



RAC STD-1A

SIMULADOR DE VUELO DE AVIÓN

Registro de Ediciones y Revisiones

[illegible]

Las revisiones a la presente regulación serán indicadas mediante una barra vertical en el margen izquierdo, enfrente del renglón, sección o figura que este 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

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.

Introducción General

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 conexa.

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.

El RAC-STD 1A, consta de dos Secciones (1 y 2). La Sección 1 cuyo contenido es de acatamiento obligatorio, tanto de todas y cada una de las normas que se encuentren dentro de esta sección, como de los apéndices a las mismas, las tablas, figuras a que se haga referencia específica y que estén igualmente dentro de la Sección 1. De igual forma, a todas las normas se les ha dotado de un título que indica un resumen del contenido de la misma, de manera que facilite su manejo y comprensión. En los casos en que las notas del Doc 9625 de OACI, no se hayan incorporado a la norma específica, o bien contengan material explicativo o informativo complementario, pero que no es de acatamiento obligatorio, se hace referencia a la Circular de Asesoramiento (CA) en la sección 2, específicas para cada una de las normas que así lo necesite, teniendo en el formato electrónico su respectivo hipervínculo que permite un manejo más ágil y eficiente del documento.

La Sección 2 como referencia didáctica, y todo su contenido no es de acatamiento obligatorio, la misma contiene las referencias (hipervínculos para el formato electrónico), de las normas del RAC-STD 1A que se consideró importante ampliar ya sea porque contienen material explicativo o informativo complementario.

Muchas de las notas del Doc 9625 se incorporaron a la sección 2 así como, las referencias a otros Anexos y documentos conexos que se encuentran señalados o detallados en esta sección.

Esta sección se encuentra dividida en las mismas subpartes de la sección 1 y guarda la misma secuencia

Lista de páginas efectiva

Nº DE PÁGINA	Nº DE EDICION	FECHA
Sección 1		
Portada	Inicial	16-Jul-2009
SER-1	Inicial	16-Jul-2009
RER-1	Inicial	16-Jul-2009
P-1	Inicial	16-Jul-2009
LEP-1	Inicial	16-Jul-2009
LEP-2	Inicial	16-Jul-2009
LEP-3	Inicial	16-Jul-2009
TC-1	Inicial	16-Jul-2009
TC-2	Inicial	16-Jul-2009
SUBPARTE-A		
1-A-1	Inicial	16-Jul-2009
1-A-2	Inicial	16-Jul-2009
SUBPARTE-B		
1-B-1	Inicial	16-Jul-2009
1-B-2	Inicial	16-Jul-2009
SUBPARTE-C		
1-C-1	Inicial	16-Jul-2009
1-C-2	Inicial	16-Jul-2009
1-C-3	Inicial	16-Jul-2009
1-C-4	Inicial	16-Jul-2009
1-C-5	Inicial	16-Jul-2009
1-C-6	Inicial	16-Jul-2009
1-C-7	Inicial	16-Jul-2009
1-C-8	Inicial	16-Jul-2009
1-C-9	Inicial	16-Jul-2009
1-C-10	Inicial	16-Jul-2009
1-C-11	Inicial	16-Jul-2009
1-C-12	Inicial	16-Jul-2009
1-C-13	Inicial	16-Jul-2009
1-C-14	Inicial	16-Jul-2009
1-C-15	Inicial	16-Jul-2009
1-C-16	Inicial	16-Jul-2009
1-C-17	Inicial	16-Jul-2009
1-C-18	Inicial	16-Jul-2009
1-C-19	Inicial	16-Jul-2009
SECCIÓN 2		
2-P-1	Inicial	16-Jul-2009
2-TC-1	Inicial	16-Jul-2009
2-TC-2	Inicial	16-Jul-2009
SUBPARTE A		
2-A-1	Inicial	16-Jul-2009
SUBPARTE-B		
2-B-1	Inicial	16-Jul-2009
2-B-2	Inicial	16-Jul-2009
2-B-3	Inicial	16-Jul-2009
2-B-4	Inicial	16-Jul-2009
2-B-5	Inicial	16-Jul-2009
2-B-6	Inicial	16-Jul-2009

Nº DE PÁGINA	Nº DE EDICION	FECHA
2-B-7	Inicial	16-Jul-2009
2-B-8	Inicial	16-Jul-2009
2-B-9	Inicial	16-Jul-2009
2-B-10	Inicial	16-Jul-2009
2-B-11	Inicial	16-Jul-2009
2-B-12	Inicial	16-Jul-2009
2-B-13	Inicial	16-Jul-2009
2-B-14	Inicial	16-Jul-2009
SUBPARTE-C		
2-C-1	Inicial	16-Jul-2009
2-C-2	Inicial	16-Jul-2009
2-C-3	Inicial	16-Jul-2009
2-C-4	Inicial	16-Jul-2009
2-C-5	Inicial	16-Jul-2009
2-C-6	Inicial	16-Jul-2009
2-C-7	Inicial	16-Jul-2009
2-C-8	Inicial	16-Jul-2009
2-C-9	Inicial	16-Jul-2009
2-C-10	Inicial	16-Jul-2009
2-C-11	Inicial	16-Jul-2009
2-C-12	Inicial	16-Jul-2009
2-C-13	Inicial	16-Jul-2009
2-C-14	Inicial	16-Jul-2009
2-C-15	Inicial	16-Jul-2009
2-C-16	Inicial	16-Jul-2009
2-C-17	Inicial	16-Jul-2009
2-C-18	Inicial	16-Jul-2009
2-C-19	Inicial	16-Jul-2009
2-C-20	Inicial	16-Jul-2009
2-C-21	Inicial	16-Jul-2009
2-C-22	Inicial	16-Jul-2009
2-C-23	Inicial	16-Jul-2009
2-C-24	Inicial	16-Jul-2009
2-C-25	Inicial	16-Jul-2009
2-C-26	Inicial	16-Jul-2009
2-C-27	Inicial	16-Jul-2009
2-C-28	Inicial	16-Jul-2009
2-C-29	Inicial	16-Jul-2009
2-C-30	Inicial	16-Jul-2009
2-C-31	Inicial	16-Jul-2009
2-C-32	Inicial	16-Jul-2009
2-C-33	Inicial	16-Jul-2009
2-C-34	Inicial	16-Jul-2009
2-C-35	Inicial	16-Jul-2009
2-C-36	Inicial	16-Jul-2009
2-C-37	Inicial	16-Jul-2009
2-C-38	Inicial	16-Jul-2009
2-C-39	Inicial	16-Jul-2009
2-C-40	Inicial	16-Jul-2009
2-C-41	Inicial	16-Jul-2009
2-C-42	Inicial	16-Jul-2009

Nº DE PÁGINA	Nº DE EDICION	FECHA
2-C-43	Inicial	16-Jul-2009
2-C-44	Inicial	16-Jul-2009
2-C-45	Inicial	16-Jul-2009
2-C-46	Inicial	16-Jul-2009
2-C-47	Inicial	16-Jul-2009
2-C-48	Inicial	16-Jul-2009
2-C-49	Inicial	16-Jul-2009
2-C-50	Inicial	16-Jul-2009
2-C-51	Inicial	16-Jul-2009
2-C-52	Inicial	16-Jul-2009
2-C-53	Inicial	16-Jul-2009
2-C-54	Inicial	16-Jul-2009
2-C-55	Inicial	16-Jul-2009
2-C-56	Inicial	16-Jul-2009
2-C-57	Inicial	16-Jul-2009
2-C-58	Inicial	16-Jul-2009
2-C-59	Inicial	16-Jul-2009
2-C-60	Inicial	16-Jul-2009
2-C-61	Inicial	16-Jul-2009
2-C-62	Inicial	16-Jul-2009
2-C-63	Inicial	16-Jul-2009
2-C-64	Inicial	16-Jul-2009
2-C-65	Inicial	16-Jul-2009
2-C-66	Inicial	16-Jul-2009
2-C-67	Inicial	16-Jul-2009
2-C-68	Inicial	16-Jul-2009
2-C-69	Inicial	16-Jul-2009
2-C-70	Inicial	16-Jul-2009
2-C-71	Inicial	16-Jul-2009
2-C-72	Inicial	16-Jul-2009
2-C-73	Inicial	16-Jul-2009
2-C-74	Inicial	16-Jul-2009
2-C-75	Inicial	16-Jul-2009
2-C-76	Inicial	16-Jul-2009
2-C-77	Inicial	16-Jul-2009
2-C-78	Inicial	16-Jul-2009
2-C-79	Inicial	16-Jul-2009
2-C-80	Inicial	16-Jul-2009
2-C-81	Inicial	16-Jul-2009
2-C-82	Inicial	16-Jul-2009
2-C-83	Inicial	16-Jul-2009
2-C-84	Inicial	16-Jul-2009
2-C-85	Inicial	16-Jul-2009
2-C-86	Inicial	16-Jul-2009
2-C-87	Inicial	16-Jul-2009
2-C-88	Inicial	16-Jul-2009
2-C-89	Inicial	16-Jul-2009
2-C-90	Inicial	16-Jul-2009

Nº DE PÁGINA	Nº DE EDICION	FECHA
2-C-91	Inicial	16-Jul-2009
2-C-92	Inicial	16-Jul-2009
2-C-03	Inicial	16-Jul-2009
2-C-94	Inicial	16-Jul-2009
2-C-95	Inicial	16-Jul-2009
2-C-96	Inicial	16-Jul-2009
2-C-97	Inicial	16-Jul-2009
2-C-98	Inicial	16-Jul-2009
2-C-99	Inicial	16-Jul-2009
2-C-100	Inicial	16-Jul-2009
2-C-101	Inicial	16-Jul-2009
2-C-102	Inicial	16-Jul-2009
2-C-103	Inicial	16-Jul-2009
2-C-104	Inicial	16-Jul-2009
2-C-105	Inicial	16-Jul-2009
2-C-106	Inicial	16-Jul-2009
2-C-107	Inicial	16-Jul-2009
2-C-108	Inicial	16-Jul-2009
2-C-109	Inicial	16-Jul-2009
2-C-110	Inicial	16-Jul-2009
2-C-111	Inicial	16-Jul-2009
2-C-112	Inicial	16-Jul-2009

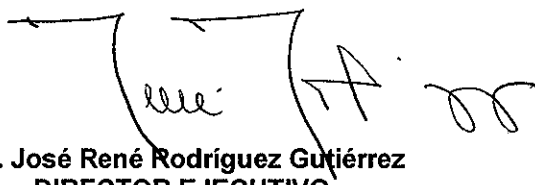
AUTORIDAD DE AVIACION CIVIL, Ilopango, a las once horas del día dieciseis del mes de julio del año dos mil nueve.

CONSIDERANDO:

1. Que según lo establece el artículo cuatro de la Ley Orgánica de Aviación Civil la creación y naturaleza de la Autoridad de Aviación Civil (AAC), comprende la autonomía en el aspecto técnico y administrativo.
2. Que según lo establece el artículo siete numeral dos y cuatro, es atribución de la AAC, regular los aspectos técnicos y operacionales de las actividades relacionadas con la Aviación Civil. Así como, dictar y elaborar Órdenes, Regulaciones, Disposiciones Administrativas, Directrices, Manuales de Procedimientos, Publicaciones de Información Aeronáutica de El Salvador, de conformidad con la Ley Orgánica de Aviación Civil.
3. La Ley Orgánica de Aviación Civil (LOAC), establece y faculta al Director Ejecutivo de la AAC, como el responsable de la administración de la Institución y desempeñando las atribuciones que la referida LOAC le otorga a la AAC, estableciendo en el artículo catorce numeral seis y treinta y cuatro, que se debe fijar los estándares de seguridad, operación y servicios en el sector de la aviación civil en el país, conforme a normas internacionales al respecto.

POR TANTO en uso de las facultades legales que le confiere la Ley Orgánica de Aviación Civil y en base a los artículos: 4; 7, numeral, 2 y 4; 14, numeral 6, 14 y 34; **RESUELVE:**

1. Aprobar en su edición inicial la Regulación de **SIMULADOR DE VUELO DE AVION**, con fecha dieciseis de julio del año dos mil nueve.
2. Archivar el original del presente Documento en la Gerencia Legal de la AAC y remitir copia del mismo a la Subdirección de Seguridad de Vuelo y al Departamento de Organización, Métodos y Regulaciones de la AAC.


Lic. José René Rodríguez Gutiérrez
DIRECTOR EJECUTIVO
AUTORIDAD DE AVIACIÓN CIVIL



**TABLA DE CONTENIDO
RAC-STD 1A****SECCIÓN 1 - REQUISITOS**

SUBPARTE A	APLICABILIDAD
SUBPARTE B	GENERALIDADES
SUBPARTE C	SIMULADOR DE VUELO DE AVIÓN

**SECCIÓN 2 – CIRCULARES DE ASESORAMIENTO - CA
MEDIO ACCEPTABLE DE CUMPLIMIENTO - MAC
MATERIAL EXPLICATIVO E INTERPRETATIVO – MEI**

CA/MAC/MEI A	APLICABILIDAD
CA/MAC/MEI B	GENERAL
CA/MAC/MEI C	SIMULADOR DE VUELO DE AVIÓN

TABLA DE CONTENIDOS

Portada	1
Sistema de Edición y Revisión	SER-1
Registro de Ediciones y Revisiones	RER-1
Preámbulo	P-1
Lista de Páginas Efectivas	LPE-1
Tabla de Contenidos	TC-1

SUBPARTE A – AMBITO DE APLICACIÓN

RAC STD 1A.001	Ámbito de Aplicación	1-A-1
RAC STD 1A.003	Aceptación de Calificaciones Emitidas por otras Autoridades	1-A-1

SUBPARTE B – ASPECTOS GENERALES

RAC STD 1A.005	Terminología	1-B-1
RAC STD 1A.010	Entrada en vigor	1-B-2

SUBPARTE C – DISPOSITIVOS DE ENTRENAMIENTO DE VUELO

RAC STD 1A.015	Solicitud de Calificación de un Simulador de vuelo	1-C-1
RAC STD 1A.020	Validez de la Calificación del Simulador de vuelo	1-C-1
RAC STD 1A.025	Requisitos para los Operadores de Simuladores de Vuelo	1-C-1
RAC STD 1A.030	Requisitos para Simuladores de Vuelo	1-C-3
RAC STD 1A.040	Cambios en Simuladores Calificados	1-C-5
RAC STD 1A.045	Calificación Provisional de un Simulador de Vuelo	1-C-6
RAC STD 1A.050	Transferencia de la Calificación de un Simulador de Vuelo	1-C-6
Apéndice 1 al RAC STD 1A.030	Requisitos Técnicos Mínimos para los Niveles de Calificación del Simulador de Vuelo	1-C-6
Apéndice 2 al RAC STD 1A.030	Estándares de los Simuladores de Vuelo	1-C-10

SUBPARTE A**ÁMBITO DE APLICACIÓN****RAC-STD 1A.001 Ámbito de Aplicación**

(a) La Regulación RAC-STD 1A 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 1A 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.

(c) 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. 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 1A.003 Aceptación de calificaciones Emitidas por otras Autoridades
(Ver CA STD 1A.003)**

(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 1A.001

SUBPARTE B**ASPECTOS GENERALES****RAC-STD 1A.005 Terminología
(Ver CA STD-2A.005)**

Dada la complejidad técnica que conlleva la calificación de un STD, resulta esencial utilizar en todo momento una terminología estandarizada. Las abreviaturas y términos que se describen a continuación deben utilizarse en aras a cumplir lo establecido en el RAC-STD. La CA STD 1A.005 contiene más abreviaturas y términos.

