente la integridad tanto del hardware como del software calificado.

RAC-STD 050 Cambios en simuladores calificados.

a) Requisito de notificar los cambios mayores en un simulador de vuelo. El operador de un simulador de vuelo calificado debe informar a la Autoridad de los cambios mayores que pretenda realizar, tales como:

- 1) Modificaciones del avión que pudieran afectar a la calificación del simulador.
- 2) Modificaciones en el hardware o software del simulador de vuelo que pudieran afectar a sus cualidades de maniobrabilidad, performance o representación de los sistemas.
- 3) Reubicación del simulador de vuelo; y
- 4) Cualquier desactivación del simulador de vuelo.

La Autoridad podrá realizar una evaluación especial después de cambios mayores, o cuando parezca que el simulador de vuelo no funciona a su nivel de calificación inicial.

b) Mejora de un simulador de vuelo. Un simulador de vuelo puede ser mejorado a un nivel de calificación más alto. Se requiere una evaluación especial antes de conceder un nivel de calificación más alto.

- 1) Si el operador STD prevé realizar una modificación en el simulador de vuelo, debe notificarlo a la Autoridad y proporcionarle todos los detalles de las modificaciones. Si la evaluación correspondiente a la mejora del simulador no coincide con la recurrente anual, entonces se requerirá una evaluación especial para permitir que el simulador de vuelo continúe calificado, incluso al nivel de calificación previo.
- 2) En el caso de mejora (upgrade) de los simuladores de vuelo, el operador STD debe realizar todas las pruebas de validación requeridas para el nuevo nivel de calificación. No se utilizarán los resultados de las pruebas de validación contenidas en las guías de pruebas de la evaluación inicial o de mejora anterior para validar el rendimiento (performance) del simulador en la guía de pruebas presentadas para la mejora actual.

c) Reubicación del simulador de vuelo

- 1) En los casos en los que el simulador de vuelo se reubique, debe notificarse previamente a la Autoridad y presentar una programación de todos los eventos relacionados con dicha reubicación.
- 2) Antes de poner el simulador en servicio en su nueva ubicación el operador STD debe realizar, al menos, un tercio de las pruebas de validación (si es aplicable), y pruebas funcionales y subjetivas, a fin de asegurar que el rendimiento (performance) del simulador de vuelo cumple con los estándares de calificación original. Se mantendrá una copia de la documentación de las pruebas para su revisión por la Autoridad.
- 3) A criterio de la Autoridad el simulador de vuelo será objeto de una evaluación de acuerdo con los criterios de calificación originales.

d) Desactivación de un simulador de vuelo con calificación en vigor

- 1) En el caso de que un operador STD planifique dejar inactivo un simulador de vuelo por periodos prolongados de tiempo, debe notificarlo a la Autoridad, y debe establecer controles

adecuados para los periodos de inactividad del simulador.

- 2) El operador STD debe acordar con la Autoridad un procedimiento que asegure que el simulador de vuelo puede ser activado a su nivel de calificación original.

RAC-STD 1A.045 Calificación provisional de un simulador de vuelo

- a) En el caso de programas de aviones nuevos, se deben establecer acuerdos especiales que permitan la calificación provisional de un simulador de vuelo.
- b) La Autoridad decidirá acerca de los requisitos, detalles relativos a la emisión, y del periodo de validez de la calificación provisional del simulador de vuelo.

RAC-STD 1A.050 Transferencia de la calificación de un simulador de vuelo

- a) Cuando hay un cambio de operador STD, el nuevo operador lo notificará con anterioridad a la Autoridad a fin de acordar un plan para la transferencia del simulador de vuelo.
- b) A criterio de la Autoridad el simulador de vuelo será objeto de una evaluación de acuerdo con los criterios de calificación originales.
- c) Si el rendimiento (performance) del simulador cumple con sus estándares originales, se restaurará su nivel de calificación original.

APÉNDICES

APÉNDICE 1 – REQUISITOS PARA SIMULADORES DE VUELO

- a) Este Apéndice describe los requisitos mínimos de:
- 1) Simulador de Vuelo Completo (FFS).
(Ver CA Apéndice 1 a)1))
 - 2) Dispositivo de Entrenamiento de Vuelo (FTD)
 - 3) Entrenador de Procedimientos de Navegación y de Vuelo, (FNPT)
(Ver CA Apéndice 1 a) 3))
 - 4) Dispositivos de Entrenamiento de Instrumentos Básicos (BITD)
(Ver CA Apéndice a) 4))
- b) Para que los dispositivos califiquen a los niveles de calificación requeridos. Ciertos requisitos incluidos en esta apéndice deben estar respaldados por una Declaración de Cumplimiento (SOC) y, en algunos casos designados, una prueba objetiva. La SOC describirá cómo se cumplió con el requisito. Los resultados de la prueba deben mostrar que se ha cumplido con el requisito.
- c) En la siguiente lista tabular de estándares FSTD, las Declaraciones de Cumplimiento se indican en la columna de cumplimiento.
- d) Para el uso del FNPT en el caso del Entrenamiento de Cooperación para Tripulación Múltiple (MCC), los requisitos técnicos generales se expresan en la columna MCC con sistemas, instrumentación e indicadores adicionales según se requiera para el entrenamiento y operación del MCC.
- e) Para los MCC, los requisitos técnicos mínimos son los mismos que para FNPT nivel II, con las siguientes adiciones o modificaciones:

For MCC the minimum technical requirements are as for FNPT level II, with the following additions or amendments:

1	Turbo-jet or turbo-prop engines
2	Performance reserves, in the case of an engine failure, to be in accordance with CS-25. These may be simulated by a reduction in the aeroplane gross mass
3	Retractable landing gear
4	Pressurisation system
5	De-icing systems
6	Fire detection / suppression system
7	Dual controls
8	Autopilot with automatic approach mode
9	VHF transceivers including oxygen masks intercom system
10	2 VHF NAV receivers (VOR, ILS, DME)
11	1 ADF receiver
12	1 Marker receiver
13	1 transponder
	The following indicators shall be located in the same positions on the instrument panels of both pilots:
1	Airspeed
2	Flight attitude with flight director
3	Altimeter
4	Flight director with ILS (HSI)
5	Vertical speed

6	ADF
7	VOR
8	Marker indication (as appropriate)
9	Stop watch (as appropriate)

f) Estándares de dispositivos de entrenamiento de simulación de vuelo

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
												FSTD but may be relocated to a suitable location as near as practical to the original position. Fire axes and any similar purpose instruments need only be represented in silhouette.
a.4	Direction of movement of controls and switches identical to that in the aeroplane.	✓	✓	✓	✓							
a.5	A full-size panel of replicated system(s) which will have actuation of controls and switches that replicate those of the aeroplane simulated.					✓	✓					The use of electronically displayed images with physical overlay incorporating operable switches, knobs, buttons replicating aeroplane instrument panels may be acceptable to the competent authority.
a.6	Cockpit/flight deck switches, instruments, equipment, panels, systems, primary and secondary flight controls sufficient for the training events to be accomplished shall be located in a spatially correct flight deck area and will operate as, and represent those in, that aeroplane or class of aeroplane.							✓	✓	✓	✓	For Multi-Crew Cooperation (MCC) qualification, additional instrumentation and indicators may be required. See table at start of this Appendix. For BITDs, the switches' and controls' size and shape and their location in the cockpit shall be representative.
a.7	Crew member seats shall be provided with sufficient adjustment to allow the occupant to achieve the design eye reference position appropriate to the aeroplane or class of aeroplane and for the visual system to be installed to align with that eye position.						✓		✓	✓		
b.1	Circuit breakers that affect procedures and/or result in observable cockpit indications properly located and functionally accurate.	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓		
c.1	Flight dynamics model that accounts for various combinations of drag and thrust normally encountered in flight corresponding to actual flight conditions, including the effect of change in aeroplane attitude, sideslip, thrust, drag, altitude, temperature,	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	For FTD levels 1 and 2 aerodynamic modelling sufficient to permit accurate systems operation and indication is acceptable. For FNPTs and BITDs, class-specific modelling is acceptable.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
	gross weight, moments of inertia, centre of gravity location, and configuration.											
d.1	All relevant instrument indications involved in the simulation of the applicable aeroplane shall automatically respond to control movement by a flight crew member or induced disturbance to the simulated aeroplane, e.g. turbulence or wind shear.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	For FNPTs, instrument indications sufficient for the training events to be accomplished. Reference: AMC3 FSTD(A).300. For BITDs, instrument indications sufficient for the training events to be accomplished. Reference: AMC4 FSTD(A).300.
d.2	Lighting environment for panels and instruments shall be sufficient for the operation being conducted.					✓	✓	✓	✓	✓	✓	For FTD level 2 lighting environment shall be as per aeroplane.
d.3	Instrument indications respond appropriately to icing effects.			✓	✓				✓	✓		
e.1	Communications, navigation, and caution and warning equipment corresponding to that installed in the applicant's aeroplane with operation within the tolerances prescribed for the applicable airborne equipment.	✓	✓	✓	✓	✓	✓					For FTD level 1 applies where the appropriate systems are replicated.
e.2	Navigation equipment corresponding to that of the replicated aeroplane or class of aeroplanes, with operation within the tolerances prescribed for the actual airborne equipment. This shall include communication equipment (interphone and air-ground communication systems).							✓	✓	✓	✓	
e.3	Navigational data with the corresponding approach facilities. Navigation aids should be usable within range without restriction.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	For FTD level 1 applies where navigation equipment is replicated. For all FFSs and FTDs level 2 where used for area or airfield competence training or checking, navigation data should be updated within 28 days.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
												For FNPTs and BITDs, complete navigational data for at least five different European airports with corresponding precision and non-precision approach procedures including current updating within a period of three months.
f.1	In addition to the flight crew member duty stations, three suitable seats for the instructor, delegated examiner and competent authority inspector. The competent authority shall consider options to this standard based on unique cockpit configurations. These seats shall provide adequate vision to the pilot's panel and forward windows. Observer seats need not represent those found in the aeroplane but in the case of FSTDs fitted with a motion system, the seats shall be adequately secured to the floor of the FSTD, fitted with positive restraint devices and be of sufficient integrity to safely restrain the occupant during any known or predicted motion system excursion.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	For FTDs and FNPTs, suitable seating arrangements for the instructor and examiner or competent authority's inspector should be provided. For BITDs, suitable viewing arrangements for the instructor shall be provided.
g.1	FSTD systems shall simulate applicable aeroplane system operation, both on the ground and in flight. Systems shall be operative to the extent that all normal, abnormal, and emergency operating procedures can be accomplished.	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓		For FTD level 1, applies where system is simulated. For FNPTs systems shall be operative to the extent that it shall be possible to perform all normal, abnormal and emergency operations as may be appropriate to the aeroplane or class of aeroplanes being simulated and as required for the training.
g.2	For aeroplanes equipped with stick pusher system (e.g. longitudinal control feel system, or equivalent) control forces, displacement, and surface position of the aeroplane correspond to those of the aeroplane being simulated.			✓	✓							A statement of compliance (SOC) is required verifying that the stick pusher system has been modelled, programmed, and validated using the aeroplane manufacturer's design data or other acceptable data source. The SOC must address, at a minimum, the stick pusher activation and
FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
												cancellation logic as well as system dynamics, control displacement and forces as a result of the stick pusher activation. This requirement applies only to FSTDs that are to be qualified to conduct full stall training tasks. Test required.
h.1	Instructor controls shall enable the operator to control all required system variables and insert abnormal or emergency conditions into the aeroplane systems.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Where applicable, and as required for training, the following shall be available: — position and flight freeze; — a facility to enable the dynamic plotting of the flight path on approaches, commencing at the final approach fix, including the vertical profile; — hard copy of map and approach plot.
h.2	The FSTD must have a real-time feedback tool that provides the instructor/evaluator with visibility of whenever the FSTD training envelope or aeroplane operating limits have been exceeded. Additionally, and optionally, a recording mechanism may be utilised.			✓	✓							This feedback tool must include the following: (a) FSTD validation envelope: This must be in form of an alpha/beta envelope (or equivalent method) depicting the 'confidence level' of the aerodynamic model. This 'confidence level' depends on the degree of flight validation or on the source of predictive methods. There must be a minimum of a flaps-up and flaps-down envelope available. (b) Flight control inputs: These must enable the instructor/evaluator to assess the pilot's flight control displacements and forces (including fly-by-wire, as appropriate). (c) Aeroplane operational limits: This must display the aeroplane's operational limits

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
												during the manoeuvre as applicable for the configuration of the aeroplane. An SOC is required that defines the source data used to construct the FSTD validation envelope. Please refer to AMC12 FSTD(A).300.
h.3	Upset scenarios: When equipped with instructor operating station (IOS) selectable dynamic aeroplane upsets, the IOS is to provide guidance on the method used to drive the FSTD into an upset condition, including any malfunction or degradation of the FSTD's functionality, required to initiate the upset. The unrealistic degradation of simulator functionality (such as degrading flight control effectiveness) to drive an aeroplane upset is generally not acceptable unless used purely as a tool for repositioning the FSTD with the pilot out of the loop.			✓	✓							An SOC is required to confirm that each upset prevention and recovery feature programmed at the IOS and the associated training manoeuvre have been evaluated by a suitably qualified pilot. Please refer to AMC9 FSTD(A).300(a)(1).
i.1	Control forces and control travel shall correspond to that of the replicated aeroplane. Control forces shall react in the same manner as in the aeroplane under the same flight conditions.	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	For FTD level 2, control forces and control travel should correspond to that of the replicated aeroplane with CT&M. It is not intended that the device should be flown manually other than for short periods when the autopilot is temporarily disengaged. For FNPT level I and BITDs, control forces and control travel shall broadly correspond to that of the replicated aeroplane or class of aeroplane. Control force changes due to an increase/decrease in aeroplane speed are not necessary. In addition for FNPT level II and MCC control forces and control travels shall respond in the same manner under the same flight conditions as
FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
												in the aeroplane or class of aeroplane being simulated.
j.1	Ground handling and aerodynamic programming shall include: (1) Ground effect. For example: round-out, flare, and touchdown. This requires data on lift, drag, pitching moment, trim, and power ground effect. (2) Ground reaction — reaction of the aeroplane upon contact with the runway during landing to include strut deflections, tyre friction, side forces, and other appropriate data, such as weight and speed, necessary to identify the flight condition and configuration. (3) Ground handling characteristics — steering inputs to include crosswind, braking, thrust reversing, deceleration and turning radius.	✓	✓	✓	✓				✓	✓		Statement of compliance required. Tests required. For level A FFSs, generic ground handling to the extent that allows turns within the confines of the runway, adequate control on flare, touchdown and roll-out (including from a crosswind landing) only is acceptable. For FNPTs, a generic ground handling model need only be provided to enable representative flare and touch down effects.
k.1	Wind shear models shall provide training in the specific skills required for recognition of wind shear phenomena and execution of recovery manoeuvres. Such models shall be representative of measured or accident derived winds, but may include simplifications which ensure repeatable encounters. For example, models may consist of independent variable winds in multiple simultaneous components. Wind models shall be available for the following critical phases of flight: (1) Prior to take-off rotation, (2) At lift-off, (3) During initial climb, (4) Short final approach.			✓	✓							Tests required. Please refer to AMC1 FSTD(A).300, (b)(3) 2.g.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
I.1	Instructor controls for environmental effects including wind speed and direction shall be provided.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	For FTDs environment modelling sufficient to permit accurate systems operation and indication.
m.1	Stopping and directional control forces shall be representative for at least the following runway conditions based on aeroplane related data: (1) Dry (2) Wet (3) Icy (4) Patchy wet (5) Patchy icy (6) Wet on rubber residue in touchdown zone.			✓	✓							Statement of compliance required. Objective tests required for (1), (2), (3); subjective check for (4), (5), (6).
n.1	Brake and tyre failure dynamics (including antiskid) and decreased brake efficiency due to brake temperatures shall be representative and based on aeroplane related data.			✓	✓							Statement of compliance required. Subjective test is required for decreased braking efficiency due to brake temperature, if applicable.
o.1	A means for quickly and effectively conducting daily testing of FSTD programming and hardware shall be available.	✓	✓	✓	✓							Statement of compliance required.
p.1	Computer capacity, accuracy, resolution, and dynamic response shall be sufficient to fully support the overall fidelity, including its evaluation and testing.	✓	✓	✓	✓	✓	✓					Statement of compliance required.
q.1	Control feel dynamics shall replicate the aeroplane simulated. Free response of the controls shall match that of the aeroplane within the tolerances specified. Initial and upgrade evaluations will include control free response (pitch, roll and yaw controller) measurements recorded at the controls. The measured responses			✓	✓							Tests required.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
	shall correspond to those of the aeroplane in take-off, cruise, and landing configurations. (1) For aeroplanes with irreversible control systems, measurements may be obtained on the ground if proper pitot static inputs are provided to represent conditions typical of those encountered in flight. Engineering validation or aeroplane manufacturer rationale will be submitted as justification to ground test or omit a configuration. (2) For FSTDs requiring static and dynamic tests at the controls, special test fixtures shall not be required during initial evaluation if the FSTD operator's MQTG shows both text fixture results and alternate test method results such as computer data plots, which were obtained concurrently. Repetition of the alternate method during initial evaluation may then satisfy this requirement.											
r.1	One of the following two methods is acceptable as a means to prove compliance: (1) Transport Delay: A transport delay test may be used to demonstrate that the FSTD system response does not exceed 150 ms. This test shall measure all the delay encountered by a step signal migrating from the pilot's control through the control loading electronics and interfacing through all the simulation software modules in the correct order, using a handshaking protocol, finally through the normal output interfaces to the motion	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Tests required. For level 'A' & 'B' FFSs, and applicable systems for FTDs, FNPTs and BITDs the maximum permissible delay is 300 ms.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
	system, to the visual system and instrument displays. (2) Latency: The visual system, flight deck instruments and initial motion system response shall respond to abrupt pitch, roll and yaw inputs from the pilot's position within 150 ms of the time, but not before the time, when the aeroplane would respond under the same conditions.											
s.1	Aerodynamic modelling includes, for aeroplanes issued an original type certificate after June 1980, low altitude level flight ground effect, Mach effect at high altitude, normal and reverse dynamic thrust effect on control surfaces, aeroelastic representations, and representations of non-linearities due to sideslip based on aeroplane flight test data provided by the manufacturer.			✓	✓							Statement of compliance required to include: — Mach effect, aeroelastic representations, ground effect and non-linearities due to sideslip; — separate tests for thrust effects. Please refer to AMC9 FSTD(A).300(a)(2).
s.2	The aerodynamic model has to incorporate data representing the aeroplane's characteristics covering an angle of attack and sideslip range to support the training tasks.			✓	✓							An SOC is required. Please refer to AMC9 FSTD(A).300(a)(3).
s.3	Applicable only for those FSTDs that are to be qualified for full stall training tasks. The aerodynamic modelling has to support stall-recovery training tasks in the following flight conditions: (a) stall entry at wing level (1g); (b) stall entry into turning flight of at least 25° bank angle (accelerated stall); (c) stall entry into a power-on condition (required only for propeller-driven aeroplanes); and			✓	✓							An SOC is required which describes the aerodynamic-modelling methods, validation, as well and check of the stall characteristics of the FSTD. An additional SOC has also to include a verification that the FSTD has been evaluated by a subject-matter expert pilot acceptable to the competent authority.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
	(d) aeroplane configurations of second-segment climb, high-altitude cruise ('near performance limited condition'), and approach or landing.											Please refer to AMC10 FSTD(A).300(e) for clarification on the definition of a 'subject-matter expert pilot'. Please refer to AMC9 FSTD(A).300(a)(4) for clarification on the stall modelling. Please refer to AMC1 FSTD(A).200 for clarification of the 'near performance limited condition'.
t.1	Modelling that includes the effects of icing, where appropriate, on the airframe, aerodynamics and the engine(s). Icing-effects simulation models are only required for aeroplanes authorised for operations in icing conditions.			✓	✓							Icing models simulate the aerodynamic degradation effects of ice accretion on the aeroplane lifting surfaces, including (if present on the simulated aeroplane) loss of lift, decrease in stall angle of attack, change in pitching moment, decrease in control effectiveness, and changes in control forces in addition to any overall increase in drag. Aeroplane systems (such as the stall protection system and auto flight system) must respond properly to ice accretion, consistent with the simulated aeroplane. Aeroplane original equipment manufacturer (OEM) data or other acceptable analytical methods must be used to develop ice accretion models. Acceptable analytical methods may include wind tunnel analysis and/or engineering analysis of the aerodynamic effects of icing on the aeroplane lifting surfaces coupled with tuning and supplemental subjective assessment by a subject-matter expert pilot knowledgeable of the effect of ice accretion on the handling qualities of the simulated aeroplane.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
												An SOC is required describing the effects that provide training in the specific skills for recognition of icing phenomena and execution of recovery. The SOC must describe the source data and any analytical methods used to develop ice accretion models, including a verification that these effects have been tested. Please refer to AMC13 FSTD(A).300.
t.2	Modelling that includes the effects of icing, where appropriate, on the airframe, aerodynamics and the engine(s). Icing-effects simulation models are only required for those aeroplanes authorised for operations in icing conditions.								✓	✓		An SOC is required describing the effects that provide training in the specific skills for recognition of icing phenomena and execution of recovery.
u.1	Aerodynamic and ground reaction modelling for the effects of reverse thrust on directional control shall be provided.		✓	✓	✓							Statement of compliance required.
v.1	Realistic aeroplane mass properties, including mass, centre of gravity and moments of inertia as a function of payload and fuel loading shall be implemented.	✓	✓	✓	✓							Statement of compliance required at initial evaluation. SOC shall include a range of tabulated target values to enable a demonstration of the mass properties model to be conducted from the instructor's station.
w.1	Self-testing for FSTD hardware and programming to determine compliance with the FSTD performance tests shall be provided. Evidence of testing shall include FSTD number, date, time, conditions, tolerances, and the appropriate dependent variables portrayed in comparison with the aeroplane standard.			✓	✓							Statement of compliance required. Tests required.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
x.1	Timely and permanent update of hardware and programming subsequent to aeroplane modification sufficient for the qualification level sought.	✓	✓	✓	✓	✓	✓					
y.1	Daily preflight documentation either in the daily log or in a location easily accessible for review is required.	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
	2. Motion system											
a.1	Motion cues as perceived by the pilot shall be representative of the aeroplane, e.g. touchdown cues shall be a function of the simulated rate of descent.	✓	✓	✓	✓							For FSTDs where motion systems are not specifically required, but have been added, they will be assessed to ensure that they do not adversely affect the qualification of the FSTD. For level C or level D devices, special consideration is given to the motion system response during upset prevention and recovery manoeuvres. Notwithstanding the limitations of simulator motion, the operator should place specific emphasis on tuning out objectionable motion system responses, where possible.
b.1	A motion system shall:											Statement of compliance required. Tests required.
	(1) provide sufficient cueing, which may be of a generic nature to accomplish the required tasks;	✓										
	(2) have a minimum of 3 degrees of freedom (pitch, roll & heave); and		✓									
	(3) produce cues at least equivalent to those of a six-degrees-of-freedom synergistic platform motion system.			✓	✓							
c.1	A means of recording the motion response time as required.	✓	✓	✓	✓							

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
d.1	Motion effects programming shall include: (1) effects of runway rumble, oleo deflections, groundspeed, uneven runway, centreline lights and taxiway characteristics; (2) buffets on the ground due to spoiler/speedbrake extension and thrust reversal; (3) bumps associated with the landing gear; (4) buffet during extension and retraction of landing gear; (5) buffet in the air due to flap and spoiler/speedbrake extension; (6) approach-to-stall buffet and stall buffet (where applicable); (7) touchdown cues for main and nose gear; (8) nose-wheel scuffing; (9) thrust effect with brakes set; (10) Mach and manoeuvre buffet; (11) tyre failure dynamics; (12) engine malfunction and engine damage; and (13) tail and pod strike.	✓	✓	✓	✓							For level A FFSs: effects may be of a generic nature sufficient to accomplish the required tasks. For level B, C and D FFSs: if there are known flight conditions where buffet is the first indication of the stall, or where no stall buffet occurs, this characteristic should be included in the model.
e.1	Motion vibrations: tests with recorded results that allow the comparison of relative amplitudes versus frequency are required. Characteristic motion vibrations that result from operation of the aeroplane in so far as vibration marks an event or aeroplane state that can be sensed at the flight deck shall be present. The FSTD shall be programmed and instrumented in such a manner that the characteristic vibration modes can be measured and compared with aeroplane data.				✓							Statement of compliance required. Tests required.
FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
3. Visual System												
a.1	The visual system shall meet all the standards enumerated as applicable to the level of qualification requested by the applicant.	✓	✓	✓	✓				✓	✓		For FTDs, FNPT 1s and BITDs, when visual systems have been added by the FSTD operator even though not attracting specific credits, they will be assessed to ensure that they do not adversely affect the qualification of the FSTD. For FTDs if the visual system is to be used for the training of manoeuvring by visual reference (such as route and airfield competence) then the visual system should at least comply with that required for level A FFS.
b.1	Continuous minimum collimated visual field-of-view of 45 degrees horizontal and 30 degrees vertical field of view simultaneously for each pilot.	✓	✓									SOC is acceptable in place of this test.
b.2	Continuous, cross-cockpit, minimum collimated visual field of view providing each pilot with 180 degrees horizontal and 40 degrees vertical field of view. Application of tolerances require the field of view to be not less than a total of 176 measured degrees horizontal field of view (including not less than ±88 measured degrees either side of the centre of the design eye point) and not less than a total of 36 measured degrees vertical field of view from the pilot's and co-pilot's eye points.			✓	✓							Consideration shall be given to optimising the vertical field of view for the respective aeroplane cut-off angle.
b.3	A visual system (night/dusk or day) capable of providing a field-of-view of a minimum of 45 degrees horizontally and 30 degrees vertically, unless restricted by the type of aeroplane, simultaneously for each pilot, including adjustable cloud base and visibility.								✓	✓		The visual system need not be collimated but shall be capable of meeting the standards laid down in Parts (b) and (c) (Validation, Functions and Subjective Tests - See AMC1 FSTD(A).300). SOC is acceptable in place of this test.

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
c.1	A means of recording the visual response time for visual systems.	✓	✓	✓	✓				✓	✓		
d.1	System geometry. The system fitted shall be free from optical discontinuities and artefacts that create non-realistic cues.	✓	✓	✓	✓				✓	✓		Test required. A statement of compliance is acceptable in place of this test.
e.1	Visual textural cues to assess sink rate and depth perception during take-off and landing shall be provided.	✓	✓	✓	✓							For level 'A' FFS visual cueing shall be sufficient to support changes in approach path by using runway perspective.
f.1	Horizon and attitude shall correlate to the simulated attitude indicator.	✓	✓	✓	✓							Statement of compliance required.
g.1	Occulting - a minimum of ten levels shall be available.	✓	✓	✓	✓							Occulting shall be demonstrated. Statement of compliance required.
h.1	Surface (Vernier) resolution shall occupy a visual angle of not greater than 2 arc minutes in the visual display used on a scene from the pilot's eyepoint.			✓	✓							Test and statement of compliance required containing calculations confirming resolution.
i.1	Surface contrast ratio shall be demonstrated by a raster drawn test pattern showing a contrast ratio of not less than 5:1.			✓	✓							Test and statement of compliance required.
j.1	Highlight brightness shall be demonstrated using a raster drawn test pattern. The highlight brightness shall not be less than 20 cd/m ² (6ft-lamberts).			✓	✓							Test and statement of compliance required. Use of calligraphic lights to enhance raster brightness is acceptable.
k.1	Light point size – not greater than 5 arc minutes.			✓	✓							Test and statement of compliance required. This is equivalent to a light point resolution of 2.5 arc minutes.
l.1	Light point contrast ratio – not less than 10:1.	✓	✓									Test and statement of compliance required.
l.2	Light point contrast ratio – not less than 25:1.			✓	✓							Test and statement of compliance required.
m.1	Daylight, twilight and night visual capability as applicable for level of qualification sought.	✓	✓	✓	✓							Statement of compliance required for system capability.
FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
												System objective and scene content tests are required.
m.2	The visual system shall be capable of meeting, as a minimum, the system brightness and contrast ratio criteria as applicable for level of qualification sought.	✓	✓	✓	✓							
m.3	Total scene content shall be comparable in detail to that produced by 10 000 visible textured surfaces and (in day) 6 000 visible lights or (in twilight or night) 15 000 visible lights, and sufficient system capacity to display 16 simultaneously moving objects.			✓	✓							
m.4	The system, when used in training, shall provide in daylight, full colour presentations and sufficient surfaces with appropriate textural cues to conduct a visual approach, landing and airport movement (taxi). Surface shading effects shall be consistent with simulated (static) sun position.			✓	✓							
m.5	The system, when used in training, shall provide at twilight, as a minimum, full colour presentations of reduced ambient intensity, sufficient surfaces with appropriate textural cues that include self-illuminated objects such as road networks, ramp lighting and airport signage, to conduct a visual approach, landing and airport movement (taxi). Scenes shall include a definable horizon and typical terrain characteristics such as fields, roads and bodies of water and surfaces illuminated by representative ownship lighting (e.g. landing lights). If provided, directional horizon lighting shall have correct orientation and be consistent with surface shading effects.			✓	✓							

FLIGHT SIMULATION TRAINING DEVICE STANDARDS		FFS LEVEL				FTD LEVEL		FNPT LEVEL			BITD	COMPLIANCE
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC		
m.6	The system, when used in training, shall provide at night, as a minimum, all features applicable to the twilight scene, as defined above, with the exception of the need to portray reduced ambient intensity that removes ground cues that are not self-illuminating or illuminated by ownship lights (e.g. landing lights).	✓	✓	✓	✓							
	4. Sound System											
a.1	Significant flight deck sounds which result from pilot actions corresponding to those of the aeroplane or class of aeroplane.	✓	✓	✓	✓		✓	✓	✓	✓	✓	For FNPTs level I and BITDs engine sounds only need to be available.
b.1	Sound of precipitation, rain removal equipment and other significant aeroplane noises perceptible to the pilot during normal and abnormal operations and the sound of a crash when the FSTD is landed in excess of limitations.			✓	✓							A statement of compliance is required. Sounds have to be directionally representative. For FSTDs that are to be qualified for full stall training tasks, sounds associated with stall buffet have to be replicated, if significant in the aeroplane.
c.1	Comparable amplitude and frequency of flight deck noises, including engine and airframe sounds. The sounds shall be coordinated with the required weather.				✓							Tests required.
d.1	The volume control shall have an indication of sound level setting which meets all qualification requirements.	✓	✓	✓	✓							

[Issue: CS-FSTD(A)/2]

APENDICE 2 BASE DE LA CALIFICACIÓN

(a) Introducción

(1) Propósito

Establecer los criterios que definen los requisitos de performance y la documentación necesaria para la evaluación de los FSTD utilizados durante el entrenamiento, prueba y verificación de los miembros de la tripulación de vuelo. Estos criterios de pruebas y métodos de cumplimiento se derivaron de una amplia experiencia de las autoridades competentes y de la industria

(2) Antecedentes

- (i) La disponibilidad de tecnología avanzada ha permitido un mayor uso de los FSTD para el entrenamiento, prueba y verificación de los miembros de la tripulación de vuelo. La complejidad, los costos y el entorno operativo de los aviones modernos también fomentan un uso más amplio de la simulación avanzada. Los FSTD pueden proporcionar una formación más profunda que la que se puede lograr en un avión y proporcionan además un entorno de aprendizaje seguro y adecuado. La fidelidad de los FSTD modernos es suficiente para permitir la evaluación del piloto con la seguridad de que el comportamiento observado se transferirá al avión. La conservación de combustible y la reducción de los efectos ambientales adversos son subproductos importantes del uso de los FSTD.
- (ii) Los métodos, procedimientos y criterios de pruebas contenidos en esta Apéndice son el resultado de la experiencia y la pericia de las autoridades competentes, operadores y fabricantes de aviones y de FSTD. De 1989 a 1992, un grupo de trabajo internacional especialmente convocado bajo el patrocinio de la Royal Aeronautical Society (RAeS) celebró varias reuniones con el propósito claro de establecer criterios de prueba comunes que serían reconocidos internacionalmente. El documento final de la RAeS, titulado "Normas Internacionales para la Calificación de Simuladores de Vuelo de Avión", con fecha de enero de 1992 (ISBN 0-903409-98-4), fue el documento básico utilizado para establecer estos criterios, también, posteriormente se incorporó el Documento 9625 de la OACI "Criterios para la Calificación de Simuladores de Vuelo". (1995 o enmendado). Una revisión internacional bajo la copresidencia de la FAA y JAA durante 2001 fue la base para una modificación importante del documento de la OACI y de esta CS.
- (iii) Al demostrar el cumplimiento con los requisitos de esta regulación la AAC espera tener en cuenta además el documento de IATA titulado Requisitos de Datos de Performance y Diseño de Dispositivos de Instrucción de Simulación de Vuelo, según corresponda al nivel de calificación buscado. En cualquier caso, se recomienda un contacto temprano con la AAC en la etapa inicial de construcción del FSTD para verificar la aceptabilidad de los datos.

(3) Niveles de calificación FSTD

Los subpárrafos (b) y (c) describen los requisitos mínimos para calificar FFS de avión niveles A, B, C y D, FTD de avión niveles 1 y 2, MCC de FNPT tipos I, II y III y BITD.

(4) Terminología

La terminología y las abreviaturas de los términos utilizados en esta apéndice están

contenidas en la *RAC-STD 025*

(5) Pruebas para la calificación FSTD

- (i) El FSTD debería evaluarse en aquellas áreas que son esenciales para completar el proceso de entrenamiento, prueba y verificación de los miembros de la tripulación de vuelo. Esto incluye las respuestas direccionales en la parte longitudinal y lateral del FSTD; performance en despegue, ascenso, crucero, descenso, aproximación, aterrizaje; operaciones específicas; controles de control; controles de las funciones de la cabina de vuelo, el ingeniero de vuelo y la estación de instructores; y ciertos requisitos adicionales según la complejidad o el nivel de calificación del FSTD. Los sistemas de movimiento y visuales (cuando corresponda) deben evaluarse para garantizar su correcto funcionamiento. Las tolerancias enumeradas para los parámetros en las pruebas de validación (subpárrafo (b)) de este Apéndice son las máximas aceptables para la calificación FSTD y no deben confundirse con las tolerancias de diseño FSTD.
- (ii) Para los FFS y FTD, la intención es evaluar el FSTD de la manera más objetiva posible. La aceptación del piloto, sin embargo, también es una consideración importante. Por lo tanto, el FSTD debe someterse a la validación de las funciones y pruebas subjetivas enumeradas en (b) y (c) de este Apéndice. Las pruebas de validación se utilizan para comparar objetivamente los FFS y FTD con los datos de la aeronave para asegurarse de que coinciden con las tolerancias especificadas. Las funciones y las pruebas subjetivas proporcionan una base para evaluar la capacidad del FSTD para funcionar durante un período de entrenamiento típico y para verificar el funcionamiento correcto del FSTD.
- (iii) Para la calificación inicial de FFS y FTD, se prefieren los datos de prueba de vuelo de validación de los fabricantes de aviones. Se pueden utilizar datos de otras fuentes, sujeto a la revisión y aprobación de la autoridad competente.
- (iv) Para los FNPT y BITD se pueden utilizar paquetes de datos genéricos; para una evaluación inicial, solo se deben utilizar la tendencia y magnitud correctas (CT&M). Las tolerancias enumeradas en este Apéndice son aplicables para evaluaciones recurrentes y deben aplicarse para garantizar que el dispositivo se mantenga en el estándar calificado inicialmente.

Para las pruebas de calificación iniciales de FNPT y BITD, se deben utilizar datos de validación. Pueden derivarse de un avión específico dentro de la clase de avión que representa el FNPT o BITD o pueden estar basados en información de varios aviones dentro de la clase. Con el consentimiento de la autoridad competente, puede ser en forma de un conjunto de datos de validación previamente aprobado por el fabricante para el FNPT o BITD aplicable. Una vez que el conjunto de datos para un FNPT o BITD específico haya sido aceptado y aprobado por la autoridad competente, se convertirá en el dato de validación que deberá ser utilizado como referencia para evaluaciones recurrentes posteriores con la aplicación de las tolerancias establecidas.

La justificación del conjunto de datos utilizados para construir los datos de validación debe tener la forma de un informe de ingeniería y debe mostrar que los datos de validación propuestos son representativos del avión o de la clase de avión modelado. Este informe puede incluir datos de prueba de vuelo, datos de diseño del fabricante, información del manual de vuelo de la aeronave y manuales de mantenimiento, resultados de simulaciones aprobadas o comúnmente aceptadas o modelos predictivos, resultados teóricos reconocidos, información del dominio público,

evaluación subjetiva de un piloto calificado u otras fuentes que el fabricante del FSTD considere necesario para fundamentar el modelo propuesto.

- (v) En el caso de nuevos programas de aeronaves, los datos del fabricante de la aeronave parcialmente validados por los datos de las pruebas de vuelo pueden usarse en la calificación provisional del FSTD. Esto es coherente con la posible aprobación provisional de los datos de idoneidad operativa (OSD) en relación con los FFS en el proceso de certificación de tipo según la Parte 21. Sin embargo, el FSTD debe reevaluarse después de la publicación de los datos finales del fabricante de acuerdo con la definición final del alcance de los datos de la fuente de validación de la aeronave para respaldar la calificación objetiva del OSD según lo aprobado en la Parte 21. El programa debería ser el acordado por la autoridad competente, el operador del FSTD, el fabricante del FSTD y el fabricante de la aeronave.
 - (vi) Los operadores de FSTD que deseen una evaluación inicial o mejorada de un FSTD deben ser conscientes de que los datos de rendimiento y manejo de aeronaves más antiguas pueden no tener la calidad suficiente para cumplir con algunos de los estándares de prueba contenidos en este apéndice. En este caso, puede ser necesario que un operador adquiera datos de prueba de vuelo adicionales.
 - (vii) Durante la evaluación del FSTD, si se encuentra un problema con una prueba de validación en particular, la prueba puede repetirse para determinar si el problema fue causado por el equipo de prueba o por un error del operador del FSTD. Después de esto, si el problema de la prueba persiste, un operador de FSTD debe estar preparado para ofrecer una prueba alternativa.
 - (viii) Las pruebas de validación que no cumplan con los criterios de prueba deben realizarse a satisfacción de la autoridad competente.
- (6) Guía de prueba de calificación (QTG)
- (i) El QTG es el documento de referencia principal que se utiliza para evaluar un FSTD. Contiene resultados de pruebas, declaraciones de cumplimiento y otra información para que el evaluador evalúe si el FSTD cumple con los criterios de prueba descritos en esta Apéndice.
 - (ii) El operador del FSTD (en el caso de un BITD debe ser el fabricante), presentara un QTG que incluya lo siguiente:
 - (A) Una página de título con el nombre del operador del FSTD (en el caso de un BITD, el nombre del fabricante) junto con bloques de firma para la autoridad de aprobación.