(a) *Dispositivo Sintético de Entrenamiento (STD)*. Dispositivo de entrenamiento que es un Simulador de Vuelo (FS), o un Dispositivo de entrenamiento de vuelo (FTD), o un Dispositivo de Entrenamiento de Procedimientos de Navegación y Vuelo (FNPT), o un Dispositivo para Entrenamiento Básico de vuelo por Instrumentos (BITD).

(b) *Simulador de Vuelo (FS)*. Réplica a escala real de la cabina de vuelo de un avión concreto (fabricante, tipo, modelo y serie), incluyendo todo el equipamiento y el software necesarios para reproducir la actuación de un avión tanto en tierra como en vuelo, así como un sistema visual que proporcione una perspectiva desde la cabina de vuelo hacia afuera, y un sistema de movimiento con fuerzas de referencia. Todo ello de acuerdo con los estándares mínimos establecidos para la calificación de un simulador de vuelo.

(c) *Dispositivo de entrenamiento de vuelo (FTD)*. Replica a escala real de controles, paneles, equipamiento e instrumentos de un avión en un entorno de cabina de vuelo abierta o cerrada, incluyendo todo el equipamiento y el software necesarios para reproducir la actuación de un avión tanto en tierra como en vuelo en la extensión de los sistemas instalados en el dispositivo. No requiere ni sistema visual ni de movimiento. Todo ello de acuerdo con los estándares mínimos establecidos para la calificación de cada nivel FTD.

(d) *Entrenador de procedimientos de navegación y vuelo – (FNPT)*. Un dispositivo de entrenamiento que representa el entorno de una cabina de vuelo incluyendo todo el equipamiento y software necesario para reproducir la actuación de un avión en operaciones de vuelo de forma que los sistemas parecen funcionar como en el avión. Todo ello de acuerdo con los estándares mínimos establecidos para la calificación de cada tipo de FNTP específico.

(e) *Dispositivo para Entrenamiento Básico de vuelo por instrumentos (BITD)*. Un dispositivo de entrenamiento basado en tierra que representa el puesto de pilotaje de un alumno en una clase de aeronave. Puede utilizar paneles de instrumentos representados en pantallas, y controles de vuelo cargados por muelle, proporcionando una plataforma de entrenamiento, al menos, para los aspectos procedimentales del vuelo por instrumentos.

(f) *Aprobación de un dispositivo sintético de entrenamiento (Aprobación STD)*. El alcance hasta el que un STD de un nivel de calificación especificado puede ser usado por personas, organizaciones o empresas de acuerdo a lo aprobado por la Autoridad. Esta aprobación tiene en cuenta las diferencias entre el avión y el STD, así como la capacidad de entrenamiento y operación de la organización.

(g) *Operador de un dispositivo de entrenamiento sintético (Operador STD)*. La persona, organización o empresa directamente responsable ante la Autoridad de solicitar y mantener la calificación de un determinado STD.

(h) *Usuario de un dispositivo de entrenamiento sintético (Usuario STD)*. La persona, organización o empresa que requiere créditos para entrenamiento, verificación y pruebas mediante el uso de un STD

(i) *Calificación de un dispositivo de entrenamiento sintético (Calificación STD)*. El nivel de capacidad técnica de un STD de acuerdo a lo establecido en el documento de cumplimiento.

(j) *Guía de pruebas para calificación (QTG)*. Documento diseñado para demostrar que las cualidades de maniobrabilidad y performance de un STD coinciden, dentro de los límites establecidos con los del avión, y que todos los requisitos aplicables han sido cumplidos. La QTG incluye tanto los datos del avión como los datos del STD utilizados para sustentar la validación.

(k) *Otros dispositivos de Entrenamiento (OTD)*. Dispositivo de ayuda de entrenamiento diferente de un FS, un FTD, FNPT o un BITD en donde la representación completa del ambiente de cabina no es necesario.

RAC-STD 1A.010 Entrada en vigor

El RAC-STD 1A entrará en vigor ocho días después de su publicación, fecha a partir de la cual todos los certificados de calificación y procedimientos relativos a los simuladores de vuelo de avión deben cumplir con los criterios establecidos en el RAC-STD 1A.

SUBPARTE C SIMULADORES DE VUELO DE AVION

RAC-STD 1A.015 Solicitud para la Calificación de un Simulador de Vuelo **(Ver CA-STD 1A.015 (MAC))** **(Ver CA-STD 1A.015 (MEI))**

(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 1A.020 Validez de la Calificación del Simulador de Vuelo **(Ver CA-STD 1A.020(a))**

(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 1A.

RAC-STD 1A.025 Requisitos para los Operadores de Simuladores de Vuelo **(Ver CA-STD 1A.025)**

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

(4) 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 se 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.

(2) 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-STD1A.030 Requisitos para simuladores de vuelo.

(Ver Apéndice 2 al RAC-STD 1A.030)

(Ver CA-STD 1A.030(MAC))

(Ver CA-STD 1A.030(MEI))

(a) Todo simulador de vuelo sometido a evaluación inicial a partir de la entrada en vigor del RAC-STD 1A, será evaluado en base a los criterios aplicables del RAC-STD 1A para niveles de calificación A, B, C o D. Las evaluaciones recurrentes del simulador estarán basadas en la misma versión del RAC-STD 1A 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.

(c) Todo simulador de vuelo debe someterse a las siguientes pruebas:

(1) Pruebas de validación (Ver CA-STD 1A.030(MAC), apartado 2.3, CA-STD 1A.030(c)(1)(MAC), y CA-STD 1A.030(c)(1)(MEI); y

(2) Pruebas funcionales y subjetivas (Ver CA-STD 1A.030 (MAC), apartado 3).

(d) 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.

(e) El operador STD debe presentar una QTG en la forma y manera aceptable para la Autoridad.

(f) 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.

(g) 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 1A.040 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
(Ver CA STD 1A.045)**

(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.

Apéndice 1 al RAC-STD 1A.030

**Requisitos Técnicos Mínimos para los niveles de calificación del simulador de vuelo
(Ver RAC-STD 1A.030)**

(a) En este Apéndice se describen los requisitos técnicos mínimos para la calificación de simuladores de vuelo de los niveles A, B, C, y D.

(1) Cada uno de estos cuatro niveles incluye la debida descripción técnica así como los máximos créditos en cuanto a entrenamiento, verificación y pruebas.

(2) Los créditos de entrenamiento, verificación y pruebas, no implican automáticamente un nivel de aprobación para ningún usuario del simulador de vuelo (usuario STD).

(3) En la Tabla 1 figuran (en términos generales) los máximos créditos posibles para cada nivel técnico de calificación. Los requisitos específicos para el uso de avión o simulador de vuelo serán determinados por la Autoridad. Los cursos de entrenamiento específico (p.e. ETOPS, TCAS, AWOPS, cizalladura, etc.) requieren de un adecuado estándar de simulación que debe ser evaluado por la Autoridad.

(b) Ciertos requisitos del sistema visual y del simulador de vuelo incluidos en este Apéndice, deben ser respaldados por una Declaración de Cumplimiento (SOC) y, en casos especiales, mediante pruebas objetivas. Las declaraciones de cumplimiento (SOC) deben reflejar la forma en que se cumple con un determinado requisito, como por ejemplo fuentes de coeficiente de fricción, modelo de tren para aproximación, etc.

Apéndice 1 a la RAC-STD 1A.030 (Continuación)

Tabla 1 – Requisitos técnicos mínimos para calificación de simuladores de vuelo de niveles A, B, C y D

Nivel de Calificación	Requisitos Técnicos Generales	Máximos créditos
Nivel A	- El nivel más bajo en cuanto a complejidad técnica de un simulador. - Replica a escala real de la cabina de vuelo cerrada de un avión, incluyendo la simulación de todos los sistemas, instrumentos, equipos de navegación, sistemas de comunicaciones y sistemas de aviso y alarma. - Debe estar dotado de un puesto de instructor (con su correspondiente asiento), además de los correspondientes asientos para los miembros de la tripulación y para un inspector/observador. - Las características de desplazamiento y control de fuerzas ejercidas sobre los mandos deben corresponderse con las del avión real bajo las mismas condiciones de vuelo. - Se permite la utilización de datos específicos de la clase de avión adaptados para el tipo específico de avión, pero de una fidelidad suficiente para cumplir con las pruebas objetivas, subjetivas y funcionales. Se permite asimismo la utilización de modelos genéricos para representar el efecto suelo (ground effect) y modelos de maniobrabilidad del avión en tierra. Se requerirá que los sistemas visuales, de movimiento y de sonido sean adecuados para la obtención de créditos correspondientes a entrenamiento, verificación y pruebas. - El sistema visual debe permitir, al menos, para cada piloto, campos visuales de 45 grados en horizontal y 35 grados en vertical. Es aceptable una escena nocturna - Los tiempos de respuesta a demanda sobre los mandos no superaran en más de 300 milisegundos a los que tienen lugar en el avión real - No se requiere la simulación de cizalladura	Apto para: - Entrenamiento de procedimientos de la tripulación - Entrenamiento de vuelo instrumental - Verificación, pruebas y entrenamiento de transición/conversión, excepto para maniobras de despegue y aterrizaje. - Verificación, pruebas y entrenamiento recurrente (Revalidación/renovación de habilitaciones de tipo y de instrumentos)
Nivel B	Los del nivel A más: - Se deberán utilizar datos de validación de pruebas en vuelo como base para evaluar las características de vuelo, el rendimiento (performance) y los sistemas. Además la programación de la maniobrabilidad en tierra y aerodinámica deberá incluir la reacción del efecto suelo y las características de maniobrabilidad, que deben estar basados en datos de validación de pruebas en vuelo.	Los del nivel A más: - Experiencia reciente (tres despegues y aterrizajes en los últimos 90 días). - Entrenamiento de transición/conversión en maniobras de despegue y aterrizaje. - Verificación y pruebas en entrenamiento de transición/conversión, salvo en maniobras de despegue y aterrizaje.
Nivel C	El segundo nivel máximo de un simulador de vuelo Los del nivel B más: - Se requiere un sistema visual diurno/crepúsculo/nocturno, con un campo de visión continuo y colimado, a través de la cabina de vuelo, mínimo de 180 grados en horizontal y 40 grados en vertical para cada piloto. - Un sistema de movimiento de seis ejes. - La simulación del sonido debe incluir el sonido de precipitaciones y aquellos otros propios de avión que son perceptibles por los pilotos. También debe reproducir el sonido característico de un choque contra el suelo durante el aterrizaje cuando el simulador sobrepasa sus limitaciones. - La respuesta a las actuaciones sobre los mandos no debe ser mayor de 150 milisegundos mayor que la experimentada en el avión. - Debe incorporar simulación de cizalladura.	Los del nivel B más: - Verificación y pruebas en entrenamiento de transición/conversión, en maniobras de despegue y aterrizaje para pilotos cuyo nivel mínimo de experiencia es definido por la Autoridad.
Nivel D	Nivel máximo de performance de un simulador. Los del nivel C más: - Se requiere absoluta fidelidad de los sonidos, y de las sacudidas (buffet) del sistema de movimiento	Los del nivel C más: - Verificación y pruebas en entrenamiento de transición/conversión, en maniobras de despegue y aterrizaje para pilotos a los que se puede requerir un nivel mínimo de experiencia establecido por la Autoridad.

Apéndice 2 al RAC-STD 1A.030
Estándares de los simuladores de vuelo
(Ver RAC STD 1A.030)

1 General. Este Apéndice describe los requisitos mínimos para calificar un simulador de vuelo dentro a los niveles de calificación requeridos. Algunos de los requisitos incluidos en esta sección deben estar apoyados por una Carta de Cumplimiento (SOC), y en algunos casos, por una prueba objetiva. En la SOC se describirá la forma en se cumple con un determinado requisito, por ejemplo, un modelo para el tren de aterrizaje, fuentes del coeficientes de rozamiento, etc. Los resultados de la prueba deben mostrar que se alcanzó el requisito. En la tabla adjunta se listan los estándares del simulador de vuelo; las declaraciones de cumplimiento (SOC) se indican en la columna “cumplimiento”.

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
a.	La cabina de mando del simulador es una réplica exacta de la del avión real. El sentido de los mandos y los interruptores es el mismo que en el avión. Se incluirá en el simulador de vuelo el equipamiento para la operación de la ventana de la cabina de vuelo, pero no es necesario que esta sea operable. Para los fines del simulador de vuelo, la cabina de vuelo consiste en todo el espacio delantero de la sección del fuselaje situada en el extremo posterior en el que están situados los asientos de los pilotos. Se considera también que son parte de la cabina de vuelo las otras estaciones de servicio requeridas para miembros de la tripulación de vuelo y aquellas divisiones requeridos detrás de los asientos de los pilotos, y que deberán ser una replica de las del avión.	✓	✓	✓	✓	Los asientos de los observadores en la cabina de vuelo, no se consideran como estaciones de servicio adicionales para los miembros de la tripulación de vuelo y pueden omitirse. Divisiones conteniendo elementos tales como interruptores, circuitos de protección, paneles de radio suplementarios, etc, a los que la tripulación de vuelo puede necesitar acceder durante cualquier evento después de la preparación de la cabina de vuelo ha sido completada antes del vuelo, se considera esencial y no pueden ser omitidos. Divisiones conteniendo únicamente elementos tales como, pines o seguros del tren de aterrizaje, hachas o extintores, lámparas de repuesto, documentación del avión, etc, no se consideran esenciales y pueden ser omitidos. Estos elementos, o copias representativas, deberán estar disponibles en el simulador de vuelo, pero pueden ser reubicados en lugares disponibles tan cerca como sea posible de su posición original. Sólo se requiere la representación mediante siluetas de las hachas y otras herramientas de similar propósito
b.	Los circuitos de protección que afectan a los procedimientos y/o, que dan como resultado indicaciones observables en la cabina de vuelo, están adecuadamente emplazados y funcionan con precisión.	✓	✓	✓	✓	
c.	Modelos dinámicos de vuelo para diversas combinaciones de resistencia y empuje que se encuentran normalmente en vuelo y que corresponden a condiciones reales de vuelo, incluyendo el efecto del cambio en la actitud, empuje, resistencia, altitud, temperatura, peso, momento de inercia, ubicación del centro de gravedad y configuración del avión.	✓	✓	✓	✓	Para simuladores de vuelo nivel "A" son aceptables efectos genéricos de maniobrabilidad en tierra, nivelada y aterrizaje.
d.	Todas las indicaciones pertinentes de los instrumentos implicados en la simulación del avión responden automáticamente al movimiento de los mandos por los pilotos o a las perturbaciones externas sobre el avión simulado (p.e.: turbulencia o cortante de viento)	✓	✓	✓	✓	