- (B) Una página de información del FSTD (para cada configuración en el caso de los FSTD convertibles) que proporcione:
- (a) Número de identificación del FSTD del operador del FSTD, para un BITD el modelo y el número de serie.
 - (b) Modelo y serie de avión que se están simulando: para FNPT y BITD, modelo o clase de avión que se está simulando.
 - (c) Referencias a datos aerodinámicos o fuentes para el modelo aerodinámico.
 - (d) Referencias a datos del motor o fuentes para el modelo del motor.
 - (e) Referencias a datos de control de vuelo o fuentes para el modelo de controles de vuelo.
 - (f) Identificación del sistema utilizado como equipo de aviónica cuando el nivel de revisión afecte la capacidad de entrenamiento y verificación del FSTD.
 - (g) Modelo y fabricante del FSTD.
 - (h) Fecha de fabricación del FSTD.
 - (i) Identificación por computadora del FSTD.
 - (j) Tipo y fabricante del sistema visual (si está instalado); y
 - (k) Tipo y fabricante del sistema de movimiento (si está instalado).
- (C) Tabla de contenido.
- (D) Lista de páginas efectivas y registro de revisiones de prueba.
- (E) Listado de todos los datos de referencia y fuente.
- (F) Glosario de términos y símbolos utilizados
- (G) Declaraciones de cumplimiento (SOC) de ciertos requisitos. Los SOC deben referirse a fuentes de información y mostrar la justificación del cumplimiento para explicar cómo se utiliza el material de referencia, las ecuaciones matemáticas aplicables y los valores de los parámetros y las conclusiones a las que se llega.
- (H) Procedimientos de registro y equipo requerido para las pruebas de validación.
- (I) Los siguientes elementos son necesarios para cada prueba de validación:
- (a) Título de la prueba: debe ser breve y definitivo, basado en el título de la prueba mencionada en el párrafo (b) (3) de esta apéndice;
 - (b) Objetivo de la prueba: debe ser un breve resumen de lo que se pretende demostrar con la prueba;

- (c) Procedimiento de demostración: se trata de una breve descripción de cómo se alcanzará el objetivo;
- (d) Referencias: estos son los documentos de origen de datos del avión que incluyen tanto el número de documento como el número de página o condición;
- (e) Condiciones iniciales: se requiere una lista completa y completa de las condiciones iniciales de la prueba;
- (f) Procedimientos de prueba manuales: los procedimientos deberían ser suficientes para permitir que la prueba sea realizada por un piloto calificado, usando referencia a la instrumentación de la cabina de vuelo y sin referencia a otras partes del QTG o datos de prueba de vuelo u otros documentos;
- (g) Procedimientos de prueba automáticos (si corresponde);
- (h) Criterios de evaluación: especifique los principales parámetros bajo escrutinio durante la prueba;
- (i) Resultado (s) esperado (s): el resultado del avión, incluidas las tolerancias y, si es necesario, una definición adicional del punto en el que se extrajo la información de los datos fuente. Para los FNPT y BITD, el resultado de la prueba de validación inicial, incluidas las tolerancias, es suficiente;
- (j) Resultado de la prueba: resultados de la prueba de validación del FSTD con fecha obtenidos por el operador del FSTD. Las pruebas realizadas en una computadora que es independiente del FSTD no son aceptables. Para un BITD, los resultados de la prueba de validación normalmente se obtienen del fabricante;
- (k) Datos de origen: copia de los datos de origen del avión (en el caso de FFS / FTD) u otros datos de validación (en el caso de FNPT / BITD), claramente identificados en el documento, con número de página, la autoridad emisora y la prueba, además el número y título según se especifica en (a) (6) (ii) (l) arriba. Las visualizaciones generadas por computadora de datos de las pruebas de vuelo (en el caso de FFS / FTD) u otros datos de validación (en el caso de FNPT / BITD) la superposición o sobre trazados con datos de FSTD son insuficientes por sí mismos para este requisito. Según corresponda, los datos de origen deben ser los datos definidos por los datos de idoneidad operativa (OSD) establecidos de conformidad con la Parte 21; (requisitos de certificación de productos aeronáuticos)
- (l) Comparación de resultados: un medio aceptable para comparar fácilmente los resultados de las pruebas FSTD con los datos de validación;
- (m) El método preferido es la superposición (sobre trazado). Los resultados de la prueba del FSTD del operador del FSTD deben registrarse en un registrador multicanal, impresora de línea, captura y visualización electrónica u otro medio de grabación apropiado aceptable para la autoridad competente que realiza la prueba. Los resultados del FSTD deben etiquetarse utilizando terminología común a los parámetros del avión en contraposición a las identificaciones de software de computadora. Estos resultados deben

compararse fácilmente con los datos de apoyo mediante el empleo de gráficos cruzados u otros medios aceptables. Los documentos de datos del avión incluidos en el QTG pueden reducirse fotográficamente solo si dicha reducción no altera la escala gráfica o causa dificultades en la interpretación o resolución de la escala. Las escalas incrementales en presentaciones gráficas deben proporcionar la resolución necesaria para la evaluación de los parámetros que se muestran en el párrafo (b) a continuación. La guía de prueba proporcionará la prueba documentada del cumplimiento de las pruebas de validación del FSTD en las tablas del párrafo (b) a continuación.

Para las pruebas que involucran historiales de tiempo, hojas de datos de pruebas de vuelo, los resultados de las pruebas del FSTD deben estar claramente marcados con puntos de referencia apropiados para asegurar una comparación precisa entre el FSTD y el avión con respecto al tiempo. Los operadores de FSTD que utilicen impresoras de línea para registrar los historiales de tiempo deben marcar claramente esa información tomada de la salida de datos de la impresora de línea para el trazado cruzado de los datos del avión. El trazado cruzado de los datos del FSTD del operador del FSTD a los datos del avión es esencial para verificar el rendimiento del FSTD en cada prueba. La evaluación sirve para validar los resultados de la prueba FSTD del operador.

- (J) Debe incluirse una copia de la versión del documento de referencia principal acordada con la autoridad competente y utilizada en la evaluación inicial.
- (iii) El uso de una guía de prueba de calificación electrónica (eQTG) puede reducir costos, ahorrar tiempo y mejorar la comunicación oportuna, y se está convirtiendo en una práctica común. El Informe ARINC 436 define un estándar eQTG.
- (7) Control de configuración. Se debe establecer y mantener un sistema de control de la configuración para asegurar la integridad continua del hardware y software tal como se calificó originalmente.
- (8) Procedimientos para la calificación inicial de FSTD
 - (i) La solicitud de evaluación debe hacer referencia al QTG y también incluir una declaración de que el operador del FSTD ha probado exhaustivamente el FSTD y que cumple con los criterios descritos en esta CS, excepto como se indica en el formulario de solicitud. El operador del FSTD, en el caso de un BITD, el fabricante, debe certificar además que se han logrado todas las comprobaciones QTG para el nivel de calificación solicitado y que el FSTD es representativo del avión respectivo o, para los FNPT y BITD, representativo de la clase de avión respectiva.
 - (ii) Una copia del QTG del operador del FSTD o del fabricante del BITD, marcado con los resultados de la prueba, debe acompañar a la solicitud. Cualquier deficiencia del QTG planteada por la autoridad competente debe abordarse antes del inicio de la evaluación in situ.

- (iii) El operador del FSTD puede optar por realizar las pruebas de validación de QTG mientras el FSTD se encuentra en las instalaciones del fabricante. Las pruebas en las instalaciones del fabricante deben realizarse en el último momento práctico antes del desmontaje y envío. El operador del FSTD debería entonces validar el desempeño del FSTD en la ubicación final repitiendo al menos un tercio de las pruebas de validación en el QTG y enviando esas pruebas a la AAC. Después de revisar estas pruebas, la AAC debería programar una evaluación inicial. El QTG debe estar claramente anotado para indicar cuándo y dónde se realizó cada prueba. Esto puede no ser aplicable a los BITD que normalmente se someterían a una calificación inicial en las instalaciones del fabricante.

(9) Base de calificación recurrente FSTD

- (i) Después de completar satisfactoriamente la evaluación inicial y las pruebas de calificación, se debe establecer un sistema de verificación periódica para asegurar que los FSTD continúen manteniendo su desempeño, funciones y otras características inicialmente calificadas.
- (ii) El operador del FSTD debe ejecutar el QTG completo, que incluye validación, funciones y pruebas subjetivas, entre cada evaluación anual por parte de la autoridad competente. Como mínimo, las pruebas QTG deben ejecutarse progresivamente en al menos cuatro bloques trimestrales aproximadamente iguales en un ciclo anual. Cada bloque de pruebas QTG debe elegirse para proporcionar cobertura de los diferentes tipos de validación, funciones y pruebas subjetivas. Los resultados deben fecharse y conservarse para satisfacer tanto al operador del FSTD como a la autoridad competente de que se mantienen los estándares del FSTD. No es aceptable que el QTG completo se ejecute justo antes de la evaluación anual.

(b) Pruebas de validación FSTD

(1) General

- (i) La actuación del FSTD y la operación del sistema deberían evaluarse objetivamente comparando los resultados de las pruebas realizadas en el FSTD con los datos del avión, a menos que se indique específicamente lo contrario. Para facilitar la validación del FSTD, debería utilizarse un dispositivo de registro apropiado y aceptable para la autoridad competente para registrar cada resultado de la prueba de validación. Luego, estas grabaciones deben compararse con los datos de validación aprobados.
- (ii) Ciertas pruebas de esta Apéndice no se basan necesariamente en datos de validación con tolerancias específicas. Sin embargo, estas pruebas se incluyen aquí para que estén completas, y los criterios requeridos deben cumplirse en lugar de cumplir con una tolerancia específica.
- (iii) El FSTD MQTG debe describir clara y detalladamente cómo se configurará y operará el FSTD para cada prueba. Se recomienda el uso de un programa controlador diseñado para realizar las pruebas automáticamente. Se deben realizar pruebas integradas generales del FSTD para asegurar que todo el sistema FSTD cumpla con los estándares prescritos. Históricamente, las pruebas proporcionadas en el QTG para respaldar la calificación de FSTD se han vuelto cada vez más fragmentadas. Durante la elaboración del Manual de Criterios para la Calificación de Simuladores de Vuelo, 1993, del Doc. 9625 de la OACI, por parte de un Grupo de Trabajo RAeS, se insertó el siguiente texto: “No es la intención, ni es aceptable, probar cada subsistema de un Simulador de Vuelo de forma independiente.

Se deben realizar pruebas integradas generales del Simulador de Vuelo para garantizar que todo el sistema cumpla con los estándares prescritos”. Este texto se desarrolló para garantizar que la filosofía de prueba general dentro de un QTG cumpliera con la intención original de validar el FSTD como un todo, ya sea que la prueba se haya realizado de forma automática o manual. Para garantizar el cumplimiento de esta intención, los QTG deben contener material explicativo que indique claramente cómo se construye cada prueba (o grupo de pruebas) y cómo el sistema de prueba automático está controlando la prueba, qué parámetros son controlados, libres, bloqueados y el uso de controladores cerrados y abiertos. También se debe proporcionar un procedimiento de prueba con pasos explícitos y detallados para completar cada prueba. Dicha información debería ser de gran ayuda para la revisión de un QTG que implica la comprensión de cómo se construyó cada prueba, además de la verificación de los resultados reales. También debe proporcionarse un procedimiento de prueba manual con pasos explícitos y detallados para completar cada prueba.

- (iv) Las presentaciones para la aprobación de datos distintos de las pruebas de vuelo deberían incluir una explicación de la validez con respecto a la información disponible de las pruebas de vuelo. Las pruebas y tolerancias de este párrafo deben incluirse en el FSTD MQTG. Para los dispositivos FFS que representan aviones certificados después de enero de 2002, el MQTG debe estar respaldado por una hoja de ruta de datos de validación (VDR) como se describe en el Apéndice 4 de esta regulación. Se anima a los proveedores de datos a proporcionar un VDR para aviones más antiguos. Para los dispositivos FFS que representan aviones certificados antes de enero de 1992, un operador puede, después de que los intentos razonables no hayan logrado obtener datos de prueba de vuelo adecuados, indicar en el MQTG dónde los datos de prueba de vuelo no están disponibles o no son adecuados para una prueba específica. Para tal prueba, se deben presentar datos alternativos a la AAC para su aprobación.
- (v) La tabla de pruebas de validación FSTD en esta Apéndice indica las pruebas requeridas. A menos que se indique lo contrario, las pruebas FSTD deben representar el desempeño del avión y las cualidades de manejo en los pesos operativos y las posiciones de los centros de gravedad (cg) típicos de la operación normal. Para los dispositivos FFS, si una prueba está respaldada por datos del avión en un peso extremo o cg, se debe incluir otra prueba respaldada por datos del avión en condiciones medias o lo más cerca posible del otro extremo. Ciertas pruebas, que son relevantes solo en un peso extremo o condición cg, no necesitan repetirse en el otro extremo. Las pruebas de las cualidades de manipulación deben incluir la validación de los dispositivos de aumento. Aunque los FTD no están diseñados con el propósito de entrenar y probar las habilidades de manejo de vuelo, será necesario, particularmente para FTD nivel 2, incluir pruebas que aseguren la estabilidad y repetitividad del paquete de vuelo genérico. Estas pruebas también se indican en las tablas.
- (vi) Para la prueba de FSTD de avión controlado por computadora (CCA), se requieren datos de prueba de vuelo para los estados de control normal (N) y no normal (NN), según corresponda al avión simulado y, como se indica en la validación, requisitos de este párrafo. Las pruebas en el estado no normal siempre deben incluir el estado menos aumentado. Es posible que se requieran pruebas para otros niveles de degradación del estado de control según lo detallado por la AAC en el momento de la definición de un conjunto de pruebas específicas de aviones para datos FSTD. Cuando corresponda, los datos de las pruebas de vuelo deberían registrar:
 - (A) deflexiones del controlador piloto o entradas generadas electrónicamente, incluida la ubicación de la entrada; y

(B) posiciones de la superficie de control de vuelo a menos que los resultados de la prueba no se vean afectados por, o sean independientes de, las posiciones de la superficie.

(vii) Los requisitos de registro de (b) (1) (vi) (A) y (b) (1) (vi) (B) anteriores se aplican tanto a los estados normales como a los no normales. Todas las pruebas en la tabla de pruebas de validación requieren resultados de prueba en el estado de control normal a menos que se indique específicamente lo contrario en la sección de comentarios que sigue a la designación de avión controlado por computadora (CCA). Sin embargo, si los resultados de la prueba son independientes del estado de control, se pueden sustituir los datos de control no normales.

(viii) Cuando se requieran estados de control anormales, se deben proporcionar datos de prueba para uno o más estados de control anormales, incluido el estado menos aumentado.

(ix) Cuando los estados de control normal, no normal u otros estados de control degradados no sean aplicables al avión que se está simulando, se deberían incluir los fundamentos apropiados en la hoja de ruta de datos de validación (VDR) del fabricante del avión, que se describe en el Apéndice 4 de esta regulación

(2) Requisitos de prueba

(i) Las pruebas en tierra y en vuelo requeridas para la calificación se enumeran en la tabla de pruebas de validación del FSTD. Se deben proporcionar los resultados de la prueba FSTD generados por computadora para cada prueba. Los resultados deben producirse en un dispositivo de registro apropiado y aceptable para la autoridad competente. Se requieren historiales de tiempo a menos que se indique lo contrario en la tabla de pruebas de validación.

(ii) Los datos de validación aprobados que exhiben variaciones rápidas de los parámetros medidos pueden requerir juicio de ingeniería al realizar evaluaciones de la validez del FSTD. Dicho juicio no debe limitarse a un solo parámetro. Todos los parámetros relevantes relacionados con una determinada maniobra o condición de vuelo deben proporcionarse para permitir una interpretación general. Cuando sea difícil o imposible hacer coincidir el FSTD con los datos del avión o los datos de validación aprobados a lo largo de un historial de tiempo, las diferencias deben justificarse proporcionando una comparación de otras variables relacionadas para la condición que se evalúa.

(A) Parámetros, tolerancias y condiciones de vuelo. La tabla de pruebas de validación de FSTD en el párrafo (b) (3) a continuación describe los parámetros, tolerancias y condiciones de vuelo para la validación de FSTD. Cuando se dan dos valores de tolerancia para un parámetro, se puede usar el menos restrictivo a menos que se indique lo contrario.

Donde las tolerancias se expresan como porcentaje:

- para los parámetros que tienen unidades de porcentaje, o los parámetros que normalmente se muestran en la cabina del piloto en unidades de porcentaje (por ejemplo, N1, N2, par motor o potencia), entonces una tolerancia porcentual debe interpretarse como una tolerancia absoluta a menos que se especifique lo contrario (es decir, para una observación del 50% de N1 y una tolerancia del 5%, el rango aceptable debe ser del 45% al 55%); y
- para los parámetros que no se muestran en unidades de porcentaje, una tolerancia expresada solo como un porcentaje debe interpretarse como el porcentaje del valor de referencia actual de ese parámetro durante la prueba, excepto para los parámetros que varían alrededor de un valor cero para los cuales un valor absoluto mínimo debe acordarse con la AAC. Si se muestra una condición de vuelo o condición de operación que no se aplica al nivel de calificación buscado, debe ignorarse.

Los resultados de FSTD deben etiquetarse usando las tolerancias y unidades especificadas.

- (B) Verificación de la condición de vuelo. Al comparar los parámetros enumerados con los del avión, también deben proporcionarse datos suficientes para verificar la condición de vuelo correcta. Por ejemplo, para mostrar que la fuerza de control está dentro de $\pm 2.2\text{daN}$ (5 lb) en una prueba de estabilidad estática, también se deben proporcionar datos para mostrar la velocidad, potencia, empuje o par, configuración del avión, altitud y otros parámetros apropiados de identificación de datum correctos. Si se comparan dinámicas de corto período en un FSTD, se puede utilizar la aceleración normal para establecer una coincidencia con el avión, pero también deben proporcionarse la velocidad, la altitud, la entrada de control, la configuración del avión y otros datos apropiados. Se debe suponer que todos los valores de velocidad aerodinámica están calibrados a menos que se indique lo contrario y se utilicen valores similares para la comparación.
- (C) Cuando las tolerancias hayan sido reemplazadas por la tendencia y magnitud correctas (CT&M), el FSTD debería probarse y evaluarse como representativo del avión o clase de avión a satisfacción de la autoridad competente. Para facilitar las evaluaciones futuras, se deben registrar suficientes parámetros para establecer una referencia. Para la calificación inicial de FNPT y BITD no se aplicarán tolerancias y se asumirá el uso de CT&M en todo momento.
- (D) Condiciones de vuelo. Las condiciones de vuelo se especifican de la siguiente manera:
 - (a) Tierra - sobre tierra, independientemente de la configuración del avión;
 - (b) Despegue - tren abajo con flaps en cualquier posición certificada de despegue;
 - (c) Ascenso - durante el segundo segmento: tren arriba con los flaps en cualquier posición certificada de despegue;
 - (d) Limpio - flaps y tren arriba;
 - (e) Crucero - configuración limpia a altitud y velocidad de crucero;

- (f) Aproximación - tren arriba o abajo con flaps en cualquier posición normal de aproximación recomendada por el fabricante del avión; y
- (g) Aterrizaje - Tren de aterrizaje abajo con flaps en cualquier posición de aterrizaje certificada.

(3) Tabla de pruebas de validación FSTD
(Ver CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3))

- (i) Varias pruebas dentro del QTG han reducido sus requisitos a CT&M para evaluaciones iniciales, evitando así la necesidad de datos específicos de prueba de vuelo. Cuando se utilice CT&M, se recomienda encarecidamente que se utilice un sistema de registro automático para "registrar" los resultados de la línea de base, evitando así los efectos de posibles opiniones subjetivas divergentes sobre la evaluación recurrente.
- (ii) Sin embargo, el uso de CT&M no debe tomarse como una indicación de que se pueden ignorar ciertas áreas de simulación. Es imperativo que las características específicas estén presentes y los efectos incorrectos serían inaceptables.
- (iii) En todos los casos, las pruebas están destinadas a ser utilizadas en evaluaciones periódicas al menos para garantizar la repetitividad.

Tabla de las Pruebas de Validación del FSTD

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
														For FNPTs and BITDs, CT&M should be used for initial evaluations. The tolerances should be applied for recurrent evaluations (see AMC1 FSTD(A).300 (a)(5)(iv)). It is accepted that tests and associated tolerances only apply to a level 1 FTD if that system or flight condition is simulated.
1. PERFORMANCE														
a. TAXI														
(1) Minimum radius turn.	± 0.9 m (3 ft) or ± 20% of aeroplane turn radius.	Ground	C T & M	✓	✓	✓								Plot both main and nose gear-turning loci. Data for no brakes and the minimum thrust required to maintain a steady turn except for aeroplanes requiring asymmetric thrust or braking to turn.
(2) Rate of turn vs. nosewheel steering angle (NWA).	± 10% or ± 2°/s turn rate.	Ground	C T & M	✓	✓	✓								Tests for a minimum of two speeds, greater than minimum turning radius speed, with a spread of at least 5 kts groundspeed.
b. TAKE-OFF														Note-All commonly used take-off flap settings should be demonstrated at least once either in minimum unstick speed 1.b(3), normal take-off 1.b(4), critical engine failure on take-off 1.b(5) or cross wind take-off 1.b(6).
(1) Ground acceleration time and distance.	± 5% or ±1.5 s time and ± 5% or ± 61 m (200 ft) distance	Take-off	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓						Acceleration time and distance should be recorded for a minimum of 80% of the total time from brake release to V _R . May be combined with normal take-off 1.b(4) or rejected take-off 1.b(7). Plotted

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
														data should be shown using appropriate scales for each portion of the manoeuvre. For FTDs test limited to time only.
(2) Minimum control speed, ground (V_{MCG}) aerodynamic controls only per applicable airworthiness requirement or alternative engine inoperative test to demonstrate ground control characteristics.	$\pm 25\%$ of maximum aeroplane lateral deviation or ± 1.5 m (5 ft) For aeroplanes with reversible flight control systems: $\pm 10\%$ or ± 2.2 daN (5 lb) rudder pedal force	Take-off	C T & M	✓	✓	✓								Engine failure speed should be within ± 1 kt of aeroplane engine failure speed. Engine thrust decay should be that resulting from the mathematical model for the engine variant applicable to the FFS under test. If the modelled engine variant is not the same as the aeroplane manufacturer's flight test engine, then a further test may be run with the same initial conditions using the thrust from the flight test data as the driving parameter. If a V_{MCG} test is not available an acceptable alternative is a flight test snap engine deceleration to idle at a speed between V_1 and V_1-10 kts, followed by control of heading using aerodynamic control only and recovery should be achieved with the main gear on the ground. To ensure only aerodynamic control, nose wheel steering should be disabled (i.e., castored) or the nosewheel held slightly off the ground.
(3) Minimum unstick speed (V_{MU}) or equivalent test to demonstrate early rotation	± 3 kts airspeed $\pm 1.5^\circ$ pitch angle	Take-off	C T & M	✓	✓	✓								V_{MU} is defined as the minimum speed at which the last main landing gear leaves the ground. Main landing gear strut compression or equivalent air/ground signal should be recorded. If a V_{MU} test is not available, alternative acceptable flight tests are a constant high-

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
take-off characteristics.													attitude take-off run through main gear lift-off, or an early rotation take-off. Record time history data from 10 kts before start of rotation until at least 5 s after the occurrence of main gear lift-off.
(4) Normal take-off.	± 3 kts airspeed ± 1.5° pitch angle ± 1.5° AOA ± 6 m (20 ft) height For aeroplanes with reversible flight control systems: ± 10% or ± 2.2 daN (5 lb) column force	Take-off	C T & M	✓	✓	✓							Data required for near maximum certificated take-off weight at mid centre of gravity and light take-off weight at an aft centre of gravity. If the aeroplane has more than one certificated take-off configuration, a different configuration should be used for each weight. Record take-off profile from brake release to at least 61 m (200 ft) AGL. May be used for ground acceleration time and distance 1.b(1). Plotted data should be shown using appropriate scales for each portion of the manoeuvre.
(5) Critical engine failure on take-off.	± 3 kts airspeed ± 1.5° pitch angle ± 1.5° AOA ± 6 m (20 ft) height ± 2° bank and sideslip angle ± 3° heading angle For aeroplanes with reversible flight control systems: ± 10% or ± 2.2 daN (5 lb) column force	Take-off	C T & M	✓	✓	✓							Record take-off profile to at least 61 m (200 ft) AGL. Engine failure speed should be within ± 3 kts of aeroplane data. Test at near maximum take-off weight.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	± 10% or ± 1·3 daN (3 lb) wheel force ± 10% or ± 2·2 daN (5 lb) rudder pedal force.												
(6) Crosswind take-off.	± 3 kts airspeed ± 1·5° pitch angle ± 1·5° AOA ± 6 m (20 ft) height ± 2° bank and sideslip angle ± 3° heading Correct trends at airspeeds below 40 kts for rudder/pedal and heading. For aeroplanes with reversible flight control systems: ± 10% or ± 2·2 daN (5 lb) column force ± 10% or ± 1·3 daN (3 lb) wheel force ± 10% or ± 2·2 daN (5 lb) rudder pedal force	Take-off	C T & M	✓	✓	✓							Record take-off profile from brake release to at least 61 m (200 ft) AGL. Requires test data, including wind profile, for a crosswind component of at least 60% of the AFM value measured at 10m (33 ft) above the runway.
(7) Rejected take- off.	± 5% time or ± 1·5 s ± 7·5% distance or + 76 m (250 ft)	Take-off	C T & M	✓	✓	✓							Record near maximum take-off weight. Speed for reject should be at least 80% of V ₁ . Autobrakes will be used where applicable

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
														Maximum braking effort, auto or manual. Time and distance should be recorded from brake release to a full stop.
(8) Dynamic engine failure after take-off.	± 20% or ± 2°/s body angular rates	Take-off	C T & M	✓	✓	✓								Engine failure speed should be within ± 3 kts of aeroplane data. Engine failure may be a snap deceleration to idle. Record hands off from 5 s before engine failure to + 5 s or 30 deg bank, whichever occurs first. Note: for safety considerations, aeroplane flight test may be performed out of ground effect at a safe altitude, but with correct aeroplane configuration and airspeed. CCA: Test in normal AND Non-normal Control state.
c. CLIMB														
(1) Normal climb all engines operating	± 3 kts airspeed ± 5% or ± 0.5 m/s (100 ft/min) R/C	Clean or specified climb configuration	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Flight test data or aeroplane performance manual data may be used. Record at nominal climb speed and mid initial climb altitude. FSTD performance to be recorded over an interval of at least 300 m (1 000 ft). For FTDs may be a snapshot test.
(2) One engine inoperative second segment climb.	± 3 kts airspeed ± 5% or ± 0.5 m/s (100 ft/min) R/C but not less than applicable AFM values.	2nd segment climb for FNPTs and BITDs gear up and take-off flaps		✓	✓	✓	C T & M	✓		✓	✓	✓	✓	Flight test data or aeroplane performance manual data may be used. Record at nominal climb speed. FSTD performance to be recorded over an interval of at least 300m (1 000 ft). Test at WAT (weight, altitude, or temperature) limiting condition. For FTDs may be a snapshot test.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
(3) One engine inoperative en-route climb.	± 10% time ± 10% distance ± 10% fuel used	Clean	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓						Flight test data or aeroplane performance manual data may be used. Test for at least a 1 550 m (5 000 ft) segment.
(4) One engine inoperative approach climb for aeroplanes with icing accountability if required by the flight manual for this phase of flight.	± 3 kts airspeed ± 5% or ± 0.5 m/s (100 ft/min) R/C but not less than AFM values	Approach			✓	✓								Flight test data or aeroplane performance manual data may be used. FSTD performance to be recorded over an interval of at least 300 m (1 000 ft). Test near maximum certificated landing weight as may be applicable to an approach in icing conditions. Aeroplane should be configured with all anti-ice and de-ice systems operating normally, gear up and go-around flap. All icing accountability considerations, in accordance with the flight manual for an approach in icing conditions, should be applied.
d. CRUISE/DESCENT														
(1) Level flight acceleration	± 5% time	Cruise	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓						Minimum of 50 kts increase using maximum continuous thrust rating or equivalent. For very small aeroplanes, speed change may be reduced to 80% of operational speed range.
(2) Level flight deceleration	± 5% time	Cruise	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓						Minimum of 50 kts decrease using idle power. For very small aeroplanes, speed change may be reduced to 80% of operational speed range.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
(3) Cruise performance	± 0.05 EPR or ± 5% N1 or ± 5% torque ± 5% fuel flow	Cruise	✓	✓	✓	✓	✓	✓					May be a single snapshot showing instantaneous fuel flow, or a minimum of two consecutive snapshots with a spread of at least three minutes in steady flight.
(4) Idle descent	± 3 kts airspeed ± 5% or ± 1.0 m/s (200 ft/min) R/D	Clean	✓	✓	✓	✓							Idle power stabilised descent at normal descent speed at mid altitude. Flight simulator performance to be recorded over an interval of at least 300 m (1 000 ft).
(5) Emergency descent	± 5 kts airspeed ± 5% or ± 1.5 m/s (300 ft/min) R/D	As per AFM	✓	✓	✓	✓							Stabilised descent to be conducted with speedbrakes extended if applicable, at mid altitude and near VMO or according to emergency descent procedure. Flight simulator performance to be recorded over an interval of at least 900 m (3 000 ft).
e. STOPPING													
(1) Deceleration time and distance, manual wheel brakes, dry runway, no reverse thrust.	± 5% or ±1.5 s time. For distances up to 1 220 m (4 000 ft) ± 61 m (200 ft) or ± 10%, whichever is the smaller. For distances greater than 1 220 m (4 000 ft) ± 5% distance.	Landing	C T & M	✓	✓	✓							Time and distance should be recorded for at least 80% of the total time from touchdown to a full stop. Data required for medium and near maximum certificated landing weight. Engineering data may be used for the medium weight condition. Brake system pressure should be recorded.
(2) Deceleration time and distance, reverse thrust, no wheel	± 5% or ±1.5 s time and the smaller of ± 10% or ± 61 m (200 ft) of distance.	Landing	C T & M	✓	✓	✓							Time and distance should be recorded for at least 80% of the total time from initiation of reverse thrust to full thrust reverser minimum operating speed. Data required

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
brakes, dry runway.													for medium and near maximum certificated landing weights. Engineering data may be used for the medium weight condition.
(3) Stopping distance, wheel brakes, wet runway.	± 10% or ± 61 m (200 ft) distance	Landing			✓	✓							Either flight test or manufacturers performance manual data should be used where available. Engineering data, based on dry runway flight test stopping distance and the effects of contaminated runway braking coefficients, are an acceptable alternative.
(4) Stopping distance, wheel brakes, icy runway.	± 10% or ± 61 m (200 ft) distance	Landing			✓	✓							Either flight test or manufacturer's performance manual data should be used where available. Engineering data, based on dry runway flight test stopping distance and the effects of contaminated runway braking coefficients, are an acceptable alternative.
f. ENGINES													
(1) Acceleration	± 10% T _i or ± 0.25s ± 10% T _i	Approach or landing	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	T _i = Total time from initial throttle movement until a 10% response of a critical engine parameter. T _i = Total time from initial throttle movement to 90% of go around power. Critical engine parameter should be a measure of power (N1, N2, EPR, etc.). Plot from flight idle to go around power for a rapid throttle movement. FTD, FNPT and BITD only: CT&M acceptable.
(2) Deceleration	± 10% T _i or ± 0.25s + 10% T _i	Ground	C T	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	T _i = Total time from initial throttle movement until a 10% response of a critical engine parameter.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
			& M										T _i = Total time from initial throttle movement to 90% decay of maximum take-off power. Plot from maximum take-off power to idle for a rapid throttle movement. FTD, FNPT and BITD only: CT&M acceptable.
2. HANDLING QUALITIES													
a. Static Control checks													NOTE: Pitch, roll and yaw controller position versus force or time should be measured at the control. An alternative method is to instrument the FSTD in an equivalent manner to the flight test aeroplane. The force and position data from this instrumentation should be directly recorded and matched to the aeroplane data. Such a permanent installation could be used without any time for installation of external devices. CCA: Testing of position versus force is not applicable if forces are generated solely by use of aeroplane hardware in the FSTD.
(1) Pitch controller position versus force and surface position calibration.	± 0.9 daN (2 lb) breakout. ± 2.2 daN (5 lb) or ± 10% force. ± 2° elevator angle	Ground	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓					Uninterrupted control sweep to stops should be validated (where possible) with in-flight data from tests such as longitudinal static stability, stalls, etc. Static and dynamic flight control tests should be accomplished at the same feel or impact pressures.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
Column position versus force only.	± 2.2 daN (5 lb) or ± 10% force.	Cruise or approach								✓	✓	✓	✓	FNPTs level 1 and BITDs: control forces and travel should broadly correspond to that of the replicated class of aeroplane.
(2) Roll controller position vs. force and surface position calibration.	± 0.9 daN (2 lbs) breakout ± 1.3 daN (3 lbs) or ± 10% force ± 2° aileron angle ± 3° spoiler angle	Ground	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓						Uninterrupted control sweep to stops. Should be validated with in-flight data from tests such as engine out trims, steady state sideslips, etc. Static and dynamic flight control tests should be accomplished at the same feel or impact pressures.
Wheel position vs. force only.	± 1.3 daN (3 lbs) or ± 10% Force	Cruise or approach								✓	✓	✓	✓	FNPT 1 and BITD: Control forces and travel should broadly correspond to that of the replicated class of aeroplane
(3) Rudder pedal position vs. force and surface position calibration.	± 2.2 daN (5 lbs) breakout ± 2.2 daN (5 lbs) or ± 10% force ± 2° rudder angle	Ground	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓						Uninterrupted control sweep to stops. Should be validated with in flight data from tests such as engine out trims, steady state sideslips, etc. Static and dynamic flight control tests should be accomplished at the same feel or impact pressures.
Pedal position vs. force only.	± 2.2 daN (5 lbs) or ± 10% force.	Cruise or approach								✓	✓	✓	✓	FNPT 1 and BITD: Control forces and travel should broadly correspond to that of the replicated class of aeroplane.
(4) Nosewheel steering controller force and position calibration.	± 0.9 daN (2 lbs) breakout ± 1.3 daN (3 lbs) or ± 10% force ± 2° NWA	Ground	C T & M	✓	✓	✓								Uninterrupted control sweep to stops.
(5) Rudder pedal steering calibration.	± 2° NWA	Ground	C T & M	✓	✓	✓								Uninterrupted control sweep to stops.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
(6) Pitchtrim indicator vs. surface position calibration	± 0.5° trim angle.	Ground	✓	✓	✓	✓							Purpose of test is to compare flight simulator against design data or equivalent.
	±1° of trim angle	Ground					✓	✓	✓	✓	✓	✓	BITD: Only applicable if appropriate trim settings are available, e.g. data from the AFM.
(7) Pitchtrim rate	± 10% or ± 0.5 deg/s trim rate (°/s)	Ground and approach	✓	✓	✓	✓	✓	✓					Trim rate to be checked at pilot primary induced trim rate (ground) and autopilot or pilot primary trim rate in flight at go-around flight conditions.
(8) Alignment of cockpit throttle lever vs. selected engine parameter.	± 5° of TLA or ± 3% N1 or ± 0.03 EPR or ± 3% torque For propeller-driven aeroplanes, where the propeller levers do not have angular travel, a tolerance of ± 2 cm (± 0.8 in) applies.	Ground	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Simultaneous recording for all engines. The tolerances apply against aeroplane data and between engines. For aeroplanes with throttle detents, all detents to be presented. In the case of propeller-driven aeroplanes, if an additional lever, usually referred to as the propeller lever, is present, it should also be checked. Where these levers do not have angular travel a tolerance of ± 2 cm (± 0.8 inches) applies. May be a series of snapshot tests.
(9) Brake pedal position vs. force and brake system pressure calibration.	± 2.2 daN (5 lbs) or ± 10% force. ± 1.0 MPa (150 psi) or ± 10% brake system pressure.	Ground	C T & M	✓	✓	✓							Flight simulator computer output results may be used to show compliance. Relate the hydraulic system pressure to pedal position in a ground static test.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
(10) Stick pusher system force calibration (if applicable)	± 10 % or ± 5 lb (2.2 daN) stick/column transient force	Ground or flight			✓	✓								This test is intended to validate the stick/column transient force resulting from a stick pusher system activation. This test may be conducted in an on-ground condition through stimulation of the stall protection system in a manner that generates a stick pusher response representative of an in-flight condition. Aeroplane manufacturer design data may be utilised as validation data, if acceptable to the competent authority. The test provisions may be met through column force validation testing in conjunction with the stall characteristics test (please refer to AMC1 FSTD(A).300(2)(c)(8)). This test is required only for FSTDs that are to be qualified to conduct full stall training tasks.
b. DYNAMIC CONTROL CHECKS														Tests 2.b(1), 2.b(2), and 2.b(3) are not applicable if dynamic response is generated solely by use of aeroplane hardware in the flight simulator. Power setting may be that required for level flight unless otherwise specified.
(1) Pitch control.	<u>For underdamped systems:</u> ± 10% of time from 90% of initial displacement (A ₀) to first zero crossing	Take-off, cruise, and landing			✓	✓								Data should be for normal control displacements in both directions (approximately 25 to 50% full throw or approximately 25 to 50% of maximum allowable pitch controller deflection for flight conditions limited by the manoeuvring

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	and ± 10 (n+1) % of period thereafter. ± 10% amplitude of first overshoot applied to all overshoots greater than 5% of initial displacement (A ₀). ± 1 overshoot (first significant overshoot should be matched). <u>For overdamped systems:</u> ± 10% of time from 90% of initial displacement (A ₀) to 10 % of initial displacement (0.1 A ₀).											load envelope). Tolerances apply against the absolute values of each period (considered independently). n = The sequential period of a full oscillation. Please refer to AMC1 FSTD(A).300(b)(4)(i).	
(2) Rollcontrol.	<u>For underdamped systems:</u> ± 10% of time from 90% of initial displacement (A ₀) to first zero crossing and ± 10 (n+1) % of period thereafter. ± 10% amplitude of first overshoot applied to all	Take-off, cruise, and landing			✓	✓						Data should be for normal control displacement (approximately 25 to 50% of full throw or approximately 25 to 50% of maximum allowable roll controller deflection for flight conditions limited by the manoeuvring load envelope). Please refer to AMC1 FSTD(A).300(b)(4)(i).	

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	overshoots greater than 5% of initial displacement (A_0). ± 1 overshoot (first significant overshoot should be matched). <u>For overdamped systems:</u> ± 10% of time from 90% of initial displacement (A_0) to 10 % of initial displacement (0-1 A_0).												
(3) Yawcontrol.	<u>For underdamped systems:</u> ± 10% of time from 90% of initial displacement (A_0) to first zero crossing and ± 10 (n+1) % of period thereafter. ± 10% amplitude of first overshoot applied to all overshoots greater than 5% of initial displacement (A_0). ± 1 overshoot (first significant overshoot should be matched).	Take-off, cruise, and landing			✓	✓							Data should be for normal displacement (approximately 25 to 50% of full throw). Please refer to AMC1 FSTD(A).300(b)(4)(i).