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
e.	Equipo de comunicaciones, navegación, y avisos y advertencias corresponden con los instalados en el avión real, y funcionan dentro de las mismas tolerancias prescritas para el equipo aplicable de a bordo.	✓	✓	✓	✓	
f.	Además de las estaciones para los miembros de la tripulación de vuelo, dos asientos para el instructor/examinador delegado y para el inspector de la Autoridad. La Autoridad tendrá en cuenta otras opciones para este requisito basándose en configuraciones exclusivas de la cabina de vuelo. La disposición de los asientos deberá permitir una buena visión tanto del panel de instrumentos como de los parabrisas delanteros. Los asientos de los observadores no tienen por que ser como los del avión real pero deberán estar adecuadamente fijados al piso de simulador de vuelo, con cinturones de seguridad y ser lo suficientemente robustos para retener de manera segura al ocupante durante cualquier desviación conocida o pronosticada del sistema de movimiento.	✓	✓	✓	✓	
g.	Los sistemas del simulador deben simular el funcionamiento del sistema aplicable del avión, tanto en tierra como en vuelo. Los sistemas deben estar operativos hasta el punto que puedan realizarse todos los procedimientos en condiciones normales, anormales y de emergencia.	✓	✓	✓	✓	
h.	Mandos para el instructor que permitan al operador controlar todas las variables requeridas del sistema e introducir condiciones normales, anormales y de emergencia en los sistemas del avión.	✓	✓	✓	✓	
i.	Fuerzas en los mandos y recorridos de los mismos corresponden con las del avión simulado. Las fuerzas en los mandos deben reaccionar de la misma manera que en el avión para las mismas condiciones de vuelo.	✓	✓	✓	✓	
j.	La programación aerodinámica y de maniobrabilidad en tierra debe incluir: (1) Efecto suelo – Ocasionado durante, por ejemplo, aproximación en viraje, nivelada y aterrizaje. Lo cual requiere datos sobre sustentación, resistencia, momento de cabeceo, compensación y empuje con efecto suelo. (2) Reacción del suelo – reacción de la aeronave al entrar en contacto con la pista durante el aterrizaje, incluyendo compresión de amortiguadores, fricción de neumáticos, fuerzas laterales y demás datos apropiados - tales como el peso y la velocidad- necesarios para identificar la configuración y la condición del vuelo. (3) Características de maniobrabilidad en tierra – acciones de guiado para incluir viento lateral, frenado, uso del reversible, deceleración y radio de viraje.	✓	✓	✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento. Se requiere al realización de una prueba Para simuladores de nivel "A", se permite la utilización de modelos genéricos de maniobrabilidad en tierra siempre que permita giros dentro de los límites de la pista y el control adecuado durante el aterrizaje y el rodaje en tomas con viento cruzado
k.	Modelos de cortantes de viento (windshear) que proporcionen entrenamiento en las técnicas concretas para reconocimiento de este fenómeno y ejecución de las maniobras de recuperación y escape. Dichos modelos deberán ser representativos de vientos medidos u obtenidos en accidentes, aunque pueden incluir simplificaciones que garanticen encuentros repetibles. Por ejemplo el modelo puede consistir en vientos variables e independientes con componentes simultáneos múltiples. Los modelos deberán estar disponibles para las siguientes fases críticas del vuelo: (1) En el despegue antes de la rotación (2) En el momento de la rotación al irse al aire (3) Durante el ascenso inicial (4) Durante la aproximación final (corto)			✓	✓	Se requiere la realización de pruebas Ver CA-STD 1A.030 (MAC), apartado 2.3.g
l.	Se deberá proporcionar controles en el puesto del instructor para efectos meteorológicos incluyendo velocidad y dirección del viento.	✓	✓	✓	✓	

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
m	Fuerzas de mando para detención y control direccional que sean representativas, por lo menos, de las siguientes condiciones de la pista, basadas en los datos del avión: (1) Pista seca (2) Pista mojada (3) Pista con condiciones de hielo (4) Pista parcialmente mojada (5) Pista parcialmente congelada (6) Pista mojada con residuos de caucho en la zona de contacto.			✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento Se requieren pruebas objetivas para (1), (2) y (3), y Pruebas subjetivas para (4), (5) y (6)
n	Dinámica representativa de falla de frenos y de neumáticos (incluido el antideslizamiento (<i>antiskid</i>)) y eficacia disminuida de frenado debido a temperatura de freno los que deben ser representativos y basados en los datos correspondientes al avión.			✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento Se requieren pruebas subjetivas de la disminución de la eficacia de frenado por causa de la temperatura de los frenos, si aplica.
o	Medios para evaluar diariamente, y de forma rápida y eficaz tanto el hardware como el software del simulador.			✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento
p	La capacidad, precisión, resolución del computador del simulador de vuelo, y su respuesta dinámica, serán suficientes para apoyar de manera completa la fidelidad del simulador de vuelo.	✓	✓	✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento
q	La sensación de la dinámica de control será una replica la del avión real. La respuesta libre de los mandos deberá coincidir con la del avión real dentro de las tolerancias especificadas. Las evaluaciones del simulador tanto inicial como de mejora incluirán medidas de Respuesta Libre de los Mandos (Volante, columna y pedales) medidas directamente en los mismos. Las respuestas medidas deben corresponder a las del avión en las configuraciones de despegue, crucero y aterrizaje.. (1) Para aviones con sistemas de mandos irreversibles las mediciones podrán obtenerse en tierra si se proporcionan entradas estáticas adecuadas al tubo de Pitot para representar las condiciones ordinarias que ocurren en vuelo. Se deberán presentar validaciones de ingeniería o los motivos del fabricante del avión para justificar la realización de las pruebas en tierra, o para omitir una configuración. (2) Para simuladores que requieran la realización de pruebas tanto estáticas como dinámicas en los mandos, no se requerirán instalaciones fijas especiales de prueba durante la evaluación inicial siempre que la MQTG (Master Quality Technical Guide) del operador refleje tanto los resultados con instalaciones fijas de prueba y los resultados con otros métodos de prueba alternativos, tales como los gráficos por computador obtenidos simultáneamente. La repetición del método alternativo durante la evaluación inicial puede satisfacer este requisito.			✓	✓	Se requiere la realización de pruebas.

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
r	La respuesta relativa del sistema visual, de los instrumentos de la cabina de vuelo y del sistema de movimiento inicial deben acoplarse a la perfección para proporcionar indicaciones sensoriales integradas. Los cambios de las escenas visuales respecto a perturbaciones de estados estabilizados (p.e. el comienzo del escaneo del primer campo de video que contenga información diferente) tendrán lugar dentro del límite de respuesta dinámica del sistema de 150 milisegundos. El comienzo del movimiento ocurrirá también dentro del límite de respuesta dinámica de 150 milisegundos. El comienzo del movimiento ocurrirá antes del comienzo del escaneo del primer campo de video que contenga información diferente, pero ocurrirá antes del final del escaneo del mismo campo de video. La prueba para determinar el cumplimiento con estos requisitos deberá incluir el registro simultáneo de las salidas de los mandos de cabeceo, alabeo y guiñada, de las salidas del acelerómetro unido a la plataforma del sistema de movimiento, ubicado en un lugar aceptable cerca de los asientos de los pilotos, la señal de salida hacia la pantalla del sistema visual (incluidos los retardos analógicos del sistema visual), y la señal de salida hacia el indicador de actitud del piloto, o prueba equivalente aprobado por la Autoridad. Los dos métodos siguientes son aceptables para demostrar cumplimiento con los requisitos anteriores: (1) <u>Retardo de transporte</u>: Puede utilizarse una prueba de retardo de transporte para demostrar que las respuestas del sistema del simulador de vuelo no exceden de 150 milisegundos. En esta prueba se medirán todos los retardos de transporte encontrados por una señal que pasa desde el control de piloto a través del sistema electrónico de carga de mandos, y está en interfaz con todos los módulos del software de simulación en el orden correcto, utilizando un protocolo de saludo inicial, pasando por último por las interfaces normales de salida hacia el sistema de movimiento, hacia el sistema visual, y hacia las presentaciones de los instrumentos.	✓	✓	✓	✓	Se requiere la realización de una prueba. Para simuladores "A" y "B" el retardo máximo permisible es de 300 milisegundos. Para simuladores de niveles "A" y "B" el retardo máximo permisible es de 300 milisegundos.

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
r	Se debe registrar el tiempo de inicio para la prueba dado por una demanda al sistema de control de vuelo del piloto. El modo de la prueba permitirá que se consuma el tiempo normal de cálculo, y no alterará el flujo de información por el sistema de hardware/software. El retardo de transporte del sistema será entonces el tiempo entre la señal de entrada a los controles del piloto y las respuestas de hardware individuales. Necesita medirse solo una vez en cada eje. (2) <u>Latencia</u>: El sistema visual, instrumentos de la cabina de vuelo, y sistema de movimiento deben responder ante una demanda brusca en los mandos de cabeceo, alabeo y guiñada desde la posición del piloto dentro de 150 milisegundos, pero no antes del tiempo en que lo haría el avión en las mismas condiciones. El objetivo de la prueba es comparar la respuesta registrada del simulador de vuelo con los datos del avión real en las configuraciones de despegue, crucero y aterrizaje para demandas rápidas en los controles de los tres ejes de rotación. Se pretende demostrar que la respuesta del sistema del simulador de vuelo no excede de 150 milisegundos (esto no incluye el tiempo de respuesta del avión, de acuerdo a los datos del fabricante) y que las respuestas del sistema de movimiento y visual se corresponden con las del avión real. Para la respuesta del avión se prefiere la aceleración sobre el eje rotacional correspondiente.					Para simuladores de niveles "A" y "B" el retardo máximo permisible es de 300 milisegundos.
s	Se proporcionará modelización aerodinámica. Incluirá, para aviones cuyo certificado de tipo original se haya emitido después de junio de 1980, efecto suelo en vuelo nivelado a baja altitud, efecto de mach a alta altitud, efecto sobre las superficies de control del efecto dinámico de empuje normal y de reversa, representaciones aeroelásticas y representación de no lineales debido al resbalamiento basado en datos de pruebas en vuelo proporcionados por el fabricante.			✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento Se incluyen normalmente en el modelo aerodinámico del simulador de vuelo los efectos de mach, representaciones aeroelásticas y no lineales debidas al resbalamiento. La Carta de cumplimiento debe referirse a cada uno de estos elementos. Se requiere una prueba independiente para los efectos del empuje, así como una Carta de Cumplimiento.
t	Modelo que incluya los efectos de congelamiento del motor y del fuselaje			✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento (SOC). El SOC describirá los efectos que proporcionen entrenamiento en la pericia específica requerida para reconocimiento del fenómeno de congelamiento y la ejecución de la recuperación.
u	Modelo aerodinámico y de reacción en tierra para los efectos de reversible en el control direccional		✓	✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento (SOC).
v	Deberán incorporarse propiedades de pesos realistas del avión, incluyendo masa, centro de gravedad y momentos de inercia en función de la carga de pago y la carga de combustible	✓	✓	✓	✓	Se requiere una Carta de Cumplimiento (SOC) en la evaluación inicial. El SOC incluirá un rango de valores tabulados que permitan la demostración del modelo de propiedades de masa, que será realizado desde la estación del instructor.

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
w	Deberá proporcionarse capacidad de auto prueba para el hardware y programación del simulador para determinar el cumplimiento con las pruebas de performance del simulador de vuelo. La documentación de las pruebas realizadas debe incluir el número del simulador, fecha y hora de realización, condiciones, tolerancias y las variables dependientes apropiadas del simulador comparadas con las del avión.			✓	✓	Se requiere Carta de Cumplimiento (SOC)
x	Actualización permanente y oportuna del hardware y programación del simulador posterior a las modificaciones efectuadas en el avión suficientes para el nivel de calificación solicitado.	✓	✓	✓	✓	
y	Documentación de inspección diaria previa al vuelo, bien en la bitácora del simulador, o en alguna otra ubicación fácilmente accesible para su revisión.	✓	✓	✓	✓	

2 SISTEMA DE MOVIMIENTO

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
a.	Referencias de movimiento percibidas por los pilotos que sean representativas de los movimientos del avión. Por ejemplo, las referencias para la toma de contacto con tierra deberán ser una función de la velocidad vertical simulada de descenso.	✓	✓	✓	✓	
b.	Un sistema de movimiento debe: (1) Proporcionar suficientes referencias, que pueden ser de naturaleza genérica, para llevar a cabo las tareas requeridas. (2) Deber tener, como mínimo, tres grados de libertad (cabeceo, alabeo y guiñada) (3) Proporcionar referencias equivalentes, al menos, a las producidas por un sistema de una plataforma móvil sinérgica con seis grados de libertad.	✓	✓	✓	✓	Se requiere Carta de Cumplimiento. Se requiere la realización de pruebas.
c.	Un medio para registrar los tiempos de respuesta del movimiento, según sea requerido.	✓	✓	✓	✓	
d.	Programación de efectos de movimiento debe incluir: (1) Vibraciones de rodaje en pista, compresión de amortiguadores, efectos de velocidad en tierra, irregularidades de la pista y características de las luces de eje de pista y calle de rodaje (2) Sacudida en tierra originadas por la extensión de deflectores, frenos aerodinámicos y reversibles (spoilers, speedbrakes and reverse). (3) Sacudidas asociadas con el tren de aterrizaje. (4) Sacudida durante la extracción / retracción del tren de aterrizaje. (5) Sacudida en el aire debido a extensión de flaps, deflectores y frenos aerodinámicos (spoiler / speedbrakes). (6) Sacudida debido a la aproximación o entrada en pérdida (7) Sensaciones del contacto con la pista del tren de nariz y del tren principal. (8) Arrastre de la rueda de nariz (<i>scuffing</i>). (9) Efecto de empuje con frenos puestos (10) Sacudida por mach y maniobras. (11) Dinámica de fallo de neumáticos (12) Fallas de motor y daños en el motor (13) Arrastre por el suelo de la cola del avión y del cobertor (cowling) del motor	✓	✓	✓	✓	Para simuladores de nivel "A": puede ser de naturaleza genérica suficiente para llevar a cabo las tareas requeridas.

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
e.	Vibraciones del movimiento. Se requieren pruebas con registro de resultados que permitan la comparación de amplitudes relativas con las frecuencias. Deben representarse vibraciones características como resultado de la operación del avión que puedan sentirse en la cabina de vuelo. El simulador debe programarse e instrumentarse de forma que puedan medirse los modos de vibraciones características y puedan compararse con los del avión.				✓	Se requiere Carta de Cumplimiento. Se requiere la realización de pruebas.