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	<u>For overdamped systems:</u> ± 10% of time from 90% of initial displacement (A_0) to 10 % of initial displacement (0.1 A_0).												
(4) Small control inputs - pitch.	± 0.15°/s body pitch rate or ± 20% of peak body pitch rate applied throughout the time history.	Approach or landing			✓	✓							Control inputs should be typical of minor corrections made while established on an ILS approach (approximately 0.5 to 2 °/s pitch rate). Test in both directions. Show time history data from 5 s before until at least 5 s after initiation of control input. CCA: Test in normal AND non-normal control state.
(5) Small control inputs - roll	± 0.15°/s body roll rate or ± 20% of peak body roll rate applied throughout the time history	Approach or landing			✓	✓							Control inputs should be typical of minor corrections made while established on an ILS approach (approximately 0.5 to 2 °/s roll rate). Test in one direction. For aeroplanes that exhibit non-symmetrical behaviour, test in both directions. Show time history data from 5 s before until at least 5 s after initiation of control input. CCA: Test in normal AND non-normal control state.
(6) Small control inputs – yaw	± 0.15 °/s body yaw rate or ± 20% of peak body yaw rate applied	Approach or landing			✓	✓							Control inputs should be typical of minor corrections made while established on an ILS approach (approximately 0.5 to 2 °/s yaw rate). Test in one direction. For aeroplanes that exhibit non-symmetrical

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	throughout the time history												behaviour, test in both directions. Show time history data from 5 s before until at least 5 s after initiation of control input. CCA: Test in normal AND non-normal control state.
c. LONGITUDINAL													Power setting may be that required for level flight unless otherwise specified.
(1) Power change dynamics.	± 3 kt airspeed ± 30 m (100 ft) altitude. ± 1.5° or ± 20% pitch angle	Approach	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓		✓	✓		Power change from thrust for approach or level flight to maximum continuous or go-around power. Time history of uncontrolled free response for a time increment equal to at least 5 s before initiation of the power change to completion of the power change + 15 s. CCA: Test in normal AND non-normal control state.
Power change force	± 2.2 daN (5 lb) or ± 10% force	Approach								✓	✓	✓	For an FNPT level I and a BITD the power change force test only is acceptable.
(2) Flap change dynamics.	± 3 kts airspeed ± 30 m (100 ft) altitude. ± 1.5° or ± 20% pitch angle	Take-off through initial flap retraction and approach to landing	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓		✓	✓		Time history of uncontrolled free response for a time increment equal to at least 5 s before initiation of the reconfiguration change to completion of the reconfiguration change + 15 s. CCA: Test in normal AND non-normal control state.
Flap change force	± 2.2 daN (5 lbs) or ± 10% Force									✓	✓	✓	For an FNPT I and a BITD the flap change force test only is acceptable.
(3) Spoiler /speedbrake	± 3 kts airspeed ± 30 m (100 ft) altitude.	Cruise	✓	✓	✓	✓	C T	✓		✓	✓		Time history of uncontrolled free response for a time increment equal to at least 5 s before initiation of the reconfiguration

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
change dynamics.	± 1.5° or ± 20% pitch angle					& M							change to completion of the reconfiguration change + 15 s. Results required for both extension and retraction. CCA: Test in normal AND non-normal control state.	
(4) Gearchange dynamics.	± 3 kts airspeed ± 30 m (100 ft) altitude. ± 1.5° or ± 20% pitch angle For FNPTs and BITDs, ± 2° or ± 20% pitch angle	Takeoff (retraction) and approach (extension)	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓		✓	✓		Time history of uncontrolled free response for a time increment equal to at least 5 s before initiation of the configuration change to completion of the reconfiguration change + 15 s. CCA: Test in normal AND non-normal control state.	
Gear change force	± 2.2 daN (5 lbs) or ± 20% Force.	Take-off and approach								✓	✓	✓	✓	For an FNPT I and a BITD the gear change force test only is acceptable.
(5) Longitudinal trim.	± 1° elevator ± 0.5° stabilizer ± 1° pitch angle ± 5% net thrust or equivalent	Cruise, approach, and landing	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓						Steady-state wings level trim with thrust for level flight. May be a series of snapshot tests. CCA: Test in normal OR non-normal control state.
	± 2 deg pitch control (elevator & stabilizer) ± 2 deg pitch ± 5% power or equivalent	Cruise, approach								✓	✓	✓	✓	May be a series of Snapshot tests. FNPT I and BITD may use equivalent stick and trim controllers.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
(6) Longitudinal manoeuvring stability (stick force/g).	± 2.2 daN (5 lbs) or ± 10% pitch controller force Alternative method: ± 1° or ± 10% change of elevator	Cruise, approach, and landing	✓	✓	✓	✓								Continuous time history data or a series of snapshot tests may be used. Test up to approximately 30° of bank for approach and landing configurations. Test up to approximately 45° of bank for the cruise configuration. Force tolerance not applicable if forces are generated solely by the use of aeroplane hardware in the FSTD. Alternative method applies to aeroplanes which do not exhibit stick-force-per-g characteristics. CCA: Test in normal AND non-normal control state as applicable.
		Cruise, approach or landing if appropriate								✓	✓	✓		
(7) Longitudinal static stability.	± 2.2 daN (5 lbs) or ± 10% pitch controller force. Alternative method: ± 1° or ± 10% change of elevator	Approach	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓		Data for at least two speeds above and two speeds below trim speed. May be a series of snapshot tests. Force tolerance not applicable if forces are generated solely by the use of aeroplane hardware in the FSTD. Alternative method applies to aeroplanes which do not exhibit speed stability characteristics. CCA: Test in normal OR non-normal control state as applicable.
(8a) Stall characteristics.	± 3 kt airspeed for stall warning and stall speeds. ± 2° angle of attack for the buffet threshold of perception and for the initial buffet	2nd segment climb, high-altitude cruise (near performance limited condition)			✓	✓								Please refer to AMC9 FSTD(A).300(b)(1). For CCA aeroplanes with stall envelope protection systems: test in normal and non-normal control states. In normal control state, it is expected that envelope protections will take effect, and it may not be possible to reach the aerodynamic stall condition for some

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL									COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT				BITD
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	based upon the Nz component. Control inputs must be plotted and demonstrate correct trend and magnitude. Approach to stall: ± 2.0° pitch angle; ± 2.0° angle of attack; and ± 2.0° bank angle. Stall warning up to stall: ± 2.0° pitch angle; ± 2.0° angle of attack; and correct trend and magnitude for roll rate and yaw rate. Stall break and recovery: see AMC10 FSTD(A).300. Additionally, for those simulators with reversible flight control systems or equipped with stick pusher systems: ± 10 % or ± 2-2 daN (5 lb) stick/column	and approach or landing											aeroplanes. The test is only required for an angle of attack range necessary to demonstrate the correct operation of the system. These tests may be used to satisfy the required (angle of attack) flight manoeuvre and envelope protection tests (2.h.6.). In non-normal state, it is necessary to perform the test to the aerodynamic stall. It is understood that flight test data may not be available and, in this circumstance, engineering validation data may be used and the extent of the test should be adequate to allow training through to recovery, in accordance with the training objectives. For safety of flight considerations, the flight test data may be limited to the stall angle of attack, and the modelling beyond the stall angle of attack is only required to ensure it is limited to continuity and completion of the recovery. Applicable only for those FSTDs that are to be qualified for full stall training tasks.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	force (prior to the stall angle of attack).												
(8b) Approach-to-stall characteristics.	± 3 kt airspeed for stall warning speeds. ± 2.0° angle of attack for initial buffet; ± 2.0° pitch angle; ± 2.0° angle of attack; and ± 2.0° bank angle. Additionally, for those aeroplanes with reversible flight control systems: ± 10 % or ± 5 lb (2.2 daN) stick/column force.	Second-segment climb, high-altitude cruise (near performance limited condition) and approach or landing	✓	✓	See (1)	See (1)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	Please refer to AMC9 FSTD(A).300(b)(2). CCA: Test in normal and non-normal control states. For FTDs, flight conditions required for second-segment climb and approach or landing only. AMC9 FSTD(A).300(b)(2) is not applicable. Note (1): For FSTDs not qualified to conduct full stall training tasks.
(9) Phugoid dynamics.	± 10% period. ± 10% time to ½ or double amplitude or ± 0.02 of damping ratio.	Cruise	✓	✓	✓	✓				✓	✓		Test should include three full cycles or that necessary to determine time to ½ or double amplitude, whichever is less. CCA: Test in non-normal control state.
	± 10% period with representative damping.	Cruise							✓			✓	Test should include at least three full cycles Time history recommended.
(10) Short-period dynamics.	± 1.5° pitch angle or ± 2°/s pitch rate. ± 0.1 g normal acceleration	Cruise	✓	✓	✓	✓				✓	✓		CCA: Test in normal AND non-normal control state.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
d. LATERAL DIRECTIONAL													Power setting may be that required for level flight unless otherwise specified.
(1) Minimum control speed, air (V_{MCA} or V_{MCL}), per applicable airworthiness standard, or low speed engine inoperative handling characteristics in the air.	± 3 kt airspeed	Take-off or landing (whichever is most critical in the aeroplane)	C T & M	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	Minimum speed may be defined by a performance or control limit which prevents demonstration of V_{MCA} or V_{MCL} in the conventional manner. Take-off thrust should be set on the operating engine(s). Time history or snapshot data may be used. CCA: Test in normal OR non-normal control state. FNPTs and BITDs: It is important that there exists a realistic speed relationship between V_{MCA} and V_i for all configurations and in particular the most critical full-power engine-out take-off configurations.
(2) Roll response (rate).	± 10% or ± 2°/s roll rate FS only: For aeroplanes with reversible flight control systems: ± 10% or ± 1.3 daN (3 lb) roll controller force.	Cruise and approach or landing	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓	✓	✓	✓	✓	Test with normal roll control displacement (about 30% of maximum control wheel). May be combined with step input of flight deck roll controller test 2.d(3).
(3) Step input of cockpit roll controller (or roll overshoot).	± 10% or ± 2° bank angle	Approach or landing	✓	✓	✓	✓				✓	✓		With wings level, apply a step roll control input using approximately one-third of roll controller travel. At approximately 20° to 30° bank, abruptly return the roll controller to neutral and allow at least 10 s of

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT					BITD
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
														aeroplane free response. May be combined with roll response (rate) test 2.d(2). CCA: Test in normal AND non-normal control state.
(4) Spiral stability.	Correct trend and $\pm 2^\circ$ or $\pm 10\%$ bank angle in 20 s If alternate test is used: correct trend and $\pm 2^\circ$ aileron.	Cruise and approach or landing Cruise	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓		✓	✓	✓	✓	Aeroplane data averaged from multiple tests may be used. Test for both directions. As an alternative test, show lateral control required to maintain a steady turn with a bank angle of approximately 30° . CCA: Test in non-normal control state.
(5) Engine inoperative trim.	$\pm 1^\circ$ rudder angle or $\pm 1^\circ$ tab angle or equivalent pedal. $\pm 2^\circ$ sideslip angle.	2nd segment climb and approach or landing	✓	✓	✓	✓	C T & M	✓			✓	✓		Test should be performed in a manner similar to that for which a pilot is trained to trim an engine failure condition. 2nd segment climb test should be at take-off thrust. Approach or landing test should be at thrust for level flight. May be snapshot tests.
(6) Rudder response.	$\pm 2\text{deg/s}$ or $\pm 10\%$ yaw rate	Approach or landing	✓	✓	✓	✓								Test with stability augmentation ON and OFF.
	$\pm 2\text{ deg/s}$ or $\pm 10\%$ yaw rate or $\pm 10\%$ heading change									✓	✓	✓	✓	For FNPT and BITD: test with stability augmentation OFF only. Test with a step input at approximately 25% of full rudder pedal throw. CCA: Test in normal AND non-normal control state.
(7) Dutchroll (yaw damper OFF).	$\pm 0.5\text{ s}$ or $\pm 10\%$ of period.	Cruise and approach or landing	✓	✓	✓	✓				✓	✓	✓		Test for at least six cycles with stability augmentation OFF. CCA: Test in non-normal control state.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	± 10% of time to ½ or double amplitude or ± 0.02 of damping ratio. ± 20% or ± 1 s of time difference between peaks of bank and sideslip												
(8) Steady state sideslip.	For a given rudder position: ± 2° bank angle ± 1° sideslip angle ± 10% or ± 2° aileron ± 10% or ± 5° spoiler or equivalent roll controller position or force. For FFSs representing aeroplane with reversible flight control systems: ±10% or ±1.3 daN (3 lb) wheel force ±10% or ±2.2 daN (5 lb) rudder pedal force.	Approach or landing	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓	May be a series of snapshot tests using at least two rudder positions (in each direction for propeller-driven aeroplanes), one of which should be near the maximum allowable rudder. For FNPTs and BITDs a roll controller position tolerance of ± 10% or ± 5° applies instead of the aileron tolerance. For a BITD, the force tolerance should be CT&M.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL									COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT				BITD
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
e. LANDINGS													
(1) Normal landing	± 3 kts airspeed ± 1.5° pitch angle ± 1.5° AOA ± 3 m (10 ft) or ± 10% of height For aeroplanes with reversible flight control systems: ± 10% or ± 2.2 daN (5 lb) column force	Landing	C T & M	✓	✓	✓							Test from a minimum of 61 m (200 ft) AGL to nosewheel touch- down. Two tests should be shown, including two normal landing flaps (if applicable) one of which should be near maximum certificated landing weight, the other at light or medium weight. CCA: Test in Normal AND Non-normal Control state if applicable.
(2) Minimum flap landing.	± 3 kts airspeed ± 1.5° pitch angle ± 1.5° AOA ± 3 m (10 ft) or ± 10% of height For aeroplanes with reversible flight control systems: ± 10% or ± 2.2 daN (5 lb) column force	Minimum certified landing flap configuration		✓	✓	✓							Test from a minimum of 61 m (200 ft) AGL to nosewheel touchdown. Test at near maximum landing weight.
(3) Crosswind landing.	± 3 kts airspeed ± 1.5° pitch angle ± 1.5° AOA ± 3 m (10 ft) or ± 10% height ± 2° bank angle ± 2° sideslip angle ± 3° heading angle	Landing		✓	✓	✓							Test from a minimum of 61 m (200 ft) AGL to a 50% decrease in main landing gear touchdown speed. Requires test data, including wind profile, for a crosswind component of at least 60% of AFM value measured at 10 m (33 ft) above the runway.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL									COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT				BITD
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	For aeroplanes with reversible flight control systems: ± 10% or ± 2.2 daN (5 lb) column force ± 10% or ± 1.3 daN (3 lb) wheel force ± 10% or ± 2.2 daN (5 lb) rudder pedal force.												
(4) One engine inoperative landing.	± 3 kts airspeed ± 1.5° pitch angle ± 1.5° AOA ± 3 m (10 ft) or ± 10% height ± 2° bank angle ± 2° sideslip angle ± 3° heading angle	Landing		✓	✓	✓							Test from a minimum of 61 m (200 ft) AGL to a 50% decrease in main landing gear touchdown speed.
(5) Autopilot landing (if applicable).	± 1.5 m (5 ft) flare height. ± 0.5 s or ± 10% T_f ± 0.7 m/s (140 ft/min) R/D at touchdown. ± 3 m (10 ft) lateral deviation during rollout.	Landing		✓	✓	✓							If autopilot provides rollout guidance, record lateral deviation from touchdown to a 50% decrease in main landing gear touchdown speed. Time of autopilot flare mode engage and main gear touchdown should be noted. This test is <u>not</u> a substitute for the ground effects test requirement. T_f = Duration of flare.
(6) All engine autopilot go around.	± 3 kts airspeed ± 1.5° pitch angle ± 1.5° AOA	As per AFM		✓	✓	✓							Normal all engine autopilot go around should be demonstrated (if applicable) at medium weight.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
													CCA: Test in normal AND non-normal.
(7) One-engine-inoperative go-around	± 3 kts airspeed ±1.5° pitch angle ±1.5° AOA ± 2° bank angle ± 2° sideslip angle	As per AFM		✓	✓	✓							Engine inoperative go-around required near maximum certificated landing weight with critical engine(s) inoperative. Provide one test with autopilot (if applicable) and one without autopilot. CCA: Non-autopilot test to be conducted in non-normal mode.
(8) Directional control (rudder effectiveness) with reverse thrust symmetric).	± 5 kts airspeed ± 2°/s yaw rate	Landing		✓	✓	✓							Apply rudder pedal input in both directions using full reverse thrust until reaching full thrust reverser minimum operating speed.
(9) Directional control (rudder effectiveness) with reverser thrust (asymmetric)	± 5 kts airspeed ± 3° heading angle	Landing		✓	✓	✓							With full reverse thrust on the operating engine(s), maintain heading with rudder pedal input until maximum rudder pedal input or thrust reverser minimum operating speed is reached.
f. GROUND EFFECT													
(1) A test to demonstrate ground effect.	± 1° elevator ± 0.5° stabiliser angle. ± 5% net thrust or equivalent. ± 1° AOA ± 1.5 m (5 ft) or ± 10% height ± 3 kt airspeed	Landing		✓	✓	✓							Please refer to AMC1 FSTD(A).300(b)(4)(ii). A rationale should be provided with justification of results. CCA: Test in normal OR non-normal control state.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
	± 1° pitch angle												
g. WIND SHEAR													
(1) Four Tests, two take-off and two landing with one of each conducted in still air and the other with Wind Shear active to demonstrate wind shear models.	None	Take-off and landing			✓	✓							Wind shear models are required which provide training in the specific skills required for recognition of wind shear phenomena and execution of recovery manoeuvres. Wind shear models should be representative of measured or accident derived winds, but may be simplifications which ensure repeatable encounters. For example, models may consist of independent variable winds in multiple simultaneous components. Wind models should be available for the following critical phases of flight: (1) prior to take-off rotation; (2) at lift-off; (3) during initial climb; (4) short final approach. The United States Federal Aviation Administration (FAA) Wind shear Training Aid, wind models from the Royal Aerospace Establishment (RAE), the United States JAWS Project or other recognised sources may be implemented and should be supported and properly referenced in the QTG. Wind models from alternate sources may also be used if supported by aeroplane-related data and such data are properly supported and referenced in the

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										BITD	COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT					
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
													QTG. Use of alternate data should be coordinated with the competent authority prior to submittal of the QTG for approval.	
h. FLIGHT AND MANOEUVRE ENVELOPE PROTECTION FUNCTIONS													This paragraph is only applicable to computer-controlled aeroplanes. Time history results of response to control inputs during entry into each envelope protection function (i.e., with normal and degraded control states if function is different) are required. Set thrust as required to reach the envelope protection function.	
(1) Overspeed	± 5 kts airspeed	Cruise	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(2) Minimum speed.	± 3 kts airspeed	Take-off, cruise and approach or landing	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(3) Load factor.	± 0.1 g	Take-off, cruise	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(4) Pitch angle.	± 1.5° pitch angle	Cruise, approach	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(5) Bank angle.	± 2° or ± 10% bank angle	Approach	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
(6) Angle of attack.	± 1.5° AOA	Second segment climb and approach or landing	✓	✓	✓	✓	✓	✓						
i. ENGINE AND AIRFRAME ICING EFFECTS														

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
(1) Engine and airframe icing effects Demonstration (high angle of attack)		Take-off or approach or landing (one flight condition, two tests: ice on and ice off)			✓	✓								Please refer to AMC9 FSTD(A).300(b)(3).
3. MOTION SYSTEM														
a. Frequency response	As specified by the applicant for FFS qualification.	n/a	✓	✓	✓	✓								Appropriate test to demonstrate the frequency response required. See also AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(B)
b. Leg balance	As specified by the applicant for FFS qualification.	n/a	✓	✓	✓	✓								Appropriate test to demonstrate leg balance required See also AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(B).
c. Turn-around check	As specified by the applicant for FFS qualification.	n/a	✓	✓	✓	✓								Appropriate test to demonstrate turn-around required. See also AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(B).
d. Motion effects														Refer to AMC1 FSTD(A).300 (c)(2) n. subjective testing.
e. Motion system repeatability	± 0.05g actual platform linear accelerations	None			✓	✓								Ensure that motion system hardware and software (in normal flight simulator operating mode) continue to perform as originally qualified. Performance changes from the original baseline can be readily identified with this information. See AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(D)
f. Motion cueing performance signature.	None	Ground and flight	✓	✓	✓	✓								For a given set of flight simulation critical manoeuvres record the relevant motion variables.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										BITD	COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT					
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
													These tests should be run with the motion buffet module disabled. See AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(C).	
g. Characteristic motion vibrations	None	Ground and flight											The recorded test results for characteristic buffets should allow the comparison of relative amplitude versus frequency. For atmospheric disturbance testing, general purpose disturbance models that approximate demonstrable flight test data are acceptable. Principally, the flight simulator results should exhibit the overall appearance and trends of the aeroplane plots, with at least some of the frequency 'spikes' being present within 1 or 2 Hz of the aeroplane data. See AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(iii)(E).	
The following tests with recorded results and an SOC are required for characteristic motion vibrations, which can be sensed at the flight deck where applicable by aeroplane type:														
(1) Thrust effects with brakes set	n/a	Ground				✓							Test should be conducted at maximum possible thrust with brakes set.	

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										BITD	COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT					
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
(2) Landing gear extended buffet	n/a	Flight				✓								Test condition should be for a normal operational speed and not at the gear limiting speed.
(3) Flaps extended buffet	n/a	Flight				✓								Test condition should be for a normal operational speed and not at the flap limiting speed.
(4) Speed brake deployed buffet	n/a	Flight				✓								
(5) Stall buffet	n/a	Cruise (high altitude), second-segment climb, and approach or landing			✓	✓								Test required only for FSTDs that are to be qualified for full stall training tasks or for those aeroplanes which exhibit stall buffet before the activation of the stall warning system. Tests must be conducted for an angle of attack range between the buffet threshold of perception to the pilot and the stall angle of attack. Post-stall characteristics are not required. If stabilised flight data between buffet threshold of perception and stall angle of attack are not available, PSD analysis should be conducted for a time span between initial buffet and stall angle of attack. Please refer to the table of functions and subjective tests: AMC1 FSTD(A).300, Test 3.n.(6).
(6) High speed or Mach buffet	n/a	Flight				✓								Test condition should be for high-speed manoeuvre buffet/wind-up-turn or alternatively Mach buffet.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
(7) In-flight vibrations	n/a	Flight (clean configuration)				✓							Test should be conducted to be representative of in-flight vibrations for propeller-driven aeroplanes.
4. VISUAL SYSTEM													
a. SYSTEM RESPONSE TIME													
(1) Transport delay.	- 150 ms or less after controller movement. - 300 ms or less after controller movement.	Pitch, roll and yaw			✓	✓							One separate test is required in each axis. See Appendix 5 to AMC1 FSTD(A).300.
			✓	✓			✓	✓	✓	✓	✓	✓	For FNPT I and BITD only the instrument response time applies.
-- or --													
(2) Latency	- 150 ms or less after controller movement. - 300 ms or less after controller movement.	Take-off, cruise, and approach or landing			✓	✓							One test is required in each axis (pitch, roll, yaw) for each of the three conditions compared with aeroplane data for a similar input. The visual scene or test pattern used during the response testing should be representative of the required system capacities to meet the daylight, twilight (dusk/dawn) and night visual capability as applicable.
			✓	✓			✓	✓	✓	✓	✓	✓	FFS only: Response tests should be confirmed in daylight, twilight and night settings as applicable. For FNPT I and BITD only the instrument response time applies.
b. DISPLAY SYSTEM TESTS													

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
(1) (a) Continuous collimated cross-cockpit visual field of view	Continuous, cross-cockpit, minimum collimated visual field of view providing each pilot with 180 degrees horizontal and 40 degrees vertical field of view. Horizontal FOV: Not less than a total of 176 measured degrees (including not less than ±88 measured degrees either side of the centre of the design eye point). Vertical FOV: Not less than a total of 36 measured degrees from the pilot's and co-pilot's eye point.	n/a			✓	✓							Field of view should be measured using a visual test pattern filling the entire visual scene (all channels) consisting of a matrix of black and white 5° squares. Installed alignment should be confirmed in a statement of compliance.
(b) Continuous collimated visual field of view	Continuous, minimum collimated visual field of view providing each pilot with 45 degrees horizontal and 30 degrees vertical field of view	n/a	✓	✓									30 degrees vertical field of view may be insufficient to meet AMC1 FSTD(A).300 Table (b)(3) 4.c. (visual ground segment).

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT			BITD		
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
(2) System geometry	5° even angular spacing within ± 1° as measured from either pilot eye-point, and within 1-5° for adjacent squares.	n/a	✓	✓	✓	✓								System geometry should be measured using a visual test pattern filling the entire visual scene (all channels) consisting of a matrix of black and white 5° squares with light points at the intersections. The operator should demonstrate that the angular spacing of any chosen 5° square and the relative spacing of adjacent squares are within the stated tolerances. The intent of this test is to demonstrate local linearity of the displayed image at either pilot eye-point.
(3) Surface contrast ratio	Not less than 5:1	n/a			✓	✓								Surface contrast ratio should be measured using a raster drawn test pattern filling the entire visual scene (all channels). The test pattern should consist of black and white squares, five per square with a white square in the centre of each channel. Measurement should be made on the centre bright square for each channel using a 1° spot photometer. This value should have a minimum brightness of 7 cd/m ² (2 foot-lamberts). Measure any adjacent dark squares. The contrast ratio is the bright square value divided by the dark square value. Note. During contrast ratio testing, simulator aft-cab and flight deck ambient light levels should be zero.
(4) Highlight brightness	Not less than 20 cd/m ² (6 ft-lamberts) on the display	n/a			✓	✓								Highlight brightness should be measured by maintaining the full test pattern described in AMC1 FSTD(A).300 Table (b)(3) 4.b(3)

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
													above, superimposing a highlight on the centre white square of each channel and measuring the brightness using the 1° spot photometer. Lightpoints are not acceptable. Use of calligraphic capabilities to enhance raster brightness is acceptable.
(5) Vernier resolution	Not greater than 2 arc minutes	n/a			✓	✓							Vernier resolution should be demonstrated by a test of objects shown to occupy the required visual angle in each visual display used on a scene from the pilot's eye-point. The eye will subtend two arc minutes (arc tan (4/6 876)x60) when positioned on a 3 degree glideslope, 6 876 ft slant range from the centrally located threshold of a black runway surface painted with white threshold bars that are 16 ft wide with 4ft gaps in-between. This should be confirmed by calculations in a statement of compliance.
(6) Lightpoint size	Not greater than 5 arc minutes.	n/a			✓	✓							Lightpoint size should be measured using a test pattern consisting of a centrally located single row of lightpoints reduced in length until modulation is just discernible in each visual channel. A row of 48 lights will form a 4° angle or less.
(7) Lightpoint contrast ratio.	Not less than 10:1 Not less than 25:1	n/a	✓	✓									Lightpoint contrast ratio should be measured using a test pattern demonstrating a 1° area filled with lightpoints (i.e. lightpoint modulation just

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS	
			FFS				FTD		FNPT					BITD
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
														discernible) and should be compared to the adjacent background. Note. During contrast ratio testing, simulator aft-cab and flight deck ambient light levels should be zero.
c. VISUAL GROUND SEGMENT	Near end. The lights computed to be visible should be visible in the FSTD. Far end: ± 20% of the computed VGS	Trimmed in the landing configuration at 30 m (100 ft) wheel height above touchdown zone elevation on glide slope at a RVR setting of 300 m (1 000 ft) or 350m (1 200ft)	✓	✓	✓	✓					✓	✓		Visual Ground Segment. This test is designed to assess items impacting the accuracy of the visual scene presented to a pilot at DH on an ILS approach. Those items include - RVR, - glideslope (G/S) and localiser modelling accuracy (location and slope) for an ILS,- for a given weight, configuration and speed representative of a point within the aeroplane's operational envelope for a normal approach and landing. If non-homogenous fog is used, the vertical variation in horizontal visibility should be described and be included in the slant range visibility calculation used in the VGS computation. FNPT: If a generic aeroplane is used as the basic model, a generic cut-off angle of 15 deg. is assumed as an ideal.
5. SOUND SYSTEMS														All tests in this section should be presented using an unweighted 1/3-octave band format from band 17 to 42 (50 Hz to 16 kHz). A minimum 20 s average should be taken at the location corresponding to the aeroplane data set. The aeroplane and flight

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										BITD	COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT					
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC			
														simulator results should be produced using comparable data analysis techniques. See AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(v).
a. TURBO-JET AEROPLANES														
(1) Ready for engine start	± 5 dB per 1/3 octave band	Ground				✓								Normal condition prior to engine start. The APU should be on if appropriate.
(2) All engines at idle	± 5 dB per 1/3 octave band	Ground				✓								Normal condition prior to take-off.
(3) All engines at maximum allowable thrust with brakes set	± 5 dB per 1/3 octave band	Ground				✓								Normal condition prior to take-off.
(4) Climb	± 5 dB per 1/3 octave band	En-route climb				✓								Medium altitude.
(5) Cruise	± 5 dB per 1/3 octave band	Cruise				✓								Normal cruise configuration.
(6) Speedbrake/ spoilers extended (as appropriate)	± 5 dB per 1/3 octave band	Cruise				✓								Normal and constant speedbrake deflection for descent at a constant airspeed and power setting.
(7) Initial approach	± 5 dB per 1/3 octave band	Approach				✓								Constant airspeed, gear up, flaps/slats as appropriate.
(8) Final approach	± 5 dB per 1/3 octave band	Landing				✓								Constant airspeed, gear down, full flaps.
b. PROPELLER AEROPLANES														
(1) Ready for engine start	± 5 dB per 1/3 octave band	Ground				✓								Normal condition prior to engine start. The APU should be on if appropriate.

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
(2) All propellers feathered	± 5 dB per 1/3 octave band	Ground				✓							Normal condition prior to take-off.
(3) Ground idle or equivalent	± 5 dB per 1/3 octave band	Ground				✓							Normal condition prior to take-off.
(4) Flight idle or equivalent	± 5 dB per 1/3 octave band	Ground				✓							Normal condition prior to take-off.
(5) All engines at maximum allowable power with brakes set	± 5 dB per 1/3 octave band	Ground				✓							Normal condition prior to take-off.
(6) Climb	± 5 dB per 1/3 octave band	En-route climb				✓							Medium altitude.
(7) Cruise	± 5 dB per 1/3 octave band	Cruise				✓							Normal cruise configuration.
(8) Initial approach	± 5 dB per 1/3 octave band	Approach				✓							Constant airspeed, gear up, flaps extended as appropriate, RPM as per operations manual.
(9) Final approach	± 5 dB per 1/3 octave band	Landing				✓							Constant airspeed, gear down, full flaps, RPM as per operations manual.
c. SPECIAL CASES	± 5 dB per 1/3 octave band					✓							Special cases identified as particularly significant to the pilot, important in training, or unique to a specific aeroplane type or variant.
d. FFS BACKGROUND NOISE	Initial evaluation: not applicable. Recurrent evaluation: ± 3dB per 1/3 octave band compared to initial evaluation					✓							Results of the background noise at initial qualification should be included in the QTG document and approved by the qualifying authority. The simulated sound will be evaluated to ensure that the background noise does not interfere with training. Refer

TESTS	TOLERANCE	FLIGHT CONDITIONS	FSTD LEVEL										COMMENTS
			FFS				FTD		FNPT			BITD	
			A	B	C	D	Init	Rec	I	II	MCC		
													to AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(v)(F). The measurements should be made with the simulation running, the sound muted and a dead cockpit.
e. FREQUENCY RESPONSE	Initial evaluation: not applicable. Recurrent evaluation: cannot exceed ± 5 dB on three consecutive bands when compared to initial evaluation and the average of the absolute differences between initial and recurrent evaluation results cannot exceed 2 dB.				✓	✓							Only required if the results are to be used during recurrent evaluations according to AMC1 FSTD(A).300 (b)(4)(v)(G). The results should be acknowledged by the competent authority at initial qualification.

(4) Información para las pruebas de validación

(i) Dinámica de control

(A) General

Las características de un sistema de control de vuelo de aeronaves tienen un efecto importante en las cualidades de manejo. Una consideración significativa en la aceptación por parte del piloto de una aeronave es la "sensación" proporcionada a través de los controles de vuelo. Se emplea un esfuerzo considerable en el diseño del sistema de la sensación del avión de modo que los pilotos estén cómodos y consideren el avión adecuado para volar. Para que un FSTD sea representativo, también debe proporcionar al piloto la sensación adecuada: la de la aeronave que se está simulando. El cumplimiento de este requisito debe determinarse comparando el registro de la dinámica de la sensación de control del FSTD con las mediciones reales de las aeronaves en las configuraciones pertinentes.

- (a) Grabaciones como la respuesta libre a una función de pulso o paso se utilizan clásicamente para estimar las propiedades dinámicas de los sistemas electromecánicos. En cualquier caso, las propiedades dinámicas solo se pueden estimar, ya que las entradas y respuestas verdaderas también se estiman. Por lo tanto, es imperativo que se recopilen los mejores datos posibles, ya que es esencial que el sistema de carga de control del FSTD coincida con los sistemas de la aeronave. Las comprobaciones de control dinámico necesarias se indican en (b)(3) – 2.b(1) a (3) de la tabla de pruebas de validación del FSTD.
- (b) Para las evaluaciones iniciales y de actualización, las características de la dinámica de control deben medirse y registrarse directamente desde los controles de vuelo. Este procedimiento generalmente se logra midiendo la respuesta libre de los controles utilizando una entrada de paso o una entrada de pulso para excitar el sistema. El procedimiento debe llevarse a cabo en condiciones y configuraciones de vuelo pertinentes.
- (c) En el caso de los aviones con sistemas de control irreversibles, podrán obtenerse mediciones en tierra si se proporcionan entradas pitot-estáticas adecuadas (si procede) para representar las velocidades aéreas típicas encontradas en vuelo. Del mismo modo, se puede demostrar que, para algunos aviones, las configuraciones de despegue, crucero y aterrizaje tienen efectos similares. Por lo tanto, uno puede ser suficiente para el otro. Si se aplican una o ambas consideraciones, la validación de la ingeniería o la justificación del fabricante de aviones deben presentarse como justificación para las pruebas en tierra o para eliminar una configuración. En el caso de los FSTD que requieran pruebas estáticas y dinámicas en los controles, no deben exigirse accesorios de prueba especiales durante las evaluaciones iniciales y de actualización si el MQTG muestra tanto los resultados de los accesorios de prueba como los resultados de un enfoque alternativo, como las gráficas de ordenador que se produjeron simultáneamente y muestran un acuerdo satisfactorio. La repetición del método alternativo durante la evaluación inicial satisfaría entonces este requisito de prueba.

(B) Evaluación de la dinámica de control

Las propiedades dinámicas de los sistemas de control a menudo se indican en términos de frecuencia, amortiguación y una serie de otras mediciones clásicas que se pueden encontrar en los textos sobre los sistemas de control. Con el fin de establecer un medio coherente de validación de los resultados de las pruebas para la carga de control de FSTD, se necesitan criterios que definan claramente la interpretación de las mediciones y las tolerancias que deben aplicarse. Se necesitan criterios para los sistemas con baja amortiguación, amortiguación crítica y sobre amortiguado. En el caso de un sistema con amortiguación muy ligera, el sistema puede cuantificarse en términos de frecuencia y amortiguación. En sistemas críticamente amortiguados o sobre amortiguados, la frecuencia y la amortiguación no se miden fácilmente por el historial de tiempo de respuesta. Por lo tanto, se debe utilizar alguna otra medida.

Las pruebas para verificar que la dinámica de sensación de control representa al avión deben mostrar que los ciclos dinámicos de amortiguación (respuesta libre de los controles) coinciden con los del avión dentro de las tolerancias especificadas. El método de evaluación de la respuesta y la tolerancia a aplicar se describe en los casos de baja amortiguación, amortiguados críticamente son los siguientes:

- (a) Amortiguación insuficiente.

- (1) Se requieren dos mediciones para el período, el tiempo hasta el primer cruce cero (en caso de que haya un límite de velocidad) y la frecuencia posterior de oscilación. Es necesario medir los ciclos de forma individual en caso de que haya períodos no uniformes en la respuesta. Cada período debe compararse independientemente con el período respectivo del sistema de control del avión y, en consecuencia, debe disfrutar de la tolerancia total especificada para ese período.
- (2) La tolerancia de amortiguación debe aplicarse a los rebasamientos de forma individual. Se debe tener cuidado al aplicar la tolerancia a pequeños rebasamientos, ya que la importancia de tales rebasamientos se vuelve cuestionable. Solo se deben considerar aquellos excesos superiores al 5% del desplazamiento inicial total. La banda residual, etiquetada como $T(Ad)$ en la Figura 1, se $\pm$ el 5% de la amplitud de desplazamiento inicial Ad del valor de estado estacionario de la oscilación. Sólo las oscilaciones fuera de la banda residual se consideran significativas. Al comparar los datos de FSTD con los datos de aviones, el proceso debe comenzar por superponer o alinear los valores de estado estacionario de FSTD y avión y luego comparar las amplitudes de los picos de oscilación, el tiempo del primer cruce de cero y los períodos individuales de oscilación. La FSTD debe mostrar el mismo número de rebasados significativos dentro de uno en comparación con los datos del avión. Este procedimiento para evaluar la respuesta se ilustra en la figura 1 a continuación.

- (b) Respuesta críticamente amortiguada y sobre abordada.
Debido a la naturaleza de las respuestas críticamente amortiguadas y sobre abordadas (sin sobregiros), el tiempo para alcanzar el 90% del valor de estado estacionario (punto neutro) debe ser el mismo que el del avión dentro de $\pm$ del 10%. La figura 2 ilustra el procedimiento.
- (c) Consideraciones especiales.
Los sistemas de control que presentan características distintas de las respuestas clásicas sobre abordadas o insuficientemente sobrecargadas deben cumplir las tolerancias especificadas. Además, debe prestarse especial atención a garantizar que se mantengan tendencias significativas.

(C) Tolerancias

La siguiente tabla resume las tolerancias, T . Consulte las figuras 1 y 2 para obtener una ilustración de las mediciones a las que se hace referencia.

$T(P_0) \pm 10\%$ de P_0 .

$T(P_1) \pm 20\%$ de P_1

$T(P_2) \pm 30\%$ de P_2 .

$T(P_n) \pm 10(n+1) \%$ de P_n

$T(A_n) \pm 10\%$ de A_1 .

$T(Ad) \pm 5\%$ de Ad = banda residual.

Excedencias significativo Primera excedencia y ± 1 excedencia subsecuente

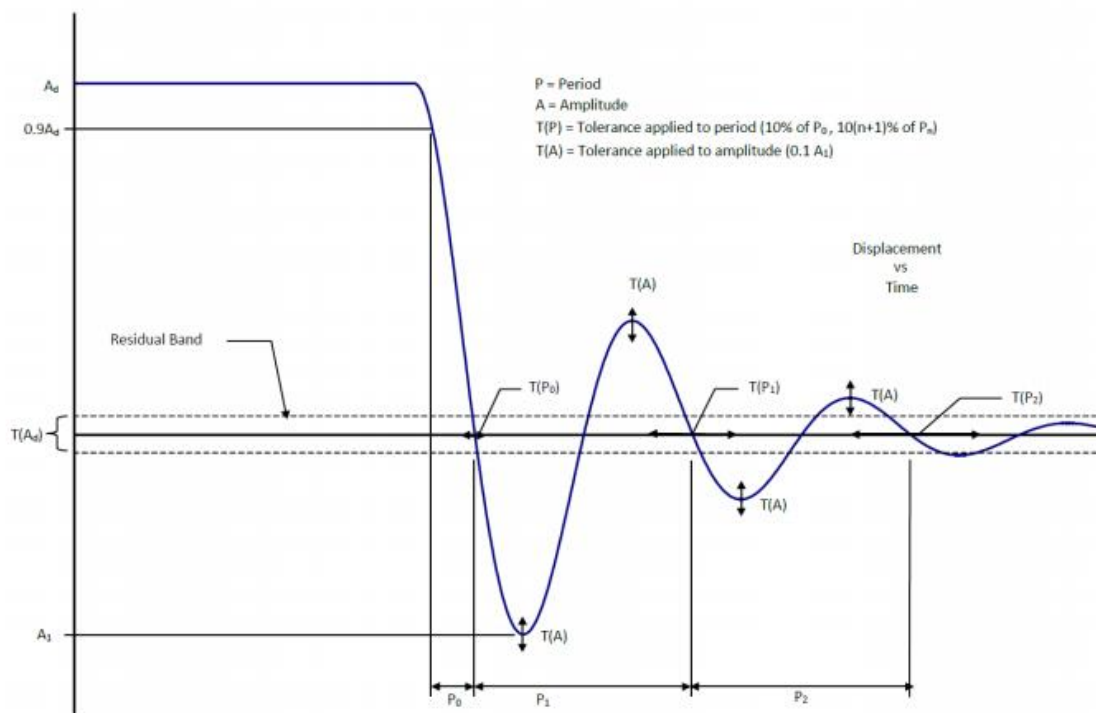


Figure 1: Underdamped step response

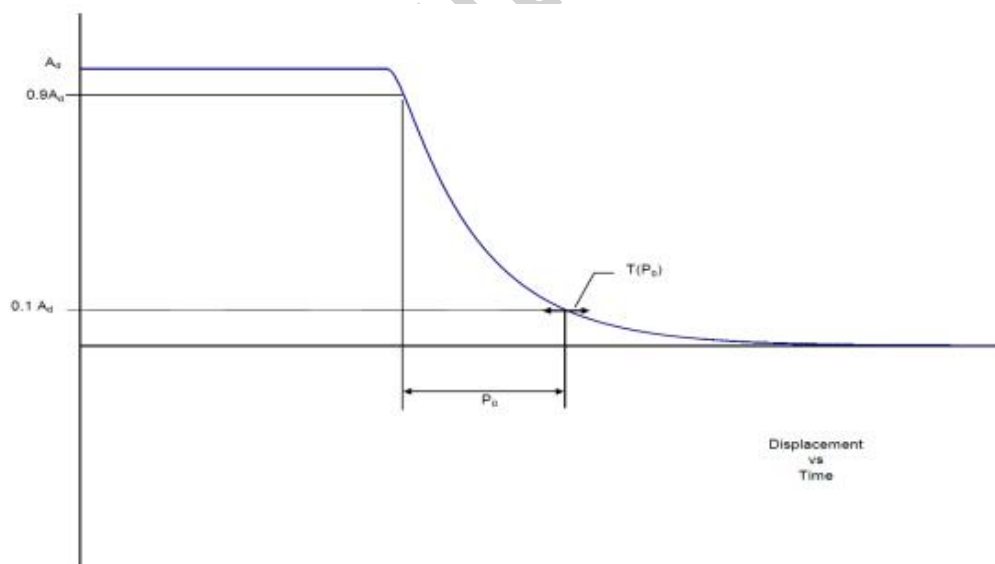


Figure 2: Critically damped step response

(E) Método alternativo para la evaluación de la dinámica de control

Un medio alternativo para validar la dinámica de control para aeronaves con controles de vuelo accionados hidráulicamente y sistemas de sensación artificial es mediante la medición de la fuerza de control y la tasa de movimiento. Para cada eje de cabeceo,

balanceo y guiñada, el control debe forzarse a su posición extrema máxima para los siguientes regímenes. Estas pruebas deben llevarse a cabo en condiciones típicas de vuelo y tierra.

(a) Prueba estática: Mover lentamente el control de tal manera que se requieran aproximadamente 100 segundos para lograr un barrido completo. Un barrido completo se define como el movimiento del control desde el punto neutral hasta su límite, generalmente atrás o límite derecho, luego a el límite opuesto, luego a la posición neutral.

(b) Prueba dinámica lenta: lograr un barrido completo en aproximadamente 10 s.

(c) Prueba dinámica rápida: lograr un barrido completo en aproximadamente 4 s.

Nota: los barridos dinámicos deben estar limitados a fuerzas que no excedan de 44.5 daN (100 lbs).

(F) Tolerancias

(a) Prueba estática: véase (b)(3) – 2.a(1), (2) y (3) de la tabla de pruebas de validación de FSTD.

(b) Prueba dinámica: ± 0.9 daN (2 lbs) o $\pm 10\%$ en incremento dinámico por encima de la prueba estática. La autoridad competente debe considerar medios alternativos como el descrito anteriormente. No obstante, dichas alternativas deben estar justificadas y ser adecuadas para la solicitud. Por ejemplo, el método descrito aquí puede no aplicarse a todos los sistemas de los fabricantes y, desde luego, no a los aeroplanos con sistemas de control reversibles. Por lo tanto, cada caso debe examinarse por sus propias circunstancias y sobre una base *ad hoc*. Si la autoridad competente constata que los métodos alternativos no dan lugar a un rendimiento satisfactorio, entonces deberían utilizarse métodos aceptados más convencionales.

(ii) Efecto Suelo

(A) Para que un FSTD se utilice para el despegue y el aterrizaje, debe reproducir fielmente los cambios aerodinámicos que produce el efecto suelo. Los parámetros elegidos para la validación de FSTD deben ser indicativos de estos cambios.

Se debe proporcionar una prueba específica para validar las características aerodinámicas del efecto suelo.

La selección del método y los procedimientos de prueba para validar el efecto suelo es a elección de la organización que realiza las pruebas de vuelo; sin embargo, la prueba de vuelo debe realizarse con la suficiente duración cerca del suelo para validar suficientemente el modelo de efecto suelo.