3 SISTEMA VISUAL

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
a.	El sistema visual deberá cumplir con todas las normas enumeradas como aplicables para el nivel de calificación solicitado por el aplicante	✓	✓	✓	✓	
b.	Mínimo campo visual continuo de 45 grados en horizontal y 30 grados en vertical de campo de visión simultáneo para cada uno de los pilotos. Mínimo campo de visión continuo colimado, a través de la cabina de vuelo, para cada piloto, de 180 grados en horizontal y 40 grados en vertical. La solicitud de tolerancias requiere que el campo de visión no sea menor de 176 grados en horizontal (incluyendo no menos de ± 88 grados a cada lado de centro de punto de visión diseñado del ojo del piloto), y no menos de un total de 36 grados en vertical desde el punto de visión del ojo del piloto y copiloto	✓	✓	✓	✓	Son aceptables SOC en lugar de estas pruebas. Deber prestarse especial consideración al optimizar el campo de visión vertical para el ángulo muerto (<i>cut-off</i>) correspondiente del avión
c.	Un medio para registrar los tiempos de respuesta visual de los sistemas de visualización	✓	✓	✓	✓	
d.	Geometría del sistema. El sistema instalado deberá estar libre de discontinuidades ópticas y artefactos que puedan crear representaciones no realistas	✓	✓	✓	✓	Se requiere la realización de una prueba. Es aceptable un SOC en lugar de la prueba.
e.	Representación de textura en el sistema visual para evaluar el régimen de descenso (<i>sink rate</i>) y la percepción de profundidad durante despegue y aterrizaje	✓	✓	✓	✓	Para simuladores de vuelo nivel "A" la representación visual será suficiente para soportar cambios en la senda de aproximación mediante el uso de la perspectiva de la pista.
f.	El horizonte y la actitud deberán corresponder con lo presentado por el indicador de actitud del simulador	✓	✓	✓	✓	Se requiere un SOC
g.	Niveles de ocultación Deberán estar disponibles un mínimo de 10 niveles de ocultación	✓	✓	✓	✓	Deberá demostrarse la ocultación. Se requiere un SOC
h.	La resolución de la superficie (<i>Vernier</i>) ocupará un ángulo visual no mayor de 2 minutos de arco en la representación visual utilizada en una escena desde el punto de vista del piloto			✓	✓	Se requieren pruebas y SOC con cálculos que confirmen la resolución.
i.	La relación de contraste de la superficie se demostrará mediante un patrón de prueba con entramado de fondo, que muestre una relación de contraste no menor de 5:1			✓	✓	Se requiere pruebas y SOC
j.	El brillo de luz intensa se demostrará utilizando un patrón de prueba con entramado de fondo. El brillo de luz intensa no deberá ser menor de 20 cd/m ² (6 ft-lamberts).			✓	✓	Se requiere pruebas y SOC. Es aceptable el uso de luces caligráficas para mejorar el brillo de fondo.
k.	Tamaño del punto luminoso: No mayor de 5 minutos de arco.			✓	✓	Se requiere pruebas y SOC. Esto es equivalente a una resolución del punto luminoso de 2.5 minutos de arco.
l.	Relación de contraste de los puntos luminosos: No menor de 10:1 No menor de 25:1	✓	✓	✓	✓	Se requiere pruebas y SOC

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
m.	Capacidad del sistema visual para luz diurna, crepúsculo y nocturna, según sea aplicable para el nivel de calificación solicitado.	✓	✓	✓	✓	Se requiere SOC para la capacidad del sistema.
	El sistema visual deberá ser capaz de cumplir, como mínimo, los criterios de relación de contraste y brillo identificados en la CA STD 1A.030, apartado 2.3.1	✓	✓	✓	✓	Se requiere la realización de pruebas para el contenido de la escena y pruebas objetivas del sistema.
	El contenido total de la escena deberá ser comparable en detalle al producido por 10.000 texturas de superficies visibles, y 6.000 luces visibles de día, o 15.000 luces visibles en crepúsculo o de noche, y suficiente capacidad para presentar 16 objetos en movimiento simultáneamente.			✓	✓	
	Cuando se utilice el sistema en entrenamiento deberá proporcionar:					
	(i) Con luz diurna, presentaciones a todo color y suficientes superficies con representación de textura adecuada para realizar una aproximación visual, aterrizaje y movimientos en el aeropuerto (carreteo). El efecto de sombra de las superficies deberá estar de acuerdo a la posición de sol (estática) simulada.			✓	✓	
	(ii) Con luz crepuscular, representaciones a todo color de intensidad ambiente reducida, suficientes superficies con la presentación de textura adecuada que incluya objeto auto iluminados tales como carreteras, luces de rampa, y señales del aeropuerto, para realizar una aproximación visual, aterrizaje y movimiento en el aeropuerto (carreteo). Las escenas incluirán un horizonte definido y características típicas del terreno tales como campos, carreteras, y masas de agua y superficies iluminadas por luces del propio avión tales como, por ejemplo luces de aterrizaje. Si se proporciona iluminación direccional del horizonte deberá tener la orientación correcta y ser consistente con los efectos de sombra de las superficies.			✓	✓	
	(iii) De noche, como mínimo, todas las capacidades de la escena crepuscular, tal como se ha definido arriba, con la excepción de la necesidad de representar intensidad de ambiente reducida que elimine representaciones terrestres que no sean auto iluminadas o iluminadas por luces del avión (por ejemplo luces de aterrizaje).	✓	✓	✓	✓	

4 SISTEMA DE SONIDO

ESTÁNDARES DEL SIMULADOR		NIVEL DEL SIMULADOR				CUMPLIMIENTO
		A	B	C	D	
a.	Sonidos significativos de la cabina de vuelo que resulten como consecuencia de las acciones de los pilotos, que deben corresponderse con los del avión	✓	✓	✓	✓	
b.	Sonido de precipitación, del equipo limpiaparabrisas y otros sonidos significativos del avión perceptibles por el piloto durante una operación normal, o anormal, y el sonido del golpe del avión contra el terreno cuando el simulador se aterriza excediendo las limitaciones			✓	✓	Se requiere SOC
c.	Ruidos en la cabina de vuelo comparables en amplitud y frecuencia a los del avión, incluyendo sonidos de motor y del fuselaje. Los sonidos estarán coordinados con las condiciones meteorológicas requeridas				✓	Se requiere prueba
d.	El control de volumen deberá tener una indicación del nivel de sonido seleccionado, que cumpla con todos requisitos de calificación.	✓	✓	✓	✓	

SIMULADOR DE VUELO DE AVIÓN
SECCIÓN 2
PRESENTACIÓN

Circulares de Asesoramiento (CA)

GENERAL

Esta sección contiene los Medios Aceptables de Cumplimiento (MAC) y el Material Explicativo e Informativo (MEI) que ha sido aprobado para ser incluido en el RAC-STD 1A.

Si una regulación específica no tiene CA, se considera que dicha regulación no requiere de ella.

PRESENTACIÓN

Las numeraciones precedidas por las abreviaciones CA, indican el número de la Regulación de la RAC-STD 1A a la cual se refieren.

Las abreviaciones se definen como sigue:

Circular de Asesoramiento (CA) ilustran los medios o las alternativas, pero no necesariamente los únicos medios posibles, para cumplir con una regulación específica del RAC-STD 1A. Estas se dividen en MAC y MEI.

Medios Aceptables de Cumplimiento (MAC) ilustran los medios o las alternativas, pero no necesariamente los únicos medios posibles, para cumplir con una regulación específica del RAC-STD 1A.

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

Notas explicativas que aparecen en las RAC y que no son parte de las CA, aparecen en letras más pequeñas

**SECCIÓN 2 – CIRCULARES DE ASESORAMIENTO (CAs)
MEDIOS ACEPTABLES DE CUMPLIMIENTO (MAC)
MATERIAL EXPLICATIVO E INTERPRETATIVO (MEI)**

TABLA DE CONTENIDO

CA/MAC/MEI A	AMBITO DE APLICACIÓN
CA/MAC/MEI B	GENERAL
CA/MAC/MEI C	SIMULADOR DE VUELO DE AVIÓN

AVIACION GENERAL (AVIONES)

TABLA DE CONTENIDO

SECTION 2 – CIRCULARES DE ASESORAMIENTO CAS MEDIOS ACEPTABLES DE CUMPLIMIENTO (MAC) MATERIAL EXPLICATIVO E INTERPRETATIVO (MEI)

CA/MAC/MEI A – AMBITO DE APLICACIÓN

CA STD 1A.003	Aceptación de calificaciones de simulador de vuelo emitidas por otras Autoridades	2-A-1
---------------	---	-------

CA/MAC/MEI B – GENERAL

CA STD 1A.005	Terminología y-Abreviaturas	2-B-1
---------------	-----------------------------	-------

CA/MAC/MEI C– SIMULADORES DE VUELO DE AVIÓN

CA STD 1A.015 (MAC)	Calificación del Simulador de Vuelo–Solicitud	2-C-1
CA STD 1A.015 (MEI)	Evaluación del Simulador de Vuelo	2-C-6
CA STD 1A.020(a)	Validez de la Calificación de un Simulador de Vuelo	2-C-9
CA STD 1A.025	Sistema de Calidad	2-C-10
CA STD 1A.030(MAC)	Simuladores de Vuelo Calificados después de la entrada en vigencia del RAC STD 1A	2-C-20
Apéndice 1 a la CA STD 1A.030	(MAC)Tolerancia de las Pruebas de Validación	2-C-95
Apéndice 2 a la CA STD 1A.030(	MAC) Mapa de Ruta (roadmap) de los datos de Validación	2-C-97
Apéndice 3 a la CA STD 1A.030	(MAC) Requisitos de Datos para Equipamiento de Otros Motores, además del motor base- Guías para la Aprobación	2-C-99
Apéndice 4 a la CA STD 1A.030	(MAC) Requisitos de datos para Aviónica Alternativa (Controladores-Computadores Relacionados con el Vuelo) – Guías para la Aprobación	2-C-102
Apéndice 5 a.la CA STD 1A.030	(MAC) Método de Ensayo del Retardo de Respuesta (transport delay)	2-C-104
Apéndice 6 a la CA STD 1A.030	(MAC) Evaluaciones Recurrentes – Presentación De los Datos de las Pruebas de Validación	2-C-108
CA STD 1A.030(MEI)	Simuladores de Nivel “A”	2-C-109
CA STD 1A.030(c)(1)(MAC)	Datos de Validación del Simulador de Ingeniería	2-C-112
CA STD 1A.030(c)(1)(MEI)	Datos de Validación del Simulador de Ingeniería – Guías para la Aprobación	2-C-113
CA STD 1A.045	Calificación de Simuladores de Vuelo de Aviones Nuevos- Información Adicional	2-C-118

CA-SUBPARTE A – ÁMBITO DE APLICACIÓN

CA STD 1A.003

Aceptación de calificaciones de simulador de vuelo emitidas por otras Autoridades (Ver RAC-STD 1A.003)

1 El documento OACI Doc. 9625-AN/938 “Manual de criterios para calificar los simuladores de vuelo” establece el estándar internacional para la calificación de simuladores de vuelo. El objetivo de este Manual de OACI es que la AAC de un Estado pueda aceptar las calificaciones emitidas por el Estado que realizó la evaluación inicial y recurrente del simulador, sin necesidad de realizar evaluaciones repetitivas, y aprobar el uso del citado simulador a operadores de su Estado.

2 Las RAC-STD cumplen con lo establecido en el Doc. 9625 de OACI

3. Serán aceptadas aprobaciones emitidas por Estados en los que:

- Sus normas de calificación de simuladores sean consistentes con el Doc. 9625 de OACI, y
- Tengan un nivel aceptable de vigilancia de la operación de los simuladores de vuelo.

4 De acuerdo a lo anterior, se reconoce los certificados de calificación emitidos por:

- Canadá
- Estados Unidos de América
- Autoridades JAA que hayan obtenido el reconocimiento mutuo JAR-STD. Esta Autoridades son en la actualidad:
 - Alemania
 - Escandinavia (Dinamarca, Noruega y Suecia)
 - España
 - Finlandia
 - Francia
 - Holanda
 - Irlanda
 - Reino Unido
 - Suiza

Nota.- Esta lista de Estados JAA con reconocimiento mutuo JAR STD se actualizará periódicamente.

CA - SUBPARTE B- GENERAL**CA STD 1A.005****Terminología y-Abreviaturas****Ver RAC-STD 1A.005**

El siguiente es un Medio Aceptable de Cumplimiento (MAC) sobre la terminología y abreviaturas utilizada en este RAC

1 Terminología.

1.1 Adicional a los principales términos incluidos en la propia regla, los términos adicionales utilizados en el contexto del RAC-STD 1A tienen el siguiente significado:

- (a) *Cambio aceptable (acceptable change).*- Un cambio en la configuración, software,..etc., que califica como candidato potencial para una aproximación alternativa durante la validación
- (b) *Datos de performance del avión (aeroplane performance data).*- Datos de performance publicados por el fabricante del avión en documentos tales como el Manual de vuelo, Manual de operación, Manual de performance de ingeniería, o equivalente.
- (c) *Simulación de ingeniería auditada (audited engineering simulation).*- Una simulación de ingeniería realizada por el fabricante del avión que ha sido revisada por la Autoridad correspondiente y encontrada como una fuente aceptable de datos de validación suplementarios.
- (d) *Pruebas automáticas (automatic testing).*- Pruebas en el simulador de vuelo en las que todos los estímulos están bajo el control del computador.
- (e) *Línea Base (baseline).*- La simulación completa de las pruebas de vuelo de validación de un avión. Puede representar un tipo de avión nuevo o un derivado.
- (f) *Umbral de fuerza (breakout).*- Fuerza requerida sobre los controles primarios del piloto para conseguir el movimiento inicial de la posición del mando.
- (g) *Prueba en bucle cerrado (closed loop testing).*- Un método de prueba por el que se generan estímulos de entrada mediante controles que impulsan al simulador a que siga una respuesta predeterminada.
- (h) *Avión controlado por computadora (computer controlled aeroplane).*- Un avión en el que las señales de entrada del piloto sobre las superficies de control son transferidas y amplificadas a través de computadores.
- (i) *Recorrido de mandos (control sweep).*- Movimiento del mando apropiado del piloto desde la posición neutra hasta un limite extremo en un sentido (adelante, atrás, izquierda o derecha), un movimiento continuo en sentido contrario pasando por el punto neutro hacia la posición extrema opuesta y seguidamente vuelta a la posición neutra.

- (j) *Simulador de vuelo convertible (convertible flight simulator).*- Un simulador de vuelo en el que el hardware y el software pueden cambiarse, para que el simulador se convierta en una replica de un modelo o variante distinta, habitualmente del mismo tipo de avión. Por lo tanto, pueden utilizarse la misma plataforma del simulador, cabina de vuelo, sistema visual y de movimiento, computadores y el equipo periférico adicional necesario para más de una simulación.
- (k) *Parámetro critico del motor (critical engine parameter).*- Es el parámetro del motor que se considera el mas adecuado para medir la fuerza propulsora.
- (l) *Amortiguamiento critico (Damping critical).*- El amortiguamiento critico es el mínimo de un sistema de segundo orden, de forma que no se produce ningún desplazamiento excesivo al llegar al valor estacionario después de haberlo desplazado de su posición de equilibrio y dejarlo libre. Esto corresponde a una relación de amortiguamiento relativo de 1,0.
- (m) *Sobreamortiguamiento (overdamping).*- Un sistema de segundo orden es sobreamortiguado cuando su amortiguación es mayor que la amortiguación critica. Esto corresponde a una relación de amortiguamiento relativo mayor de 1,0.
- (n) *Subamortiguamiento (underdamping).*- Un sistema de segundo orden es subamortiguado cuando su amortiguación es menor que la amortiguación critica. Esto corresponde a una relación de amortiguamiento relativo menor de 1,0.
- (o) *Visual diurno (daylight visual).*- Un sistema visual capaz de cumplir, como mínimo, con los criterios de performance y las relaciones requeridas de contraste y brillo, correspondientes al nivel de calificación pretendido. El sistema, cuando se utilice en entrenamiento, deberá proporcionar una presentación todo color y suficientes superficies, con la adecuada textura para poder realizar de manera satisfactoria una aproximación visual, aterrizaje y carretero.
- (p) *Banda muerta (deadband).*- Magnitud de movimiento de entrada de un sistema respecto a la cual no se produce ninguna reacción en los datos de salida o estado del sistema observado.
- (q) *Impulsado (driven).*- Un estado donde los estímulos de entrada o variables son "impulsadas" o depositadas por medios automáticos, generalmente a base de entradas por computador. No es necesario que el estimulo o variable de entrada corresponda exactamente con los datos comparativos de las pruebas en vuelos, sino que es impulsado sencillamente hacia ciertos valores predeterminados.
- (r) *Simulación de ingeniería (engineering simulation).*- Un conjunto integrado de modelos matemáticos que representan una configuración específica de avión, que generalmente se utiliza por el fabricante del avión para una gran cantidad de tareas de análisis de ingeniería, incluyendo diseño, desarrollo y certificación; así como para generar datos para verificación, pruebas de coincidencia (*proof of match*) o validación, y otros documentos de entrenamiento con datos del simulador de vuelo.

- (s) *Simulador de ingeniería (engineering simulator).*- Denominación que se da al simulador de vuelo del fabricante del avión que generalmente incluye una representación a escala real de la cabina de vuelo del avión simulado, que funciona en tiempo real y que puede ser volado por un piloto para evaluar subjetivamente la simulación. Contiene los modelos de simulación de ingeniería, que son suministrados por el fabricante del avión a la industria para simuladores de vuelo de entrenamiento; y que puede incluir o no sistemas reales de hardware de a bordo en lugar de modelos de software.
- (t) *Datos del simulador de ingeniería (engineering simulator data).*- Datos generados por una simulación de ingeniería o simulador de vuelo de ingeniería, dependiendo de los procesos del fabricante del avión.
- (u) *Datos de validación del simulador de ingeniería (engineering simulator validation data).*- Datos de validación generados por una simulación de ingeniería o simulador de ingeniería.
- (v) *Entrada en servicio (entry into service).*- Se refiere al estado original de la configuración y sistemas de un avión o un derivado de éste cuando es puesto por primera vez en operación comercial.
- (w) *Esencialmente coincidentes (essential match).*- Una comparación entre dos juegos de resultados generados por ordenador para los que las diferencias deberían ser insignificantes debido a la utilización de los mismos modelos de simulación. También conocido como coincidencia virtual.
- (x) *Evaluación (evaluation).*- La valoración cuidadosa por la Autoridad de un simulador para determinar si se cumplen o no los estándares requeridos para un nivel de calificación especificado.
- (y) *Aprobación de un simulador de vuelo (flight simulator approval).*- El ámbito con el que un operador u organización de entrenamiento puede utilizar un simulador de vuelo de un nivel especificado de calificación según lo acordado por la Autoridad. Tiene en cuenta las diferencias entre el avión y el simulador de vuelo y la capacidad operativa y de entrenamiento de la organización.
- (z) *Datos del simulador de vuelo (flight simulator data).*- Los diferentes tipos de datos utilizados por el fabricante del simulador y el solicitante para diseñar, fabricar, probar y mantener el simulador de vuelo.
- (aa) *Operador de un simulador de vuelo (flight simulator operator).*- La persona, organización o empresa directamente responsable ante la Autoridad de solicitar y mantener la calificación de un simulador vuelo concreto.

- (bb) *Datos de pruebas en vuelo (flight test data).*- Datos reales del avión obtenidos por el fabricante del avión (u otro proveedor de datos aceptables) durante el programa de prueba en vuelo de un avión.
- (cc) *Nivel de calificación del simulador de vuelo (flight simulator qualification level).*- El nivel de capacidad técnica del simulador de vuelo
- (dd) *Respuesta libre(free response).*- La respuesta del avión después de que se complete una demanda en un mando de control o una perturbación.
- (ee) *Recorrido completo (full sweep).*- Movimiento de los controles desde su posición neutral hasta el final, generalmente desde la posición máxima a la derecha o izquierda hasta la máxima posición opuesta y después a la posición neutral.
- (ff) *Performance funcional (funtional performance).*- Una operación o performance que puede ser verificada mediante datos objetivos u otro material guía de referencia disponible que no tienen que ser necesariamente datos de pruebas en vuelo.
- (gg) *Pruebas funcionales (funtional testing).*- Una evaluación cuantitativa de el rendimiento (performance) y operación de un simulador de vuelo, por un evaluador adecuadamente calificado. Las pruebas pueden incluir la verificación de la correcta operación de los controles, instrumentos y sistemas del avión simulado bajo condiciones normales y anormales. Performance funcional es aquella operación o performance que puede ser verificada mediante datos objetivos, u otro material de referencia disponible, que no tienen que ser necesariamente datos de pruebas en vuelo.
- (hh) *Derechos adquiridos (Grandfather rights)*
 - (i) El derecho de un operador STD a mantener el nivel de calificación obtenido bajo la regulación anterior del Estado en esta materia.
 - (ii) El derecho de un usuario STD a mantener los créditos para verificación y pruebas de entrenamiento que fueron obtenidas bajo la regulación anterior del Estado en esta materia.
- (ii) *Efecto suelo (ground effect).*- Cambio en las características aerodinámicas debido a la modificación del flujo del aire por la que pasa el avión al aproximarse al terreno.
- (jj) *Maniobra con manos libres (hands-off manoeuvre).*- La realización o finalización de una maniobra sin acciones de los pilotos sobre los controles.
- (kk) *Maniobra manual (hands-on manoeuvre).*- La realización o finalización de una maniobra con las acciones adecuadas de los pilotos sobre los controles.

- (ll) *Brillo de luz intensa (highlight brightness).*- El área de máximo brillo, que satisface las pruebas de brillo adecuadas para el nivel de calificación buscado.
- (mm) *Condiciones de hielo (icing accountability).*- Se refiere a los cambios, de acuerdo al manual de vuelo, en los datos de performance o procedimientos operativos en condiciones normales (según sea aplicable al diseño individual de avión), de despegue, ascenso (en ruta, aproximación y aterrizaje) o en aterrizaje debido a condiciones de hielo, o acumulación de hielo en superficies no protegidas.
- (nn) *Prueba integrada (integrated testing).*- Prueba en el simulador de vuelo de que todos los sistemas del avión están activos y contribuyen adecuadamente a los resultados. Ninguno de los modelos de los sistemas del avión deben sustituirse con modelos o algoritmos desarrollados exclusivamente con el propósito de realizar determinadas pruebas. Esto puede lograrse mediante el uso, como datos de entrada, de desplazamientos en los mandos. Estos mandos deben representar el desplazamiento de los mandos del piloto y, además, deben haber sido calibrados.
- (oo) *Sistema de control irreversible (irreversible control system).*- Un sistema de control en el que el movimiento de las superficies de control no tiene efecto sobre los controles de los pilotos en la cabina de vuelo.
- (pp) *Latencia (latency).*- Tiempo adicional más allá del tiempo de respuesta básico percible en el avión debido al tiempo de respuesta del simulador de vuelo.
- (qq) *Entrenamiento de vuelo orientado a la línea (LOFT).*- Se refiere al entrenamiento de la tripulación de vuelo que tiene en cuenta la simulación de una misión completa con todas las situaciones que son representativos de la operación de línea de un operador, con especial énfasis en aquellas situaciones que tienen que ver con las comunicaciones, gestión, y liderazgo. Indica entrenamiento de una misión completa en “tiempo real”.
- (rr) *Prueba manual (manual testing).*- Prueba en el simulador de vuelo efectuada por el piloto sin datos de entrada de la computadora, excepto para fijar las condiciones iniciales. Todos los módulos de la simulación deben estar activos.
- (ss) *Guía maestra de pruebas de calificación (MQTG).*- El QTG aprobado por la Autoridad que incorpora los resultados de las pruebas realizadas por la Autoridad. El MQTG sirve como referencia para evaluaciones posteriores.
- (tt) *Visual nocturno (night visual).*- Un sistema visual capaz de cumplir, como mínimo, con los criterios de performance y las relaciones requeridas de contraste y brillo, apropiados para el nivel de calificación pretendido. El sistema, cuando se utilice en entrenamiento, debe proporcionar, como mínimo, todas las prestaciones aplicables a una escena crepuscular, tal como se define en esta parte, con la excepción de representar intensidad ambiente reducida que elimina señales en tierra que no sean auto iluminadas o iluminadas por luces propias del avión (por ejemplo luces de aterrizaje).

- (uu) *Control no-normal (non-normal control).*- Un estado en el que uno o mas de los controles y funciones de ganancia o protección no están completamente disponibles. Utilizado en referencia a aviones controlados por computador.

Nota: Términos específicos como Alternativo, Directo, Secundario, Respaldo (Backup), etc., pueden usarse para definir el nivel actual de degradación.

- (vv) *Control normal (normal control).*- Un estado en el que uno o mas de los controles y funciones de ganancia o protección están completamente disponibles. Utilizado en referencia a aviones controlados por computador.

- (ww) *Prueba objetiva (objective testing).*- Una evaluación cuantitativa basada en la comparación con datos

- (xx) *Un paso (on step).*- Se refiere al grado de cambios en un avión que podrían permitirse como cambios aceptables en relación a la simulación completa de pruebas en vuelo validada. La intención de una aproximación alternativa es que los cambios deben estar limitados a un paso fuera de la línea base de configuración, en vez de a una serie de pasos. Se entiende, sin embargo, que aquellos cambios que soportan el cambio primario (p.e. cambios en el peso, en los sistemas de control, y relación de empuje que acompañan a un cambio en la longitud del fuselaje) son considerados parte de "un paso".

- (yy) *Operador (operator).*- Una persona, organización o empresa que opera u ofrece operar un avión

- (zz) *Prueba de coincidencia (proof of match) (POM).*- Documento que demuestra el acuerdo, dentro de tolerancias definidas, entre las respuestas del modelo y las pruebas en vuelo, para las mismas condiciones de atmosféricas y de prueba.

- (aaa) *Funciones de protección (protection functions).*- Funciones de los sistemas diseñadas para proteger el avión evitando que exceda las limitaciones de vuelo y maniobra.

- (bbb) *Pulso de entrada (pulse input).*- Un pulso repentino en un control seguido del regreso inmediato a la posición inicial.

- (ccc) *Guías de pruebas para calificación (QTG).*- El documento primario de referencia utilizado para la evaluación de un simulador de vuelo. Contiene los resultados de las pruebas, declaraciones de cumplimiento y demás información que permite al evaluador estimar si el simulador de vuelo cumple los criterios de pruebas establecidos.

- (ddd) *Sistema de control reversible (reversible control system).*- Un sistema de control en el que el movimiento de la superficie de control revierte en los controles de los pilotos en la cabina de vuelo.
- (eee) *Prueba robotizada (robotic test).*- Una verificación básica de las performances de los componentes de hardware y software de un sistema. Se definen condiciones exactas de la prueba para permitir su repetición. Los componentes son probados en su configuración operacional normal y pueden ser probados independientemente de otros componentes del sistema.
- (fff) *Toma instantánea (snapshot).*- La presentación de una o mas variables en un determinado instante.
- (ggg) *Declaración de cumplimiento (SOC).*- Una declaración de que se ha cumplido un requisito específico.
- (hhh) *Entrada escalonada (step input).*- Entrada abrupta que se mantiene con un valor constante.
- (iii) *Prueba subjetiva (subjective testing).*- Evaluación cualitativa basada en estándares establecidos que interpreta una persona de competencia adecuada.
- (jjj) *Ángulo de la palanca de empuje (throttle lever angle).*- El ángulo de las palancas de mando del motor primario del piloto en la cabina de vuelo, que también es conocida como TLA, o palancas de potencia o mando de gases.
- (kkk) *Variación en función del tiempo (time history).*- Representación del cambio de una variable respecto del tiempo.
- (III) *Retardo de transporte (transport delay).*- El tiempo total del procesamiento del sistema del simulador de vuelo requerido para que una señal de entrada desde el mando primario de vuelo del piloto , hasta que se obtenga la respuesta del sistema de movimiento, del sistema visual, o de los instrumentos. Es el retardo total entre la señal de entrada y la respuesta de salida. No incluye el retardo característico del avión simulado.
- (mmm) *Visual crepuscular (vespertino/matutino (dusk/dawn)).*- Un sistema visual capaz de cumplir, como mínimo, con los criterios de performance y las relaciones requeridas de contraste y brillo, apropiados para el nivel de calificación pretendido. El sistema, cuando se utiliza en entrenamiento, debería proporcionar, como mínimo, presentaciones a todo color de la intensidad ambiente reducida (en comparación con el sistema visual diurno), suficiente para realizar aproximaciones visuales, aterrizajes y carreteo.
- (nnn) *Actualización (Update).*- La mejora de un simulador de vuelo.

- (ooo) Mejoramiento (*Upgrade*).- La actualización de un simulador de vuelo con el objetivo de conseguir una calificación superior.
- (ppp) *Datos de validación (validation data)*.- Datos utilizados para demostrar que las performances del simulador se corresponden con las del avión.
- (qqq) *Validación de datos de pruebas en vuelo (validation flight test data)*.- Parámetros relativos a la realización de pruebas de performance, estabilidad y control , así como otros necesarios, que son eléctrica o electrónicamente registrados en un avión utilizando un sistema de adquisición de datos calibrado, de resolución suficiente y verificados como precisos por la organización que realiza las pruebas, para establecer un conjunto de referencias de los parámetros pertinentes con los que puedan compararse los parámetros correspondientes del simulador de vuelo.
- (rrr) *Pruebas de validación (validation test)*.- Una prueba en la que los parámetros del simulador de vuelo pueden ser comparados con los datos de validación pertinentes.
- (sss) *Tiempo de respuesta del sistema visual (visual system response time)*.- El intervalo desde una señal de entrada repentina a los controles hasta que se completa el escaneo de visualización del primer campo de video que contiene la información resultante distinta.
- (ttt) *Prueba del segmento tierra del sistema visual (visual ground segment test)*.- Una prueba diseñada par evaluar la precisión de la escena visual presentada al piloto a la altura de decisión (DH) en una aproximación del ILS.
- (uuu) Efecto conocido (well known effect) – Un cambio incrementado a la configuración o sistema que puede ser modelado con precisión usando métodos predictivos probados, basados en características conocidas del cambio.

2 Abreviaturas

AC	Advisory Circular /Circular de Asesoramiento
AFM	Approved Flight Manual/Manual de vuelo aprobado
AGL	Above Ground Level (metres or feet)/Por encima del nivel del terreno (metros o pies)
Airspeed	Calibrated airspeed unless otherwise specified (knots)/Velocidad calibrada a menos que se especifique otra cosa (Nudos)
Altitude	Pressure altitude (metres or feet) unless specified otherwise/Altitude-presion (metros o pies) a menos que se especifique otra cosa
AOA	Angle of Attack (degrees)/Ángulo de ataque (grados)
A _d	Total initial displacement of pilot controller (initial displacement to final resting amplitude)/Desplazamiento inicial total del controlador del piloto (desplazamiento inicial hasta el descanso final de la amplitud)
A _n	Sequential amplitude of overshoot after initial X axis crossing, e.g. A1 =1st overshoot/Amplitud secuencial después del primer cruce con el eje X (p.e. .A1= primera amplitud)
Bank	Bank/Roll angle (degrees)/Ángulo de inclinación lateral/balanceo
BC	ILS localizer back course/Curso posterior del localizador ILS
CAT I/II/III	Landing category operations/Categoría de operaciones de aterrizaje
CA	Computer Controlled Aeroplane/Avión controlado por computador
CA	Circular Conjunta de Asesoramiento
cd/m ²	candela/metre ² , 3.4263 candela/m ² = 1 ft-Lambert (1 pie-Lambert)
cm(s)	centimetre, centimeters/ centimetro(s)
daN	decaNewtons
deg(s)	degree, degrees/grado(s)
DH	Decision Height/Altura de decisión
Distance	distance in Nautical Miles unless specified otherwise/Distancia en millas náuticas a menos que se especifique otra cosa
DME	Distance Measuring Equipment/Equipo medidor de distancia
EPR	Engine Pressure Ratio/Relación de presion del motor
FAA	Federal Aviation Administration (U.S.)/Administración Federal de Aviación (USA)
ft	feet, 1 foot = 0 . 304801 metres / pies, 1 pie = 0.304801 metros

ft-Lambert	foot-Lambert, 1 ft-Lambert = 3 . 4263 candela/m ² / pie-Lambert, 1 pie-Lambert = 3.4263 candela/m ²
fuel used	Mass of fuel used (kilos or pounds)/ <i>Masa de combustible usado (kilos o libras)</i>
g	Acceleration due to gravity (metres or feet/sec ²), 1g = 9.81 m/sec ² or 32.2 feet/sec ² / <i>Aceleración debida a la gravedad</i>
G/S	Glideslope/ <i>Senda de descenso</i>
GPS	Global Positioning System/ <i>Sistema global de posicionamiento</i>
HGS	Head-up Guidance System/ <i>Sistema de guiado head-up</i>
Heavy	Operational mass at or near the maximum for the specified flight condition/ <i>Masa operacional en, o cerca de, la máxima para las condiciones de vuelo especificadas.</i>
Height	Height above ground = AGL (metres or feet)/ <i>Altura por encima del terreno= AGL (metros o pies)</i>
IATA	International Air Transport Association/ <i>Asociacion Internacional de Transporte Aéreo</i>
ICAO	International Civil Aviation Organisation/ <i>Organización de Aviación Civil Internacional</i>
ILS	Instrument Landing System/ <i>Sistema de aterrizaje por instrumentos</i>
IOS	Instructor Operating Station/ <i>Estación de operación del instructor</i>
IPOM	Integrated proof of match/ <i>Prueba de coincidencia integrada</i>
JAR	Joint Aviation Requirement/ <i>Requisitos de Aviación Conjuntos</i>
JAWS	Joint Airport Weather Studies/ <i>Estudios meteorológicos aeroportuarios conjuntos</i>
km	Kilometres / <i>Kilómetros</i> , 1 km = 0.62137 Statute Miles / <i>Milla Terrestre</i>
kPa	KiloPascal (Kilo Newton/Metres ²). 1 psi = 6.89476 kPa
kts	Knots calibrated airspeed unless otherwise specified/ <i>Knots velocidad calibrada, a menos que se especifique otra cosa</i> , 1 Knot = 0.5148 m/sec or 1.689 pie (ft) /sec
lb	pounds/ <i>libras</i>
light	Operational mass at or near the minimum for the specified flight condition/ <i>Masa operativa en o cerca de la mínima para las condiciones de vuelo especificadas.</i>
LOC	ILS localizer/ <i>Localizador ILS</i>
LOFT	Line oriented flight training/ <i>Entrenamiento de vuelo orientado a la línea</i>
LOS	Line oriented simulation/ <i>Simulación de vuelo orientada a la línea</i>
M	Metres/Metros, 1 Metro = 3.28083 pies (feet)
MCC	Multi-Crew Co-operation/ <i>Cooperación multipiloto</i>