(B) Las pruebas aceptables para la validación del efecto suelo incluyen las siguientes:

(a) Sobrevuelos de nivel: deben realizarse a un mínimo de tres altitudes dentro del efecto suelo, incluyendo una de ellas a no más del 10% de la envergadura sobre el suelo, y otra a aproximadamente el 30% y el 50% de la envergadura cuando la altura se refiere al tren de aterrizaje principal sobre el suelo. Además, un vuelo nivelado debe llevarse a cabo fuera del efecto suelo, por ejemplo, al 150% de la envergadura.

- (b) Aterrizaje de aproximación plana: debe realizarse una pendiente de descenso de aproximadamente un grado con una actividad mínima del piloto hasta la recogida.
Si se proponen otros métodos, se debe proporcionar una justificación para concluir que las pruebas realizadas validan el modelo de efectos suelo.
 - (C) Las características lateral-direccionales también se ven alteradas por el efecto suelo. Por ejemplo, debido a los cambios en la elevación, la amortiguación del balanceo se ve afectada. El cambio en la amortiguación de balanceo afectará a otros modos dinámicos generalmente evaluados para la validación FSTD. La dinámica de balanceo del holandés, la estabilidad en espiral y la velocidad de balanceo para una entrada de control lateral determinada se ven alteradas por el efecto suelo. Los resbales también se verán afectados. Los efectos deben tenerse en cuenta en la modelización de la FSTD. Varias pruebas como el "aterrizaje con viento cruzado", el "aterrizaje con un motor inoperativo" y el "fallo del motor en el despegue" sirven para validar el efecto de suelo direccional lateral, ya que partes de ellas se logran mientras transitan alturas a las que el efecto suelo es un factor importante.
- (iii) Sistema de movimiento
- (A) General
 - (a) Los pilotos utilizan señales de información continua para regular el estado del avión. En concierto con los instrumentos y la información visual del mundo exterior, la retroalimentación del movimiento de todo el cuerpo es esencial para ayudar al piloto a controlar la dinámica del avión, particularmente en presencia de perturbaciones externas. Por lo tanto, el sistema de movimiento debe cumplir los criterios básicos de rendimiento objetivo, así como ajustarse subjetivamente en la posición del asiento del piloto para representar las aceleraciones lineales y angulares del avión durante un conjunto mínimo prescrito de maniobras y condiciones. Además, la respuesta del sistema de indicación de movimiento debe ser repetible.
 - (b) Las pruebas de validación objetiva presentadas aquí en (b)(4)(iii) están destinadas a calificar el sistema de señales de movimiento FSTD desde el punto de vista del rendimiento mecánico. Además, la lista de efectos del movimiento proporciona una muestra representativa de las condiciones dinámicas que deben estar presentes en el FSTD. Se ha añadido a este documento una lista de maniobras representativas críticas para el entrenamiento que deben registrarse durante la calificación inicial (pero sin tolerancia) para indicar la firma de rendimiento de indicación de movimiento FSTD (consulte la Tabla 1 y la Tabla 2). Estos están destinados a ayudar a mejorar el estándar general de la indicación de movimiento FSTD.
 - (B) Comprobaciones del sistema de movimiento.
La intención de las pruebas descrita en la tabla de pruebas de validación de la FSTD (b)(3), – puntos 3.a. respuesta de frecuencia, 3.b. equilibrio de piernas, y 3.c. comprobación de la vuelta es para demostrar el rendimiento del hardware del sistema de movimiento, y para comprobar la integridad de la configuración de movimiento con respecto a la calibración y el desgaste. Estas pruebas son independientes del software de señal de movimiento y deben considerarse como pruebas robóticas.
 - (C) Firma de rendimiento de señalización del movimiento
 - (a) Antecedentes. La intención de esta prueba es proporcionar registros cuantitativos del historial de tiempo de la respuesta del sistema de movimiento a un conjunto

seleccionado de maniobras QTG automatizadas durante la calificación inicial. Esto no pretende ser una comparación de las aceleraciones de la plataforma de movimiento con las aceleraciones registradas de prueba de vuelo (es decir, no debe compararse con la indicación del avión). Esta información describe un conjunto mínimo de maniobras y una guía para determinar la huella de movimiento de la FSTD. Si con el tiempo hay un cambio en la carga del software de movimiento o en el hardware de movimiento inicialmente certificado, estas pruebas de línea base deben volver a ejecutarse.

- (b) Lista de pruebas. En la Tabla 1 se describen las pruebas que son importantes para la indicación de movimiento del piloto y son pruebas generales aplicables a todos los tipos de aviones y, por lo tanto, la firma de rendimiento de señalización de movimiento debe ejecutarse para la calificación inicial. Estas pruebas pueden realizarse en cualquier momento que se considere aceptable para la autoridad competente antes o durante la calificación inicial.

Las pruebas de la tabla 2 también son significativas para las señales de movimiento del piloto, pero se proporcionan únicamente a cambio de información. No es necesario ejecutar estas pruebas.

- (c) Prioridad. Se da prioridad (X) a cada una de estas maniobras, con la intención de dar mayor importancia a aquellas maniobras que influyen directamente en la percepción y el control del piloto de los movimientos del avión. Para las maniobras designadas con prioridad en las siguientes tablas, el sistema de indicación de movimiento FSTD debe tener una alta ganancia de coordinación de inclinación, una alta ganancia de rotación y una alta correlación con respecto al modelo de simulación de avión.
- (d) Registro de datos. La lista mínima de parámetros proporcionada debe permitir la determinación de la firma de rendimiento de señal de movimiento de la FSTD para la calificación inicial. Se recomiendan los siguientes parámetros como aceptables para realizar una función de este tipo:
 - (1) comandos de aceleración del modelo de vuelo y velocidad de rotación en el punto de referencia del piloto;
 - (2) posición de los actuadores de movimiento;
 - (3) posición real de la plataforma; y
 - (4) aceleración real de la plataforma en el punto de referencia del piloto.

(D) Repetitividad del sistema de movimiento.

La intención de esta prueba es asegurarse de que el software del sistema de movimiento y el hardware del sistema de movimiento no se han degradado o cambiado con el tiempo. Esta prueba diagnóstica debe ejecutarse durante los controles recurrentes en lugar de las pruebas robóticas. Esta prueba permite una capacidad mejorada para determinar los cambios en el software o determinar la degradación en el hardware que han afectado negativamente el valor de entrenamiento del movimiento como se aceptó durante la calificación inicial. La siguiente información define la metodología que se debe utilizar para esta prueba.

(a) Condiciones:

- (1) Un caso de prueba en: que determinará el operador; y

- (2) Un caso de prueba en vuelo: a determinar por el operador.
- (b) Entrada: las entradas deben ser tales que tanto las aceleraciones/velocidades de rotación como las aceleraciones lineales se inserten antes de la transferencia del centro de gravedad del avión al punto de referencia del piloto con una amplitud mínima de 5deg/s/s, 10deg/s y 0.3g respectivamente para proporcionar un análisis adecuado de la salida.
- (c) Salida recomendada:
 - (1) Aceleraciones lineales de plataforma real: la salida comprenderá aceleraciones debidas tanto a la aceleración de movimiento lineal como a la de rotación; y
 - (2) Posición de los actuadores de movimiento

No.	Prueba asociada de validación	Maniobras	Prioridad	Comentarios
1	1b4	Rotación de despegue (Vr a V2)	X	La actitud de cabeceo debido el ascenso inicial debe dominar sobre la inclinación de la cabina debido a la aceleración longitudinal
2	1b5	Fallo del motor entre V1 y Vr	X	Aceleración longitudinal
3	2e6	Cambio de cabeceo durante el motor y al aire.	X	
4	2c2 & 2c4	Cambios de configuración	X	
5	2c1	Dinámica de cambio de potencia	X	Efectos resultantes de los cambios de potencia
6	2e1	Flare de aterrizaje	X	
7	2e1	Bote a la toma de contacto		

Tabla 1: **Pruebas requeridas para la calificación inicial**

No.	Prueba asociada de validación	Maniobras	Prioridad	Comentarios
1	1b4	Rotación de despegue (Vr a V2)	X	La actitud de cabeceo debido el ascenso inicial debe dominar sobre la inclinación de la cabina debido a la aceleración longitudinal Aceleración longitudinal
2	1b5	Fallo del motor entre V1 y Vr	X	
3	2e6	Cambio de cabeceo durante el motor y al aire.	X	
4	2c2 & 2c4	Cambios de configuración	X	
5	2c1	Dinámica de cambio de potencia	X	Efectos resultantes de los cambios de potencia
6	2e1	Flare de aterrizaje	X	
7	2e1	Bote a la toma de contacto	X	
8	1a2	Taxi (incluyendo aceleración, giros, frenado), con presencia de estruendo de tierra	X	
9	1b4	Liberación de frenos y aceleración inicial	X	Se da prioridad a las señales de raspado y velocidad
10	1b1 & 3g	Estruendo de tierra en la pista, aceleración durante el despegue, raspado, luces de pista y discontinuidades de la superficie	X	
11	1b2 & 1b7	Fallo del motor antes de V1 (RTO)	X	
12	1c1	Ascenso no acelerado	X	
13	1d1 & 1d2	Aceleración y desaceleración de vuelo nivelado	X	Se da prioridad a las señales laterales y direccionales
14	2c6	Virajes	X	
15	1b8	Fallos del motor	X	
16	2c8	Pérdidas	X	
17		Fallos del sistema	X	Prioridad dependiendo del tipo de fallo del sistema y del tipo de avión (por ejemplo, fallos en los controles de vuelo, descompresión rápida, despliegue de reversas inadvertido del reversor de empuje)
18	2g1 & 2e3	Cizalladura del viento/aterrizaje de viento cruzado	X	Influencia en las vibraciones y en el control de actitud
19	1e1	Desaceleración en pista		Incluidos los efectos de contaminación

Tabla 2: pruebas que son significativas pero que no es necesario ejecutar.

(E) Vibraciones de movimiento

- (a) Presentación de resultados. Las vibraciones de movimiento características son un medio para verificar que el FSTD puede reproducir el contenido de frecuencia del avión cuando se vuela en condiciones específicas. Los resultados de la prueba deben presentarse como una gráfica de densidad espectral de potencia (PSD) con frecuencias en el eje horizontal y amplitud en el eje vertical. Los datos de los aviones y de la FSTD deben presentarse en el mismo formato con la misma escala. Los algoritmos utilizados para generar los datos FSTD deben ser los mismos que los utilizados para los datos del avión. Si no son los mismos, se debe demostrar que los algoritmos utilizados para los datos de FSTD son suficientemente comparables. Como mínimo, se deben presentar los resultados a lo largo de los ejes dominantes y se debe proporcionar una justificación para no presentar los otros ejes.
- (b) Interpretación de los resultados. La tendencia general de la gráfica PSD debe considerarse centrándose en las frecuencias dominantes. Se debe poner menos énfasis en las diferencias en las porciones de alta frecuencia y baja amplitud de la gráfica PSD. Durante el análisis debe considerarse que ciertos componentes estructurales del FSTD tienen frecuencias resonantes que se filtran y, por lo tanto, pueden no aparecer en la gráfica PSD. Si se requiere dicho filtrado, el ancho de banda del filtro de muesca debe limitarse a 1 Hz para garantizar que la sensación de buffet no se vea afectada negativamente. Además, se debe proporcionar una justificación para explicar que la vibración de movimiento característica no se ve afectada negativamente por el filtrado. La amplitud debe coincidir con los datos del avión según la descripción a continuación. Sin embargo, si por razones subjetivas se modificó la gráfica psd se debe proporcionar una justificación para justificar el cambio. Si la gráfica está en una escala logarítmica puede ser difícil interpretar la amplitud del buffet en términos de aceleración. Un 1×10^{-3} grms²/Hz describiría un buffet pesado. Por otro lado, un buffet de 1×10^{-6} grms²/Hz es apenas perceptible, pero puede representar un buffet a baja velocidad. Los dos ejemplos anteriores podrían diferir en magnitud en 1 000. En una parcela PSD esto representa tres décadas (una década es un cambio en orden de magnitud de 10; dos décadas es un cambio en orden de magnitud de 100, etc.).

(iv) Sistema visual

(A) Sistema de representación visual

- (a) Relación de contraste (sistemas de luz diurna). Esto debe demostrarse utilizando un patrón de prueba dibujado en ráster que llena toda la escena visual (tres o más canales) que consiste en una matriz de cuadrados blancos y negros no mayores de cinco grados por cuadrado con un cuadrado blanco en el centro de cada canal. La medición debe realizarse en el cuadrado brillante central para cada canal utilizando un fotómetro puntual de un grado. Mida los cuadrados oscuros adyacentes. La relación de contraste es el valor cuadrado brillante dividido por el valor cuadrado oscuro. La relación de contraste de punto de luz se mide cuando la modulación de punto de luz es simplemente discernible en comparación con el fondo adyacente. Véase b) 3) 4.b 3) y b) 3) 4.b 7).
- (b) Prueba de brillo de resaltado (sistemas de luz diurna). Esto debe demostrarse manteniendo el patrón de prueba completo descrito anteriormente, superponiendo un resaltado en el cuadrado blanco central de cada canal y midiendo el brillo utilizando el fotómetro de punto de un grado. Los puntos de luz no son aceptables. El uso de capacidades caligráficas para mejorar el brillo del ráster es aceptable. Véase b) 3) 4.b 4).

- (c) La resolución (sistemas de luz diurna) debe demostrarse mediante una prueba de objetos que se demuestre que ocupan un ángulo visual no superior al valor especificado en minutos de arco en la escena visual desde el punto de vista del piloto. Esto debe confirmarse mediante cálculos en la declaración de cumplimiento. Véase b) 3) 4.b 5).
 - (d) El tamaño del punto de luz (sistemas de luz diurna) debe medirse en un patrón de prueba que consiste en una sola fila de puntos de luz reducidos en longitud hasta que la modulación sea simplemente discernible. Véase b) 3) 4.b 6).
 - (e) El tamaño del punto de luz (sistemas crepusculares y nocturnos) debe tener una resolución suficiente para permitir la realización de pruebas de reconocimiento de características visuales de conformidad con la letra b) 3) 4.b 6).
- (B) Segmento visual terrestre
- (a) La altitud y el RVR para la evaluación se han seleccionado con el fin de producir una escena visual que pueda evaluarse fácilmente para determinar su precisión (calibración RVR) y donde la precisión espacial (línea central y G/S) del avión simulado se pueda determinar fácilmente utilizando la iluminación de aproximación/pista y los instrumentos de la cabina de vuelo.
 - (b) El QTG debe indicar la fuente de datos, es decir, el aeropuerto y la pista utilizados, la ubicación de la antena ILS G/S (aeropuerto y avión), el punto de referencia ocular del piloto, el ángulo de corte de la cabina de vuelo, etc., utilizados para realizar cálculos precisos del contenido de la escena del segmento visual terrestre (VGS).
 - (c) Se recomienda el posicionamiento automático del avión simulado en el ILS. Si se logra dicho posicionamiento, se debe tener cuidado diligente para garantizar que se logre la posición espacial y la actitud del avión correctas. Volar la aproximación manualmente o con un piloto automático instalado también debería producir resultados aceptables.
- (v) Sistema de sonido
- (A) General. El entorno sonoro total en el avión es muy complejo, y cambia con las condiciones atmosféricas, la configuración del avión, la velocidad del aire, la altitud, la configuración de potencia, etc. Por lo tanto, los sonidos de la cabina de vuelo son un componente importante del entorno operativo de la cabina de vuelo y, como tal, proporcionan información valiosa a la tripulación de vuelo. Estas señales auditivas pueden ayudar a la tripulación, como una indicación de una situación anormal, u obstaculizar a la tripulación, como una distracción o molestia. Para un entrenamiento eficaz, el FSTD debe proporcionar sonidos de cabina de vuelo que sean perceptibles para el piloto durante las operaciones normales y anormales, y que sean comparables a los del avión. En consecuencia, el operador de FSTD debe evaluar cuidadosamente los ruidos de fondo en la ubicación que se está considerando. Para demostrar el cumplimiento de los requisitos de sonido, se han seleccionado los ensayos objetivos o de validación para proporcionar una muestra representativa de las condiciones estáticas normales típicas de las experimentadas por un piloto.

- (B) Ajustes alternativos del motor. En el caso de los FSTD con múltiples configuraciones de propulsión, cualquier condición enumerada en la tabla de pruebas de validación ((b)(3)) que el fabricante del avión identifique como significativamente diferente debido a un cambio en el modelo del motor, debe presentarse para su evaluación como parte del QTG.
- (C) Datos y sistema de recopilación de datos
- (a) La información proporcionada al fabricante de FSTD debe cumplir con el documento de la IATA titulado Flight Simulation Training Device Design & Performance Data Requirements, 7ª edición. Esta información debe contener datos de calibración y respuesta en frecuencia.
 - (b) El sistema utilizado para realizar los ensayos enumerados en la letra b) 3) 5., dentro de la tabla de pruebas de validación de la FSTD, debe cumplir las siguientes normas:
 - (1) ANSI S1.11 – 1986 – Specification for octave, half octave and third octave band filter sets; and
 - (2) IEC 1094-4 – 1995 – measurement microphones – type WS2 or better.
- (D) Auriculares. Si se utilizan auriculares durante el funcionamiento normal del avión, también deben utilizarse durante la evaluación de la FSTD.
- (E) Equipo de reproducción. Durante las evaluaciones iniciales deberán facilitarse registros de las condiciones del QTG de acuerdo con la letra b) (3) en la tabla de pruebas de validación de la FSTD.
- (F) Ruido de fondo
- (a) El ruido de fondo es el ruido en el FSTD debido a los sistemas de refrigeración e hidráulicos del FSTD que no están asociados con el avión, y el ruido extraño de otros lugares en el edificio. El ruido de fondo puede afectar seriamente a la simulación correcta de los sonidos de los aviones, por lo que el objetivo debe ser mantener el ruido de fondo debajo de los sonidos de los aviones. En algunos casos, el nivel sonoro de la simulación puede aumentarse para compensar el ruido de fondo. Sin embargo, este enfoque está limitado por las tolerancias especificadas y por la aceptabilidad subjetiva del entorno sólido para el piloto de evaluación.
 - (b) La aceptabilidad de los niveles de ruido de fondo depende de los niveles sonoros normales del avión representado. Los niveles de ruido de fondo que se encuentran por debajo de las líneas definidas por los siguientes puntos pueden ser aceptables (consulte la figura 3 a continuación):
 - (1) 70 dB a 50 Hz.
 - (2) 55 dB a 1 000 Hz.
 - (3) 30 dB a 16 kHz.

Estos límites son para niveles sonoros de banda de 1/3 de octava no ponderados. El cumplimiento de estos límites para el ruido de fondo no garantiza un FSTD aceptable. Los sonidos de los aviones, que caen por debajo de este límite, requieren una revisión cuidadosa y pueden requerir límites más bajos en el ruido

de fondo.

- (c) La medición del ruido de fondo podrá volver a ejecutarse en la evaluación periódica, tal como se indica en la letra b) 4) v) H). Las tolerancias que deben aplicarse son que las amplitudes recurrentes de la banda de 1/3 de octava no pueden exceder de ± 3 dB en comparación con los resultados iniciales.
- (G) Respuesta en frecuencia. En la evaluación inicial se deben proporcionar gráficas de respuesta en frecuencia para cada canal. Estas parcelas pueden volver a ejecutarse en la evaluación periódica según (b) (4) (v) (H). Las tolerancias por aplicar son las siguientes:
 - (a) Las amplitudes recurrentes de la banda de 1/3 de octava no pueden exceder de ± 5 dB durante tres bandas consecutivas en comparación con los resultados iniciales; y
 - (b) El promedio de la suma de las diferencias absolutas entre los resultados iniciales y recurrentes no puede exceder de 2 dB (véase el cuadro 3 debajo).
- (H) Evaluaciones iniciales y recurrentes. Si la respuesta de frecuencia recurrente y los resultados del ruido de fondo FSTD están dentro de la tolerancia, correspondiente a los resultados de la evaluación inicial, y el operador puede demostrar que no se han producido cambios de software o hardware que afecten a los casos de avión, entonces no es necesario volver a ejecutar esos casos durante las evaluaciones recurrentes.

Si los casos de aviones se vuelven a ejecutar durante las evaluaciones periódicas, los resultados pueden compararse con los resultados de la evaluación inicial en lugar de con los datos maestros de los aviones.
- (I) Pruebas de validación. Las deficiencias en los registros de los aviones deben tenerse en cuenta al aplicar las tolerancias especificadas para garantizar que la simulación es representativa del avión. Ejemplos de deficiencias típicas son:
 - (a) Variación de datos entre números de cola;
 - (b) Respuesta de frecuencia de los micrófonos;
 - (c) Repetibilidad de las mediciones; y
 - (d) Sonidos extraños durante las grabaciones.

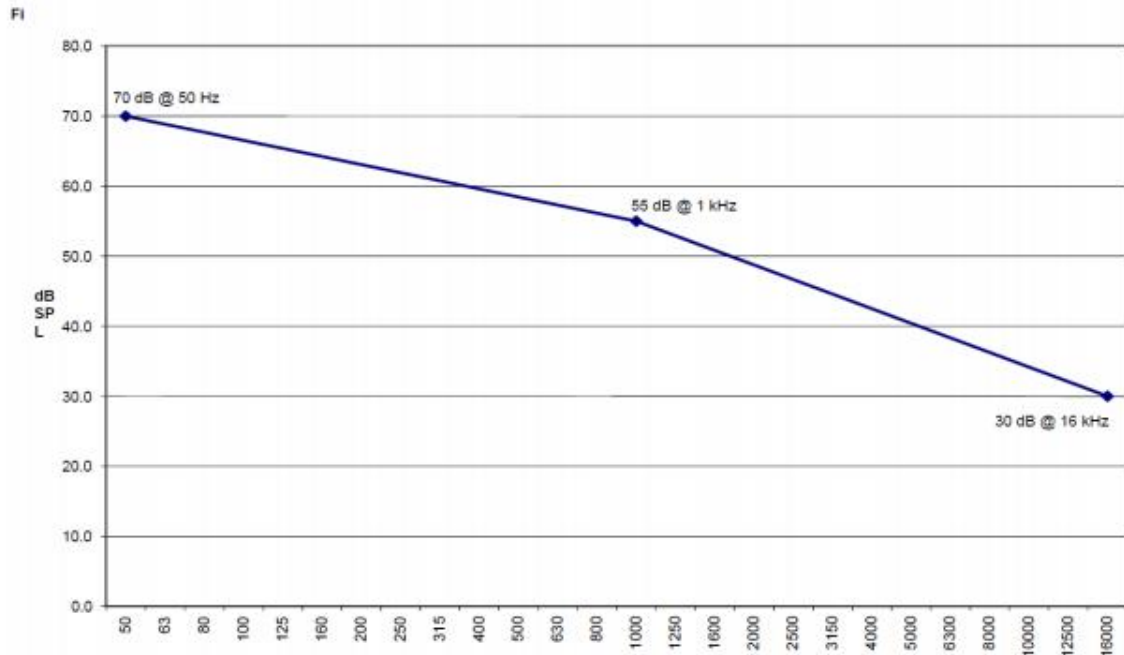


Figure 3: 1/3 octave band frequency (Hz)

Band Centre Freq.	Initial Results (dBSPL)	Recurrent Results (dBSPL)	Absolute Difference
50	75.0	73.8	1.2
63	75.9	75.6	0.3
80	77.1	76.5	0.6
100	78.0	78.3	0.3
125	81.9	81.3	0.6
160	79.8	80.1	0.3
200	83.1	84.9	1.8
250	78.6	78.9	0.3
315	79.5	78.3	1.2
400	80.1	79.5	0.6
500	80.7	79.8	0.9
630	81.9	80.4	1.5
800	73.2	74.1	0.9
1000	79.2	80.1	0.9
1250	80.7	82.8	2.1
1600	81.6	78.6	3.0
2000	76.2	74.4	1.8
2500	79.5	80.7	1.2
3150	80.1	77.1	3.0
4000	78.9	78.6	0.3
5000	80.1	77.1	3.0
6300	80.7	80.4	0.3
8000	84.3	85.5	1.2
10000	81.3	79.8	1.5
12500	80.7	80.1	0.6
16000	71.1	71.1	0.0
Average			1.1

Table 3: Example of recurrent frequency response test tolerance

(c) Funciones y pruebas subjetivas

(1) Discusión

- (i) La replicación precisa de las funciones de los sistemas de aviones debe comprobarse en cada una de las posiciones de los miembros de la tripulación de vuelo. Esto incluye procedimientos utilizados en los manuales aprobados por operador, los manuales aprobados por el fabricante de la aeronave y las listas de comprobación. Una fuente útil de orientación para la realización de las pruebas necesarias para establecer que los criterios establecidos en este CS son cumplidos por la FSTD bajo evaluación se publican en el Manual de *Evaluación de Simuladores de Vuelo de Aviones RAeS, 3ª edición, 2005*. Las cualidades de manejo, el rendimiento y el funcionamiento de los sistemas FSTD deben evaluarse subjetivamente. A fin de garantizar que las pruebas de funciones se lleven a cabo de manera eficiente y oportuna, se alienta a los operadores a que se coordinen con la autoridad competente responsable de la evaluación para que se disponga de todas las aptitudes, experiencia o conocimientos especializados que necesite la autoridad competente a cargo del equipo de evaluación.
- (ii) La necesidad de funciones y pruebas subjetivas surge de la necesidad de confirmar que la simulación ha producido una réplica totalmente integrada y aceptable del avión. A diferencia de las pruebas objetivas enumeradas en la letra b) anterior, las pruebas subjetivas deben abarcar las zonas de la envolvente de vuelo a las que pueda llegar razonablemente un aspirante, aunque la FSTD no haya sido aprobada para la formación en esa zona. Por lo tanto, es prudente examinar, por ejemplo, el rendimiento normal y anormal del FSTD para asegurarse de que la simulación es representativa, aunque no sea un requisito para el nivel de cualificación que se solicita. (Toda evaluación subjetiva de la simulación debe incluir una referencia a las disposiciones b) y c) anteriores, en las que se definen las normas objetivas mínimas aceptables para ese nivel de cualificación. De esta manera, es posible determinar si la simulación es un requisito absoluto o simplemente uno en el que una aproximación, si se proporciona, debe verificarse para confirmar que no contribuye a la capacitación negativa).
- (iii) A petición de la autoridad competente, la FSTD podrá ser evaluada para un aspecto especial del programa de formación de un operador durante las funciones y la parte subjetiva de una evaluación. Dicha evaluación puede incluir una parte de un escenario de entrenamiento de vuelo orientado a la línea (LOFT) o elementos de énfasis especial en el programa de entrenamiento del operador. A menos que esté directamente relacionado con un requisito para el nivel de cualificación actual, los resultados de dicha evidencia no afectarían a la situación actual de la FSTD.
- (iv) Las pruebas de funciones se deben ejecutar en una secuencia de vuelo lógica al mismo tiempo que las evaluaciones de rendimiento y control. Esto también permite que FSTD en tiempo real funcione durante dos o tres horas, sin reposicionamiento o congelación de vuelo o posición, lo que permite una prueba de fiabilidad.

(2) Requisitos de prueba

- (i) Las pruebas en tierra y en vuelo y otras comprobaciones necesarias para la calificación se enumeran en las funciones de la tabla y las pruebas subjetivas. La tabla incluye maniobras y procedimientos para asegurar que la FSTD funciona y funciona adecuadamente para su uso en el entrenamiento de pilotos, pruebas y verificación de las maniobras y procedimientos normalmente requeridos de un programa de entrenamiento, prueba y verificación.
- (ii) Se incluyen maniobras y procedimientos para abordar algunas características de los aviones de tecnología avanzada y los programas de formación innovadores. Por ejemplo, se incluye la "maniobra de gran ángulo de ataque" para ofrecer una alternativa a la "aproximación a la pérdida". Esta alternativa es necesaria para los aviones que emplean tecnología de limitación de la envolvente de vuelo.
- (iii) Todas las funciones de los sistemas deben evaluarse para las operaciones normales y, en su caso, alternativas. Los procedimientos normales, anormales y de emergencia asociados con una fase de vuelo deben evaluarse durante la evaluación de maniobras o eventos dentro de esa fase de vuelo. Los sistemas se enumeran por separado en "cualquier fase de vuelo" para garantizar la atención adecuada a las comprobaciones de los sistemas.
- (iv) Al evaluar funciones y pruebas subjetivas, la fidelidad de simulación requerida para el más alto nivel de cualificación debe estar muy cerca del avión. No obstante, para los niveles inferiores de cualificación, el grado de fidelidad podrá reducirse de conformidad con los criterios enunciados en el apartado b) anterior.
- (v) La evaluación de las órdenes inferiores de FSTD debe adaptarse únicamente a los sistemas y condiciones de vuelo que se han simulado. Del mismo modo, muchas pruebas deben ser aplicables para el vuelo automático. Cuando no sea posible el vuelo automático y se requiera la manipulación manual del piloto, el FSTD debe ser al menos controlable para permitir la realización del vuelo.
- (vi) Toda capacidad adicional que exceda de las normas mínimas exigidas para un determinado nivel de cualificación debe evaluarse para garantizar la ausencia de cualquier impacto negativo en las maniobras de entrenamiento y prueba previstas.

Tabla de funciones v pruebas subietivas

Functions and subjective tests

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
a	PREPARATION FOR FLIGHT										
(1)	Preflight. Accomplish a functions check of all switches, indicators, systems, and equipment at all crew members' and instructors' stations and determine that:										
(a)	the flight deck design and functions are identical to that of the aeroplane or class of aeroplane simulated;	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(b)	design and functions represent those of the simulated class of aeroplane.										✓
b	SURFACE OPERATIONS (PRE-TAKE-OFF)										
(1)	Engine start										
(a)	Normal start	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(b)	Alternate start procedures	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(c)	Abnormal starts and shutdowns (hot start, hung start, tail pipe fire, etc.)	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(2)	Pushback/Powerback	✓	✓	✓	✓						
(3)	Taxi										
(a)	Thrust response	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	
(b)	Power lever friction	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	
(c)	Ground handling	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	
(d)	Nosewheel scuffing	✓	✓	✓	✓						
(e)	Brake operation (normal and alternate/emergency)							✓	✓	✓	
A.	Brake fade (if applicable)	✓	✓	✓	✓						
B.	Other	✓	✓	✓	✓						
c	TAKE-OFF										
(1)	Normal										✓(1)
(a)	Aeroplane/engine parameter relationships	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(b)	Acceleration characteristics (motion)	✓	✓	✓	✓						
(c)	Acceleration characteristics (not associated with motion)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(d)	Nosewheel and rudder steering	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(e)	Crosswind (maximum demonstrated)	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(f)	Special performance (e.g. reduced V ₁ , max de-rate, short field operations)	✓	✓	✓	✓						
(g)	Low visibility take-off	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(h)	Landing gear, wing flap leading edge device operation	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓
(i)	Contaminated runway operation	✓	✓	✓	✓						
(j)	Other	✓	✓	✓	✓						
(2)	Abnormal/emergency										
(a)	Rejected	✓	✓	✓	✓					✓	
(b)	Rejected special performance (e.g. reduced V ₁ , max de-rate, short field operations)	✓	✓	✓	✓						
(c)	With failure of most critical engine at most critical point, continued take-off	✓	✓	✓	✓						
(4)	Normal and standard rate turns	✓	✓	✓	✓						✓
(5)	Steep turns	✓	✓	✓	✓						✓

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(6)	Performance turn	✓	✓	✓	✓						
(7)	In-flight engine shutdown and restart (assisted and windmill)	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(8)	Manoeuvring with one or more engines inoperative, as appropriate	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓(2)	✓	✓	✓(2)
(9)	Specific flight characteristics (e.g. direct lift control)	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(10)	Flight control system failures, reconfiguration modes, manual reversion and associated handling	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(11)	Other	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
g	DESCENT										
(1)	Normal	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(2)	Maximum rate (clean and with speedbrake, etc.)	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(3)	With autopilot	✓	✓	✓	✓					✓	
(4)	Flight control system failures, reconfiguration modes, manual reversion and associated handling	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(5)	Other	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
h	INSTRUMENT APPROACHES AND LANDING										
	Only those instrument approach and landing tests relevant to the simulated aeroplane type or class should be selected from the following list, where tests should be made with limiting wind velocities, wind shear and with relevant system failures, including the use of flight director.										
(1)	Precision										
(a)	PAR	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓
(b)	CAT I/GBAS (ILS/MLS) published approaches										
	A. Manual approach with/without flight director including landing	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
	B. Autopilot/autothrottle coupled approach and manual landing	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
	C. Manual approach to DH and G/A all engines	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	D. Manual one engine out approach to DH and G/A	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓(2)	✓	✓	✓(2)
	E. Manual approach controlled with and without flight director to 30 m (100 ft) below CAT I minima	✓	✓	✓	✓						
	(i) with crosswind (maximum demonstrated)	✓	✓	✓	✓						

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
	(ii) with wind shear	✓	✓	✓	✓						
	F. Autopilot/autothrottle coupled approach, one engine out to DH and G/A	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
	G. Approach and landing with minimum/standby electrical power	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(c)	CAT II/GBAS (ILS/MLS) published approaches										
	A. Autopilot/autothrottle coupled approach to DH and landing	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	B. Autopilot/autothrottle coupled approach to DH and G/A	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	C. Autocoupled approach to DH and manual G/A	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	D. Autocoupled/autothrottle Category II published approach	✓	✓	✓	✓						
(d)	CAT III/GBAS (ILS/MLS) published approaches										
	A. Autopilot/autothrottle coupled approach to land and rollout	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	B. Autopilot/autothrottle coupled approach to DH/Alert Height and G/A	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	C. Autopilot/autothrottle coupled approach to land and rollout with one engine out	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	D. Autopilot/autothrottle coupled approach to DH/Alert Height and G/A with one engine out	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	E. Autopilot/autothrottle coupled approach (to land or to go around)										
	(i) with generator failure	✓	✓	✓	✓						
	(ii) with 10 kts tail wind	✓	✓	✓	✓						
	(iii) with 10 kts crosswind	✓	✓	✓	✓						
(2)	Non-precision										
(a)	NDB	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(b)	VOR, VOR/DME, VOR/TAC	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(c)	RNAV (GNSS)	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(d)	ILS LLZ (LOC), LLZ(LOC)/BC	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(e)	ILS offset localizer	✓	✓	✓	✓						

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS					FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC				
	(f) direction finding facility	✓	✓	✓	✓									
	(g) surveillance radar	✓	✓	✓	✓									
	Note: If Standard operating procedures are to use autopilot for non-precision approaches then these should be evaluated.													
I	VISUAL APPROACHES (SEGMENT) AND LANDINGS													
	(1) Manoeuvring, normal approach and landing all engines operating with and without visual approach aid guidance	✓	✓	✓	✓				✓	✓				
	(2) Approach and landing with one or more engines inoperative	✓	✓	✓	✓				✓	✓				
	(3) Operation of landing gear, flap/slats and speedbrakes (normal and abnormal)	✓	✓	✓	✓									
	(4) Approach and landing with crosswind (max. demonstrated for FFS)	✓	✓	✓	✓				✓	✓				
	(5) Approach to land with wind shear on approach	✓	✓	✓	✓									
	(6) Approach and landing with flight control system failures,(for FFS - reconfiguration modes, manual reversion and associated handling (most significant degradation which is probable))	✓	✓	✓	✓					✓				
	(7) Approach and landing with trim malfunctions													
	(a) longitudinal trim malfunction	✓	✓	✓	✓									
	(b) lateral-directional trim malfunction	✓	✓	✓	✓									
	(8) Approach and landing with standby (minimum) electrical/hydraulic power	✓	✓	✓	✓									
	(9) Approach and landing from circling conditions (circling approach)	✓	✓	✓	✓									
	(10) Approach and landing from visual traffic pattern	✓	✓	✓	✓									
	(11) Approach and landing from non-precision approach	✓	✓	✓	✓									
	(12) Approach and landing from precision approach	✓	✓	✓	✓									
	(13) Approach procedures with vertical guidance (APV), e.g., SBAS	✓	✓	✓	✓									
	(14) Other	✓	✓	✓	✓									
	Note: FSTD with visual systems, which permit completing a special approach procedure in accordance with applicable regulations, may be approved for that particular approach procedure.													

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS					FFS				FTD		FNPT			BITD
					A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
j	MISSED APPROACH													
	(1)	All engines			✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(2)	One or more engine(s) out			✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓(2)	✓	✓	✓(2)
	(3)	With flight control system failures, reconfiguration modes, manual reversion and for FFS - associated handling			✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
k	SURFACE OPERATIONS (POST LANDING)													
	(1)	Landing roll and taxi												
	(a)	Spoiler operation			✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
	(b)	Reverse thrust operation			✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
	(c)	Directional control and ground handling, both with and without reverse thrust			✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	(d)	Reduction of rudder effectiveness with increased reverse thrust (rear pod-mounted engines)			✓	✓	✓	✓						
	(e)	Brake and anti-skid operation with dry, wet, and icy condition			✓	✓	✓	✓						
	(f)	Brake operation, to include auto-braking system where applicable			✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
	(g)	Other			✓	✓	✓	✓	✓	✓				
l	ANY FLIGHT PHASE													
	(1)	Aeroplane and powerplant systems operation												
	(a)	Air conditioning and pressurisation (ECS)			✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
	(b)	De-icing/anti-icing			✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
	(c)	Auxiliary powerplant/auxiliary power unit (APU)			✓	✓	✓	✓	✓	✓				
	(d)	Communications			✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(e)	Electrical			✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(f)	Fire and smoke detection and suppression			✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
	(g)	Flight controls (primary and secondary)			✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
	(h)	Fuel and oil, hydraulic and pneumatic			✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(i)	Landing gear			✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
	(j)	Oxygen			✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
	(k)	Powerplant			✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(l)	Airborne radar	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(m)	Autopilot and flight director	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓	
(n)	Collision avoidance systems (e.g. GPWS, TCAS)	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(o)	Flight control computers including stability and control augmentation	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(p)	Flight display systems	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(q)	Flight management computers	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(r)	Head-up guidance, head-up displays	✓	✓	✓	✓	✓	✓				
(s)	Navigation systems	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	✓
(t)	Stall warning/avoidance	✓	✓	✓	✓			✓	✓	✓	
(u)	Wind shear avoidance equipment	✓	✓	✓	✓						
(v)	Automatic landing aids	✓	✓	✓	✓						
(2)	Airborne procedures										
(a)	Holding	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
(b)	Air hazard avoidance. (traffic, weather)			✓	✓	✓	✓				
(c)	Wind shear			✓	✓	✓	✓				
(3)	Engine shutdown and parking										
(a)	Engine and systems operation	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(b)	Parking brake operation	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
(4)	Other as appropriate including effects of wind	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
m	VISUAL SYSTEM										
(1)	Functional test content requirements (levels C and D) Note: The following is the minimum airport model content requirement to satisfy visual capability tests, and provides suitable visual cues to allow completion of all functions and subjective tests described in this appendix. FSTD operators are encouraged to use the model content described below for the functions and subjective tests. If all of the elements cannot be found at a single real world airport, then additional real world airports may be used. The intent of this visual scene content requirement description is to identify that content required to aid the pilot in making appropriate, timely decisions.										