MCTM	Maximum certificated take-off mass (kilos/pounds)/Masa Máxima certificada de despegue(kilos-libras)
Medium	Normal operational weight for flight segment/Peso normal de operación para el segmento de vuelo
Min	Minutes/Minutos
MLG	Main landing gear/Tren de aterrizaje principal
Mpa	MegaPascals [1 psi = 6894.76 pascals]
MQTG	Master Qualification Test Guide/Guía Maestra de pruebas de calificación
ms	millisecond(s)/milisegundos
N	NORMAL CONTROL Used in reference to Computer Controlled Aeroplanes/CONTROL NORMAL, utilizado en referencia a un avión controlado por computador.
n	Sequential period of a full cycle of oscillation/Periodo secuencial de un ciclo completo de una oscilación
N1	Engine Low Pressure Rotor revolutions per minute expressed in percent of Maximum/Revoluciones por minuto del rotor de baja presión del motor expresada en porcentaje del máximo
N2	Engine High Pressure Rotor revolutions per minute expressed in percent of Maximum/Revoluciones por minuto del rotor de alta presión del motor expresada en porcentaje del máximo
NAA	National Aviation Authority/Autoridad de aviación nacional
NDB	Non-directional beacon/Baliza no direccional
NM	Nautical Mile/Milla náutica, 1 Nautical Mile = 6 080 feet = 1 852m / 1 Milla Náutica = 6.080 pies = 1.852 metros
NN	Non-normal control a state referring to computer controlled aeroplanes/Control no normal, en referencia a aviones controlados por computador
Nominal	Normal operational weight, configuration, speed, etc., for the flight segment specified/Peso, configuración, velocidad, etc., normales para el segmento de vuelo.
NWA	Nosewheel Angle (degrees)/Ángulo de la rueda de nariz(grados)
OM-B	Operations Manual – Part B (AFM)/Manual de operación- Parte B (Manual de vuelo de la aeronave)
PANS	Procedure for air navigation services/Procedimientos para servicios de navegación aérea
PAPI	Precision Approach Path Indicator System/Sistema indicador de trayectoria de aproximación de precisión

PAR	Precision approach radar/ <i>Radار de aproximación de precisión</i>
Pitch	Pitch angle (degrees)/ <i>Ángulo de cabeceo (grados)</i>
P ₀	Time from pilot controller release until initial X axis crossing (X axis defined by the resting amplitude)/ <i>Tiempo desde que deja de aplicarse el mando del piloto hasta el cruce inicial con el eje de las X (eje de las X definido para la amplitud de descanso)</i>
P ₁	First full cycle of oscillation after the initial X axis crossing/ <i>Primer ciclo completo de oscilación después del primer cruce con el eje de las X</i>
P ₂	Second full cycle of oscillation after the initial X axis crossing/ <i>Segundo ciclo completo de oscilación después del primer cruce con el eje de las X</i>
P _n	Sequential period of oscillation/ <i>Periodo secuencial de oscilación</i>
P _f	Impact or Feel Pressure/ <i>Presión de impacto</i>
PLF	Power for Level Flight/ <i>Potencia para vuelo nivelado</i>
POM	Proof-of-Match/ <i>Prueba de coincidencia</i>
PSD	Power Spectral Density/ <i>Densidad Espectral de Potencia</i>
psi	pounds per square inch/ <i>libras por pulgada cuadrada</i>
QTG	Qualification Test Guide/ <i>Guías de pruebas de calificación</i>
RAE	Royal Aerospace Establishment / Orden Real Aeroespacial
RAeS	Royal Aeronautical Society / Real Sociedad Aeronáutica
REIL	Runway End Identifier Lights/ <i>Luces identificadoras de extremo de pista</i>
R/C	Rate of Climb (metres/sec or feet/min)/ <i>Régimen de ascenso (m/sg o pies/min)</i>
R/D	Rate of Descent (metres/sec or feet/min)/ <i>Régimen de descenso (m/sg o pies/min)</i>
RNAV	Radio navigation/ <i>Radio navegación</i>
RVR	Runway Visual Range (metres or feet)/ <i>Alcance visual en la pista (m o pies)</i>
s	second(s)/ <i>Segundo(s)</i>
sec(s)	second, seconds/ <i>Segundo(s)</i>
Sideslip	Sideslip Angle (degrees)/ <i>Ángulo de deslizamiento(grados)</i>
sm	Statute Mile/ <i>Milla terrestre</i> , 1 Statute Mile = 5 280 feet = 1 609m / 1 Milla Terrestre = 5.280 pies = 1.609 m
SOC	Statement of Compliance/ <i>Declaración de cumplimiento</i>
STD	Synthetic Training Device/ <i>Dispositivo de entrenamiento sintético</i>

SUPPS	Supplementary procedures referring to regional supplementary procedures/ <i>Procedimientos suplementarios en relación a procedimientos suplementarios regionales</i>
T(A)	Tolerance applied to Amplitude/ <i>Tolerancia aplicada a la amplitud</i>
TLA	Throttle lever angle/ <i>Ángulo de la palanca de empuje</i>
T(p)	Tolerance applied to period/ <i>Tolerancia aplicada al periodo</i>
T/O	Take-off/ <i>Despegue</i>
T _f	Total time of the flare manoeuvre duration/ <i>Tiempo total de maniobra de nivelada</i>
T _i	Total time from initial throttle movement until a 10% response of a critical engine parameter/ <i>Tiempo total desde el movimiento inicial de la palanca de empuje hasta el 10% de respuesta de un parametro critico del motor</i>
T _t	Total time from T _i to a 90% increase or decrease in the power level specified/ <i>Tiempo total desde Ti hasta el 90% de aumento o disminucion en la nivel de potencia especificada</i>
VASI	Visual Approach Slope Indicator System/ <i>Sistema visual indicador de pendiente de aproximación</i>
VDR	Validation Data Roadmap/ <i>Mapa de datos de validación</i>
VFR	Visual Flight Rules/ <i>Reglas de vuelo visual</i>
VGS	Visual Ground Segment/ <i>Segmento visual en tierra</i>
V _{MCA}	Minimum Control Speed (Air)/ <i>Velocidad mínima de control (en vuelo)</i>
V _{MCG}	Minimum Control Speed (Ground)/ <i>Velocidad mínima de control (en tierra)</i>
V _{MCL}	Minimum Control Speed (Landing)/ <i>Velocidad mínima de control (aterrizaje)</i>
VOR	VHF omni-directional range/ <i>Radiobaliza omnidireccional VHF</i>
VR	Rotate Speed/ <i>Velocidad de rotación</i>
VS	Stall Speed or minimum speed in the stall/ <i>Velocidad de perdida o velocidad mínima en la perdida</i>
WAT	Weight, Altitude, Temperature/ <i>Peso, altitud y temperatura</i>
1st Segment	That portion of the take-off profile from lift-off to completion of gear retraction/ <i>La porcion del perfil de despegue que va desde el punto de despegue hasta la finalizacion de la retracción del tren</i>
2nd Segment	That portion of the take-off profile from after gear retraction to end of climb at V ₂ and initial flap/slat retraction/ <i>La porcion del perfil de despegue que va desde la finalizacion de la retracción del tren hasta el final del ascenso a V2 e inicio de la retracción de flap/slat</i>

3rd Segment That portion of the take-off profile after flap/slat retraction is complete/*La porción del perfil de despegue después de completar la retraccion de flap/slat.*

CA/MAC/MEI C – SIMULADORES DE VUELO DE AVIÓN**CA-STD 1A.015 (MAC)****Calificación del simulador de vuelo – Solicitud****Ver RAC-STD 1A.015**

El siguiente es un Medio Aceptable de Cumplimiento (MAC) sobre la solicitud para la calificación de un simulador de vuelo.

1 ESCRITO DE SOLICITUD PARA EVALUACIÓN DE UN SIMULADOR DE VUELO DE ACUERDO AL RAC-STD 1A (que deberá ser remitido a la AAC en un plazo no inferior a 90 días antes de la fecha prevista para la calificación)

Parte A

(Fecha)

Inspector Principal

(Autoridad)

(Dirección).....

(Ciudad)..... (País).....

Estimado Inspector:

Por la presente solicito la evaluación del STD descrito en el apartado C siguiente. Los datos correspondientes a los fabricantes del simulador, sistema visual y sistema de movimiento se encuentran en la pagina.....de la QTG que se adjunta, y que fue elaborada en (lugar)..... y en fecha.....

A.- DATOS DEL OPERADOR STD

NOMBRE	
DIRECCION	

B.- DATOS DEL SOLICITANTE

NOMBRE	
CARGO	
TF	
FAX	
E-MAIL	

C.- DATOS DEL SIMULADOR DE VUELO

CLASE O TIPO DE AERONAVE SIMULADA	
Nivel de Calificación Solicitado (A, B, C, D)	
Fabricante del simulador	
Fabricante del sistema visual	

La evaluación solicitada es para las siguientes configuraciones y motores (Ej: 767 PW/GE y 757 RR

1.....

2.....

3.....

La QTG se entregará por..... en fecha....., y en cualquier caso, no menos de 30 días antes de la fecha de evaluación solicitada a menos que haya un acuerdo diferente con la Autoridad.

(Comentarios Adicionales Cuando Procedan)

.....
.....
.....

Firma.....

Nombre:.....

Teléfono:.....

Dirección electrónica:.....

Parte B**A ser completada con los resultados de la QTG adjunta**

Fecha:.....

Se ha efectuado en su totalidad las pruebas del simulador de vuelo y declaramos que el mismo se ajusta plenamente a los requisitos aplicables establecidos en la RAC-STD 1A, con las excepciones abajo detalladas. Se han establecido los oportunos procedimientos de control de configuración, tanto de hardware como de software, que asimismo se adjuntan para su evaluación y aprobación.

Están pendientes de realización las siguientes pruebas:

Pruebas	Comentarios
---------	-------------

Se espera finalizarlas 3 semanas antes de la fecha de evaluación.

Atentamente,

Firma

Nombre:

Posición:

Dirección electrónica:

Teléfono:

Parte C**A ser completada con por lo menos siete días de antelación a la evaluación inicial****Fecha:**.....

El simulador de vuelo ha sido evaluado por el equipo técnico compuesto por:

NOMBRE	Licencia/Habilitación/Calificación

quien(es) manifiesta(n) su conformidad con la configuración de la cabina de vuelo del avión
(Nombre del Operador) (Tipo de Avión) y declaran que tanto los sistemas como
los subsistemas simulados funcionan de manera equivalente que los instalados en avión real. El(los)
piloto(s) antes citado(s) ha(n) evaluado asimismo las performances y cualidades de vuelo del
simulador y manifiesta(n) que representa al avión simulado.

(Comentarios Adicionales Cuando Procedan)

.....
.....
.....

Atentamente

Firma

Nombre:

Posición:

Dirección electrónica:

Teléfono:

2 Composición del equipo evaluador de la AAC

2.1 Para obtener un nivel de calificación, el simulador es evaluado, de acuerdo a un proceso de rutina estructurado, por un equipo técnico seleccionado por la Autoridad, y que normalmente estará compuesto al menos por:

- (a) Un Coordinador del equipo de certificación;
- (b) Un Inspector de AIR con experiencia en aviónica
- (c) Una de las siguientes personas:
 - (1) Un inspector de operaciones de la Autoridad, o inspector acreditado de otra Autoridad que este calificado en procedimientos de entrenamiento de la tripulación de vuelo y habilitado en el tipo de avión que esta siendo simulado, o
 - (2) Un inspector de vuelo de la Autoridad que esta calificado en procedimientos de entrenamiento de la tripulación de vuelo, asistido por un Instructor de Habilitación de Tipo, habilitado en el tipo de avión que esta siendo simulado; o
 - (3) Una persona designada por la Autoridad que esta calificada en procedimientos de entrenamiento de la tripulación de vuelo y habilitado en el tipo de avión que esta siendo simulado. Cuando se utilice esta opción, esta persona designada debe estar acompañada por un inspector de la Autoridad o un inspector acreditado de otra Autoridad.

2.2 Adicionalmente las siguientes personas pueden estar presentes:

- (1) Un Capitán Instructor del Operador STD o del Usuario STD principal.
- (2) Suficientes personal de soporte del simulador para asistir en el desarrollo de las pruebas y la operación de la estación del instructor

2.3 En cada caso, la Autoridad puede reducir el equipo evaluador a un Inspector de Vuelo de la Autoridad asistido por un capitán con habilitación de tipo del Usuario Principal del STD para la evaluación de un simulador de vuelo específico de un operador STD específico, si:

- (1) Si esta composición no ha sido utilizada antes de la segunda evaluación recurrente;
- (2) Esa evaluación será seguida por otra evaluación con un equipo completo de la Autoridad;
- (3) El Inspector de Vuelo de la Autoridad lleva a cabo algunas evaluaciones específicas en áreas de pruebas objetivas.
- (4) No se ha hecho ningún cambio importante o mejoramiento desde la última evaluación;
- (5) No se ha reubicado el simulador de vuelo desde la última evaluación;
- (6) Se establece un sistema que permita a la Autoridad controlar y analizar el estatus del simulador de vuelo de manera continua;
- (7) El hardware y software ha sido fiable a través de los últimos años. Esto se debe reflejar en el número y clase de discrepancias (Bitácora técnica) y los resultados de las auditorías del sistema de calidad.