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(a)	two parallel runways and one crossing runway displayed simultaneously; at least two runways should be lit simultaneously			✓	✓						
(b)	runway threshold elevations and locations should be modelled to provide sufficient correlation with aeroplane systems (e.g., HGS, GPS, altimeter); slopes in runways, taxiways, and ramp areas should not cause distracting or unrealistic effects, including pilot eye-point height variation			✓	✓						
(c)	representative airport buildings, structures and lighting			✓	✓						
(d)	one useable gate, set at the appropriate height, for those aeroplanes that typically operate from terminal gates			✓	✓						
(e)	representative moving and static gate clutter (e.g., other aeroplanes, power carts, tugs, fuel trucks, additional gates)			✓	✓						
(f)	representative gate/apron markings (e.g., hazard markings, lead-in lines, gate numbering) and lighting			✓	✓						
(g)	representative runway markings, lighting, and signage, including a wind sock that gives appropriate wind cues			✓	✓						
(h)	representative taxiway markings, lighting, and signage necessary for position identification, and to taxi from parking to a designated runway and return to parking; representative, visible taxi route signage should be provided; a low visibility taxi route (e.g. surface movement guidance control system, follow-me truck, daylight taxi lights) should also be demonstrated			✓	✓						
(i)	representative moving and static ground traffic (e.g., vehicular and aeroplane)			✓	✓						
(j)	representative depiction of terrain and obstacles within 25 NM of the reference airport			✓	✓						
(k)	representative depiction of significant and identifiable natural and cultural features within 25 NM of the reference airport NOTE: This refers to natural and cultural features that are typically used for pilot orientation in flight. Outlying airports not intended for landing need only provide a reasonable facsimile of runway orientation.			✓	✓						
(l)	representative moving airborne traffic			✓	✓						

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(m)	appropriate approach lighting systems and airfield lighting for a VFR circuit and landing, non-precision approaches and landings, and Category I, II and III precision approaches and landings			✓	✓						
(n)	representative gate docking aids or a marshaller			✓	✓						
(2)	Functional test content requirements (levels A and B) NOTE: The following is the minimum airport model content requirement to satisfy visual capability tests, and provides suitable visual cues to allow completion of all functions and subjective tests described in this appendix. FSTD operators are encouraged to use the model content described below for the functions and subjective tests.										
(a)	representative airport runways and taxiways	✓	✓					✓	✓	✓	
(b)	runway definition	✓	✓					✓	✓	✓	
(c)	runway surface and markings	✓	✓					✓	✓	✓	
(d)	lighting for the runway in use including runway edge and centreline lighting, visual approach aids and approach lighting of appropriate colours	✓	✓					✓	✓	✓	
(e)	representative taxiway lights	✓	✓								
(3)	Visual scene management										
(a)	Runway and approach lighting intensity for any approach should be set at an intensity representative of that used in training for the visibility set; all visual scene light points should fade into view appropriately	✓	✓	✓	✓						
(b)	The directionality of strobe lights, approach lights, runway edge lights, visual landing aids, runway centre line lights, threshold lights, and touchdown zone lights on the runway of intended landing should be realistically replicated	✓	✓	✓	✓						
(4)	Visual feature recognition NOTE: Tests 4(a) through 4(g) below contain the minimum distances at which runway features should be visible. Distances are measured from runway threshold to an aeroplane aligned with the runway on an extended 3-degree glide slope in suitable simulated meteorological conditions. For circling approaches, all tests below apply both to the runway used for the initial approach and to the runway of intended landing										
(a)	Runway definition, strobe lights, approach lights, and runway edge white lights from 8 km (5 sm) of the runway threshold	✓	✓	✓	✓				✓	✓	

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(b)	Visual approach aids lights from 8 km (5 sm) of the runway threshold			✓	✓						
(c)	Visual approach aids lights from 5 km (3 sm) of the runway threshold	✓	✓						✓	✓	
(d)	Runway centreline lights and taxiway definition from 5 km (3 sm)	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(e)	Threshold lights and touchdown zone lights from 3 km (2 sm)	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(f)	Runway markings within range of landing lights for night scenes as required by the surface resolution test on day scenes	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(g)	For circling approaches, the runway of intended landing and associated lighting should fade into view in a non-distracting manner	✓	✓	✓	✓						
(5)	Airport model content Minimum of three specific airport scenes as defined below;										
(a)	terminal approach area										
A.	accurate portrayal of airport features is to be consistent with published data used for aeroplane operations			✓	✓						
B.	all depicted lights should be checked for appropriate colours, directionality, behaviour and spacing (e.g., obstruction lights, edge lights, centre line, touchdown zone, VASI, PAPI, REIL and strobes)			✓	✓						
C.	depicted airport lighting should be selectable via controls at the instructor station as required for aeroplane operation			✓	✓						
D.	selectable airport visual scene capability at each model demonstrated for:			✓	✓						
	(i) night										
	(ii) twilight										
	(iii) day										
E.	(i) ramps and terminal buildings which correspond to an operator's LOFT and LOS scenarios			✓	✓						
	(ii) terrain- appropriate terrain, geographic and cultural features			✓	✓						
	(iii) dynamic effects - the capability to present multiple ground and air hazards such as another aeroplane crossing the active runway or converging airborne traffic; hazards should be selectable via controls at the instructor station			✓	✓						

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(iv)	illusions - operational visual scenes which portray representative physical relationships known to cause landing illusions, for example short runways, landing approaches over water, uphill or downhill runways, rising terrain on the approach path and unique topographic features			✓	✓						
NOTE: Illusions may be demonstrated at a generic airport or specific aerodrome.											
(6)	Correlation with aeroplane and associated equipment										
(a)	visual system compatibility with aerodynamic programming	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(b)	visual cues to assess sink rate and depth perception during landings. Visual cueing sufficient to support changes in approach path by using runway perspective. Changes in visual cues during take-off and approach should not distract the pilot		✓	✓	✓				✓	✓	
(c)	accurate portrayal of environment relating to FSTD attitudes	✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(d)	the visual scene should correlate with integrated aeroplane systems, where fitted (e.g. terrain, traffic and weather avoidance systems and head-up guidance system (HGS))			✓	✓						
(e)	representative visual effects for each visible, ownship, aeroplane external light		✓	✓	✓						
(f)	the effect of rain removal devices should be provided			✓	✓						
(7)	Scene quality										
(a)	surfaces and textural cues should be free from apparent quantisation (aliasing)			✓	✓						
(b)	system capable of portraying full colour realistic textural cues			✓	✓						
(c)	the system light points should be free from distracting jitter, smearing or streaking	✓	✓	✓	✓						
(d)	demonstration of occulting through each channel of the system in an operational scene	✓	✓								
(e)	demonstration of a minimum of 10 levels of occulting through each channel of the system in an operational scene			✓	✓						
(f)	system capable of providing focus effects that simulate rain and light point perspective growth			✓	✓						

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(g)	system capable of six discrete light step controls (0-5)	✓	✓	✓	✓						
(8)	Environmental effects										
(a)	the displayed scene should correspond to the appropriate surface contaminants and include runway lighting reflections for wet, partially obscured lights for snow, or suitable alternative effects			✓	✓						
(b)	Special weather representations which include the sound, motion and visual effects of light, medium and heavy precipitation near a thunderstorm on take-off, approach and landings at and below an altitude of 600 m (2 000 ft) above the aerodrome surface and within a radius of 16 km (10 sm) from the aerodrome			✓	✓						
(c)	in-cloud effects such as variable cloud density, speed cues and ambient changes should be provided			✓	✓						
(d)	the effect of multiple cloud layers representing few, scattered, broken and overcast conditions giving partial or complete obstruction of the ground scene			✓	✓						
(e)	gradual break-out to ambient visibility/RVR, defined as up to 10% of the respective cloud base or top, 20 ft ≤ transition layer ≤ 200 ft; cloud effects should be checked at and below a height of 600 m (2 000 ft) above the aerodrome and within a radius of 16 km (10 sm) from the airport			✓	✓						
(f)	visibility and RVR measured in terms of distance. Visibility/RVR should be checked at and below a height of 600 m (2 000 ft) above the aerodrome and within a radius of 16 km (10 sm) from the airport	✓	✓	✓	✓						
(g)	patchy fog giving the effect of variable RVR. Note – Patchy fog is sometimes referred to as patchy RVR.			✓	✓						
(h)	effects of fog on aerodrome lighting such as halos and defocus			✓	✓						
(i)	effect of ownship lighting in reduced visibility, such as reflected glare, to include landing lights, strobes, and beacons			✓	✓						
(j)	wind cues to provide the effect of blowing snow or sand across a dry runway or taxiway should be selectable from the instructor station			✓	✓						

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS					FFS				FTD		FNPT			BITD
					A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(9)	Instructor controls of:													
(a)	Environmental effects, e.g. cloud base, cloud effects, cloud density, visibility in kilometres/statute miles and RVR in metres or feet				✓	✓	✓	✓				✓	✓	
(b)	Airport/aerodrome selection				✓	✓	✓	✓			✓			
(c)	Airport/aerodrome lighting including variable intensity where appropriate				✓	✓	✓	✓				✓ (4)	✓ (4)	
(d)	Dynamic effects including ground and flight traffic				✓	✓	✓	✓						
(10)	Night visual scene capability				✓	✓	✓	✓						
(11)	Twilight visual scene capability							✓	✓					
(12)	Daylight visual scene capability							✓	✓					
n	MOTION EFFECTS													
The following specific motion effects are required to indicate the threshold at which a flight crew member should recognise an event or situation. Where applicable below, FFS pitch, side loading and directional control characteristics should be representative of the aeroplane as a function of aeroplane type:														
(1)	Effects of runway rumble, oleo deflections, ground speed, uneven runway, runway centreline lights and taxiway characteristics				*	✓	✓	✓						
(a)	After the aeroplane has been pre-set to the take-off position and then released, taxi at various speeds, first with a smooth runway, and note the general characteristics of the simulated runway rumble effects of oleo deflections. Next repeat the manoeuvre with a runway roughness of 50%, then finally with maximum roughness. The associated motion vibrations should be affected by ground speed and runway roughness. If time permits, different gross weights can also be selected as this may also affect the associated vibrations depending on aeroplane type. The associated motion effects for the above tests should also include an assessment of the effects of centreline lights, surface discontinuities of uneven runways, and various taxiway characteristics.													
(2)	Buffets on the ground due to spoiler/speedbrake extension and thrust				*	✓	✓	✓						
(a)	Perform a normal landing and use ground spoilers and reverse thrust – either individually or in combination with each other – to decelerate the simulated													

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS					FFS				FTD		FNPT			BITD
					A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
aeroplane. Do not use wheel braking so that only the buffet due to the ground spoilers and thrust reversers is felt.														
(3)	Bumps associated with the landing gear				*	✓	✓	✓						
(a)	Perform a normal take-off paying special attention to the bumps that could be perceptible due to maximum oleo extension after lift-off. When the landing gear is extended or retracted, motion bumps could be felt when the gear locks into position													
(4)	Buffet during extension and retraction of landing gear				*	✓	✓	✓						
(a)	Operate the landing gear. Check that the motion cues of the buffet experienced are reasonably representative of the actual aeroplane													
(5)	Buffet in the air due to flap and spoiler/speedbrake extension				*	✓	✓	✓						
(a)	First perform an approach and extend the flaps and slats, especially with airspeeds deliberately in excess of the normal approach speeds. In cruise configuration, verify the buffets associated with the spoiler/speedbrake extension. The above effects could also be verified with different combinations of speedbrake/flap/gear settings to assess the interaction effects.													
(6)	Approach to stall buffet and stall buffet (where applicable)				✓	✓	✓	✓						
(a)	Conduct an approach-to-stall with engines at idle and a deceleration of 1 kt/s. Check that the motion cues of the buffet, including the level of buffet increase with decreasing speed, are reasonably representative of the actual aeroplane. Note: For FSTDs that are to be qualified for full stall training tasks (Level C or Level D), modelling that accounts for any increase in buffet amplitude from the initial buffet threshold of perception to the critical angle of attack or deterrent buffet as a function of the angle of attack; the stall buffet modelling should include effects of Nz, as well as Nx and Ny, if relevant.													
(7)	Touchdown cues for main and nose gear				*	✓	✓	✓						
(a)	Fly several normal approaches with various rates of descent. Check that the motion cues of the touchdown bump for each descent rate are reasonably representative of the actual aeroplane													

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
(8)	Nose wheel scuffing	*	✓	✓	✓						
(a)	Taxi the simulated aeroplane at various ground speeds and manipulate the nose wheel steering to cause yaw rates to develop which cause the nose wheel to vibrate against the ground ("scuffing"). Evaluate the speed/nose wheel combination needed to produce scuffing and check that the resultant vibrations are reasonably representative of the actual aeroplane										
(9)	Thrust effect with brakes set	*	✓	✓	✓						
(a)	With the simulated aeroplane set with the brakes on at the take-off point, increase the engine power until buffet is experienced and evaluate its characteristics. This effect is most discernible with wing mounted engines. Confirm that the buffet increases appropriately with increasing engine thrust										
(10)	Mach and manoeuvre buffet	*	✓	✓	✓						
(a)	With the simulated aeroplane trimmed in 1 g flight while at high altitude, increase the engine power such that the Mach number exceeds the documented value at which Mach buffet is experienced. Check that the buffet begins at the same Mach number as it does in the aeroplane (for the same configuration) and that buffet levels are a reasonable representation of the actual aeroplane. In the case of some aeroplanes, manoeuvre buffet could also be verified for the same effects. Manoeuvre buffet can occur during turning flight at conditions greater than 1 g, particularly at higher altitudes										
(11)	Tyre failure dynamics			✓	✓						
(a)	Dependent on aeroplane type, a single tyre failure may not necessarily be noticed by the pilot and therefore there should not be any special motion effect. There may possibly be some sound and/or vibration associated with the actual tyre losing pressure. With a multiple tyre failure selected on the same side the pilot may notice some yawing which should require the use of the rudder to maintain control of the aeroplane										
(12)	Engine malfunction and engine damage	*	✓	✓	✓						
(a)	The characteristics of an engine malfunction as stipulated in the malfunction definition document for the particular FSTD should describe the special motion										

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
	effects felt by the pilot. The associated engine instruments should also vary according to the nature of the malfunction										
(13)	Tail strikes and pod strikes	*	✓	✓	✓						
(a)	Tail-strikes can be checked by over-rotation of the aeroplane at a speed below Vr whilst performing a take-off. The effects can also be verified during a landing. The motion effect should be felt as a noticeable bump. If the tail strike affects the aeroplane's angular rates, the cueing provided by the motion system should have an associated effect.										
(b)	Excessive banking of the aeroplane during its take-off/landing roll can cause a pod strike. The motion effect should be felt as a noticeable bump. If the pod strike affects the aeroplane's angular rates, the cueing provided by the motion system should have an associated effect	*	✓	✓	✓						
o SOUND SYSTEM											
(1)	The following checks should be performed during a normal flight profile with motion										
(a)	precipitation			✓	✓						
(b)	rain removal equipment			✓	✓						
(c)	significant aeroplane noises perceptible to the pilot during normal operations, such as engine, flaps, gear, spoiler extension/retraction, thrust reverser to a comparable level of that found in the aeroplane	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓	✓	
(d)	abnormal operations for which there are associated sound cues including, but not limited to, engine malfunctions, landing gear/tire malfunctions, tail and engine pod strike and pressurisation malfunction			✓	✓						
(e)	sound of a crash when the FFS is landed in excess of limitations			✓	✓						
(f)	significant engine/propeller noise perceptible to pilot during normal operations							✓	✓	✓	✓
p SPECIAL EFFECTS											
(1)	Braking Dynamics			✓	✓						
(a)	representative brake failure dynamics (including antiskid) and decreased brake efficiency due to high brake temperatures based on aeroplane related data. These representations should be realistic enough to cause pilot identification of the problem and implementation of appropriate procedures. FSTD pitch,										

TABLE OF FUNCTIONS AND SUBJECTIVE TESTS		FFS				FTD		FNPT			BITD
		A	B	C	D	1	2	I	II	MCC	
side-loading and directional control characteristics should be representative of the aeroplane											
(2)	Effects of Airframe and Engine Icing			✓	✓						
(a)	See Appendix 1 to CS FSTD(A).300, 1.t.1. Required only for those aeroplanes authorised for operations in known icing conditions. With the FSTD airborne, autopilot on and auto-throttles off, engine and aerofoil anti-ice/de-ice systems deactivated; activate icing conditions at a rate that allows monitoring of the FSTD and systems' response. Icing recognition typically includes airspeed decay, change in FSTD pitch attitude, change in engine performance indications (other than due to airspeed changes), and change in data from the pitot/static system. Activate heating, anti-ice, or de-ice systems independently. Recognition includes proper effects of these systems, eventually returning the simulated aeroplane to normal flight. Please refer to AMC13 FSTD(A).300.										
NOTE 1: For level A FSTDs, an asterisk (*) denotes that the appropriate effect is required to be present.											
NOTE 2: It is accepted that tests will only apply to FTDs level 1 if that system and flight condition is simulated. It is intended that the tests listed below should be conducted in automatic flight. Where automatic flight is not possible and pilot manual handling is required, the FTD level 1 should be at least controllable to permit the conduct of the flight.											

Notes:

General: motion and buffet cues will only be applicable to FSTD equipped with an appropriate motion system

- (1) take-off characteristics sufficient to commence the airborne exercises;
- (2) for FNPT 1 and BITD only if multi-engine;
- (3) only trim change is required; and
- (4) for FNPT, variable intensity airport lighting is not required.

[Issue: CS-FSTD(A)/2]

APÉNDICE 3 TOLERANCIA DE LAS PRUEBAS DE VALIDACIÓN

(a) Antecedentes

- (1) Las tolerancias enumeradas en el Apéndice 2 (C) Tolerancias están diseñadas para ser una medida de calidad de coincidencia utilizando datos de vuelos de prueba como referencia.
- (2) Sin embargo, existen muchas razones por las que una prueba en particular puede no cumplir completamente con las tolerancias prescritas:
 - (i) La prueba de vuelo está sujeta a muchas fuentes de error potencial, p. ej. errores de instrumentación y perturbaciones atmosféricas durante la recopilación de datos;
 - (ii) Los datos que presentan una variación rápida o ruido también pueden ser difíciles de igualar; o
 - (iii) Los datos del simulador de ingeniería y otros datos calculados pueden presentar errores debido a una variedad de diferencias potenciales que se analizan a continuación.
- (3) Al aplicar tolerancias a cualquier prueba, se debe aplicar un buen criterio de ingeniería. Cuando una prueba claramente cae fuera de las tolerancias prescritas sin razón aparente, entonces debe considerarse que ha fallado.
- (4) Cuando se utilizan datos de simulación de ingeniería, la base para su uso es que los datos de referencia se produzcan utilizando los mismos modelos de simulación que se utilizaron en el FSTD equivalente; es decir, los dos conjuntos de resultados deben ser "esencialmente" similares. El uso de tolerancias basadas en pruebas de vuelo puede socavar la base para usar los datos del simulador de ingeniería, porque se necesita una coincidencia esencial para demostrar la implementación adecuada del paquete de datos.
- (5) Por supuesto, existen razones por las que se puede esperar que los resultados de las dos fuentes difieran:
 - (i) Hardware (unidades de aviónica y controles de vuelo);
 - (ii) Tasas de iteración;
 - (iii) Orden de ejecución;
 - (iv) Métodos de integración;
 - (v) Arquitectura del procesador;
 - (vi) Deriva digital:
 - (A) métodos de interpolación;
 - (B) diferencias en el manejo de datos; o
 - (C) tolerancias de ajuste de prueba automática, etc.
- (6) No obstante, las diferencias deben ser pequeñas y las razones de las diferencias, distintas de las enumeradas anteriormente, deben explicarse de manera clara.
- (7) Históricamente, los datos de simulación de ingeniería se usaban solo para demostrar el cumplimiento de ciertas características adicionales de modelado:
 - (i) Los datos de las pruebas en vuelo no pudieron estar disponibles de manera razonable;
 - (ii) Los datos de las simulaciones de ingeniería constituían solo una pequeña parte

- del conjunto general de datos de validación; o
- (iii) Las áreas clave se validaron con los datos de las pruebas de vuelo.
- (8) El rápido aumento actual en el uso y el uso proyectado de datos de simulación de ingeniería es un tema importante porque:
- (i) los datos de las pruebas de vuelo a menudo no están disponibles debido a razones técnicas sólidas;
 - (ii) se avanzan en soluciones técnicas alternativas; y
 - (iii) el costo es un tema siempre presente.
- (9) Por tanto, se necesitan directrices para la aplicación de tolerancias a los datos de validación generados por un simulador de ingeniería.

(b) Tolerancias de ensayos sin vuelo

- (1) Cuando se utilicen datos del simulador de ingeniería u otros datos de pruebas que no sean datos de vuelo como una forma permisible como datos de validación de referencia para las pruebas objetivas enumeradas en la tabla de pruebas de validación, la coincidencia obtenida entre los datos de referencia y los resultados del FSTD debe ser muy cerrados. No es posible definir un conjunto preciso de tolerancias ya que las razones para otras que no sean una coincidencia exacta variarán dependiendo de una serie de factores discutidos en el párrafo (a) de este Apéndice.
- (2) Como orientación, a menos que una justificación explique una variación significativa entre los datos de referencia y los resultados del FSTD, sería apropiado el 20% de las tolerancias correspondientes como "pruebas de vuelo".
- (3) Para que esta directriz (20% de las tolerancias de las pruebas de vuelo) sea aplicable, el proveedor de datos debe proporcionar un modelo matemático bien documentado y un procedimiento de prueba que permita una réplica exacta de sus resultados de simulación de ingeniería.

APÉNDICE 4 HOJA DE RUTA DE LA DATA DE VALIDACIÓN

(a) General

- (1) Los fabricantes de aviones u otras fuentes de datos deben proporcionar un documento de hoja de ruta de datos de validación (VDR) como parte del paquete de datos. Un documento de VDR contiene material de orientación del proveedor de datos de validación del avión que recomienda las mejores fuentes de datos posibles para usarse como datos de validación en el QTG. Un VDR es de especial valor en los casos de solicitudes de calificación "provisional", solicitudes de calificación de simulaciones de aviones certificados antes de 1992 y de calificación de motores alternativos o ajustes de aviónica (véanse los Apéndices 5 y 6 de esta Regulación).

Se debe presentar un VDR a la autoridad competente lo antes posible en las etapas de planificación de cualquier FSTD planificado para la calificación de las normas aquí contenidas. La Autoridad de Aviación Civil del Estado miembro respectivo es la autoridad final para aprobar los datos que se utilizarán como material de validación para el QTG.

- (2) La hoja de ruta de datos de validación debe identificar claramente (en formato de matriz) las fuentes de datos para todas las pruebas requeridas. También debería proporcionar orientación con respecto a la validez de estos datos para un tipo de motor específico y una configuración de potencia de empuje y los niveles de revisión de toda la aviónica que afecten las cualidades de manejo y desempeño del avión. El documento debería incluir una justificación o explicación en los casos en que falten datos o parámetros, se vayan a utilizar datos de simulación de ingeniería, los métodos de prueba de vuelo requieran explicación, etc., junto con una breve descripción de la causa / efecto de cualquier desviación de los requisitos de datos. Además, el documento debe hacer referencia a otras fuentes apropiadas de datos de validación (por ejemplo, documentos de datos de sonido y vibraciones).
- (3) La Tabla 1 a continuación muestra un ejemplo de una matriz de hoja de ruta genérica que identifica las fuentes de datos de validación para una lista abreviada de pruebas. Una matriz completa debe abordar todas las condiciones de prueba.
- (4) Además, en el Apéndice F del documento IATA, Requisitos de datos de rendimiento y diseño de dispositivos de entrenamiento de simulación de vuelo, 7ª edición, se presentan dos ejemplos de "páginas de fundamentos". Estos ilustran el tipo de información de configuración de aviónica y el razonamiento de ingeniería descriptivo utilizado para describir anomalías de datos, proporcionar datos alternativos o proporcionar una base aceptable a la autoridad competente para obtener desviaciones de los requisitos de validación de QTG.

CAO or IATA #	Test Description	Validation Source	Validation Document	Comments
	Notes: 1. Only one page is shown; and some test conditions were deleted for brevity; 2. Relevant regulatory material should be consulted and all applicable tests addressed; 3. Validation source, document and comments provided herein are for reference only and do not constitute approval for use	CCA Mode ¹	Aircraft Flight Test Data ² (Engineering Simulator Data) (DEF-73 Engines) Aerodynamics POM Doc. # xxx123, Rev. A Flight Controls POM Doc. # xxx456, NEW Ground Handling POM Doc. # xxx789, Rev. B Propulsion POM Doc. # xxx321, Rev. C Integrated POM Doc. # xxx654, Rev. A Appendix to this VDR Doc. # xxx987, NEW	D71 = Engine Type: DEF-71, Thrust Rating: 71.5K D73 = Engine Type: DEF-73, Thrust Rating: 73K BOLD upper case denotes primary validation source Lower case denotes alternate validation source R = Rationale included in the VDR Appendix
1.a.1	Minimum Radius Turn	X		D71
1.a.2	Rate of Turn vs. Nosewheel Angle (2 speeds)	X		D71
1.b.1	Ground Acceleration Time and Distance	X		D73
1.b.2	Minimum Control Speed, Ground (Vmcg)	x	X	D71
1.b.3	Minimum Unstick Speed (Vmu)	X		D71
1.b.4	Normal Takeoff	X		D73
1.b.5	Critical Engine Failure on Takeoff	X		D73
1.b.6	Crosswind Takeoff	X		D73
1.b.7	Rejected Takeoff	X		R
1.b.8	Dynamic Engine Failure After Takeoff		X	D73
1.c.1	Normal Climb - All Engine	X		D71
1.c.2	Climb - Engine-Out, Second Segment	X		D71
1.c.3	Climb - Engine-Out, Enroute	X		D73
1.c.4	Engine-Out Approach Climb	X		D71
1.c.5.a	Level Flight Acceleration	x	X	D73
1.c.5.b	Level Flight Deceleration	x	X	D73
1.d.1	Cruise Performance	X		D71
1.e.1.a	Stopping Time & Distance (Wheel Brakes / Light weight)		X	D71
1.e.1.b	Stopping Time & Distance (Wheel Brakes / Med weight)	X	x	D71
1.e.1.c	Stopping Time & Distance (Wheel Brakes / Heavy weight)	X	x	D71
1.e.2.a	Stopping Time & Distance (Reverse Thrust / Light weight)	X	x	D71
1.e.2.b	Stopping Time & Distance (Reverse Thrust / Med weight)		X	D71

* 1 Se describirá el modo CCA para cada condición de prueba.

* 2 Si se utiliza más de un tipo de aeronave (por ejemplo, derivada y línea de base) como datos de validación, es posible que se necesiten más columnas.

Tabla 1: matriz de hoja de ruta genérica

APÉNDICE 5 REQUISITOS DE DATOS PARA MOTORES ALTERNATIVOS: DIRECTRICES DE APROBACIÓN (SOLO APLICA A SIMULADORES DE VUELO COMPLETOS)

(a) Antecedentes

- (1) Para un nuevo tipo de avión, la mayoría de los datos de validación de vuelo se recopilan en la primera configuración de avión con un tipo de motor "de referencia". Luego, estos datos se utilizan para validar todos los demás FFS que representan a ese tipo de avión.
- (2) En el caso de un FFS que represente un avión con motores de un tipo diferente al de la línea de base, o una potencia de empuje diferente a la de las configuraciones previamente validadas, es posible que se necesiten datos de validación de prueba de vuelo adicionales.
- (3) Cuando se deba calificar un FFS con ajustes de motor adicionales y / o alternativos, el QTG debe contener pruebas con datos de validación de pruebas de vuelo para casos seleccionados donde se espera que las diferencias de motor sean significativas.

(b) Pautas de aprobación para validar ajustes en motores alternativos

- (1) Las siguientes pautas se aplican a los FSTD que representan aviones con un ajuste de motor alternativo o con más de un tipo de motor o clasificación de empuje
- (2) Las pruebas de validación deben segmentarse en aquellas que dependen del tipo de motor o la potencia de empuje y las que no lo son.
- (3) Para las pruebas que son independientes del tipo de motor o la clasificación de empuje, el QTG puede basarse en datos de validación de cualquier ajuste de motor. Las pruebas en esta categoría deben estar claramente identificadas.
- (4) Para las pruebas que se ven afectadas por el tipo de motor, el QTG debe contener datos de prueba de vuelo específicos del motor seleccionados suficientes para validar esa configuración particular de motor de avión. Estos efectos pueden deberse a las características dinámicas del motor, los niveles de empuje y / o los cambios de configuración del avión relacionados con el motor. Esta categoría se caracteriza principalmente por diferencias entre los productos de diferentes fabricantes de motores, pero también incluye diferencias debido a cambios significativos en el diseño del motor de una configuración previamente validada en vuelo dentro de un solo tipo de motor. Consulte la Tabla 1 a continuación para obtener una lista de pruebas aceptables.
- (5) Para aquellos casos en los que el tipo de motor es el mismo, pero el índice de empuje excede el de una configuración previamente validada en vuelo en un cinco por ciento (5%) o más, o es significativamente menor que el índice más bajo previamente validado (disminución del 15% o más), el QTG debe contener datos de prueba de vuelo específicos del motor seleccionados suficientes para validar el nivel de empuje alternativo. Consulte la Tabla 1 a continuación para obtener una lista de pruebas aceptables. Sin embargo, si un fabricante de aviones, calificado como proveedor de datos de validación según las pautas de los apéndices 11 y 12, muestra que un aumento de empuje superior al 5% no cambiará significativamente las características de vuelo del avión, entonces no se necesitan datos de validación de vuelo.

- (6) No se requieren datos de prueba de vuelo adicionales para las clasificaciones de empuje que no sean significativamente diferentes de las de la línea de base u otra configuración de fuselaje-motor validada en vuelo aplicable (es decir, menos del 5% por encima o 15% por debajo), excepto cuando se indique lo contrario. en (b) (7) y (b) (8) a continuación. Por ejemplo, para una configuración validada con motores de 50000 libras de empuje, no se requieren datos de validación de vuelo adicionales para clasificaciones entre 42500 libras y 52500 libras. Si se prueban varias clasificaciones de motor al mismo tiempo, solo se necesitan los datos de prueba para la clasificación más alta.
- (7) Los datos de calibración del acelerador (es decir, el parámetro de ajuste de potencia ordenado versus la posición del acelerador) deben proporcionarse para validar todos los tipos de motores alternativos y las clasificaciones de empuje del motor que son más altas o más bajas que un motor previamente validado. Los datos de un avión de prueba o un banco de pruebas de ingeniería son aceptables, siempre que se utilice el controlador de motor correcto (tanto el hardware como el software).
- (8) Los datos de validación descritos en (b) (4) a (b) (7) arriba deben basarse en datos de prueba de vuelo, excepto como se indica allí, o donde otros datos están específicamente permitidos dentro del Apéndice 11 Sin embargo, si la certificación de las características de vuelo del avión con una nueva clasificación de empuje (independientemente del cambio porcentual) requiere pruebas de vuelo de certificación con un paquete completo de instrumentación de vuelo de estabilidad y control, entonces las condiciones en la tabla 1 a continuación deben obtenerse de las pruebas de vuelo. y presentado en el QTG. Por el contrario, no se requieren datos de prueba de vuelo distintos de la calibración del acelerador como se describe anteriormente si la nueva clasificación de empuje está certificada en el avión sin necesidad de un paquete completo de instrumentación de vuelo de control y estabilidad.
- (9) Como complemento de las pruebas de vuelo específicas del motor de la tabla 1 a continuación y de las pruebas independientes del motor de referencia, se deben proporcionar datos adicionales de validación de ingeniería específica del motor en el QTG, según corresponda, para facilitar la ejecución de todo el QTG con el motor alternativo. Las pruebas de validación específicas que deben respaldarse con datos de simulación de ingeniería deben acordarse con la autoridad competente mucho antes de la evaluación del FSTD.
- (10) Se debe proporcionar una matriz o hoja de ruta con el QTG que indique la fuente de datos de validación adecuada para cada prueba (consulte el Apéndice 4 de esta Regulación).

Las siguientes condiciones de prueba de vuelo (una por número de prueba) son apropiadas y deberían ser suficientes para validar la implementación de ajustes de motores alternativos en un FSTD.

TEST NUMBER	TEST DESCRIPTION		ALTERNATE ENGINE TYPE	ALTERNATE THRUST RATING ²
1.b.1, 4	Normal take-off/ground acceleration time & distance		X	X
1.b.2	V _{mcg} , if performed for aeroplane certification		X	X
1.b.5	Engine-out take-off	Either test may be performed.	X	
1.b.8	Dynamic engine failure after take-off			
1.b.7	Rejected take-off if performed for aeroplane certification		X	
1.d.3	Cruise performance		X	
1.f.1, 2	Engine acceleration and deceleration		X	X
2.a.8	Throttle calibration ¹		X	X
2.c.1	Power change dynamics (acceleration)		X	X
2.d.1	V _{mcg} if performed for aeroplane certification		X	X
2.d.5	Engine inoperative trim		X	X
2.e.1	Normal landing		X	

1 Debe proporcionarse para todos los cambios en el tipo de motor o en la clasificación de empuje (ver (b) (7) arriba).

2 Ver (b) (5) a (b) (8) arriba para una definición de las capacidades de empuje aplicables.

Nota: Esta tabla no tiene en cuenta los ajustes de configuración ni las leyes de control adicionales.

Tabla 1: Pruebas de vuelo de validación de motores alternativos

APÉNDICE 6 REQUISITOS DE DATOS PARA AVIÓNICA ALTERNATIVA (COMPUTADORAS Y CONTROLADORES RELACIONADOS CON EL VUELO) - PAUTAS DE APROBACIÓN

(a) Antecedentes

- (1) Para un nuevo tipo de avión, la mayoría de los datos de validación de vuelo se recopilan en la configuración del primer avión con un conjunto de aviónica de referencia relacionada con el vuelo (ver (b) (2) a continuación). Luego, estos datos se utilizan para validar todos los FSTD que representan ese tipo de avión.
- (2) En el caso de FSTD que representen un avión con aviónica de un diseño de hardware diferente al de la línea de base, o una revisión de software diferente a la de las configuraciones previamente validadas, es posible que se requieran datos de validación adicionales.
- (3) Cuando se deba calificar un FSTD con configuraciones de aviónica adicionales y / o alternativas, la guía de prueba de calificación (QTG) debe contener pruebas con datos de validación para casos seleccionados donde se espera que las diferencias de aviónica sean significativas.

(b) Directrices de aprobación para validar aviónica alternativa

- (1) Las siguientes pautas se aplican a los FSTD que representan aviones con una configuración de aviónica revisada o con más de una.
- (2) La aviónica del avión debería segmentarse en aquellos sistemas o componentes que pueden afectar significativamente los resultados de QTG y aquellos que no pueden. La siguiente aviónica son ejemplos de aquellos para los que los cambios de diseño de hardware o las actualizaciones de revisión de software pueden dar lugar a diferencias significativas en relación con la configuración de aviónica de referencia: computadoras de control de vuelo y controladores para motores, piloto automático, sistema de frenado, sistema de dirección de rueda de la nariz, sistema de elevación alta, y sistema de tren de aterrizaje. También se debe considerar la aviónica relacionada, como los sistemas de aumento y advertencia de pérdida. El fabricante del avión debería identificar para cada prueba de validación qué sistemas de aviónica, si se cambian, podrían afectar los resultados de la prueba.
- (3) Los datos de validación de referencia deben basarse en los datos de las pruebas de vuelo, excepto cuando se permitan específicamente otros datos (*Apéndice 11 y Apéndice 12*).
- (4) Para cambios en un sistema o componente de aviónica que no pueden afectar los resultados de la prueba de validación de la prueba maestra QTG (MQTG), la prueba QTG puede basarse en datos de validación de la configuración de aviónica previamente validada.
- (5) Para cambios en un sistema o componente de aviónica que podrían afectar una prueba de validación de QTG, pero donde esa prueba no se ve afectada por este cambio en particular (por ejemplo, el cambio de aviónica es una actualización o modificación del equipo de prueba incorporado (BITE) en una fase de vuelo diferente), la prueba QTG puede basarse en datos de validación de la configuración de aviónica previamente validada. El fabricante del avión debería indicar claramente que este cambio de aviónica no afecta la prueba.

- (6) Para un cambio de aviónica que afecta algunas pruebas en el QTG, pero donde no se agrega ninguna funcionalidad nueva y el impacto del cambio de aviónica en la respuesta del avión es un efecto pequeño y bien entendido, el QTG puede basarse en datos de validación de la configuración de aviónica previamente validada. Esto debería complementarse con datos de validación específicos de aviónica de la simulación de ingeniería del fabricante del avión, generados con la configuración de aviónica revisada. En tales casos, el fabricante del avión debería proporcionar una justificación que explique la naturaleza del cambio y su efecto en la respuesta del avión.
- (7) Para un cambio de aviónica que afecta significativamente algunas pruebas en el QTG, especialmente cuando se agrega nueva funcionalidad, el QTG debe basarse en datos de validación de la configuración de aviónica previamente validada y datos de prueba de vuelo específicos de aviónica suplementarios suficientes para validar la alternativa revisión de aviónica. Sin embargo, es posible que no se necesiten datos de validación de vuelo adicionales si los cambios de aviónica se certificaron sin necesidad de realizar pruebas con un paquete completo de instrumentación de vuelo. El fabricante del avión debería coordinar de antemano los requisitos de datos del FSTD esta situación con la autoridad competente.
- (8) Debe proporcionarse una matriz o hoja de ruta con el QTG que indique la fuente de datos de validación adecuada para cada prueba (consulte el Apéndice 4 de esta Regulación).

APÉNDICE 7 MÉTODOS DE PRUEBA DE RETARDO Y LATENCIA DE TRANSPORTE

(a) General

- (1) El propósito de este apéndice es demostrar cómo determinar el retraso de transporte introducido a través del sistema FSTD de manera que no exceda un retraso de tiempo específico. Es decir, se mide el retardo de transporte desde las entradas de control a través de la interfaz, a través de cada uno de los módulos de la computadora host y de regreso a través de la interfaz a los sistemas de movimiento, instrumentos de vuelo y visuales, y demuestre que no supera las tolerancias requeridas en la prueba de validación. mesas. (Para conocer los métodos de prueba de latencia, consulte (b)).
- (2) A continuación, se describen cuatro ejemplos específicos de demora en el transporte:
 - (i) simulación de aeronaves clásicas no controladas por computadora;
 - (ii) simulación de aeronaves controladas por computadora utilizando equipos de aeronaves reales;
 - (iii) simulación de aeronaves controladas por computadora utilizando emulación de software de equipos de aeronaves; y
 - (iv) simulación mediante software de aviónica o instrumentos realojados.
- (3) La Figura 1 ilustra la demora de transporte total para una aeronave no controlada por computadora, o la prueba clásica de demora de transporte.
- (4) Dado que en este caso no existen retrasos provocados por la aeronave, el retraso total del transporte es equivalente al retraso introducido.
- (5) La Figura 2 ilustra el método de prueba de demora de transporte empleado en un FSTD que usa el sistema de controlador de aeronave real.
- (6) Para obtener el retardo de transporte inducido para el movimiento, el instrumento y la señal visual, el retardo inducido por el controlador de la aeronave debe restarse del retardo de transporte total. Esta diferencia representa el retraso introducido.
- (7) El retraso de transporte introducido se mide desde la entrada de control de la cabina hasta la reacción de los instrumentos y los sistemas de movimiento y visuales (Ver figura 1).
- (8) Alternativamente, la entrada de control puede introducirse después del sistema de controlador de la aeronave y el retardo de transporte introducido puede medirse directamente desde la entrada de control hasta la reacción de los instrumentos y los sistemas visuales y de movimiento del FSTD (ver figura 2).
- (9) La Figura 3 ilustra el método de prueba de demora de transporte empleado en un FSTD que utiliza un sistema de controlador de aeronave emulado por software.
- (10) Al utilizar la arquitectura del sistema de controlador de aeronave simulado para los ejes de cabeceo, balanceo y guiñada, no es posible medir simplemente el retardo de transporte introducido. Por lo tanto, la señal debe medirse directamente desde el controlador piloto. Dado que en la aeronave real el sistema del controlador tiene un retraso inherente según lo dispuesto por el fabricante de la aeronave, el fabricante del FSTD debe medir el retraso total del transporte y restar el retraso inherente de los

componentes reales de la aeronave y asegurarse de que el retraso introducido no exceda las tolerancias requeridas. en las tablas de prueba de validación.

- (11) Medidas especiales para señales de instrumentos para FSTD que utilizan un sistema de visualización de instrumentos de aeronave real, frente a una pantalla simulada o realojada. Para el caso de los sistemas de instrumentos de vuelo, se debe medir el retraso total del transporte y restar el retraso inherente de los componentes reales de la aeronave para asegurar que el retraso introducido no exceda las tolerancias requeridas en las tablas de prueba de validación.
 - (i) La Figura 4A ilustra el procedimiento de demora del transporte sin la simulación de pantallas de la aeronave. El retardo introducido consiste en el retardo entre el movimiento de control y el cambio de instrumento en el bus o barra de datos.
 - (ii) La Figura 4B ilustra el método de prueba modificado requerido para medir correctamente el retardo introducido debido a la aviónica del software o los instrumentos realojados. Se mide el retraso total del transporte de instrumentos simulado y el retraso de la aeronave debe restarse de este total. Esta diferencia representa el retraso introducido y no debe exceder las tolerancias requeridas en las tablas de prueba de validación. El retardo inherente de la aeronave entre el bus o barra de datos y las pantallas se indica como XX ms (consulte la figura 4A). El fabricante de la pantalla debe proporcionar este tiempo de retraso.
- (12) Señales grabadas. Las señales registradas para realizar los cálculos de retardo de transporte deben explicarse en un diagrama de bloques esquemático. El fabricante del FSTD también debe proporcionar una explicación de por qué se seleccionó cada señal y cómo se relacionan con las descripciones anteriores.
- (13) Interpretación de resultados. Es normal que los resultados de FSTD varíen con el tiempo de una prueba a otra. Esto puede explicarse fácilmente mediante un factor simple llamado "incertidumbre de muestreo". Todos los FSTD se ejecutan a una velocidad específica en la que todos los módulos se ejecutan secuencialmente en la computadora host. La entrada de los controles de vuelo puede ocurrir en cualquier momento de la iteración, pero estos datos no se procesarán antes del inicio de la nueva iteración. Para un FSTD funcionando a 60 Hz, se puede esperar una diferencia en el peor de los casos de $16 \cdot 67$ ms. Además, en algunas condiciones, la computadora host y el sistema visual no se ejecutan a la misma tasa de iteración, por lo tanto, la salida de la computadora host a la visual no siempre estará sincronizada.
- (14) La prueba de retraso del transporte debe tener en cuenta los modos de funcionamiento del sistema visual de luz diurna, crepúsculo (anochecer, amanecer) y nocturno (según corresponda). La tolerancia es la requerida en las tablas de prueba de validación y la respuesta al movimiento debe ocurrir antes del final del primer escaneo de video que contiene nueva información.

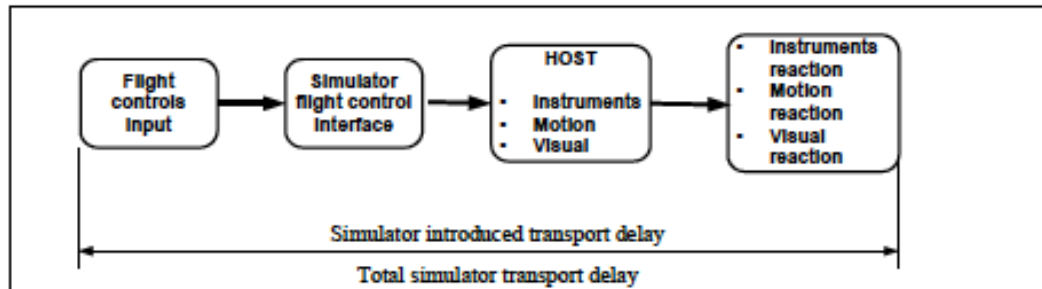


Figure 1: Transport delay for simulation of classic non-computer-controlled aircraft

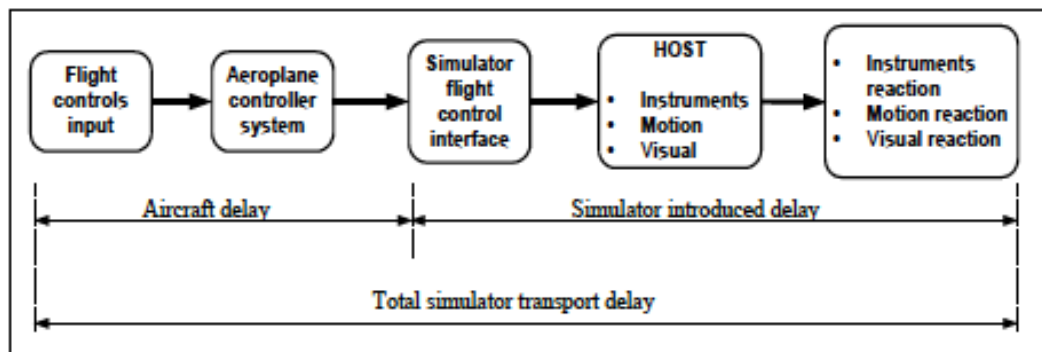


Figure 2: Transport delay for simulation of computer-controlled aircraft using real aircraft equipment

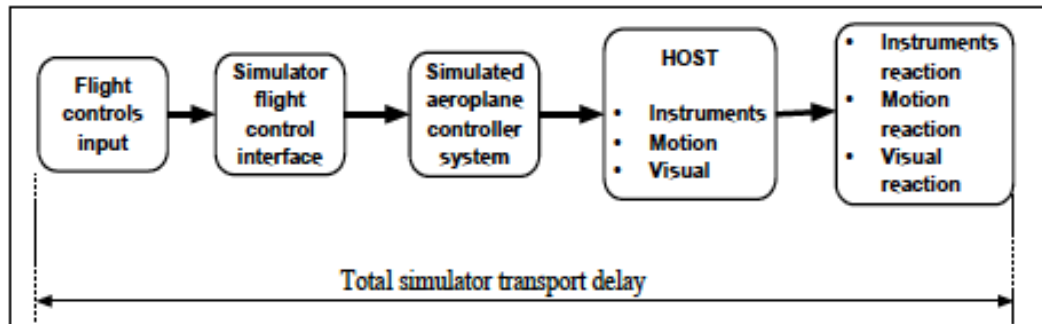


Figure 3: Transport delay for simulation of computer-controlled aircraft using software emulation of aircraft equipment

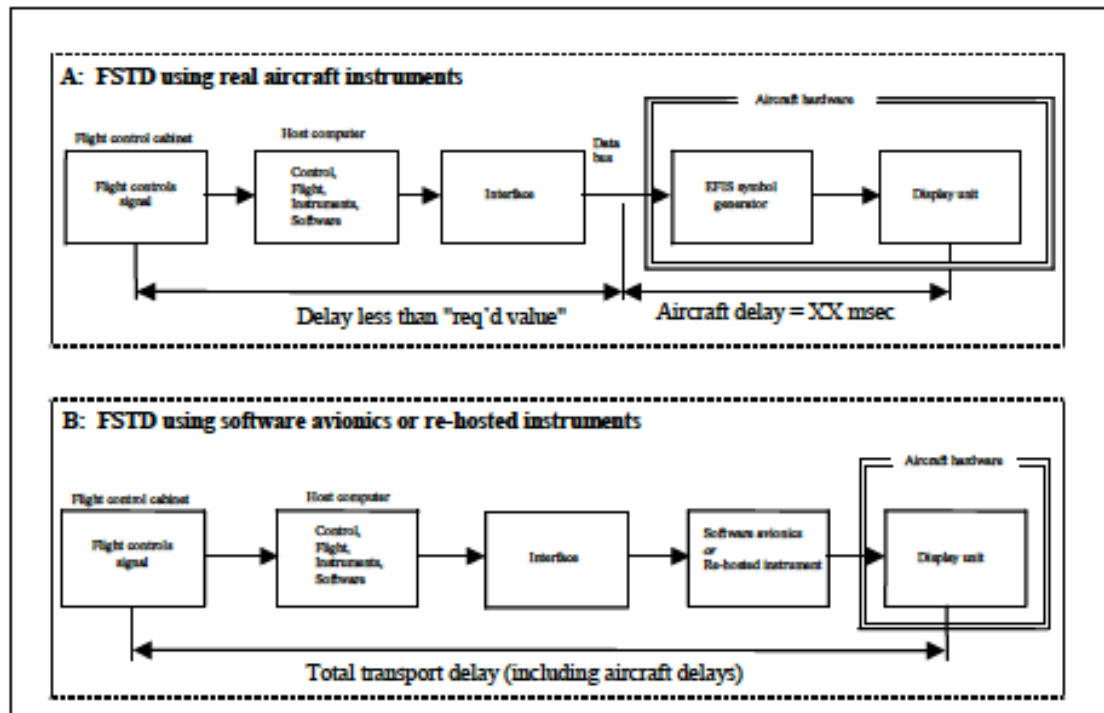


Figure 4A and 4B: Transport delay for simulation of aircraft using real or rehosted instrument drivers

(b) Métodos de prueba de latencia

- (1) El sistema visual, los instrumentos de la cabina de vuelo y la respuesta del sistema de movimiento inicial deberían responder a entradas abruptas de cabeceo, balanceo y guiñada desde la posición del piloto dentro del tiempo especificado, pero no antes del tiempo, cuando el avión respondería en las mismas condiciones. El objetivo de la prueba es comparar la respuesta registrada del FSTD con la de los datos reales del avión en la configuración de despegue, crucero y aterrizaje para entradas de control rápido en los tres ejes de rotación. La intención es verificar que la respuesta del sistema FSTD no exceda el tiempo especificado (esto no incluye el tiempo de respuesta del avión según los datos del fabricante) y que el movimiento y las señales visuales se relacionan con las respuestas reales del avión. Para la respuesta del avión, se prefiere la aceleración en el eje de rotación correspondiente.
- (2) Interpretación de resultados. Es normal que los resultados de FSTD varíen con el tiempo de una prueba a otra. Esto se puede explicar fácilmente mediante un factor simple llamado "incertidumbre de muestreo". Todos los FSTD se ejecutan a una velocidad específica en la que todos los módulos se ejecutan secuencialmente en la computadora host. La entrada de los controles de vuelo puede ocurrir en cualquier momento de la iteración, pero estos datos no se procesarán antes del inicio de la nueva iteración. Para un FSTD funcionando a 60 Hz, se puede esperar una diferencia en el peor de los casos de $16 \cdot 67$ ms. Además, en algunas condiciones, la computadora host y el sistema visual no funcionan a la misma tasa de iteración; por lo tanto, la salida de la computadora host a la visual no siempre estará sincronizada.

APÉNDICE 8 EVALUACIONES PERIÓDICAS: PRESENTACIÓN DE DATOS DE PRUEBA DE VALIDACIÓN

(a) Antecedentes

- (1) Durante la evaluación inicial de un FSTD, se crea la guía de prueba de calificación maestra (MQTG). Este es el documento maestro, enmendado, con el que se comparan los resultados de las pruebas de evaluación periódica del FSTD.
- (2) El método actualmente aceptado de presentar los resultados de las pruebas de evaluación periódica es proporcionar los resultados del FSTD sobre trazados con datos de referencia. Los resultados de la prueba se revisan cuidadosamente para determinar si la prueba se encuentra dentro de las tolerancias especificadas. Este puede ser un proceso que requiere mucho tiempo, particularmente cuando los datos de referencia exhiben variaciones rápidas o una aparente anomalía que requiere juicio de ingeniería en la aplicación de las tolerancias. En estos casos, la solución es comparar los resultados con el MQTG. Si los resultados recurrentes son los mismos que los del MQTG, se acepta la prueba. Tanto el operador del FSTD como la AAC están buscando cualquier cambio en el desempeño del FSTD desde la calificación inicial.

(b) Presentación de los resultados de las pruebas de evaluación periódica

- (1) Para promover una evaluación recurrente más eficiente, se alienta a los operadores de FSTD a sobre trazar los resultados de las pruebas de validación recurrentes con los resultados de MQTG FSTD registrados durante la evaluación inicial y con las enmiendas correspondientes. Cualquier cambio en una prueba de validación será evidente. Además de graficar la prueba de validación recurrente y los resultados de MQTG, los operadores también pueden optar por graficar los datos de referencia.
- (2) Para simuladores de vuelo completos (FFS) y dispositivos de entrenamiento de vuelo (FTD: cuando las pruebas no se basan en CT&M) no hay tolerancias sugeridas entre los resultados de las pruebas recurrentes y los resultados de la prueba de validación MQTG de la evaluación inicial. La investigación de cualquier discrepancia entre el MQTG y el desempeño recurrente del FFS / FTD se deja a la discreción del operador del FSTD y de la AAC. Para dispositivos donde se usa CT&M para la evaluación inicial, los resultados de la prueba para la evaluación recurrente deben ser aceptables si están dentro de las tolerancias de los resultados de la prueba MQTG como se indica en el apéndice 2 (b) (3).
- (3) Las diferencias entre los dos conjuntos de resultados, que no sean variaciones menores atribuibles a problemas de repetitividad (ver Apéndice 3 de esta regulación), que no se pueden explicar fácilmente, pueden requerir investigación.
- (4) El FSTD aún debe conservar la capacidad de sobre trazar los resultados de las pruebas de validación automática y manual con datos de referencia.

APÉNDICE 9 APLICABILIDAD DE LAS ENMIENDAS DEL CS-FSTD A LOS PAQUETES DE DATOS DEL FSTD PARA AVIONES EXISTENTES

Excepto cuando se indique específicamente lo contrario en el Apéndice 2 (b) (3), se espera que los datos de validación para las pruebas objetivas de la guía de prueba de calificación (QTG) se deriven de las pruebas de vuelo del avión.

Idealmente, los paquetes de datos para todos los FSTD nuevos deberían cumplir plenamente con los estándares actuales para calificar a los FSTD.

Para los tipos de aviones que entran en servicio por primera vez después de la publicación de una nueva enmienda de CS-FSTD (A), la provisión de datos aceptables para respaldar el proceso de calificación de FSTD es una cuestión de planificación y acuerdo reglamentario.

Para aviones certificados antes de la publicación de la enmienda actual de CS-FSTD (A), puede que no siempre sea posible proporcionar los datos requeridos para cualquier caso de prueba objetiva nuevo o revisad en comparación con las enmiendas anteriores. Después de la certificación, los fabricantes normalmente no mantienen aviones para vuelos de prueba disponibles con la instrumentación necesaria para recopilar datos adicionales. En el caso de los datos de prueba de vuelo recopilados por proveedores de datos independientes, es muy poco probable que el avión de prueba todavía esté disponible.

No obstante, la discusión anterior, excepto donde otros tipos de datos ya son aceptables (ver, por ejemplo, Apéndice 11 y 12 la fuente preferida de datos de validación son las pruebas de vuelo. Se espera que los proveedores de datos hagan todo lo posible para proporcionar los datos de prueba de vuelo requeridos. Si existe algún dato de prueba de vuelo (realizado durante la certificación o cualquier otra campaña de prueba de vuelo) que aborde el requisito, se deben proporcionar estos datos de prueba. Si existe alguna posibilidad de realizar esta prueba de vuelo durante la ocasión de un nuevo programa de pruebas de vuelo, esto debe hacerse y proporcionarse en el paquete de datos en el próximo número. Cuando estos datos de prueba de vuelo no estén realmente disponibles, las fuentes alternativas de datos pueden ser aceptables utilizando la siguiente jerarquía de preferencias:

- Primero: como se define en las pruebas de vuelo en una condición / configuración alternativa pero casi equivalente.
- Segundo: datos de una simulación de ingeniería auditada como se define en la *RAC-STD 025* de una fuente aceptable (por ejemplo, cumple con las pautas establecidas en el *apéndice 11*, o como se usa para la certificación de aeronaves.
- Tercero: datos de performance del avión como se define en la *RAC-STD 025* u otras fuentes publicadas aprobadas (por ejemplo, programa de pruebas de vuelo de producción) para las siguientes pruebas:
- (i) 1.c (1) ascenso normal, todos los motores;
 - (ii) 1.c (2) ascenso del segundo segmento con un motor inoperativo;
 - (iii) 1.c (3) ascenso en ruta con un motor inoperativo;
 - (iv) 1.c (4) ascenso de aproximación con un motor inoperativo para aviones con responsabilidad de congelamiento;
 - (v) 1.e (3) distancia de frenado, frenos de las ruedas, pista mojada y prueba; y
 - (vi) 1.e (4) distancia de frenado, frenos de las ruedas, pista con hielo.
- Cuarto: Cuando no se disponga de otros datos, solo en circunstancias excepcionales, las siguientes fuentes pueden ser aceptables, sujeto a una revisión caso por caso con las autoridades competentes interesadas, teniendo en cuenta el nivel de calificación buscado para el FSTD:

- i. fuentes inéditas pero aceptables, por ejemplo, cálculos, simulaciones, video u otros medios simples de análisis o grabación de pruebas de vuelo; o
- ii. Datos de la prueba de huella del FSTD de formación real que requiera calificación validada mediante evaluación subjetiva por un piloto designado por la autoridad competente.

En ciertos casos, puede tener sentido desde el punto de vista de la ingeniería proporcionar más de una prueba para respaldar un requisito de prueba objetivo particular. Un ejemplo es una prueba de control de velocidad mínima (en tierra) (Vmcg), donde el motor de prueba de vuelo y el perfil de empuje no coinciden con el motor simulado. La prueba VMCG podría ejecutarse dos veces, una con el perfil de empuje de la prueba de vuelo como entrada y una segunda vez con una respuesta totalmente integrada a un corte de combustible en el motor simulado.

Para aviones certificados antes de la fecha de emisión de una enmienda, un operador puede, después de que los intentos razonables no hayan logrado obtener datos de prueba de vuelo adecuados, indicar en el MQTG dónde los datos de prueba de vuelo no están disponibles o no son adecuados para una prueba específica. Para cada caso, cuando no se disponga de los datos preferidos, se debe proporcionar una justificación en la que se expongan las razones del incumplimiento y se justifiquen los datos alternativos o las pruebas.

Estos fundamentos deben registrarse claramente dentro de la hoja de ruta de datos de validación (VDR) de acuerdo con y como se define en el Apéndice 4 de esta regulación.

Debe reconocerse que puede llegar un momento en el que haya tan pocos datos de pruebas de vuelo compatibles disponibles que se requieran nuevas pruebas de vuelo.

APÉNDICE 10 REQUISITOS TÉCNICOS GENERALES PARA LOS NIVELES DE CALIFICACIÓN DE UN FSTD

Este Apéndice resume los requisitos técnicos generales para Simuladores de Vuelo Completos de nivel A, B, C y D (FFS), Dispositivos de Instrucción de Vuelo de nivel 1 y 2 (FTD), Instructores de Procedimientos de Navegación de Vuelo de nivel I, II y IIMCC (FNPT) y Dispositivos de Instrucción de Instrumentos Básicos (BITD).

Tabla 1: Requisitos técnicos generales para simuladores de vuelo completo (FFS) de nivel A, B, C y D

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales
A	- El nivel más bajo de complejidad técnica de un FFS. - Una réplica cerrada a escala real de la cabina del piloto / cabina de vuelo del avión que incluye la simulación de todos los sistemas, instrumentos, equipos de navegación, comunicaciones y sistemas de precaución y advertencia. - Se debe proporcionar una estación para el instructor con asiento. También deberían proporcionarse asientos para los miembros de la tripulación de vuelo y dos asientos para los inspectores / observadores. - Las fuerzas de control y las características de desplazamiento deben corresponder a las del avión replicado y deben responder de la misma manera que el avión en las mismas condiciones de vuelo. - Se permite el uso de datos específicos de clase adaptados al tipo de avión específico con la fidelidad suficiente para cumplir con las pruebas objetivas, así como, las funciones y pruebas subjetivas. - Se permiten modelos genéricos que repliquen el efecto suelo y el manejo en tierra. - Se requieren sistemas de movimiento, visuales y de sonido suficientes para respaldar la capacitación, las pruebas y la verificación de los créditos solicitados. - El sistema visual debe proporcionar al menos un campo de visión de 45 grados en la parte horizontal y 30 grados en la vertical por piloto. - La respuesta a las entradas de control no debería ser superior a 300 ms más que la experimentada en el avión.
B	- Lo mismo que el nivel A, pero con las siguientes adiciones o enmiendas: - Los datos de prueba de vuelo de validación deben usarse como base para el vuelo y el rendimiento y las características de los sistemas. - También, la programación de manejo en tierra y aerodinámica debe incluir la reacción del efecto del suelo y las características de manejo derivarse de los datos de prueba de vuelo de validación.
C	- El segundo nivel más alto de fidelidad FFS. - Lo mismo que el nivel B, pero con las siguientes adiciones o enmiendas: - Se requiere un sistema visual de luz diurna / crepúsculo / nocturno con un campo de visión continuo, cruzado y colimado mínimo que proporcione a cada piloto un campo de visión horizontal de 180 grados y vertical de 40 grados. - Debe proporcionarse un sistema de movimiento de seis grados de libertad. La simulación de sonido debe incluir los sonidos de la precipitación y otros ruidos de avión significativos perceptibles para el piloto y debe poder reproducir los sonidos de un aterrizaje forzoso. - La respuesta a las entradas de control no debe ser mayor de 150 ms que la experimentada en el avión. Debe proporcionarse una simulación de cizalladura o cortantes del viento. - Debe estar disponible un mecanismo de retroalimentación en la estación de operación del instructor (IOS) para la capacitación en prevención y recuperación de actitudes inusuales (UPRT).

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales
D	- El nivel más alto de fidelidad FFS. - Lo mismo que el nivel C, pero con las siguientes adiciones o enmiendas: - Un conjunto extendido de pruebas de buffet de sonido y movimiento.

Tabla 2 - Requisitos técnicos generales para los FTD de nivel 1 y 2

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales
1	- Tipo específico con al menos un sistema completamente representado. - Cabina de vuelo cerrada o abierta. - La elección de los sistemas simulados es responsabilidad de la organización que busca la aprobación o re-aprobación del curso. - El sistema de avión simulado debería cumplir con las pruebas subjetivas y objetivas pertinentes para ese sistema.
2	- Tipo de dispositivo específico con todos los sistemas aplicables completamente representados. - Una cabina de vuelo cerrada con una estación de instructor a bordo. - Dinámica de vuelo genérica o específica del tipo (pero debe ser representativa al performance de la aeronave). - Controles de vuelo primarios que controlan la trayectoria de vuelo y son ampliamente representativos de las características de control del avión. - Sonidos significativos. - Control de condiciones atmosféricas. - Base de datos de navegación suficiente para soportar los sistemas simulados del avión.

Tabla 3A - Requisitos técnicos generales para los FNPT de tipo I

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales
FNPT Tipo I	- Una cabina de vuelo suficientemente cerrada para excluir distracciones, que replicará a la del avión o clase de avión simulada y en la que el equipo de navegación, interruptores y controles operarán y representarán a los de ese avión o clase de avión. - Se debe proporcionar un puesto de instructor con asiento y debe proporcionar una vista adecuada de los paneles y el puesto de los miembros de la tripulación. - Efectos de los cambios aerodinámicos para varias combinaciones de resistencia y empuje que normalmente se encuentran en vuelo, incluido el efecto del cambio en la actitud del avión, el deslizamiento lateral, la altitud, la temperatura, el peso, la ubicación y la configuración del centro de gravedad. - Datos de navegación completos para al menos cinco aeropuertos diferentes con los correspondientes procedimientos de aproximación de precisión y no precisión, incluida la actualización actual para un período de tres meses. - Dispositivo de reconocimiento de pérdida (stall) correspondiente al avión o clase de avión replicado.

Tabla 3B - Requisitos técnicos generales para los FNPT de tipo II

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales
FNPT Tipo II	- Lo mismo que el tipo I, pero con las siguientes adiciones o enmiendas: - Una cabina de vuelo cerrada, incluida la estación del instructor.

	• Los asientos de los miembros de la tripulación deberían estar provistos de un ajuste suficiente para permitir que el ocupante alcance la posición de referencia del ojo diseñada de acuerdo con el avión o clase de avión y para que el sistema visual se instale para alinearse con esa posición del ojo. • Fuerzas y recorridos de control que responden de la misma manera bajo las mismas condiciones de vuelo que el avión o clase de avión que se simula. • Los interruptores o “breakers” deberían funcionar con precisión cuando estén involucrados en procedimientos o fallas que requieran o involucren la respuesta de la tripulación de vuelo. • El modelado aerodinámico debería reflejar: (a) los efectos del congelamiento en la estructura del avión; (b) el momento de balanceo debido a la guiñada. • Debería proporcionarse un modelo genérico de manejo en tierra que permita que los sistemas de sonido y visuales produzcan efectos representativos del “flare: o acercamiento al suelo y los aterrizajes. • Los sistemas deberían estar operativos en la medida en que sea posible realizar todas las operaciones normales, anormales y de emergencia que sean apropiadas para el avión o clase de aviones que se simula y según se requiera para la instrucción. • Sonidos significativos de la cabina de vuelo. • Un sistema visual (noche / crepúsculo o día) capaz de proporcionar un campo de visión de un mínimo de 45 grados horizontalmente y 30 grados verticalmente, a menos que esté restringido por el tipo de avión, simultáneamente para cada piloto. No es necesario colimar el sistema visual. (foco de luz único) • Las respuestas del sistema visual y los instrumentos de la cabina de vuelo a las entradas de control deberían estar estrechamente acopladas para proporcionar la integración de las señales necesarias.
--	---

Tabla 3C - Requisitos técnicos generales para los FNPT de MCC de tipo II

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales
FNPT Tipo II MCC	• Para uso en entrenamiento de licencias de Tripulación de Cooperación Múltiple (MCC) - con instrumentación e indicadores adicionales para el tipo II según se requiere para entrenamiento y operación de MCC. Referencia CA Apéndice 1 a) 3)

Tabla 4 - Requisitos técnicos generales para BITD

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales
BITD	• Una estación de piloto para estudiantes que representa una clase de avión lo suficientemente cerrada como para excluir distracciones. • Los interruptores y todos los controles deberían ser de un tamaño, forma y ubicación representativos y deberían funcionar y representar los de la clase de avión simulado. • Además del asiento del piloto, deben proporcionarse disposiciones de visualización adecuadas para el instructor que permitan una vista adecuada de los paneles del piloto. • Las fuerzas y recorridos de control, así como, el rendimiento del avión debería ser representativos de la clase de avión simulada. • Equipo de navegación para vuelos bajo IFR con tolerancias representativas. También debería incluir equipo de comunicación.

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales
	• Base de datos de navegación completa para al menos tres aeropuertos con los correspondientes procedimientos de aproximación de precisión y no precisión, incluidas las actualizaciones periódicas. • El sonido del motor debe estar disponible. • Controles del instructor de las condiciones atmosféricas y para poder configurar y restablecer las fallas relacionadas con los instrumentos de vuelo, las ayudas a la navegación, los controles de vuelo, las operaciones con motor fuera de servicio (solo para aviones multimotor). • Dispositivo de reconocimiento de pérdida (stall) correspondiente a la clase de avión simulado.

APENDICE 11 DATOS DE VALIDACIÓN DEL SIMULADOR DE INGENIERÍA

- (a) Cuando una simulación de validación de prueba de vuelo completa se modifique como resultado de cambios en la configuración de la aeronave simulada, un fabricante de aeronaves calificado puede optar, con un acuerdo previo de la autoridad competente, suministrar datos de validación de un simulador de ingeniería "auditado" / simulación para complementar selectivamente los datos de las pruebas de vuelo. Esta disposición se limita a los cambios que son de naturaleza incremental, que se entienden fácilmente y están bien definidos.
- (b) Para estar calificado y poder suministrar datos de validación del simulador de ingeniería, un fabricante de aeronaves debe:
 - (1) tienen un historial comprobado de desarrollo de paquetes de datos exitosos;
 - (2) han demostrado métodos de predicción de alta calidad a través de comparaciones de datos predictivos y validados por pruebas de vuelo;
 - (3) tienen un simulador de ingeniería que:
 - (i) tiene modelos que se ejecutan en un sistema de manera integrada;
 - (ii) utiliza los mismos modelos que se divulgaron a la comunidad de formación (que también se utilizan para producir documentos y pruebas de coincidencia independiente
 - (iii) se utiliza para respaldar el desarrollo y la certificación de aeronaves.
 - (1) utilizar la simulación de ingeniería para producir un conjunto representativo de casos integrados de la prueba de coincidencia; y
 - (2) tener un sistema de control de configuración aceptable que cubra el simulador de ingeniería y todas las demás simulaciones de ingeniería pertinentes.
- (b) Los fabricantes de aeronaves que deseen aprovechar esta disposición alternativa deben comunicarse con la autoridad competente lo antes posible.
- (c) Para una solicitud inicial, cada solicitante debe demostrar su capacidad para calificar a satisfacción de la Agencia, de acuerdo con los criterios en esta y *Apéndice y el Apéndice 12*.

APENDICE 12 DATOS DE VALIDACIÓN DE SIMULACIÓN DE INGENIERÍA: PAUTAS DE APROBACIÓN

(a) Antecedentes

- (1) En el caso de modelos de simulación validados por pruebas de vuelo completas de una aeronave derivada nueva o importante, es probable que estos modelos se vuelvan progresivamente poco representativos a medida que se revisa la configuración de la aeronave.
- (2) Tradicionalmente, se ha revisado la configuración de la aeronave, los modelos de simulación también se han revisado para reflejar los cambios. En el caso de modelos aerodinámicos, de motores, de control de vuelo y de asistencia en tierra, este proceso de revisión normalmente da como resultado la recopilación de datos de prueba de vuelo adicionales y la posterior publicación de nuevos modelos y datos de validación.
- (3) La calidad de la predicción de los modelos de simulación ha avanzado hasta el punto en que las diferencias entre los modelos de validación de pruebas de vuelo y los pronosticados son a menudo bastante pequeñas.
- (4) Los principales fabricantes de aeronaves utilizan los mismos modelos de simulación en sus simulaciones de ingeniería que se entregaron a la comunidad de entrenamiento. Estas simulaciones varían desde simuladores de ingeniería física con y sin hardware de aeronave hasta simulaciones basadas en estaciones de trabajo en tiempo no real.

(b) Pautas de aprobación: para usar datos de validación de simuladores de ingeniería

- (1) El sistema actual de requerir datos de pruebas de vuelo como referencia para la validación de los simuladores de entrenamiento debería continuar.
- (2) Cuando una simulación completamente validada por pruebas de vuelo se modifica como resultado de cambios en la configuración de la aeronave simulada, un fabricante de aeronaves calificado puede optar, con el acuerdo previo de la autoridad competente, para suministrar datos de validación de un simulador / simulación de ingeniería para complementar de forma selectiva los datos de las pruebas de vuelo.
- (3) En los casos en que se utilicen datos de un simulador de ingeniería, el proceso de simulación de ingeniería debería ser auditado por la autoridad competente.
- (4) En todos los casos, debería desarrollarse un paquete de datos verificado según las normas vigentes en comparación con las pruebas de vuelo para la configuración de entrada en servicio de la aeronave de referencia.
- (5) Cuando los datos del simulador de ingeniería se utilizan como parte de una guía de prueba de calificación (QTG), se espera una coincidencia esencial como se describe en el Apéndice 1.
- (6) En los casos en que se prevea el uso de datos de simulación de ingeniería, debe presentarse una propuesta completa a los organismos reguladores apropiados. Dicha propuesta debe contener evidencia de los logros obtenidos del fabricante de aeronaves en modelado de alta fidelidad.
- (7) El proceso debería ser aplicable a un paso de una simulación totalmente validada en vuelo.
- (8) Debería mantenerse un proceso de gestión de la configuración, incluida una pista o guía de auditoría que defina claramente los cambios del modelo de simulación paso a paso, alejándose de una simulación completamente validada en vuelo, de modo que sea posible eliminar los cambios y volver a la línea de base (vuelo validado).
- (9) Las autoridades competentes deben realizar revisiones técnicas del plan propuesto y los datos de validación subsiguientes para establecer la aceptabilidad de la propuesta.
- (10) El procedimiento debe considerarse completo cuando se emita una declaración de aprobación. Esta declaración debe identificar fuentes de datos de validación aceptables.

- (11) Para ser admisible como una fuente alternativa de datos de validación, un simulador de ingeniería debe:
- (i) existir como una entidad física, completa con un representante de la cabina de vuelo de la clase de aeronave afectada, con controles suficientes para el vuelo manual;
 - (ii) tener un sistema visual y preferiblemente también un sistema de movimiento;
 - (iii) cuando sea apropiado, tener cajas de aviónica reales intercambiables con las simulaciones de software equivalentes, para respaldar la validación del software publicado;
 - (iv) contar con un riguroso sistema de control de configuración que cubra hardware y software; y
 - (v) resultar ser una representación de alta fidelidad de la aeronave para los pilotos, los fabricantes, operadores y la autoridad competente.
- (12) El procedimiento preciso seguido para obtener la aceptación de los datos del simulador de ingeniería variará de un caso a otro entre los fabricantes de aeronaves y el cambio en el tipo. Independientemente de la solución propuesta, las simulaciones / simuladores de ingeniería deben ajustarse a los siguientes criterios:
- (i) los modelos de simulación originales (de referencia) deberían haber sido completamente validados en las pruebas de vuelo;
 - (ii) los modelos distribuidos por el fabricante de la aeronave a la industria para su uso en el entrenamiento de FSTD deberían ser esencialmente idénticos a los utilizados por el fabricante de la aeronave en sus simuladores / simuladores de ingeniería; y
 - (iii) estos simuladores / simulación de ingeniería deberían haberse utilizado como parte del proceso de diseño, desarrollo y certificación de la aeronave.
- (13) Los FSTD de instrucción que utilicen estos modelos de simulación de línea de base deberían estar calificados actualmente con al menos normas reconocidas internacionalmente, como las que figuran en el Documento 9625 de la OACI, Manual de criterios para la calificación de simuladores de vuelo (1995 o posteriores enmiendas).
- (14) El tipo de modificaciones cubiertas por este procedimiento alternativo se limitará a aquellas con efectos bien entendidos:
- (i) software (por ejemplo, computadora de control de vuelo, piloto automático, etc.);
 - (ii) revisiones geométricas simples (en términos aerodinámicos) (por ejemplo, longitud del fuselaje);
 - (iii) motores, limitados a aeronaves sin hélice;
 - (iv) límites de desviación / aparejo / engranajes del sistema de control; y
 - (v) revisiones de frenos, neumáticos y dirección.
- (15) Se espera que el fabricante que desee aprovechar este procedimiento alternativo demuestre una sólida base de ingeniería para su enfoque propuesto. Dicho análisis debería mostrar que los efectos previstos de los cambios fueron de naturaleza incremental y fáciles de entender y bien definidos, lo que confirma que no se requieren datos adicionales en las pruebas de vuelo. En el caso de que los efectos predichos no se consideren suficientemente precisos, podría ser necesario recopilar un conjunto limitado de datos de pruebas de vuelo para validar los incrementos predichos.
- (16) La Agencia debe revisar todas las solicitudes de este procedimiento.

APENDICE 13 ORIENTACIÓN SOBRE PÉRDIDA DE CONTROL, PÉRDIDA (INCLUSO EN CONDICIONES DE FORMACIÓN DE HIELO) Y CALIFICACIÓN DE FSTD

(a) Tabla de estándares de dispositivos de entrenamiento de simulación de vuelo del Apéndice 1 f) (ver CA Apéndice 13)

(1) General, h.3:

(i) un piloto debidamente calificado debería:

- (A) poseer una calificación de habilitación de tipo para el avión que se está simulando; y
- (B) estar familiarizado con los escenarios alterados y los métodos de recuperación asociados, así como con las señales necesarias para lograr los objetivos de capacitación requeridos;

(ii) la declaración de cumplimiento (SOC) también debe confirmar que, para cada escenario de alteración, la maniobra de recuperación se puede realizar de manera que el FSTD no exceda el sobre de entrenamiento del FSTD, o cuando se excedan los límites, que el FSTD esté dentro de los umbrales de confianza en la precisión de la simulación;

(iii) la degradación poco realista de la funcionalidad del FSTD (como la degradación de la eficacia del control de vuelo) para hacer que un avión pierda el control no es aceptable a menos que se utilice únicamente como una herramienta para reposicionar el FSTD sin afectación o participación del piloto; y

(iv) se debería considerar los aviones con protección de límites de vuelo, ya que colocar artificialmente el avión en una actitud especificada puede inicializar incorrectamente las leyes de control de vuelo.

(2) 1. Generalidades, artículo 1:

(i) el FSTD debe ser evaluado para maniobras específicas de recuperación de actitudes inusuales; un conjunto mínimo de maniobras:

- (A) maniobra inusual con actitud de nariz arriba y alas niveladas;
- (B) maniobra inusual con actitud de nariz abajo; y
- (C) maniobra inusual con banqueo alto;

(ii) otros escenarios de recuperación de actitudes inusuales, desarrollados por el operador del FSTD, deben evaluarse de la misma manera; y

(iii) estas evaluaciones deben ponerse a disposición del instructor / evaluador.

(3) 1. Generalidades, artículo 2:

(i) para fines de continuidad, el modelo debe seguir siendo utilizable más allá de los límites de entrenamiento del FSTD en la medida en que permita completar el entrenamiento de recuperación; y

(ii) cuando existan limitaciones conocidas en el modelo aerodinámico para maniobras de eventos de pérdida particulares (tales como configuración del avión, métodos de entrada de aproximación a pérdida y rango limitado para la continuidad del modelado), estas limitaciones deben declararse en el SOC requerido.

(4) 1. Generalidades, artículo 3:

- (i) el modelo aerodinámico de pérdida debe incluir la degradación de la estabilidad direccional lateral estática / dinámica;
- (ii) degradación en la respuesta de control (cabeceo, alabeo o banqueo y guiñada);
- (iii) respuesta de banqueo no comandada o banqueo que requiera una deflexión de control significativa para contrarrestar;
- (iv) aparente aleatoriedad o no repetitividad;
- (v) cambios en la estabilidad del cabeceo;
- (vi) efectos Mach; y
- (vii) buffet de pérdida, según corresponda al tipo de avión;
- (viii) según sea apropiado para el tipo de avión, el modelo debería ser capaz de capturar las variaciones observadas en las características de pérdida de la aeronave (por ejemplo, la presencia o ausencia de una interrupción de cabeceo, un golpe disuasorio u otras indicaciones de pérdida cuando esté presente en el avión);
- (ix) cuando existan limitaciones conocidas en el modelo aerodinámico para maniobras de pérdida particulares (como la configuración del avión y los métodos de entrada en pérdida), estas limitaciones deben declararse en el SOC requerido;
- (x) el instructor debería disponer de una guía específica que comunique claramente las configuraciones de vuelo y las maniobras de pérdida que han sido evaluadas en el FSTD para su uso en el entrenamiento; y
- (xi) Los FSTD que deben estar calificados para las tareas de entrenamiento de pérdida completa también deben cumplir con las disposiciones de la estación de operación del instructor (IOS) para las tareas de entrenamiento de prevención y recuperación de actitudes inusuales (UPRT) como se describe en "1. General, h.2 'de la tabla de estándares FSTD.

(b) Pruebas de validación FSTD

(1) Prueba de características de pérdida:

- (i) Las entradas de control deben trazarse y demostrar la tendencia y magnitud correctas.
- (ii) Cada una de las siguientes entradas de pérdida debe demostrarse en al menos una de las tres condiciones de vuelo (consulte la Tabla de prueba de validación del FSTD, 8 (a)):
 - (A) entrada en pérdida con alas niveladas (1g);
 - (B) entrada en pérdida en vuelo con viraje de al menos 25° de ángulo de inclinación (pérdida acelerada); y
 - (C) entrada en pérdida en una condición con motores encendidos (requerido solo para aviones propulsados por hélice).
- (iii) La condición de vuelo de crucero debe realizarse en una configuración de flaps retractados (limpia). La condición de vuelo de ascenso del segundo segmento debe usar un ajuste de flap diferente al de la condición de vuelo de aproximación o aterrizaje.
- (iv) La señal de advertencia de pérdida y el golpe (buffet) inicial, si corresponde, deben registrarse. Los datos del historial de tiempo deben registrarse para una pérdida completa hasta la recuperación del vuelo normal. La señal de advertencia de pérdida debe ocurrir en la relación adecuada con el buffet stall.

Los FSTD de aviones que muestren un cambio repentino de actitud de cabeceo o "g break" deben demostrar esta característica. Los FSTD de aviones que exhiban una autoridad de control de roll-off o pérdida de banqueo deben demostrar esta característica.

- (v) Las tolerancias numéricas no son aplicables más allá del ángulo de ataque de pérdida, pero deben demostrar la tendencia correcta durante la recuperación. *CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3)-1* para obtener información adicional sobre las fuentes de datos y los rangos de ángulo de ataque requeridos
- (vi) Para aviones con sistemas de protección de envolvente de pérdida, la prueba en modo normal solo se requiere en un rango de ángulo de ataque necesario para demostrar el funcionamiento correcto del sistema. Estas pruebas pueden usarse para satisfacer las pruebas de maniobra de vuelo y protección de envolvente requeridas (ángulo de ataque) del *Apéndice 2*. Los estados de control no normales deben probarse mediante la identificación y recuperación de la pérdida.
- (vii) En los casos en que los datos de validación de la prueba de vuelo sean limitados debido a consideraciones de seguridad del vuelo, los datos de validación del simulador de ingeniería pueden usarse en lugar de los datos de validación de la prueba de vuelo para ángulos de ataque que excedan la activación de un sistema de protección de pérdida o palanca.
- (viii) El umbral de percepción del golpe o buffet debe basarse en 0,03 g de aceleración normal de pico a pico por encima del ruido de fondo en el asiento del piloto. La sacudida inicial se basará en la aceleración normal en el asiento del piloto con un valor pico a pico mayor en relación con el umbral de percepción de la sacudida (algunos fabricantes de fuselajes han utilizado 0,1 g pico a pico). Demuestre la tendencia correcta en el crecimiento de la amplitud del balanceo desde el balanceo inicial hasta la velocidad de pérdida para la aceleración normal y lateral.
- (ix) El buffet máximo puede estar limitado según la capacidad / limitaciones de la plataforma de movimiento u otras limitaciones del sistema de simulación. Si el buffet máximo es limitado, el límite debe ser suficiente para permitir un uso adecuado en el entrenamiento (por ejemplo, no menos de 0,5 g pico a pico) y, en cualquier caso, el instructor debe ser informado de las limitaciones.
- (x) Las pruebas se pueden realizar en los centros de gravedad (CG) y los pesos típicamente requeridos para las pruebas de pérdida de certificación del avión.
- (xi) Esta prueba es solo para FSTD que deben estar calificados para realizar tareas completas de entrenamiento en pérdida.
- (xii) Cuando se utiliza la validación de simulación de ingeniería aprobada, no se aplican las tolerancias de ingeniería reducidas (como se define en el *Apéndice 3*)

(A) Prueba de características de aproximación a pérdida:

- (i) Los desplazamientos de control y las superficies de control de vuelo deben trazarse y demostrar la tendencia y magnitud correctas.
- (ii) Cada una de las siguientes entradas de pérdida debe demostrarse en al menos una de las tres condiciones de vuelo (consulte la Tabla de prueba de validación del FSTD, 8 (b)):
 - (A) entrada de aproximación a pérdida con las niveladas (1g);
 - (B) entrada de aproximación a pérdida en vuelo girando con al menos 25 ° de ángulo de inclinación (pérdida acelerada); y

- (C) Entrada de aproximación a pérdida en condición de motor encendido (requerido solo para aviones propulsados por hélice).
 - (iii) La condición de vuelo de crucero debe realizarse en una configuración de flaps retractados (limpia). La condición de vuelo de ascenso del segundo segmento debe usar un ajuste de flap diferente al de la condición de vuelo de aproximación o aterrizaje.
 - (iv) Para aviones controlados por computadora (CCA) con sistemas de protección de los límites de pérdida, la prueba en modo normal solo se requiere en un ángulo de rango de ataque necesario para demostrar el funcionamiento correcto del sistema. Estas pruebas pueden usarse para satisfacer las pruebas de maniobra de vuelo y protección de límites requeridas (ángulo de ataque) del *Apéndice 2*.
- (B) Demostración de los efectos del congelamiento del motor y en la estructura del avión (alto ángulo de ataque):
- (i) Lapso de tiempo de una pérdida total y el inicio de la recuperación: las pruebas tienen por objeto demostrar los efectos aerodinámicos representativos causados por la acumulación de hielo en vuelo. No se requieren datos de validación de la prueba de vuelo.
 - (ii) Se requieren dos pruebas para demostrar los efectos de la formación de hielo en el motor y la estructura del avión. Una prueba que demuestra el rendimiento de referencia de los FSTD sin acumulación de hielo, y la segunda prueba demuestra los efectos aerodinámicos de la acumulación de hielo en relación con la prueba de referencia.
 - (iii) La prueba debe utilizar el (los) modelo (s) de formación de hielo como se describe en el SOC requerido en el *Apéndice 1, 1.t.1*. La prueba debe incluir una justificación que describa los efectos de la formación de hielo que se están demostrando. Los efectos de formación de hielo pueden incluir, entre otros, los siguientes efectos, según corresponda al tipo de avión en particular:
 - (C) disminución del ángulo de ataque durante la pérdida;
 - (D) cambios en el momento de cabeceo;
 - (E) disminución de la eficacia del control;
 - (F) cambios en las fuerzas de control;
 - (G) aumento de la resistencia;
 - (H) cambio en las características del buffet de la pérdida y el umbral de percepción; y
 - (I) efectos del motor (reducción / variación de potencia, vibración, etc. Donde se espera que estén presentes en el avión con un escenario de acumulación de hielo que se está probando).
 - (iv) Las pruebas se evalúan para determinar los efectos representativos sobre los parámetros aerodinámicos relevantes y otros, tales como, el ángulo de ataque, las entradas de control y los ajustes de empuje / potencia.