CA-STD 1A.015 (MEI)
Evaluaciones del Simulador de Vuelo
Ver RAC-STD 1A.015

La siguiente información es un Material Explicativo e Informativo (MEI) sobre la evaluación al simulador de vuelo

1 General

1.1 Durante la evaluación inicial y recurrentes del simulador será necesario que la Autoridad realice las pruebas objetivas y subjetivas descritas en RAC-STD 1A.030 y RAC-STD 1A.045, y detalladas en la CA STD 1A.030 (MAC). Habrá ocasiones en las que las pruebas no se pueden completar, por ejemplo durante evaluaciones recurrentes de un simulador convertible, pero se deben hacer arreglos para hacer estas pruebas dentro de un tiempo razonable.

1.2 Después de una evaluación es posible que se hayan identificado cierto número de defectos, que, generalmente, deben corregirse en un plazo no superior a 30 días y notificarse a la Autoridad. Defectos graves que afecten al entrenamiento de la tripulación, verificaciones y pruebas, pueden resultar en una inmediata degradación del simulador en su nivel de calificación, o si un defecto permanece durante más de 30 días sin corregirse, y no existen razones que lo justifiquen, puede degradarse el nivel de calificación del simulador.

2 Evaluaciones iniciales

2.1 Pruebas objetivas

2.1.1 Las pruebas objetivas están basadas en la QTG. En una evaluación inicial, antes del comienzo de las pruebas, debe acordarse con la Autoridad la aceptabilidad de las pruebas de validación contenidas en la QTG, con la antelación suficiente a las fechas previstas para la calificación, de forma que no se malgaste el tiempo específicamente dedicado por la Autoridad a la realización de pruebas. La aceptabilidad de las pruebas dependerá de su contenido, precisión, integridad y de lo recientes que sean los resultados incluidos en la QTG.

2.1.2 Gran parte del tiempo dedicado a la realización de las pruebas objetivas dependerá de la velocidad de los sistemas automáticos y manuales, y de si se requiere equipamiento adicional o no. La Autoridad no necesariamente avisará al operador STD de la muestra de pruebas de validación que va a realizar el día de la calificación, a menos que se requiera equipamiento especial. Debe recordarse que el simulador de vuelo no puede utilizarse para realizar pruebas subjetivas mientras se esta desarrollando la QTG. Entonces, al menos 1 día de trabajo (8 horas consecutivas) deben apartarse para examinar y correr la QTG. Una explicación detallada de cómo deben realizarse las pruebas de validación se encuentra en el "Manual para la evaluación de simuladores de vuelo de avión" producido para apoyar el "Manual de criterios de calificación de un simulador de vuelo" de la OACI (edición de febrero del 95 o posterior) y el RAC-STD 1A.

2.2 Pruebas Subjetivas

2.2.1 Las pruebas subjetivas a desarrollar en una evaluación pueden encontrarse en la CA STD 1A.030 y un modelo de perfil de vuelo se encuentra detallado en el párrafo 4 siguiente.

2.2.2 Esencialmente se requiere un día de trabajo para la rutina de las pruebas subjetivas, lo cual definitivamente no permite el uso del simulador para otros propósitos.

2.3 Conclusión

2.3.1 Para asegurar que se cubre adecuadamente las Pruebas Subjetivas y Objetivas y para permitir que cualquier rectificación y reevaluación antes de la salida del equipo de inspección, se debe dedicar tres días hábiles para una evaluación inicial del Simulador de Vuelo.

3 Evaluaciones recurrentes

3.1 Pruebas objetivas

3.1.1 Durante las evaluaciones recurrentes, la Autoridad querrá encontrar evidencia de que se ha realizado con resultado satisfactorio la QTG completa desde la última evaluación. La Autoridad seleccionará un número determinado de pruebas a ser realizadas durante la evaluación, incluyendo aquellas que puedan haber planteado algún tipo de discrepancia, dándolo a saber al operador STD con la suficiente antelación si es necesario equipamiento especial.

3.1.2 El tiempo necesario para la realización de las pruebas objetivas, dependerá en gran medida de si son necesarios o no equipos especiales para la realización de las misma, o de la necesidad de evaluar algunos sistemas. El simulador de vuelo no podrá utilizarse para ningún otro propósito durante la realización de las pruebas objetivas. Para un simulador moderno que incorpore un sistema automático de verificación, normalmente se requiere de cuatro (4) horas. Los simuladores de vuelo con sistema manual de verificación pueden tomar un tiempo mayor.

3.2 Pruebas subjetivas

3.2.1 Debe realizarse la misma rutina de pruebas subjetivas de acuerdo al perfil de vuelo descrito en el apartado 4.6 siguiente, junto con una selección de pruebas subjetivas tomadas de la CA STD 1A.030.

3.2.2 Normalmente se toma aproximadamente 4 horas para las pruebas subjetivas recurrentes, y el simulador de vuelo no puede usarse para otras funciones durante este tiempo.

3.3 Conclusión

3.3.1 Para asegurar una cobertura adecuada de las pruebas objetivas y subjetivas durante una evaluación recurrente, se deben apartar un total de 8 horas. Sin embargo, debe recordarse que cualquier deficiencia que aparezca durante la evaluación puede necesitar una extensión del período de evaluación.

4 Pruebas subjetivas y funcionales – Rutina sugerida para la realización de las pruebas

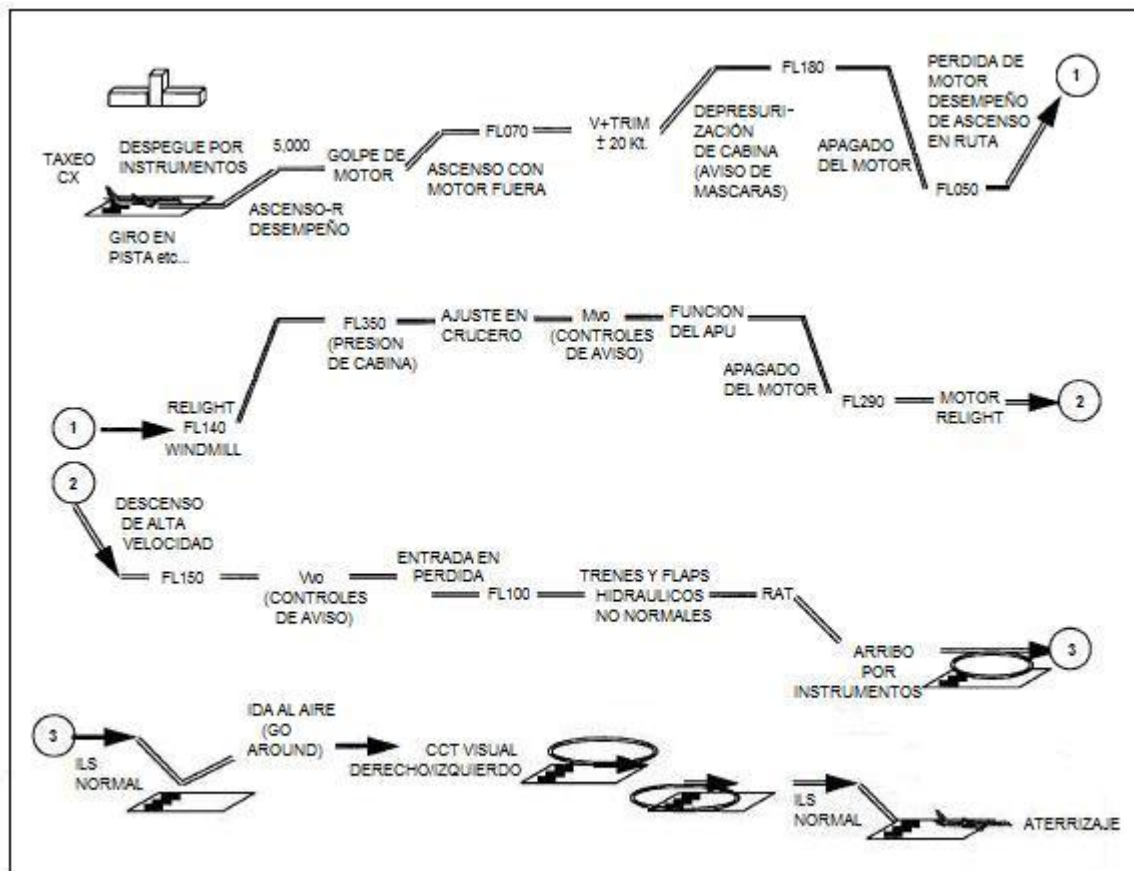
4.1 Durante las evaluaciones iniciales y recurrentes de un simulador de vuelo, la Autoridad realizará una serie de pruebas subjetivas y funcionales, junto a las pruebas objetivas, a fin de comparar el simulador de vuelo con el avión.

4.2 Mientras que con las pruebas funcionales se verifica la aceptabilidad de la simulación de los sistemas del avión y su integración, con las pruebas subjetivas se trata de verificar la capacidad del simulador en relación con las tareas de entrenamiento, verificación y pruebas.

4.3 El simulador de vuelo debe proporcionar la suficiente flexibilidad para permitir la realización de las tareas requeridas/deseadas mientras que la tripulación de vuelo tiene la percepción adecuada de que están operando en un entorno de avión real. Además, la estación del instructor (IOS) no debe presentar distracciones innecesarias para observar las actividades de la tripulación mientras proporciona los medios adecuados para la realización de las tareas.

4.4 La Sección 1 del RAC-STD establece los requisitos y la sección 2 los métodos aceptables de cumplimiento para el nivel de calificación pretendido para el simulador. Sin embargo es importante que tanto la Autoridad como el operador STD entiendan lo que se espera de la realización de las

pruebas subjetivas y funcionales. Debe recordarse que como parte de la rutina de las pruebas subjetivas debe incluirse la realización ininterrumpida de un vuelo de duración comparable al típico de una sesión de instrucción, además de verificar la congelación del vuelo (flight freeze) y el reposicionamiento. Un ejemplo de un perfil de vuelo puede encontrarse en la Figura 1 siguiente. Una descripción detallada de las pruebas subjetivas, objetivas y funcionales y un ejemplo de la rutina de pruebas subjetivas y listas de verificación puede encontrarse en el Manual de evaluación de simulador de vuelo de avión (edición de febrero del 95, o posterior), producido como apoyo al Manual de criterios para la calificación de simuladores de vuelo de la OACI, y el RAC-STD 1A.



[FIGURA 1 - EXAMEN TIPICO DE PERFIL (2 HORAS)]

4.5 Las Autoridades y los Operadores STD que no estén familiarizados con el proceso de evaluación se les recomienda contactar una Autoridad con la experiencia adecuada.

CA STD 1A. 020(a)**Validez de la calificación de un simulador de vuelo****Ver RAC-STD 1A.020**

El siguiente es un Medio Aceptable de Cumplimiento (MAC) sobre la validez de la calificación de un simulador de vuelo

1 Requisitos Previos

1.1 La Autoridad puede emitir, caso a caso, una extensión al periodo de validez de 12 meses de la calificación de un simulador de vuelo, pero hasta un máximo de 36 meses, para un operador STD específico y para un simulador específico siempre que:

- (a) Se haya realizado con resultado satisfactorio al simulador de vuelo, y por la misma Autoridad, al menos, una evaluación inicial y una recurrente.
- (b) El operador STD tenga registros satisfactorios de las evaluaciones realizadas al simulador de vuelo de, al menos, los tres últimos años.
- (c) El operador STD haya establecido y mantenido, de manera satisfactoria, un sistema de calidad por al menos tres años.
- (d) La Autoridad realice una auditoria formal al sistema de calidad del operador STD cada 12 meses
- (e) Una persona responsable del operador STD, con experiencia en entrenamiento y simuladores de vuelo, aceptable para la Autoridad, (tal como un piloto instructor con habilitación de tipo), revise los resultados de la realización de las QTG y realice las pruebas subjetivas y funcionales cada 12 meses
- (f) Se remita a la Autoridad un informe detallado de los resultados de la realización de las QTG y de las pruebas subjetivas y funcionales realizadas, firmado por la persona descrita en el apartado (e) anterior.

2 Potestades de la Autoridad

La Autoridad se reserva el derecho de realizar evaluaciones al simulador de vuelo siempre que lo considere necesario.

CA STD 1A.025
Sistema de calidad
Ver RAC-STD 1A.025

El siguiente es un Medio Aceptable de Cumplimiento (MAC) sobre el sistema de calidad del operador STD

1 Introducción

1.1 Para demostrar cumplimiento con el RAC-STD 1A.025, todo operador de STD deberá establecer un Sistema de Calidad acorde con la información y las instrucciones contenidas en los siguientes apartados.

2 Aspectos Generales

2.1 Terminología

(A) Los términos utilizados en el contexto de los requisitos establecidos para el Sistema de Calidad de un operador de STD, tienen los siguientes significados:

- (i) *Gerente Responsable*: Persona aceptada por la Autoridad, con autoridad corporativa para garantizar que todas las actividades necesarias relacionadas con el simulador de vuelo pueden financiarse y realizarse de acuerdo con los estándares requeridos por la Autoridad, así como cumplir con cualquier requisito adicional definido por el operador STD.
- (ii) *Aseguramiento de Calidad*: Todas aquellas acciones planificadas y sistemáticas necesarias para garantizar la debida confianza en que las características, funciones y performance especificadas cumplen los requisitos establecidos.
- (iii) *Responsable de Calidad*: Persona aceptada por la Autoridad, responsable de gestionar el Sistema de Calidad, verificar las funciones y exigir la adopción de medidas correctivas.

2.2 Política de Calidad

2.2.1 Todo operador de STD debe establecer por escrito una Declaración de Política de Calidad que suponga un compromiso por parte del Gerente Responsable de qué es lo que se pretende conseguir con el Sistema de Calidad. La Política de Calidad debe reflejar la consecución y el cumplimiento continuado de los requisitos establecidos tanto en el RAC-STD correspondiente como en cualesquiera otros estándares especificados por el operador STD.

2.2.2 El Responsable de Calidad es una pieza esencial de la organización del titular de la calificación del STD. En relación a la terminología anteriormente empleada, el término "Gerente Responsable" alude al Presidente/Gerente/Director General/etc. de la organización operadora del STD, sobre quien recae, en virtud de su cargo, toda la responsabilidad de gestionar (incluso financieramente) toda la organización.

2.2.3 El Gerente Responsable ostentará la absoluta responsabilidad del Sistema de Calidad de la organización titular de la calificación del STD, incluyendo la frecuencia, formato y estructura de las actividades internas de evaluación descritas en el apartado 4.9 siguiente.

2.3 Propósito del Sistema de Calidad

2.3.1 El Sistema de Calidad debe permitir al operador STD controlar el cumplimiento con el RAC-STD 1A, así como con cualquier otro estándar establecido por el operador STD o por la Autoridad, y que garanticen el performance esperado, y el correcto mantenimiento del dispositivo.

2.4 Responsable de Calidad

2.4.1 La principal función del Responsable de Calidad es verificar, controlando la actividad en los campos de calificación de los STD, que los estándares requeridos tanto por la Autoridad como por el operador STD se lleven a cabo bajo la supervisión del Administrador correspondiente.

2.4.2 El Responsable de Calidad debe responsabilizarse de garantizar que se establezca, implemente y mantenga de manera adecuada, el programa de Aseguramiento de Calidad.

2.4.3 El Responsable de Calidad deberá:

- (a) Tener acceso directo al Gerente Responsable.
- (b) Tener acceso a todas las instancias tanto del operador STD como, en la medida necesaria, a cualquier organización subcontratada.

2.4.4 En aquellos operadores STD cuya estructura y dimensiones probablemente no justifiquen una separación de cargos, podrían combinarse los puestos de Gerente Responsable y de Responsable de Calidad; aunque en tales casos las auditorías de calidad deben ser efectuadas por personal independiente.