Los parámetros registrados (en el resultado de la prueba de validación) deben incluir lo siguiente:

- (A) altitud;
- (B) velocidad aérea;
- (C) aceleración normal;
- (D) potencia del motor;
- (E) ángulo de ataque;

- (F) actitud de cabeceo;
- (G) ángulo de inclinación lateral;
- (H) entradas de control de vuelo; y
- (I) aviso de pérdida e inicio de buffet durante la pérdida

En consulta pública

Sección 2

Circulares de asesoramiento (CA)

SECCIÓN 2

Circulares de Asesoramiento (CA)

1. GENERAL

- 1.1. Esta sección contiene las circulares de asesoramiento (CA) que ha sido aprobadas para ser incluidas en el RAC-STD.
- 1.2. Si un párrafo específico no tiene CA, se considera que dicho párrafo no requiere de ellas.

2. PRESENTACIÓN

- 2.1. Las numeraciones precedidas por las abreviaciones CA indican el número del párrafo de la RAC-STD a la cual se refieren.
- 2.2. Las abreviaciones se definen como sigue:

Circulares de Asesoramiento (CA) ilustran la Regulación situada en la Sección 1. Las Circulares de Asesoramiento se dividen en Medios Aceptables de Cumplimiento (MAC) y el Material Explicativo e Informativo (MEI).

Medios Aceptables de Cumplimiento (MAC) ilustran los medios o las alternativas, pero no necesariamente los únicos medios posibles, para cumplir con un párrafo específico del RAC-STD

Material Explicativo e Informativo (MEI) ayudan a explicar el significado de una Regulación.

- 2.3. El texto de la presente Sección está escrito en arial 10; y las notas explicativas que no son parte de las CA aparecen en letra arial 8.

CA Apéndice 1 a) 1) Orientación sobre diseño y calificación de simuladores de vuelo completo (FFS) de avión de nivel 'A'

(a) Antecedentes

- (1) Al determinar la rentabilidad de cualquier FSTD, se deben tener en cuenta muchos factores, tales como:
 - (i) ambiente
 - (ii) seguridad
 - (iii) precisión
 - (iv) repetitividad
 - (v) calidad y profundidad de la formación
 - (vi) clima y espacio aéreo abarrotado
- (2) Los requisitos establecidos por los diversos organismos reguladores para el nivel más bajo de FFS no parecen haber estado promoviendo el interés anticipado en la adquisición de FFS de menor costo para los aviones más pequeños utilizados por la comunidad de la aviación general.
- (3) Los generadores de costos significativos asociados con la producción de cualquier FSTD son:
 - (i) tipo de paquete de datos específicos
 - (ii) datos de prueba de vuelo QTG
 - (iii) sistema de movimiento
 - (iv) sistema visual
 - (v) controles de vuelo
 - (vi) partes de aviones

Nota: Para intentar reducir el costo de propiedad de un FFS de nivel A, cada elemento ha sido examinado por turno y con miras a relajar los requisitos cuando sea posible mientras se reconocen los créditos de capacitación, verificación y prueba permitidos en dicho dispositivo.

(b) Paquete de datos

- (1) El costo de recopilar datos específicos de pruebas de vuelo suficientes para proporcionar un modelo completo de la aerodinámica, los motores y los controles de vuelo puede ser significativo. Se recomienda el uso de un paquete de datos específico de clase que pueda adaptarse para representar un tipo específico de avión (por ejemplo, PA34 a PA31). Esto puede permitir que un paquete de datos de línea de base gemelo ligero bien diseñado se sintonice cuidadosamente para representar adecuadamente cualquiera de una gama de aviones similares. Dicho trabajo, incluida la justificación y la justificación de los cambios, debe documentarse cuidadosamente y ponerse a disposición de la AAC para su consideración como parte del proceso de calificación. Tenga en cuenta que para este nivel inferior de FFS, se permite el uso de modelos genéricos de asistencia y de efecto en tierra genéricos.
- (2) Sin embargo, se deben requerir datos de prueba de vuelo específicos para satisfacer las necesidades de cada prueba relevante dentro del QTG. Reconociendo el costo de recopilar dichos datos, se deben tener en cuenta los siguientes puntos:
 - (i) Para esta clase de FFS, gran parte de la información de las pruebas de vuelo podría recopilarse por medios simples, por ejemplo, cronómetro, lápiz y papel o video. Sin embargo, deben presentarse detalles completos de los métodos de prueba y las condiciones iniciales.

- (ii) Se han reducido las tolerancias de varias pruebas dentro del QTG a la tendencia y magnitud correctas (CT&M), evitando así la necesidad de datos específicos de prueba de vuelo.
- (iii) El uso de CT&M no debe tomarse como una indicación de que se pueden ignorar ciertas áreas de simulación. De hecho, en la clase de avión contemplada que podría aprovechar el nivel A, es imperativo que las características específicas estén presentes, y los efectos incorrectos serían inaceptables (por ejemplo, si el avión tiene una estabilidad en espiral positiva débil, no sería aceptable para el FFS para exhibir estabilidad espiral neutra o negativa).
- (iv) Cuando se utilice CT&M, se recomienda encarecidamente que se utilice un sistema de registro automático para registrar los resultados de la línea de base, evitando así los efectos de posibles opiniones subjetivas divergentes en las evaluaciones recurrentes.

(c) Movimiento

- (1) Para el nivel un FFS nivel A, no se ha especificado en detalle los requisitos tanto para la señalización primaria como para la simulación de buffet. Tradicionalmente, para la señalización primaria, se ha puesto énfasis en el número de ejes disponibles en el sistema de movimiento. Para este nivel de FFS, el fabricante de FFS debe poder decidir sobre la complejidad del sistema de movimiento. Sin embargo, durante la evaluación, el sistema de movimiento debe evaluarse subjetivamente para asegurarse de que respalda la tarea de pilotaje, incluidas las fallas del motor, y nunca proporciona señales negativas.
- (2) La simulación de buffet es importante para agregar realismo a la simulación general; para el nivel A, los efectos pueden ser simples, pero deben ser apropiados, en armonía con las señales sonoras y nunca proporcionar un entrenamiento negativo.

(d) Visual

- (1) Aparte del campo de visión (FOV), no se especifican criterios técnicos específicos para los sistemas visuales. Se reconoce la aparición de sistemas de luz diurna "solo tramas o ráster" de menor costo. La idoneidad del rendimiento del sistema visual debería determinarse por su capacidad para soportar las tareas de vuelo, p. Ej. "Indicación visual suficiente para respaldar cambios en la trayectoria de aproximación mediante el uso de la perspectiva de la pista".
- (2) Es posible que la óptica visual colimada no siempre sea necesaria. Un sistema de visualización directa de un solo canal debería ser aceptable para un FFS de un avión con una sola tripulación. (El riesgo aquí es que, si el avión se actualiza posteriormente a tripulación múltiple, el sistema visual sin colimación podría ser inaceptable).
- (3) El campo de visión vertical especificado (30 °) puede ser insuficiente para determinadas tareas. Algunos aviones más pequeños tienen grandes ángulos de visión hacia abajo que no pueden adaptarse al campo de visión vertical de $\pm 15^\circ$. Esto puede dar lugar a dos limitaciones:
 - (i) a la altura de decisión de todas las operaciones meteorológicas CAT I, es posible que no se vea el segmento de tierra visual apropiado; y
 - (ii) durante una aproximación, donde el avión pasa por debajo de la trayectoria de aproximación ideal, durante el posterior cabeceo hacia arriba para recuperarse, se puede perder la referencia visual adecuada para realizar un aterrizaje en la pista.

(e) Controles de vuelo

Los requisitos específicos para los controles de vuelo se mantienen sin cambios. Debido a que las

cualidades de manejo de los aviones más pequeños están inextricablemente entrelazadas con sus controles de vuelo, hay poco margen para relajar las pruebas y las tolerancias. Se podría argumentar que, con los sistemas de control reversibles, el barrido estático en el suelo debería de hecho ser reemplazado por pruebas "en el aire" más representativas. Se espera que los sistemas de carga de control de menor costo sean adecuados para satisfacer las necesidades de este nivel de simulación (es decir, eléctrico).

(f) Partes de aviones

Al igual que con cualquier nivel de FSTD, los componentes utilizados dentro de la cabina de vuelo no necesitan ser partes de un avión; sin embargo, cualquier pieza utilizada debe ser lo suficientemente robusta para soportar las tareas de entrenamiento. Además, un FFS de nivel A es específico del tipo, por lo que todos los interruptores, instrumentos, controles, etc. relevantes dentro del área simulada deben verse y sentirse "como un avión".

CA Apéndice 1 a) 1) Orientación sobre Sistema Visual Mejorado (EVS) y calificación de Simuladores de Vuelo Completos (FFS)

(a) Aplicabilidad

- (1) Este proceso se aplica a todos los FFS utilizados para cumplir con los requisitos de verificación y capacitación de EVS según se detalla en los informes relevantes de JOEB o OEB de EASA para el tipo de aeronave en particular. Este documento representa un medio para calificar a un FFS. Se podría utilizar cualquier otro medio pero se requiere la aprobación previa de la autoridad competente.

(b) Certificado de cumplimiento

- (2) Se requiere una declaración de cumplimiento para aquellos FFS en los que el hardware EVS no está instalado como equipo original en la aeronave y, por lo tanto, se ha adaptado a la aeronave y al FFS. La declaración de cumplimiento debe confirmar que el hardware y el software agregados tienen la misma funcionalidad que el equipo de la aeronave. Debería requerirse un diagrama de bloques que muestre el flujo de la señal de entrada y salida en comparación con la aeronave.

(c) Estándares FFS

- (1) Los requisitos mínimos de FFS para calificar un sistema EVS en un FFS son los siguientes:
 - (i) el FFS debe estar calificado por EASA para el nivel C con una pantalla visual de luz diurna o nivel D;
 - (ii) el hardware y software del EVS FFS, incluidas las pantallas de la cabina, debería funcionar igual o equivalente al instalado en la aeronave;
 - (iii) la estación de operación del instructor (IOS) debe incluir una pantalla EVS de la escena representativa del EVS y del HUD, como se ve a través del cristal combinado de la pantalla frontal (HUD) del piloto o las pantallas de vuelo de la cabina; y
 - (iv) se debe modelar como mínimo un aeropuerto para EVS. Ese modelo debe tener un ILS y una aproximación de no precisión disponible (con VNAV si así lo requiere el manual de vuelo de la aeronave para ese tipo). Además del modelado EVS, el modelo de aeropuerto debe cumplir con los requisitos de CS-FSTD (A).

(d) Pruebas objetivas

- (1) Las pruebas en tierra y en vuelo necesarias para la calificación se enumeran a continuación. Los resultados de las pruebas de simulador generados por computadora deben proporcionarse para cada prueba. Los resultados deben producirse en un registrador multicanal, una impresora de línea u otro dispositivo de registro apropiado aceptable para la

autoridad competente. Se requieren historiales de tiempo a menos que se indique lo contrario. Se requieren las pruebas establecidas en la siguiente tabla 1:

	Pruebas	Tolerancia	Condiciones de vuelo	Comentarios
1.	Indicador de actitud del HUD frente al indicador de actitud del simulador (cabeceo y balanceo del horizonte)	Modelo de demostración		
2.	Prueba de registro de EVS	Modelo de demostración	Punto de despegue y 200 'AGL	Esta prueba valida la alineación visual del EVS
3.	EVS RVR y calibración de visibilidad	Modelo de demostración. La escena indica 350 m EVS RVR y la intensidad de luz correcta	Representante de la escena IR de 1600 my 5 km. Es posible que se elimine la escena visual	Esta prueba valida el RVR y la visibilidad del EVS
4.	Respuesta visual, EVS, de movimiento y de instrumentos de cabina. Retraso de transporte	150 ms or less after control movement, + or -30 ms from visual system, and not before motion response	Pitch, roll, yaw	Se requiere una prueba en cada eje. (Total de 3 pruebas)
5.	Crossover térmico EVS	Modelo de demostración	Día y noche	

Tabla 1: Pruebas objetivas

Nota: Debido a la posición de la cámara frente a la posición del ojo del piloto, esto debe verificarse tanto a 200 pies en el final (similar a un segmento visual de tierra) como en el suelo en el punto de despegue. A medida que se reduce la altura sobre el suelo (por ejemplo, en la posición de despegue), es posible observar los problemas de registro causados por el paralaje.

(e) Pruebas subjetivas

(1) Requisitos de las pruebas. Las pruebas en tierra y en vuelo y otras comprobaciones necesarias para la calificación del sistema EVS se enumeran a continuación. Incluyen maniobras y procedimientos para asegurar que el sistema EVS funcione y se desempeñe adecuadamente para su uso en el entrenamiento de pilotos y verificación de las maniobras y procedimientos delineados en el informe relevante de JOEB u OEB de EASA. Se podría utilizar otros informes relevantes de OEB de otra fuente, tal como la FAA pero lo debe aceptar la Autoridad Competente. La evaluación debe realizarse utilizando condiciones de luz diurna, crepúsculo y nocturno. La luz del día es la más difícil de simular.

- (i) IOS:
Verifique que el IOS tenga selecciones preestablecidas que coincidan con el programa de entrenamiento.
- (ii) Antes del vuelo:
Realice los procedimientos y verificaciones previas al vuelo normales, incluidas las advertencias y los anuncios.
- (iii) Taxi:
(A) Observe el paralaje causado por la posición de la cámara.
(B) Observe los peligros del suelo, especialmente otras aeronaves y el terreno cercano

- (C) Las señales pueden aparecer como un bloque (ilegible) debido a que no hay variación de temperatura entre las letras y el fondo.
- (iv) Despegue:
 - (A) Despegue normal en condiciones nocturnas de VMC. Observe el terreno y la escena visual circundante.
 - (B) Despegue por instrumentos utilizando ajustes visuales de RVR de 200 m. El RVR del EVS debería ser mejor que el RVR visual, es decir, + de 750 m
- (v) Operaciones en vuelo:
 - (A) Ajuste la escena a VMC y vea si el horizonte de la imagen es conforme con el horizonte visual y el horizonte combinado.
 - (B) Usando una escena nocturna o al atardecer de VMC, seleccione una tormenta eléctrica a una distancia de al menos 20 nm y vea si el generador de imágenes detecta las nubes.
- (vi) Aproximaciones:
 - (A) Aproximación normal en condiciones nocturnas de VMC.
 - (B) Aproximación ILS.
 - (a) Seleccione el ajuste preestablecido que permite al piloto ver la imagen del EVS a aproximadamente 500 pies. Esto debería preestablecer la visibilidad del EVS en aproximadamente 2300 m y el RVR visual en 750 m.
 - (b) Vuele o cambie la posición de la aeronave a 500 pies sobre el nivel del suelo (AGL) en el ILS. Congele la posición, el piloto en vuelo (PF) debería poder ver la imagen de las luces de aproximación a la pista. El piloto que no vuela (PNF) no debería poder ver ninguna luz. (Es aceptable una ligera aparición de las luces estroboscópicas, pero no luces fijas.)
 - (c) Continúe la aproximación y congele la posición a 200 pies AGL. El PF debería poder ver aproximadamente 1 mn por la pista, y el PNF debería poder adquirir visualmente las luces de aproximación y las luces de identificación del extremo de la pista (REIL).
 - (d) Continuar la aproximación y el aterrizaje. Observe el efecto floreciente de las luces del aeropuerto.
 - (C) Aproximación que no es de precisión.
 - (D) Aproximación frustrada.

Nota: Las referencias visuales requeridas para descender por debajo de la altitud de decisión (DA) publicada cuando se realizan aproximaciones por instrumentos con guía vertical, en este caso, el EVS debe seguir proporcionando información sobre la trayectoria de planeo y la alineación entre la DH y el contacto con la pista (touchdown). Durante el aterrizaje, la información de alineación visual debería estar disponible para el piloto.

(vii) Segmento visual y aterrizaje:

(A) Normal:

- (a) Desde una aproximación que no es de precisión.
- (b) Desde una aproximación de precisión.

(viii) Procedimientos anormales:

- (A) Mal funcionamiento del EVS en tierra.
- (B) Mal funcionamiento del EVS en vuelo.

(f) Guía de prueba de calificación (QTG)

- (2) La ATO debe desarrollar la declaración de cumplimiento, llevar a cabo la determinación y el registro del desempeño, y enviar el resultado información a la autoridad competente. La autoridad competente debe devolver el paquete a la ATO con instrucciones para incluir la información en el QTG.
- (3) El FFS debe programarse para una evaluación de acuerdo con los procedimientos normales. El uso de programas de evaluación periódica debe utilizarse en la mayor medida posible.
- (4) Durante la evaluación in situ, el evaluador debe solicitar a la ATO que ejecute las pruebas de performance y registre los resultados. Los resultados de estas pruebas en el sitio deben compararse con los resultados previamente aprobados y colocados en el QTG.
- (5) Los QTG para FFS nuevos o mejorados deben contener o hacer referencia a la información descrita en 2 a 4 de esta CA según corresponda para el FFS.

CA Apéndice 1 a) 1) Orientación sobre sistemas visuales antiguos y nuevas escenas visuales para Simuladores de Vuelo Completos (FFS)

(a) Antecedentes.

CS-FSTD (A) Las especificaciones de FFS para los sistemas visuales son por lo menos tres escenas de aeropuerto completamente simuladas (las llamadas escenas "reales"). Los sistemas visuales más antiguos están comenzando a experimentar limitaciones de estos sistemas visuales, ya que no pueden simular la cantidad de polígonos y puntos de luz necesarios para simular completamente los grandes aeropuertos actuales que se expanden a veces a cinco o más pistas, rutas de taxi complejas, etc.

El valor real de la formación para las aerolíneas, las aerolíneas solicitan que estos grandes aeropuertos sean modelados, de modo que los mismos se puedan utilizar para aspectos de formación y entrenamiento. Por lo tanto, la ATO modela estas escenas de acuerdo con las limitaciones del sistema visual, pero no pueden cumplir completamente con todas las especificaciones del CS-FSTD (A) FFS para poder calificar estas escenas como "reales". Debido a los avances en las técnicas de computadora y visualización, los sistemas visuales modernos pueden simular aeropuertos reales complejos con todo detalle. Se pueden simular todas las pistas y sistemas de iluminación disponibles, incluidas las luces ambientales en las inmediaciones del aeropuerto.

Los sistemas visuales más antiguos son menos capaces. Están limitados en el número de puntos de luz, polígonos y texturas que pueden mostrar. (píxeles). Los certificados de calificación inicial que se emitieron en las décadas de 1980 y 1990, cumplían con las especificaciones de esa época. Las escenas reales de esos días se modelaron de manera menos compleja debido a las capacidades del sistema. Estos sistemas visuales más antiguos, protegidos por derechos adquiridos, no son capaces de simular las escenas modernas de los grandes aeropuertos de hoy en día con a veces cinco pistas o más, rutas de taxi complejas, etc. Sin embargo, los usuarios todavía quieren usar esos simuladores para realizar su entrenamiento de vuelo y utilizando escenas visuales complejas porque resulta ser su base de operaciones o destino principal, por tal razón, solicitan a los operadores del simulador que simulen estas escenas. Por lo tanto, la ATO modela estas escenas de acuerdo con las limitaciones del sistema, pero no puede cumplir completamente con las especificaciones actuales de CS-FSTD (A) para poder calificarlas esas escenas visuales como "reales".

(b) Solución práctica.

- (1) La limitación típica de estos sistemas más antiguos descritos anteriormente es el número de pistas que se pueden simular y el nivel de detalle. Alternativamente, los aeropuertos más pequeños se pueden simular completamente, pero a veces son menos valiosos para fines de capacitación. La ATO puede entonces decidir:
 - (ii) Simular todo el contenido del aeropuerto (pistas) pero con menos detalle, reduciendo (drásticamente) el número de puntos de luz, texturas y polígonos utilizados. Esto puede resultar en un menor número de calles de rodaje, sin luces ambientales, etc.

- (iii) Para simular solo una parte del aeropuerto, pero con todo detalle. Esto podría resultar en la simulación de menos pistas con sus calles de rodaje y puntos de luz asociados.
 - (iv) Simular solo escenas visuales menos complejas que cumplan con las especificaciones CS-FSTD (A), pero que los usuarios de FFS casi nunca las utilizan, porque no simulan sus destinos operativos.
- (2) Cualquiera que sea la decisión que se tome, la escena visual simulada solicitada resultante no coincidirá completamente con la realidad y, por lo tanto, el requisito de tres aeropuertos completamente simulados no se cumplirá de acuerdo con los estándares modernos, o estas escenas complejas no se modelarán en absoluto.
 - (3) Para evitar que la ATO diseñe y mantenga visuales de aeropuertos, que los usuarios de FFS no necesitan, sino solo para satisfacer a las autoridades competentes cuando se debe recalificar el FFS, debería permitirse el uso de modelos que satisfagan los requisitos por partes, en donde su modelo sea válido en algunas áreas y no en otras áreas.
 - (4) Por ejemplo, cuando un aeropuerto tenga cinco pistas, debería ser aceptable simular solo cuatro de ellas. La ATO debe, cuando así lo acuerde con la autoridad competente, establecer esta limitación en una justificación, que formará parte del MQTG aprobado. El usuario de FFS también debe ser consciente de esta limitación y estar de acuerdo con esto por escrito, también se debe indicar en el certificado de la ATO o en el manual de operaciones (OM).
 - (5) Por lo tanto, los sistemas visuales anteriores u otros sistemas visuales fabricados antes de 1994 según se menciona anteriormente, pueden tener permitido mostrar solo una parte de los detalles visuales especificados por CS-FSTD (A) para las escenas ofrecidas para evaluación por la autoridad competente. El detalle que debe proporcionarse debe estar dentro de límites razonables y sometido a la decisión de la autoridad competente.
 - (6) Para estas escenas específicas, las especificaciones para tener al menos una ruta de rodaje dedicada desde la puerta a una pista específica (ruta única designada) que se puede seguir utilizando según las cartas de aeródromo adecuadas, las luces de rodaje y las señales de rodaje (también en condiciones de baja visibilidad) siguen siendo válidas. Además, la prevención de incursiones en pista (seguridad operacional) es primordial. Por lo tanto, las barras de parada deben modelarse correctamente y poder activarse / desactivarse. Si no existe esta característica, entonces debe modelarse un tipo de modelo de (ON/OFF) donde el instructor otorgará autorización para cruzar.

CA Apéndice 1 a) 3) Orientación sobre el diseño y calificación para Entrenadores de Procedimientos de Vuelo y Navegación (FNPT)

(a) Antecedentes

- (1) Tradicionalmente, los dispositivos de entrenamiento utilizados por las escuelas de pilotos profesionales ab-initio han sido ayudas de vuelo instrumentales relativamente simples. Estos dispositivos se basaron libremente en el avión de la escuela en particular. El rendimiento sería aproximadamente correcto en una pequeña cantidad de configuraciones estándar, sin embargo, las características de manejo podrían variar de rudimentarias a poco representativas. El ajuste de instrumentación y aviónica varió entre lo básico y muy cercano al avión objetivo. La aprobación para utilizar tales dispositivos como parte de un curso de capacitación se basó en una evaluación subjetiva periódica del equipo y su operador por un inspector de la AAC.
- (2) CS-FSTD (A) presenta dos nuevos dispositivos: FNPT I y FNPT II. El dispositivo FNPT I es esencialmente un reemplazo del dispositivo tradicional de entrenamiento en tierra de vuelo por instrumentos que aprovecha las tecnologías recientes y tiene una base de diseño más objetiva. El dispositivo FNPT II es el más avanzado de los dos estándares definidos y cumple con los requisitos más amplios de los diversos módulos de capacitación de pilotos

profesionales de la Parte FCL hasta e incluyendo (opcionalmente con características adicionales) capacitación en cooperación de tripulación múltiple (MCC).

- (3) Las tecnologías actualmente disponibles permiten que estos nuevos dispositivos tengan una fidelidad mucho mayor y costos de ciclo de vida más bajos de lo que era posible anteriormente. Una base de diseño más objetiva fomenta una mejor comprensión y, por lo tanto, el modelado de los sistemas, el manejo y el rendimiento del avión. Estos avances, combinados con los costos de vuelo cada vez más elevados y con las presiones ambientales, apuntan hacia la necesidad de revisar los estándares.
- (4) El dispositivo FNPT II esencialmente cierra la brecha en la complejidad del diseño entre el dispositivo tradicional creado subjetivamente y el simulador de vuelo completo (FFS) de nivel A basado en objetividad.
- (5) Estos nuevos estándares están diseñados para reemplazar los estándares de diseño altamente subjetivos y los métodos de calificación por nuevos métodos objetivos y subjetivos, que aseguran que los dispositivos cumplan con los objetivos previstos a lo largo de su vida útil.

(b) Normas de diseño

En CS-FSTD (A) se especifican dos conjuntos de estándares de diseño: FNPT I y FNPT II, el más exigente de los cuales es FNPT II.

(1) Configuración de avión simulada.

A diferencia de los dispositivos FFS, los dispositivos FNPT I y FNPT II están pensados para ser representativos de una clase de avión (aunque de hecho pueden ser específicos de un tipo).

- (2) La configuración elegida debería representar con sensatez el avión o los aviones que probablemente se utilizarán como parte del paquete de formación general. Las áreas tales como disposición general, asientos, instrumentos y aviónica, tipo de control, fuerza y posición de control, rendimiento y manejo y configuración del sistema de propulsión deben ser representativas de la clase de avión o del avión en sí.

Es de interés para todas las partes entablar conversaciones tempranas con la autoridad competente para acordar ampliamente una configuración adecuada (conocida como configuración de avión designada). Idealmente, cualquier discusión de este tipo debería tener lugar a tiempo para evitar retrasos en el proceso de diseño / construcción / aceptación, asegurando así una entrada en servicio sin problemas.

(3) La cabina / cabina de vuelo

La cabina del piloto / cabina de vuelo debería ser representativa de la configuración designada del avión. Para un buen ambiente de entrenamiento, la cabina del piloto / cabina de vuelo debe estar lo suficientemente cerrada para que el FNPT I excluya cualquier distracción. Para un FNPT II, la cabina / cabina de vuelo debe estar completamente cerrada. Los controles, instrumentos y controladores de aviónica deben ser representativos: tacto, tacto, disposición, color e iluminación para crear un ambiente de aprendizaje positivo y una buena transferencia de entrenamiento al avión.

(4) Componentes de cabina / cabina de vuelo

Al igual que con cualquier dispositivo de entrenamiento, los componentes utilizados dentro del área de la cabina / cabina de vuelo no necesitan ser partes de la aeronave; sin embargo, cualquier parte utilizada debe ser representativa de los aviones de

entrenamiento típicos y debe ser lo suficientemente robusta para soportar las tareas de entrenamiento. Con el estado actual de la tecnología no sería aceptable el uso de representaciones simples basadas en monitores de tubo de rayos catódicos (CRT) y controles de pantalla táctil. Las tareas de entrenamiento previstas para estos dispositivos son tales que el diseño y la sensación apropiados son muy importantes: es decir, la perilla de la subescala del altímetro debe estar ubicada físicamente donde se encuentra en la clase de avión representada, ya sea equipada con aviónica de cabina de vidrio o instrumentos clásicos. El uso de CRT con superposiciones físicas que incorporen interruptores / perillas / botones operacionales que reproduzcan el panel de instrumentos de un avión puede ser aceptable para la autoridad competente.

(5) Data

Los datos utilizados para modelar los motores y controles de vuelo aerodinámicos deben basarse sólidamente en la "configuración designada del avión". No es aceptable y no proporcionaría una buena formación si los modelos simplemente representaran algunas configuraciones clave teniendo en cuenta el alcance de los créditos disponibles. Los datos de validación pueden derivarse de un avión específico dentro de un conjunto de aviones que el FNPT pretende representar, o pueden basarse en información de varios aviones dentro de un conjunto / grupo / rango (la configuración de avión designada). Se recomienda que los datos de validación previstos junto con un informe de justificación se presenten a la autoridad competente para su evaluación y aprobación antes del inicio del proceso de fabricación.

(i) Recopilación de datos y desarrollo de modelos.

Reconociendo el costo y la complejidad de los modelos de simulación de vuelo, debería ser posible generar modelos típicos de clase genéricos. Dichos modelos deberían ser continuos y variar sensiblemente a lo largo de la envolvente de vuelo de entrenamiento requerida. Un requisito básico para cualquier modelo es la integridad de las ecuaciones y modelos matemáticos utilizados para representar las cualidades de vuelo y el rendimiento de la clase de avión simulado. Los datos para ajustar el modelo genérico para representar un avión más específico se pueden obtener de muchas fuentes sin recurrir a costosas pruebas de vuelo:

(A) datos de diseño del avión;

(B) manuales de vuelo y mantenimiento; o

(C) observaciones en tierra y en el aire.

(ii) Los datos obtenidos en tierra y en vuelo se pueden medir y registrar utilizando una variedad de medios simples como:

(A) Un video

(B) lápiz y papel

(C) cronómetro

(D) nuevas tecnologías (es decir, GPS).

Cualquier recopilación de datos de este tipo debe tener lugar en masas y centros de gravedad representativos. El desarrollo de un paquete de datos de este tipo, incluida la justificación y el fundamento del diseño y el rendimiento previsto, los métodos de medición y los parámetros registrados (por ejemplo, masa, c de g , condiciones atmosféricas) deben documentarse cuidadosamente y estar disponibles para inspección por parte de la autoridad competente como parte del proceso de calificación.

(6) Limitaciones

Otra posible complicación es la fuerte interacción entre las fuerzas de control de vuelo y los efectos tanto de los motores como de la configuración aerodinámica. Por esta razón, será necesario un sistema de indicación de fuerza simple en el que las fuerzas varíen no solo con la posición sino con la configuración (velocidad, flaps, trim) para el dispositivo FNPT II. Para un dispositivo FNPT I, un sistema de indicación de fuerza puede tener un resorte, pero debe recordarse que es de vital importancia que las características negativas no sean aceptables.

Sin embargo, debe recordarse que, si bien un modelo simple puede ser suficiente para la tarea, es de vital importancia que no existan características negativas.

(c) Visual

A menos que se indique lo contrario a continuación, los requisitos visuales son los especificados para un FFS de nivel A.

- (1) No se especifican criterios técnicos específicos distintos del campo de visión (FoV) para los sistemas visuales. Se reconoce la aparición de sistemas de luz diurna de solo trama de menor costo. La idoneidad del rendimiento del sistema visual estará determinada por su capacidad para soportar las tareas de vuelo, p. Ej. "Indicaciones visuales suficientes para respaldar cambios en la trayectoria de aproximación mediante el uso de la perspectiva de la pista".
- (2) La necesidad de una óptica visual colimada probablemente no sea necesaria. Un sistema de visualización directa de un solo canal (un solo proyector o un monitor para cada piloto) probablemente sería aceptable ya que no hay créditos de capacitación disponibles para el aterrizaje. Las distorsiones debidas a la no colimación solo serían significativas durante las operaciones en tierra o cerca de la tierra.
- (3) El campo de visión vertical mínimo especificado de 30 grados puede no ser suficiente para ciertas tareas. Cuando el FNPT no simule un tipo de avión en particular, entonces el diseño de la vista desde fuera de la cabina / cabina de vuelo debe coincidir con el sistema visual de manera que el piloto tenga un campo de visión suficiente para las tareas de entrenamiento. Por ejemplo, durante una aproximación por instrumentos, el piloto debería poder ver el segmento visual apropiado a la altura de decisión. Además, cuando el avión se desvía de la trayectoria de aproximación permitida, no debe producirse una pérdida indebida de referencia visual durante la subsiguiente corrección del cabeceo.
- (4) Hay dos métodos para establecer la latencia, que es la respuesta relativa del sistema visual, los instrumentos de la cabina / cabina de vuelo y la respuesta inicial del sistema de movimiento. Estos deben estar estrechamente acoplados para proporcionar señales sensoriales integradas. Para un FNPT genérico, una prueba de retardo de transporte es la única prueba adecuada que demuestra que el sistema FNPT no excede el retardo permitido. Si el FNPT se basa en un tipo de avión en particular, se aceptan las pruebas de retardo de transporte o latencia. Las pruebas de tiempo de respuesta verifican que la respuesta a entradas abruptas de cabeceo, balanceo y guiñada en la posición del piloto esté dentro del retardo permitido, pero no antes del momento en que el avión respondería en las mismas condiciones. Los cambios en la escena visual de la perturbación en estado estable deben ocurrir dentro del límite de respuesta dinámica del sistema, pero no antes del inicio del movimiento resultante.

La prueba para determinar el cumplimiento de estos requisitos debe incluir el registro simultáneo de la salida analógica de la columna de control del piloto, el volante, los pedales, la salida del acelerómetro conectado a la plataforma del sistema de movimiento ubicada en una ubicación aceptable cerca de los asientos de los pilotos, la señal de salida a la pantalla del sistema visual (incluidos los retardos analógicos del sistema visual), y la señal de salida al indicador de actitud del piloto o una prueba equivalente aprobada por

la autoridad competente. La prueba da como resultado una comparación de una grabación de la respuesta del simulador con los datos reales de respuesta del avión en la configuración de despegue, crucero y aterrizaje. La intención es verificar que los retrasos en el transporte del sistema FNPT o los retrasos de tiempo sean menores que el retraso permisible y que el movimiento y las señales visuales se relacionan con las respuestas reales del avión. Para la respuesta del avión, se prefiere la aceleración en el eje de rotación apropiado. La prueba de retardo de transporte debe medir todo el retardo encontrado por una señal de paso que migra desde el control del piloto a través de la electrónica de carga de control e interconecta a través de todos los módulos de software de simulación en el orden correcto, usando un protocolo de intercambio de información, finalmente a través de las interfaces de salida normales al sistema de movimiento, al sistema visual y las pantallas de instrumentos. Una entrada de control de vuelo del piloto debería proporcionar una hora de inicio registrable para la prueba. El modo de prueba debe permitir que se consuma el tiempo de cálculo normal y no debe alterar el flujo de información a través del sistema de hardware / software. El retardo de transporte del sistema es, por lo tanto, el tiempo entre la entrada de control y las respuestas individuales del hardware. Solo necesita medirse una vez en cada eje.

- (5) Se debe tener cuidado al utilizar la potencia de procesamiento limitada de los sistemas visuales de menor costo para concentrarse en las áreas clave que respaldan los usos previstos, evitando así comprometer el modelo visual al incluir características innecesarias, por ejemplo, tráfico terrestre en movimiento, mariscales. La capacidad del modelo visual debe orientarse hacia:

- (i) superficie de la pista,
- (ii) sistemas de iluminación de pistas,
- (iii) ayudas de orientación de aproximación PAPI / VASI,
- (iv) sistemas de iluminación de aproximación,
- (v) calle de rodaje simple,
- (vi) características terrestres simples a gran escala, p. ej. grandes masas de agua, grandes colinas; y,
- (vii) iluminación ambiental básica (noche / anochecer).

(d) Movimiento

Aunque el movimiento no es un requisito para un FNPT I o II, si el operador opta por instalar uno, se evaluará para asegurarse de que su contribución a la fidelidad general del dispositivo sea positiva. A menos que se indique lo contrario en estas especificaciones de certificación, los requisitos de movimiento son los especificados para un FFS de nivel A, consulte CA Apéndice 1 a) 1)

(e) Prueba / evaluación

Para asegurar que cualquier dispositivo cumpla con sus criterios de diseño inicial y periódicamente a lo largo de su vida, se utilizará un sistema de pruebas objetivas y subjetivas. Las pruebas subjetivas pueden ser similares a las que se utilizan en el pasado reciente. La metodología de prueba objetiva se extrae de la que se utiliza actualmente en FSTD.

Las pruebas de validación especificadas en el apéndice 2 (b) (3) deben ser “voladas” por una persona debidamente capacitada y los resultados deben registrarse manualmente. Teniendo en cuenta las implicaciones de costes, se fomenta el uso de registros (y pruebas) automáticos aumentando así la repetibilidad de los resultados obtenidos.

Las tolerancias especificadas están diseñadas para garantizar que el dispositivo cumpla con sus criterios de destino originales año tras año. Por lo tanto, es importante que dichos datos objetivo se obtengan cuidadosamente y los valores se acuerden con la autoridad de inspección correspondiente antes de cualquier proceso formal de calificación. Para la calificación inicial, es muy deseable que el dispositivo cumpla con sus criterios de diseño dentro de las tolerancias enumeradas. Sin embargo, a diferencia de las tolerancias especificadas para los FSTD, las tolerancias contenidas en estas

especificaciones de certificación están destinadas específicamente a utilizarse para garantizar la repetibilidad durante la vida útil del dispositivo y, en particular, en cada inspección reglamentaria periódica.

Varias pruebas dentro del QTG han reducido sus tolerancias a la tendencia y magnitud correctas (CT&M), evitando así la necesidad de datos de validación específicos. El uso de CT&M no debe tomarse como una indicación de que se pueden ignorar ciertas áreas de simulación. Para tales pruebas, el desempeño del dispositivo debe ser apropiado y representativo del avión designado simulado y nunca debe exhibir características negativas. Cuando se utiliza CT&M, se recomienda encarecidamente que se utilice un sistema de registro automático para registrar los resultados de la línea de base, evitando así los efectos de posibles opiniones subjetivas divergentes durante las evaluaciones recurrentes.

Las pruebas subjetivas enumeradas en "Funciones y maniobras" (Apéndice 2 (c)) deben ser realizadas por un piloto debidamente calificado y experimentado.

Las pruebas subjetivas revisarán no solo la interacción de todos los sistemas, sino también la integración del FNPT con lo siguiente:

- (i) entorno de formación
- (ii) congela y reposiciona
- (iii) entorno de ayudas a la navegación
- (iv) comunicaciones
- (v) contenido de la escena meteorológica y visual.

Paralelamente a este proceso de prueba objetivo / subjetivo, deberían establecerse disposiciones de mantenimiento adecuadas como parte de un programa de control del cumplimiento. Tales arreglos deberían cubrir el mantenimiento de rutina, la provisión de existencias y personal de repuestos satisfactorios.

(f) FNPT tipo I

Los estándares de diseño, los requisitos de prueba y evaluación para el dispositivo FNPT Tipo I son menos exigentes que los requeridos para un dispositivo FNPT Tipo II. Esta diferencia en el estándar está en línea con los créditos Parte-FCL reducidos disponibles para este tipo de dispositivo.

(g) Características adicionales

Cualquier característica adicional que exceda los requisitos mínimos de diseño agregados a un FNPT tipo I y II debe estar sujeta a evaluación y debe cumplir con los estándares apropiados en CS-FSTD (A).

CA Apéndice 1 a)4) Orientación sobre diseño y calificación de dispositivos básicos de entrenamiento de instrumentos (BITD)

(a) Antecedentes

(1) Tradicionalmente, los FSTD utilizados por las escuelas de pilotos ab initio han sido ayudas de vuelo instrumentales relativamente simples. Estos dispositivos se basaron libremente en el avión de la escuela en particular. El rendimiento sería aproximadamente correcto en una pequeña cantidad de configuraciones estándar. Sin embargo, las características de manejo pueden variar desde rudimentarias hasta poco representativas. El ajuste de instrumentación y aviónica varió entre básico y muy cercano al avión objetivo. La aprobación para utilizar tales dispositivos como parte de un curso de capacitación se basó en una evaluación subjetiva periódica del equipo y su operador por parte de un inspector de la autoridad competente.

(2) CS-FSTD (A) presenta dos nuevos dispositivos, entrenador de procedimientos de vuelo y navegación (FNPT) tipo I y FNPT tipo II, donde el dispositivo FNPT I es esencialmente un reemplazo para el dispositivo tradicional de entrenamiento en tierra de vuelo por

instrumentos que se aprovecha de las recientes tecnologías y tener una base de diseño más objetiva.

- (3) CS-FSTD (A) establece también los requisitos y directrices para el nivel más bajo de FSTD mediante la introducción de BITD. Debe entenderse claramente que un BITD nunca puede reemplazar a un FNPT I. El propósito principal de un BITD es reemplazar un dispositivo de entrenamiento de instrumentos antiguo que ya no puede ser aprobado debido a la baja fidelidad o confiabilidad del sistema.

(b) Normas de diseño

- (1) A diferencia de los dispositivos FFS, un BITD pretende ser representativo de una clase de avión. La configuración elegida debería representar ampliamente el avión que probablemente se utilizará como parte del paquete de instrucción general. Sería de interés para todas las partes entablar conversaciones tempranas con la autoridad competente para acordar ampliamente una configuración adecuada, conocida como "configuración de avión designada".
- (2) La estación de estudiante piloto debe ser ampliamente representativa de la configuración del avión designada y debe estar lo suficientemente cerrada para excluir cualquier distracción.
- (3) El panel de instrumentos principal en un BITD puede mostrarse en un tubo de rayos catódicos (CRT). La operación de la pantalla táctil o el mouse y el teclado por parte del estudiante piloto no sería aceptable para ningún instrumento o sistema.
- (4) Los estándares para BITD se desarrollaron para dispositivos de bajo costo y, por lo tanto, se mantuvieron lo más simples posible. Con los avances en la tecnología, los estándares más altos definidos para FFS y FNPT deben usarse donde sea económicamente posible.

(c) Datos de validación

- (1) Los datos utilizados para modelar la aerodinámica y el motor (es) deben basarse sólidamente en la configuración del avión designado. No es aceptable si los modelos simplemente representan algunas configuraciones clave.
- (2) Reconociendo el costo y la complejidad de los modelos de simulación de vuelo, debería ser posible generar un modelo típico de clase genérico. Dichos modelos deberían ser continuos y variar sensiblemente a lo largo de la envolvente de vuelo de entrenamiento requerida. Un principio básico para cualquier modelo es la integridad de las ecuaciones y modelos matemáticos utilizados para representar las cualidades de vuelo y el rendimiento de la clase de avión simulado. Datos para sintonizar Se puede obtener un modelo genérico para representar un avión más específico de muchas fuentes sin recurrir a costosas pruebas de vuelo, que incluyen:
 - (i) fecha de diseño del avión;
 - (ii) manuales de vuelo y mantenimiento; y
 - (iii) observaciones en tierra y durante el vuelo.

Los datos obtenidos en tierra o en vuelo se pueden medir y registrar utilizando una variedad de medios simples como:

- (i) video;
- (ii) lápiz y papel;

- (iii) cronómetro;
- (iv) nuevas tecnologías como GPS, etc.

Cualquier recopilación de datos de este tipo debe tener lugar en masas y centros de gravedad representativos. El desarrollo de un paquete de datos de este tipo, incluida la justificación y el fundamento del diseño y el rendimiento previsto, los métodos de medición y los parámetros registrados, deberían documentarse cuidadosamente y estar disponibles para inspección por parte de la autoridad competente como parte del proceso de calificación.

(d) Limitaciones

Un sistema de indicación de fuerza puede tener un resorte. Pero debe recordarse que es de vital importancia que las características negativas no sean aceptables.

(e) Pruebas y evaluación

Para asegurar que cualquier dispositivo cumpla con sus criterios de diseño inicial y periódicamente a lo largo de su vida, se utilizará un sistema de pruebas objetivas y subjetivas. Las pruebas subjetivas pueden ser similares a las que se utilizan en el pasado reciente. La metodología de prueba objetiva se basa en la que se utiliza actualmente en los dispositivos de entrenamiento de nivel superior.

Las pruebas de validación especificadas en el apéndice 2 (b) (3) deben ser realizadas por una persona debidamente capacitada y los resultados deben registrarse manualmente. Sin embargo, se recomienda una impresión de los parámetros de interés, aumentando así la repetitividad de los resultados obtenidos.

Las tolerancias especificadas están diseñadas para garantizar que el dispositivo cumpla con sus criterios de destino originales año tras año. Por lo tanto, es importante que dichos datos objetivo se obtengan cuidadosamente y los valores se acuerden con la autoridad competente antes de cualquier proceso formal de calificación. Para la calificación inicial, es muy deseable que el dispositivo cumpla con sus criterios de diseño dentro de las tolerancias enumeradas. Sin embargo, las tolerancias contenidas en esta CS están destinadas específicamente a ser utilizadas para garantizar la repetitividad durante la vida útil del dispositivo y, en particular, en cada evaluación periódica de la autoridad competente.

La mayoría de las pruebas dentro de la guía de prueba de calificación (QTG) tenían sus tolerancias reducidas a la tendencia y magnitud correctas (CT&M). El uso de CT&M no debe tomarse como una indicación de que se pueden ignorar ciertas áreas de simulación. Para tales pruebas, el rendimiento del dispositivo debería ser aproximado y representativo de la clase de avión simulada y en ninguna circunstancia debería presentar características negativas. En todos estos casos, se recomienda encarecidamente imprimir los resultados de la línea de base durante la evaluación inicial, evitando así los efectos de posibles opiniones subjetivas divergentes durante las evaluaciones recurrentes.

Las pruebas subjetivas enumeradas en el apéndice 2 (c), funciones y maniobras, deben ser realizadas por un piloto debidamente calificado y experimentado. Las pruebas subjetivas no solo deben revisar la interacción de todos los sistemas aplicables, sino también la integración del BITD dentro de un programa de capacitación, que incluye:

- (2) el entorno de formación;
- (3) congelaciones y reposiciones; y
- (4) el entorno de ayudas a la navegación.

Paralelamente a este proceso de prueba objetivo y subjetivo, se prevé que se establezcan disposiciones de mantenimiento adecuadas como parte de un programa de seguimiento del cumplimiento. Tales arreglos deberían cubrir el mantenimiento de rutina, la provisión de personal y suministros de repuestos satisfactorios.

(f) Pautas para un panel de instrumentos mostrado en una pantalla

a. Los instrumentos de vuelo básicos deben mostrarse y disponerse en la "disposición en T" habitual. Los instrumentos deben mostrarse casi a tamaño completo como en la clase de avión simulado. Los siguientes instrumentos deberían mostrarse de forma que sean representativos de la clase de avión simulada:

1. Un indicador de actitud con marcas de cabeceo de al menos 5 ° y 10 ° y marcas de ángulo de inclinación lateral para 10 °, 20 °, 30 ° y 60 °.
2. Altímetro ajustable con marcas de 20 pies. Los controles para ajustar el QNH deben ubicarse espacialmente correctamente en el instrumento respectivo.
3. Un indicador de velocidad aerodinámica con marcas de al menos 5 nudos dentro de un rango de velocidad representativo y código de colores.
4. Un indicador de rumbo o HSI con marcas incrementales cada una de al menos 5 °, que se muestra en un círculo de 360°. Las cifras del título deben estar alineadas radialmente. Los controles para ajustar el rumbo o los errores de rumbo deben ubicarse espacialmente correctamente en el instrumento respectivo.
5. Un indicador de velocidad vertical con marcas de 100 fpm hasta 1 000 fpm y 500 fpm a partir de entonces dentro de un rango representativo.

6. Un indicador de giro y ladeado con marcas incrementales para una velocidad de giro de 3 ° por segundo para giros a la izquierda y a la derecha. El índice de velocidad de 3 ° por segundo debe estar dentro de la deflexión máxima del indicador.
7. Un indicador de deslizamiento representativo de la clase de avión simulada, donde se indica una condición de vuelo coordinada con la bola en la posición central. Un indicador triangular de deslizamiento es aceptable si corresponde para la clase de avión simulada.
8. Una brújula magnética con marcas incrementales cada 10 °.
9. Instrumentos de motor según corresponda a la clase de avión simulada, con marcas para rangos normales, límites mínimo y máximo.
10. Un manómetro de succión o manómetro instrumental, según corresponda, con una pantalla según corresponda para la clase de avión simulada.
11. Un indicador de posición de la aleta, que muestra la configuración actual de la aleta. Este indicador debería ser representativo de la clase de avión simulada.
12. Un indicador de trimado de cabeceo con una pantalla que muestra el trimado cero e índices apropiados de trimado de nariz hacia abajo y nariz hacia arriba del avión.
13. Un cronómetro o temporizador digital, que permite la lectura de segundos y minutos.

b. Debe mostrarse un panel de comunicación y navegación de modo que se muestre la frecuencia en uso. Los controles para seleccionar las frecuencias y otras funciones pueden estar ubicados en un panel central COM / NAV o en un panel separado ergonómicamente ubicado. El equipo NAV debe incluir indicadores ADF, VOR, DME e ILS con las siguientes marcas incrementales:

1. medio punto o menos para las indicaciones de rumbo y senda de planeo en la pantalla VOR e ILS; y
 2. 5 ° o menos de desviación del rumbo para ADF y RMI, según corresponda.
- Todas las radios NAV deben estar equipadas con una función de identificación auditiva. También debe instalarse un receptor de baliza con una identificación óptica y auditiva.

c. Todas las pantallas de instrumentos deben estar visibles durante todas las operaciones de vuelo. El sistema de instrumentos debe estar diseñado para garantizar que los saltos y los pasos no sean una distracción y para mostrar todos los cambios dentro del rango de los instrumentos replicados que sean iguales o mayores que los valores indicados a continuación:

1. actitud ½ ° de inclinación y 1 ° de inclinación;
2. giro y ladeo de ¼ de giro de tasa estándar;
3. IAS 1 kts;
4. VSI 20 fpm;
5. altitud 3 pies;
6. rumbo en HSI ½ °;
7. rumbo y rumbo en OBS y / o RMI 1 °;
8. ILS ¼ °;
9. RPM 25; y
10. MP ½ pulgada.

d. La tasa de actualización de todas las pantallas debe ser probada por un SOC. La resolución debe

proporcionar una imagen de los instrumentos que:

1. no parece desenfocado;
2. no parece "saltar" o "dar un paso" en un grado que distraiga durante la operación; y
3. no aparece con líneas o bordes irregulares que distraigan la atención.

(g) Información adicional

A diferencia de otros FSTD, el fabricante de un BITD tiene la responsabilidad de la evaluación inicial de un nuevo modelo BITD. Debido a que todos los números de serie de dicho modelo se califican automáticamente, el certificado ATO que contiene la especificación del dispositivo y la medida en que se puede usar en el sitio del operador se vuelve más importante antes de que se otorgue la aprobación del curso.

CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3) ORIENTACIÓN SOBRE LA EVALUACIÓN DEL MODELO DE ALTO ÁNGULO DE ATAQUE / PÉRDIDA

(a) Esta Apéndice aplica a todos los FSTD que se utilizan para satisfacer las disposiciones de entrenamiento para maniobras de pérdida realizadas con ángulos de ataque más allá de la activación del sistema de advertencia de pérdida. Esta CA no es aplicable a los FSTD que solo están calificados para maniobras de aproximación a pérdidas donde la recuperación se inicia a la primera indicación de pérdida.

(b) Disposiciones generales

Las disposiciones para el modelado con un ángulo de ataque alto, deben aplicarse para evaluar las señales de reconocimiento, así como el rendimiento y las cualidades de manejo durante una pérdida en desarrollo a través del ángulo de ataque e identificación de la pérdida y la recuperación de esta. Las evaluaciones basadas en el lapso estricto contra los datos de las pruebas de vuelo pueden no validar adecuadamente el modelo aerodinámico de un régimen de vuelo potencialmente inestable, tales como un vuelo en pérdida. Como resultado, las disposiciones de prueba objetiva del apéndice 1 no contienen tolerancias estrictas para ningún parámetro en ángulos de ataque más allá del ángulo de ataque de identificación de pérdida. En lugar de exigir tales tolerancias objetivas, el SOC debe definir los datos de origen y los métodos utilizados para desarrollar el modelo aerodinámico de pérdida.

(c) Disposiciones de fidelidad

Las disposiciones para la evaluación de las maniobras de entrenamiento de pérdida total deberían proporcionar los siguientes niveles de fidelidad:

- (1) señales de reconocimiento específicas del tipo de avión de la primera indicación de pérdida (como el sistema de advertencia de pérdida o el buffet aerodinámico de pérdida);
- (2) señales de reconocimiento específicas del tipo de avión de una pérdida aerodinámica inminente; y
- (3) señales de reconocimiento y calidades de manejo desde el inicio de la pérdida hasta la recuperación que sean suficientemente representativas del avión que se está simulando para permitir la finalización exitosa de las tareas de entrenamiento de recuperación de pérdida.

A los efectos de la evaluación de la maniobra de pérdida, el término "representativo" se define como un nivel de fidelidad que es específico del tipo del avión simulado en la medida en que los objetivos de entrenamiento se pueden lograr satisfactoriamente. Por lo tanto, el término "representativo" en este CA se limita específicamente a las características del modelo aerodinámico en la región post-pérdida. La descripción de este término se da a explicar la intención del modelo en lugar de definir el significado del término "modelado representativo", que puede describirse en otras definiciones de simulador.

(d) SOC (modelo aerodinámico)

Como mínimo, se debe abordar lo siguiente en el SOC:

- (1) Datos de origen y métodos de modelado. El SOC debe identificar las fuentes de datos utilizadas para desarrollar el modelo aerodinámico. Estas fuentes de datos pueden ser del fabricante del equipo original del avión (OEM), el fabricante / proveedor de datos original del FSTD u otros proveedores de datos aceptables para la AAC. De particular interés es un mapeo de puntos de prueba en forma de un gráfico de envolvente alfa / beta para un mínimo de configuraciones de aviones con flaps arriba y abajo. Para los datos de prueba de vuelo, se debe proporcionar una lista de los tipos de maniobras utilizadas para definir el modelo aerodinámico para rangos de ángulo de ataque mayores que la primera indicación de pérdida por ajuste de flap. Se pueden consultar los informes de prueba de vuelo, cuando estén disponibles, que describen las características de pérdida del tipo de avión que se modela, emitidos por el OEM o el piloto de prueba de vuelo.

En los casos en los que no sea práctico desarrollar y validar un modelo de pérdida con datos de prueba de vuelo (por ejemplo, debido a problemas de seguridad relacionados con la recopilación de datos de prueba de vuelo más allá de un cierto ángulo de ataque), se espera que el proveedor de datos haga un intento razonable para desarrollar un modelo de pérdida a través del rango de ángulo de ataque requerido utilizando métodos analíticos y datos empíricos (por ejemplo, datos de túnel de viento).

- (2) Rango de validez

El operador del FSTD debe declarar el rango de ángulo de ataque y deslizamiento lateral donde el modelo aerodinámico sigue siendo válido para el entrenamiento. Debe demostrarse una fidelidad satisfactoria del modelo aerodinámico mediante tareas de entrenamiento de recuperación de pérdida. A los efectos de determinar este rango de validez, el ángulo de ataque de identificación de pérdida se define como el ángulo de ataque en el que se le da al piloto una indicación clara y distintiva para que cese cualquier aumento adicional en el ángulo de ataque cuando una o más de las siguientes características ocurren:

- (i) no se produce ningún aumento adicional en el cabeceo cuando el control del cabeceo se mantiene en con el control totalmente hacia atrás durante dos segundos, lo que conduce a la imposibilidad de detener la velocidad de descenso;
- (ii) una entrada (input) de nariz abajo no controlado que no se puede detener fácilmente, que podría ir acompañado de un movimiento de balanceo o banqueo no controlado;
- (iii) golpes (buffets) de una magnitud y severidad que sean fuerte y efectivo que sean convincentes que el piloto aumente el ángulo de ataque;
- (iv) activación de un sistema de protección de pérdida.

Para el rango de validez, la continuidad del modelado debe permitir un rango de ángulo de ataque que sea adecuado para permitir la finalización de la recuperación de pérdida; para aviones equipados con empujadores (pushers), esto debería ser adecuado para capturar cualquier acción inapropiada durante el procedimiento de recuperación.

Para aviones equipados con un sistema de protección de límites de pérdida, el modelo debe permitir el entrenamiento con los sistemas de protección desactivados o degradados (como un modo de control de vuelo degradado como resultado de una falla del sistema pitot / estático).

- (3) Características del modelo

Dentro del rango de validez del modelo declarado, el SOC debe abordar, y el modelo

aerodinámico debe incorporar, las siguientes características de pérdida, según sea aplicable al tipo de avión:

- (i) degradación de la estabilidad lateral direccional estática / dinámica;
- (ii) degradación en la respuesta de control (cabeceo, balanceo/banqueo y guiñada);
- (iii) aceleración de balanceo no comandada que requiera una deflexión de control significativa para contrarrestar;
- (iv) aparente aleatoriedad o no repetitividad;
- (v) cambios en la estabilidad del cabeceo;
- (vi) histéresis en la pérdida; (histéresis=error que produce un cierto retraso en las indicaciones
- (vii) efectos Mach;
- (viii) vibración o buffet de la pérdida; y
- (ix) efectos del ángulo de ataque. Se debe proporcionar una descripción general de la metodología utilizada para abordar estas características.

(e) SOC (evaluación piloto de expertos en la materia - SME)

El operador debe proporcionar un SOC que confirme que el modelo de simulación de pérdida ha sido evaluado subjetivamente por un piloto SME con conocimiento de las características de pérdida de la aeronave (consulte (d) (1) arriba).

También se requiere que el operador proporcione un SOC para indicar que el modelo de simulación de pérdida, como se define anteriormente, se ha implementado y que verifica que las tareas de entrenamiento aerodinámico de pérdida se pueden realizar en el FSTD.

El propósito es asegurar que el modelo de pérdida se haya evaluado suficientemente utilizando las configuraciones generales de la aeronave y los métodos de entrada en pérdida que probablemente se llevarán a cabo durante el entrenamiento.

Para calificar como una SME aceptable para evaluar las características del modelo de pérdida, la SME debe cumplir con los siguientes criterios:

- (1) ha tenido o tiene actualmente una habilitación / calificación de tipo en el avión que se está simulando;
- (2) tiene experiencia directa en la realización de maniobras de pérdida en un avión que comparte la misma habilitación de tipo que la marca, modelo y serie del avión simulado; esta experiencia de pérdida debe incluir la manipulación práctica de los controles en ángulos de ataque suficientes para identificar la pérdida (por ejemplo, golpe o buffet disuasorio, activación del sistema de protección de pérdida, etc.) a través de la recuperación a un vuelo estable;
- (3) cuando la experiencia del SME en pérdida sea en un avión de una marca, modelo y serie diferente dentro de la misma habilitación de tipo, las diferencias en las señales de reconocimiento de pérdida específicas del avión y las características de manejo deben abordarse utilizando la documentación disponible; esta documentación puede incluir manuales de operación del avión (OM), informes de prueba de vuelo del fabricante del avión u otra documentación que describa las características de pérdida del avión; y
- (4) estar familiarizado con las maniobras de entrenamiento de pérdida previstas que se realizarán en el FSTD (por ejemplo, configuraciones generales del avión, métodos de entrada en pérdida, etc.) y las señales necesarias para lograr los objetivos de entrenamiento requeridos.

Este SOC solo se requerirá en el momento en que el FSTD esté calificado inicialmente para las tareas de entrenamiento de pérdida, siempre que el modelo de pérdida del FSTD no se modifique en comparación con lo que se evaluó y calificó originalmente. Cuando un FSTD comparte modelos aerodinámicos y de control de vuelo comunes con los de un simulador de ingeniería o en desarrollo, la autoridad competente aceptará un SOC del fabricante del avión o del proveedor de datos que confirme que las características de pérdida han sido evaluadas subjetivamente por un SME piloto en el simulador de ingeniería / desarrollo (consulte la RAC-STD 025 y Apéndice 2 (b) para obtener la descripción de un simulador de ingeniería / desarrollo).

Un operador de FSTD puede presentar una solicitud a la autoridad competente para la aprobación de una desviación de las disposiciones de experiencia del piloto SME en virtud de este párrafo. Esta solicitud de desviación debe incluir la siguiente información:

- (1) una evaluación de la disponibilidad del piloto que demuestre que no se dispone de un piloto experto en la materia que cumpla con la experiencia descrita en la CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3)
- (2) métodos alternativos para evaluar subjetivamente la capacidad del FSTD para proporcionar las señales de reconocimiento de pérdida y las características de manejo necesarias para lograr los objetivos de entrenamiento.

(f) SOC (pruebas subjetivas)

Disposiciones de prueba

La necesidad de pruebas subjetivas surge de la necesidad de confirmar que el modelo de simulación se ha integrado correctamente y funciona según lo declarado en el punto (d) anterior. Es vital examinar, por ejemplo, que el rango de validez de la simulación permite la continuidad del modelado que es adecuada para permitir la finalización de la recuperación de pérdida.

Consideraciones sobre las disposiciones sobre pruebas de vuelo de certificación de aviones

En las pruebas de vuelo de certificación de aviones, no hay ninguna disposición para ir más allá del coeficiente máximo de sustentación (CL_{max}), y el avión no debe mantenerse indefinidamente en una condición de pérdida total, por lo que esta disposición debe aplicarse de la misma manera durante la evaluación subjetiva del simulador.

Las pruebas subjetivas del modelo de simulación deben evaluar la continuidad del modelado cuando se aumenta ligeramente el ángulo de ataque más allá del rango de validez definido en el párrafo (d) (2) de esta sección CL_{max} .

El aumento del ángulo de ataque más allá del rango de validez CL_{max} debe limitarse a un valor no mayor que el ángulo máximo alcanzado dos segundos después del reconocimiento de pérdida, que sea suficiente para permitir una maniobra de recuperación adecuada.

El reconocimiento de pérdida se define de la siguiente manera:

- (1) no se produce ningún aumento adicional en el cabeceo cuando el control del cabeceo se mantiene con el control totalmente hacia atrás completo durante dos segundos, lo que conduce a la imposibilidad de detener la velocidad de descenso;
- (2) un empuje no comandado hacia abajo que no se puede detener fácilmente, y que podría ir acompañado de un movimiento de balanceo/banqueo no controlado;
- (3) golpes o buffets de una magnitud y severidad que sean convincentemente fuertes y efectivos para un mayor aumento en el ángulo de ataque; y

- (4) activación de un sistema automático de recuperación (pusher).

Cuando existan limitaciones conocidas en el modelo aerodinámico para maniobras de eventos de pérdida en particular (como la configuración del avión, métodos de entrada de aproximación a pérdida y rango limitado para la continuidad del modelo), estas limitaciones deben declararse en el SOC requerido

CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3) Orientación sobre la evaluación del modelo de alto ángulo de ataque / pérdida para FSTD previamente calificados,

Para los FSTD que ya están calificados bajo CS-FSTD (A), puede que no siempre sea posible proporcionar los datos de validación requeridos para los casos de pruebas objetivas nuevas o revisadas para respaldar la calificación de FSTD para pérdidas y aproximación a la pérdida. Estas pruebas de validación tienen las siguientes características:

- (a) Pruebas objetivas para las características de pérdida (consulte la Tabla de pruebas de validación del FSTD, 2.c. (8a)) solo se requieren para el ascenso en segundo segmento (condiciones alas niveladas) y aproximación o aterrizaje.
- (b) Para probar las condiciones de pérdida en vuelo crucero a gran altitud y durante virajes (banqueos), estas maniobras pueden ser evaluadas subjetivamente por un piloto SME calificado (consulte APÉNDICE 2 (C)(B)(3) y abordado en la declaración de cumplimiento requerida (SOC); estas pruebas deben utilizar el método de huella para documentar la evaluación de las SME y esto debe incluirse en el guía de prueba de calificación maestra (MQTG). Para permitir cualquier asignación al azar durante pruebas, uno debe aplicar el juicio de ingeniería para asegurarse que las características clave se mantienen tales como las evaluaciones originales de los SME.
- (c) Cuando falten los parámetros requeridos en los datos de validación de pruebas de vuelo existentes en el MQTG del FSTD, o no es adecuado de otra manera para cumplir plenamente con las disposiciones sobre pruebas objetivas, la autoridad competente puede aceptar fuentes alternativas de validación, incluida la validación subjetiva por parte de un SME. piloto con experiencia directa en las características de pérdida del avión (consulte CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3))
- (d) Prueba objetiva para las vibraciones o buffet de movimiento características (consulte la Tabla de validación de FSTD 3.g. (5)), no se requieren cuando los buffets de las pérdidas del FSTD han sido evaluados subjetivamente por un piloto SME. Para los FSTD de nivel D previamente calificados que actualmente tienen pruebas objetivas de buffet de pérdida en su MQTG aprobado, se deben proporcionar los resultados de estas pruebas existentes a la autoridad competente con los modelos actualizados de pérdidas y los buffets o vibraciones en su lugar.
- (e) Como se describe en CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3), la autoridad competente puede aceptar un SOC del proveedor de la data, confirmando que las características de la pérdida han sido evaluadas subjetivamente por un SME piloto en un simulador de ingeniería o simulador en desarrollo que sea aceptable para la autoridad competente. Cuando esta evaluación se lleve a cabo en un simulador de ingeniería o en desarrollo, pruebas objetivas adicionales de "prueba de coincidencia" para todas las condiciones de vuelo, como se describe en pruebas 2.c. (8a) y 3.g. (5), se requiere para verificar la implementación del modelo de pérdida y buffets de pérdida en el FSTD.
- (f) Pruebas de demostración objetiva de los efectos de congelamiento del motor y la estructura del avión (Apéndice 2, Validación del FSTD Las pruebas, prueba 2.i) no son necesarias para FSTD previamente calificados.

.CA Apéndice 1 f) Orientación para la prevención y recuperación de actitudes inusuales (UPRT) para la tabla de estándares FSTD

(a) Antecedentes

(1) Esta CA proporciona orientación sobre el Apéndice 1 de esta regulación, concretamente sobre lo siguiente:

(i) f) Estándares de dispositivos de entrenamiento de simulación de vuelo

- (A) h.2 (herramientas IOS);
- (B) h.3 (escenarios UPRT); y
- (C) s.1 (aerodinámica); y

(ii) 2. Sistema de movimiento, a.1.

(2) Esta CA se aplica a todos los FSTD que se utilizan para satisfacer las disposiciones de capacitación para maniobras UPRT. Para los propósitos de esta CA, un avión en una actitud inusual (como se define en la OACI Ayuda para la capacitación en prevención y recuperación de actitudes inusuales (AUPRTA, Rev. 3, febrero de 2017) es un estado no deseado del avión caracterizado por desviaciones involuntarias de los parámetros experimentado durante las operaciones normales. Una actitud inusual en el avión puede implicar cabeceo (pitch) y / o desviaciones del ángulo de inclinación lateral (banqueo), así como velocidades aerodinámicas inapropiadas para las condiciones dadas.

(3) Los FSTD que se utilizan para realizar maniobras de entrenamiento donde se reposiciona el FSTD ya sea en una condición de actitud inusual del avión o un estímulo artificial (tales como, fenómenos meteorológicos o fallas del sistema) y que tienen la intención de resultar en que una tripulación de vuelo ingrese a condición de una actitud inusual del avión, deben ser evaluado y calificado.

(b) Disposiciones de las Normas FSTD

(1) Las disposiciones del Apéndice 1 definen tres elementos básicos que son requerido para calificar un FSTD para maniobras UPRT:

- (i) Envoltente de entrenamiento FSTD: ver definición en la RAC-STD 025
- (ii) Retroalimentación del instructor: proporciona al instructor / evaluador un conjunto mínimo de herramientas de retroalimentación para evaluar adecuadamente el desempeño del aprendiz en el logro de una tarea UPRT; y
- (iii) Escenarios de actitudes inusuales: donde los escenarios de actitudes inusuales dinámicos o el mal funcionamiento del sistema del avión, se utilizan para conducir al FSTD a una condición de pérdida de control avión, la guía específica debe estar disponible para el instructor, p. ej. en el IOS o en el manual, que describe cómo el escenario de actitud inusual es impulsado junto con cualquier mal funcionamiento o degradación en la funcionalidad FSTD requerida para estimular la condición.

(2) Límites de validación FSTD

Esta envoltente o limitación está definida por las siguientes tres subdivisiones (consulte el Apéndice 3-D de la OACI "AUPRTA").

(i) Región validada por pruebas de vuelo

Esta es la región de la envoltente de vuelo que se ha validado con los datos de las pruebas de vuelo, por lo general comparando el rendimiento del FSTD con estas pruebas de vuelo datos a través de pruebas incorporadas en el QTG y otros datos

de prueba de vuelo utilizados para ampliar aún más el modelo más allá de las disposiciones mínimas. Dentro de esta región, existe una gran confianza en que el FSTD responde de manera similar al avión. Por favor tenga en cuenta que esta región no se limita estrictamente a lo que se ha probado en el QTG; como siempre que el modelo matemático de aerodinámica se haya ajustado al vuelo resultante de la prueba, esa parte del modelo matemático se considera dentro de la región validada por las pruebas de vuelo.

(ii) Túnel de viento y / o región analítica

Esta es la región de la envolvente de vuelo para la que ha habido pruebas en túnel de viento o el uso de otros métodos predictivos confiables (generalmente hechos por el fabricante del avión) para definir el modelo aerodinámico. Cualquier extensión al modelo aerodinámico que ha sido evaluado de acuerdo con la definición de un modelo representativo de la pérdida (según se describe en CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3) debe ser claramente indicado. Dentro de esta región, existe una confianza moderada de que el FSTD responderá de manera similar al avión.

(iii) Región extrapolada

Esta es la región extrapolada que va más allá de las regiones analíticas / de túnel de viento y validadas por pruebas de vuelo. La extrapolación puede ser lineal, manteniendo el último valor antes de que comenzara la extrapolación, o algún otro conjunto de valores. Ya sea estos datos extrapolados son proporcionados por el avión o el fabricante del FSTD, (es un solo una "mejor estimación"). Dentro de esta región, hay poca confianza de que el FSTD responda de manera similar a como lo hace el avión.

(c) Mecanismo de retroalimentación de IOS

- (1) Para que el instructor / evaluador brinde retroalimentación al estudiante durante el entrenamiento en maniobras de prevención y recuperación de actitudes inusuales, se debe tener acceso a información adicional. que indica la fidelidad de la simulación, la magnitud de las entradas del aprendiz a los controles de vuelo, así como los límites operacionales del avión que potencialmente podrían afectar la finalización satisfactoria de la (s) maniobra (s). Como mínimo, lo siguiente debe ser estar disponible para el instructor / evaluador:

(i) Límite de validación del FSTD

El FSTD debe emplear un método para mostrar la fidelidad esperada del FSTD con respecto al límite de validación del FSTD. Esto puede mostrarse como un ángulo de gráfico cruzado de envolvente de ataque versus deslizamiento lateral (alfa / beta) en el IOS u otro método alternativo para transmitir claramente el nivel de fidelidad del FSTD durante la maniobra. El gráfico cruzado u otro método alternativo debe mostrar las regiones de validez para flaps-up y flaps-down como mínimo. Estos límites de validación deben ser derivada por el proveedor de datos aerodinámicos, o utilizando información y datos fuentes proporcionadas por el proveedor de datos aerodinámicos.

(ii) Entradas de control de vuelo.

El FSTD debe emplear un método para que el instructor / evaluador evalúe las entradas de control de vuelo del aprendiz durante la maniobra de recuperación de actitudes inusuales. Adicionalmente, parámetros, como las fuerzas de control de cabina (fuerzas aplicadas por el piloto a los controles) y el modo de ley de control de vuelo para aviones fly-by-wire, debe ser

también incorporado en este mecanismo de retroalimentación. Para los sticks laterales pasivos, cuyo desplazamiento es la entrada del control de vuelo, la fuerza aplicada por el piloto no es necesario que se muestre el movimiento en los controles. Esta herramienta debe incluir un historial de tiempo u otro método equivalente para registrar posiciones de control de vuelo.

(iii) Límites operacionales del avión.

El FSTD debe emplear un método para proporcionar al instructor / evaluador información en tiempo real en donde se muestre información relativa a los límites operacionales del avión. Los parámetros simulados del avión deben mostrarse dinámicamente en tiempo real y deben proporcionarse en un historial de tiempo o formato equivalente. Como mínimo, los siguientes parámetros deben estar disponible para el instructor / evaluador:

- (A) velocidad aerodinámica y límites de velocidad aerodinámica, incluida la velocidad de pérdida y la Velocidad máxima de operación (VMO) / Mach operativo máximo (MMO);
 - (B) límites del factor de carga y del factor de carga operativo; y
 - (C) ángulo de ataque y ángulo de ataque de identificación de la pérdida (consulte CA APÉNDICE 2 (C)(B)(3)-1 para obtener información adicional sobre la definición del ángulo de ataque de identificación durante la pérdida); este parámetro se puede mostrar en junto con los límites de validación del FSTD.
- (2) Opcionalmente, el instructor / evaluador dispone de un mecanismo de retroalimentación grabado.

CA Apéndice 1 f) Orientación adicional para el entrenamiento en la prevención y recuperación de actitudes inusuales (UPRT) para la tabla de estándares FSTD

(a) Introducción

Se debería proporcionar al FSTD información relativa a los parámetros como se describe en CA APÉNDICE 1 F) Esta CA detalla parte de las disposiciones de rendimiento para estas características.

El objetivo de la retroalimentación de IOS durante los ejercicios de UPRT es proporcionar al instructor la capacidad para evaluar la acción de control adecuada y oportuna, incluida la secuencia, para completar la recuperación de forma segura.

(b) La retroalimentación de IOS, puede también ser a través de un dispositivo móvil separado, se usa para monitorear e informar a la tripulación sobre los ejercicios UPRT para verificar que se realizó adecuadamente la actividad de recuperación del control. El instructor debe tener la información necesaria para establecer claramente si la recuperación se completó dentro de los límites de capacitación en el FSTD (consulte CA Apéndice 1 f)) y tome las medidas necesarias para completar el entrenamiento.

El FSTD debe incluir herramientas para que el instructor pueda informar inmediatamente a los pilotos después del evento de formación. Todos los datos registrados para su uso en el informe del UPRT pueden ser permanente y fácilmente eliminados después del evento de capacitación UPRT.

(c) Parámetros de IOS

La herramienta normalmente debería mostrar:

(1) Entradas de control inducidas por el piloto, que incluyen:

- (i) cabeceo (pitch)
- (ii) banqueo (roll),
- (iii) pedal de timón,

- (iv) aceleradores,
- (v) flaps, y
- (vi) frenos de velocidad (speed brakes) / spoilers.

Historial temporal de las entradas de control, incluidas las fuerzas de control de cabina y la ley de control de vuelo (aviones de vuelo por cable), según corresponda.

Para asegurarse de que las entradas de control se apliquen de manera correcta, oportuna y de manera suave, la pantalla debe indicarse a una frecuencia de muestreo que sea lo suficientemente alta para evitar perder una posible acción abrupta por parte del piloto. Esto puede limitarse a modo de un debrief (reunión posterior) tras la ejecución del ejercicio o maniobra individual.

- (2) Visualización de los parámetros de vuelo primarios; si corresponde, muestre una copia de la Pantalla Principal de Vuelo (PFD); si se muestra un PFD, entonces los parámetros serán los mismos que los mostrados en el PFD del avión, incluyendo:
 - (i) actitud de cabeceo, (pitch)
 - (ii) actitud de banqueo (roll)
 - (iii) giro / deslizamiento lateral, (sideslip)
 - (iv) velocidad aerodinámica indicada,

CA Apéndice 13 Material de orientación sobre disposiciones para la evaluación de formación de hielo en motor y fuselaje

(a) Aplicabilidad

Esta CA aplica a todos los FSTD que se utilizan para satisfacer las disposiciones de capacitación con formación de hielo en motores y fuselajes. Se han incorporado y desarrollado nuevas disposiciones generales y objetivas para la calificación de FSTD que definen modelos de formación de hielo específicos en aviones para apoyar los objetivos de entrenamiento para el reconocimiento y la recuperación de un evento de acumulación de hielo en vuelo

(b) Disposiciones generales

Los siguientes elementos deben tenerse en cuenta al desarrollar modelos de acumulación de hielo para el uso calificado en un entrenamiento del FSTD:

- (1) los modelos de formación de hielo deben poder entrenar las habilidades específicas requeridas para el reconocimiento de acumulación de hielo y para generar la respuesta requerida;
- (2) los modelos de congelamiento deben contener señales de reconocimiento específicas del avión, según se determine mediante datos suministrados por un fabricante de equipos originales de aviones (OEM) o por métodos analíticos adecuados; y
- (3) al menos un modelo calificado de formación de hielo debe ser probado objetivamente para demostrar que tiene se ha implementado correctamente y que genera las señales correctas según sea necesario para capacitación.

(c) Declaración de Cumplimiento (SOC)

El SOC descrito en el Apéndice 1 (1.t.1.) debe contener la siguiente información para respaldar la calificación FSTD para modelos de congelamiento específicos de aviones:

- (1) Una descripción de las señales de reconocimiento y los efectos de degradación esperados específicos del avión debido a un encuentro típico de formación de hielo en vuelo.

Las señales típicas pueden incluir pérdida de sustentación, disminución del ángulo de ataque de pérdida, cambios en el cabeceo (pitch), el momento, disminución en la efectividad del control y cambios en las fuerzas de control además de cualquier aumento

general de la resistencia. Esta descripción debe basarse en fuentes de datos relevantes, como aquellos datos proporcionados por el OEM del avión, datos de accidentes / incidentes u otras fuentes de datos aceptables. Donde un fuselaje en particular ha demostrado vulnerabilidades a un tipo específico de acumulación de hielo (debido al historial de accidentes / incidentes), que requiere una formación específica (tales como, gotas grandes super-enfriadas (supercooled) o formación de hielo en el plano de la cola), los modelos de acumulación de hielo deben desarrollarse para que aborden esas disposiciones de formación.

- (2) Una descripción de las fuentes de datos utilizados para desarrollar los modelos calificados de acumulación de hielo. Las fuentes de datos aceptables pueden ser, entre otras, datos de pruebas de vuelo, datos de certificación, datos de simulación de ingeniería de OEM de aviones u otros métodos basados en principios de ingeniería establecidos.

(d) Prueba de demostración objetiva

El propósito de la prueba de demostración objetiva es demostrar que los modelos de acumulación de hielo, como se describe en el SOC, se han implementado correctamente y demuestran las señales y efectos, según se definen en las fuentes de datos aprobadas. Al menos un modelo de acumulación de hielo debe ser seleccionado para la prueba e incluido en la guía de prueba de calificación maestra (MQTG). Dos pruebas son necesarias para demostrar los efectos de la formación de hielo en el motor y la estructura del avión. Una prueba demuestra el rendimiento de referencia del FSTD sin formación de hielo, y la segunda prueba demuestra los efectos en la aerodinámica debido a la acumulación de hielo en relación con la prueba de referencia.

- (1) Parámetros registrados: en cada uno de los dos casos MQTG requeridos, un registro del historial de tiempo de los siguientes parámetros debe hacerse:

- (i) altitud;
- (ii) velocidad aérea;
- (iii) aceleración normal;
- (iv) potencia del motor / ajustes;
- (v) ángulo de ataque / actitud de cabeceo (pitch);
- (vi) ángulo de inclinación lateral (banqueo);
- (vii) entradas de control de vuelo inducidas por el piloto;
- (viii) advertencia de pérdida e inicio de la vibración o buffet durante la pérdida; y
- (ix) otros parámetros necesarios para demostrar los efectos de la acumulación de hielo.

- (2) Maniobra de demostración: el operador del FSTD debe seleccionar un modelo de acumulación de hielo, según se haya identificado en el SOC para la prueba. La maniobra seleccionada debe demostrar los efectos de acumulación de hielo en ángulos de ataque altos que van desde una condición estable hasta una aproximación a la pérdida y luego hasta una pérdida total (la pérdida total es aplicable solo para aquellos FSTD que deben ser calificados para tareas de entrenamiento de pérdidas completas), en comparación con una prueba de referencia (sin acumulación de hielo). Los modelos de la acumulación de hielo deben demostrar las señales necesarias para reconocer el inicio de la acumulación de hielo en la estructura del avión, las superficies de elevación (elevadores) y los motores, y proporcionan una degradación representativa en rendimiento y cualidades de manejo en la medida en que se pueda ejecutar una recuperación. Típicamente, las señales de reconocimiento que pueden estar presentes, dependiendo del avión simulado, incluyen:

- (i) disminución del ángulo de ataque de pérdida;
- (ii) aumento de la velocidad de pérdida;
- (iii) aumento en la percepción del umbral en la velocidad vibratoria (buffet) de la pérdida;

- (iv) cambios en el momento del cabeceo (pitching);
- (v) cambios en las características del buffet durante la pérdida;
- (vi) cambios en la efectividad del control o en las fuerzas de control; y
- (vii) efectos del motor (variación de potencia, vibración, etc.).

La prueba de maniobra de demostración se puede realizar inicializando y manteniendo una cantidad fija de acumulación de hielo a lo largo de la maniobra para evaluar consistentemente los efectos aerodinámicos.

En consulta pública