3 Sistema de Calidad

3.1 Introducción

3.1.1 El Sistema de Calidad del operador STD debe garantizar el cumplimiento de los procedimientos, requisitos y estándares propios de la calificación del STD.

3.1.2 El operador del STD debe especificar la estructura del Sistema de Calidad

3.1.3 El Sistema de Calidad debe estructurarse de acuerdo a la dimensión y el grado de complejidad de la organización a controlar.

3.2 Ámbito del Sistema de Calidad

3.2.1 Como mínimo, el Sistema de Calidad debe abarcar:

- (a) Lo establecido en la RAC-STD 1A;
- (b) Los estándares y procedimientos adicionales del operador STD;
- (c) La Política de Calidad del operador STD;
- (d) La estructura organizativa del operador del STD;
- (e) La responsabilidad sobre el desarrollo, establecimiento y gestión del Sistema de Calidad;

- (f) La documentación, incluyendo manuales, informes y registros
- (g) Los Procedimientos de Calidad;
- (h) El Programa de Aseguramiento de Calidad;
- (i) El suministro de los recursos financieros, materiales y humanos adecuados;
- (j) Los requisitos de entrenamiento para las diferentes funciones de la organización.

3.2.2 El Sistema de Calidad debe contar con un sistema de retroalimentación hacia el Gerente Responsable que le permita identificar y adoptar las medidas correctivas adecuadas. Dicho sistema de retroalimentación también debe especificar quien debe encargarse de rectificar discrepancias e incumplimientos en cada caso en particular, así como establecer el procedimiento a seguir si las medidas correctivas no se aplican en el plazo adecuado.

3.3 Documentación Importante

3.3.1 Entre la documentación importante, debe incluirse:

- (a) Política de Calidad
- (b) Terminología
- (c) Referencia a estándares técnicos especificados del STD
- (d) Descripción de la organización
- (e) Asignación de tareas y responsabilidades
- (f) Procesos de calificación que garanticen el cumplimiento regulatorio
- (g) Programa de Aseguramiento de Calidad, reflejando
 - (i) Programación de los proceso de control
 - (ii) Procedimientos de auditoria
 - (iii) Procedimientos de elaboración de informes
 - (iv) Procedimientos de seguimiento y de aplicación de medidas correctivas
 - (v) Sistemas de registro
- (h) Control de documentos

4 Programa de Aseguramiento de Calidad

4.1 Introducción

4.1.1 El Programa de Aseguramiento de Calidad debe incluir toda acción planificada y sistemática necesaria para garantizar que tanto las tareas de mantenimiento como el rendimiento (performance) se mantenga de acuerdo con todos los procedimientos, estándares y requisitos aplicables.

4.1.2 Al establecer un Programa de Aseguramiento de Calidad, han de tenerse en cuenta, al menos, los párrafos 4.2 a 4.9 siguientes.

4.2 Inspección de Calidad

4.2.1 El propósito principal de toda inspección de calidad es observar acontecimientos / acciones / documentos, etc., concretos en aras a verificar si los procedimientos y requisitos establecidos se cumplen mientras tiene lugar el acontecimiento en cuestión y si se alcanzan o no los estándares requeridos.

4.2.2 Las siguientes son áreas típicas en las que suelen centrarse las inspecciones de calidad:

- (a) Funcionamiento real del STD
- (b) Mantenimiento
- (c) Estándares técnicos
- (d) Características de seguridad del STD

4.3 Auditoria

4.3.1 Una auditoria es una comparación independiente y sistemática del modo en que se realiza una actividad en relación a la manera en que los procedimientos publicados establecen que debe realizarse.

4.3.2 Las auditorias deben incluir al menos los siguientes procedimientos y procesos de calidad:

- (a) Declaración explicativa del ámbito de la auditoria;
- (b) Planificación y preparación;
- (c) Recolección y registro de evidencias;
- (d) Análisis de las evidencias.

4.3.3 Las técnicas que contribuyen a la efectividad de toda auditoria son:

- (a) Entrevistas o cambios de impresión con el personal
- (b) La revisión de los documentos publicados
- (c) El examen de una muestra adecuada de registros
- (d) La observación directa de las actividades que conforman el conjunto de la operación
- (e) La preservación de los documentos y el registro de las observaciones efectuadas

4.4 Auditores

4.4.1 El operador STD debe decidir, dependiendo de la dimensión y complejidad de su organización, si procede encargar la auditoria a un equipo de especialistas, o solamente a un único auditor. En cualquier caso, tanto el auditor como el equipo de auditores deben acreditar la suficiente experiencia en materia de STD.

4.4.2 Las responsabilidades de los auditores deberán definirse con claridad en la correspondiente documentación.

4.5 Experiencia del auditor (es)

4.5.1 Los auditores no intervendrán en las actividades del “día a día” del área objeto de la auditoría. El operador STD podrá, además de hacer uso del personal de plena dedicación adscrito a un departamento independiente de calidad, asumir el control y seguimiento de aquellas áreas o actividades específicas encargando su realización a auditores contratados a tiempo parcial. Debido a la complejidad tecnológica de los simuladores de vuelo y demás dispositivos STD, que requieren el concurso de auditores expertos con conocimiento especializado y alta capacitación, el operador del STD podrá hacerse cargo de las funciones propias de la auditoría y encargar la realización de la misma a personal contratado a tiempo parcial, bien perteneciente a su propia organización o bien adscrito a alguna fuente externa, bajo los términos de algún acuerdo suscrito y que sea aceptable para la Autoridad. En cualquiera de los casos, el operador del STD debe desarrollar procedimientos adecuados para garantizar que responsables directos de las actividades a auditar no sean seleccionados para formar parte del equipo de auditores. Cuando se recurra al concurso de auditores externos, resulta esencial que alguno de ellos esté familiarizado con el tipo de dispositivo utilizado por el operador STD.

4.5.2 El Programa de Aseguramiento de Calidad del operador del STD debe permitir la identificación de aquellas personas de la compañía que acrediten la debida experiencia, responsabilidad y autoridad para:

- (a) Realizar auditorias e inspecciones de calidad como parte del Programa de Aseguramiento de Calidad.
- (b) Identificar y registrar cualquier hallazgo ó asunto de interés, así como las evidencias necesarias para que estos puedan fundamentarse
- (c) Iniciar o recomendar soluciones a dichos hallazgos o asuntos de interés, utilizando canales de información especialmente dispuestos para ello.
- (d) Verificar la implementación de soluciones en plazos de tiempo determinados.
- (e) Informar directamente al Responsable de Calidad

4.6 Ámbito de la Auditoria

4.6.1 Los operadores STD deben comprobar su grado de cumplimiento respecto a los procedimientos que hayan diseñado para garantizar funciones y performance especificados. Al hacerlo deben efectuar al menos, y según proceda, un seguimiento acerca de:

- (a) La organización;
- (b) Los planes y objetivos;
- (c) Los procedimientos de mantenimiento;
- (d) El nivel de calificación del STD;
- (e) La supervisión;
- (f) La condición técnica del STD;
- (g) Los manuales, bitácoras y registros;

- (h) Defectos diferidos ;
- (i) La formación del personal;
- (j) La gestión de modificaciones efectuadas en el avión.

4.7 Planificación de auditorias

4.7.1 El Programa de Aseguramiento de Calidad debe incluir un esquema de auditorias definido y una revisión de carácter periódico. Dicho esquema debe ser flexible y permitir la realización de auditorias no previstas cuando se produzca la identificación de tendencias. Las auditorias de seguimiento deben incorporarse siempre que sean necesarias para verificar si las acciones correctivas se han llevado a cabo con la debida efectividad.

4.7.2 El operador STD deberá establecer un esquema de las auditorias a realizar durante un calendario preestablecido. **Todos los aspectos de la operación deben revisarse con periodicidad anual**, de acuerdo con el programa, a menos que se acepte ampliar el período de auditorias como se detalla a continuación. El operador podrá aumentar, a su discreción, la frecuencia de las auditorias pero no reducirla sin el debido consentimiento por parte de la Autoridad.

4.7.3 Cuando un operador STD defina su esquema de auditorias, deber considera los cambios significativos en materia de gestión, organización o tecnologías, al igual que los cambios que hayan acontecido en relación a los requisitos de obligado cumplimiento.

4.7.4 Para aquellos operadores STD cuya estructura y dimensión no justifiquen la realización de un sistema de auditorias complejo, puede resultar adecuado desarrollar Programas de Aseguramiento de Calidad basados en listas de verificación. Las listas de verificación deben contar con una planificación de apoyo que requiera la comprobación de todos los elementos de cada lista en un plazo de tiempo determinado, junto con las correspondientes declaraciones de realización para su revisión periódica por parte de la Gerencia de la compañía.

4.7.5 Con independencia del tipo de acuerdo efectuado, el operador STD será siempre el último responsable del Sistema de Calidad y especialmente de la aplicación y el seguimiento de las acciones correctivas.

4.8 Supervisión y Acciones correctivas

4.8.1 El objetivo de la supervisión, en el ámbito del Sistema de Calidad, es fundamentalmente la investigación y evaluación de su efectividad, para garantizar el permanente cumplimiento de la política, performance, y estándares funcionales definidos. La actividad de supervisión se basa en las inspecciones de calidad, las auditorias, las acciones correctivas y el correspondiente seguimiento. El operador STD debe establecer y publicar los procedimientos de calidad para supervisar el cumplimiento de manera continuada. Esta actividad de supervisión debe orientarse a la eliminación de las causas de performance no satisfactorias.

4.8.2 Cualquier incumplimiento que se identifique gracias a las actuaciones de supervisión debe ser puesto en conocimiento de los responsables de adoptar las correspondientes medidas correctivas, ó, en su caso, del Responsable de Calidad. Dichos incumplimientos deben quedar debidamente registrados, a efectos de posteriores investigaciones, en aras a determinar las causas de los mismos y de forma que permitan recomendar las adecuadas acciones correctivas.

4.8.3 El Programa de Aseguramiento de Calidad debe incluir los procedimientos que garanticen la adopción de medidas correctivas en respuesta a hallazgos. Estos procedimientos de calidad deben

supervisar estas acciones en aras a verificar tanto su grado de efectividad como su realización efectiva. La responsabilidad tanto organizativa como gerencial en relación a la implementación de las medidas correctivas recae sobre el departamento citado en el informe en el cual se de cuenta del hallazgo. El Gerente Responsable ostentará la responsabilidad final en cuanto a la disposición de las acciones correctivas y a garantizar, por medio del Responsable de Calidad, el restablecimiento del cumplimiento con los estándares requeridos por la Autoridad mediante la aplicación de las medidas correctivas, así como con cualesquiera otros requisitos adicionales definidos por el propio operador STD.

4.8.4 Acción correctiva

- (a) A resultas de toda auditoria o inspección de calidad el operador del STD debe establecer:
- (i) El grado de relevancia de cualquier hallazgo y la necesidad de acciones correctivas inmediatas;
 - (ii) La causa del hallazgo
 - (iii) Las acciones correctivas necesarias para garantizar que el incumplimiento en cuestión no vuelva a producirse;
 - (iv) Una planificación para la acción correctiva;
 - (v) La identificación de personas o departamentos responsables de implementar las medidas correctivas;
 - (vi) La provisión de recursos , por parte del Gerente Responsable, cuando proceda.

4.8.5 El Responsable de Calidad debe:

- (a) Verificar la adopción, por parte del administrador responsable, de las acciones correctivas adecuadas en respuesta a cualquier incumplimiento detectado;
- (b) Verificar que las acciones correctivas incorporen los elementos anteriormente citados en el apartado 4.8.4.
- (c) Supervisar la implementación y realización de las acciones correctivas.
- (d) Proporcionar a la gerencia una evaluación independiente de las acciones correctivas, de su implementación y realización.
- (e) Evaluar la efectividad de las acciones correctivas aplicadas mediante el proceso de seguimiento.

4.9 Revisión por la Dirección

4.9.1 Una revisión por la Dirección es una revisión documentada, sistemática y detallada del Sistema de Calidad y de los procedimientos empleados por la dirección del operador STD, y debe considerar:

- (a) Los resultados de las inspecciones de calidad, auditorias y demás indicadores;

- (b) La efectividad global de la organización para conseguir los objetivos declarados.

4.9.2 La revisión por la dirección debe identificar y corregir tendencias, evitando, en la medida de lo posible, futuras no conformidades. Las conclusiones y recomendaciones elaboradas a resultas de una revisión deben remitirse por escrito al responsable correspondiente para que adopte las medidas adecuadas. El citado responsable debe ser una persona con la autoridad y la capacidad resolutoria suficientes para adoptar decisiones.

4.9.3 El Gerente Responsable debe decidir acerca de la frecuencia, el formato y la estructura de las actividades internas relacionadas con la revisión por la dirección.

4.10 Registros

4.10.1 El operador STD debe conservar un registro documental preciso, completo y accesible acerca de los resultados del Programa de Aseguramiento de Calidad. Los registros resultan de especial importancia para que el operador STD pueda analizar y determinar las causas origen de las no conformidades, de manera que las áreas afectadas de incumplimiento puedan identificarse y tratarse adecuadamente.

4.10.2 Durante un período de 5 años debe de conservarse y mantenerse los siguientes registros:

- (a) Planificación de las auditorias;
- (b) Informes sobre auditorias e inspecciones de calidad;
- (c) Respuestas a los hallazgos;
- (d) Informes sobre acciones correctivas;
- (e) Informes de seguimiento y cierre;
- (f) Informes de revisiones por la dirección

5 Responsabilidades del Aseguramiento de Calidad con los Subcontratistas

5.1 Subcontratistas

5.1.1 Los operadores STD podrán decidir subcontratar con empresas externas determinadas actividades para el suministro de servicios relacionados con áreas tales como:

- (a) Mantenimiento;
- (b) Preparación de manuales.

5.1.2 La responsabilidad última sobre el producto ó servicio suministrado por el subcontratista siempre recae sobre el operador STD. Debe subscribirse un acuerdo escrito entre el operador STD y cada subcontratista definiendo claramente los servicios a suministrar y la calidad de los mismos. Las actividades del subcontratista que resulten de interés a efectos del acuerdo deben incluirse en el Programa de Aseguramiento de Calidad del operador STD.

5.1.3 El operador STD debe asegurarse de que cada subcontratista disponga de la debida autorización/aprobación, siempre que se requiera, así como de los suficientes recursos y grado de competencia para suministrar el producto ó prestar el servicio subcontratado. En caso de que el operador STD precise que el subcontratista realice una actividad que supere su

autorización/aprobación, el operador STD será responsable de garantizar que el Programa de Aseguramiento de Calidad del subcontratista considere dichos requisitos adicionales.

6 Formación en materia de Sistemas de Calidad

6.1 Aspectos Generales

6.1.1 El operador STD debe establecer reuniones bien planificadas y documentadas para la formación del personal en materia de calidad.

6.1.2 Los responsables de gestionar el Sistema de Calidad deben recibir una adecuada formación en las siguientes materias:

- (a) Introducción al concepto de Sistema de Calidad;
- (b) Gestión de Calidad
- (c) Concepto de Aseguramiento de Calidad;
- (d) Manuales de Calidad;
- (e) Técnicas de Auditoria;
- (f) Elaboración de Informes y Mantenimiento de Registros;
- (g) Funcionamiento del Sistema de Calidad dentro de la Organización.

6.1.3 Debe disponerse el tiempo suficiente para garantizar que todas las personas relacionadas con la gestión de calidad sean adecuadamente formadas, así como para la celebración de reuniones con el resto de los empleados. La distribución del tiempo y la asignación de los recursos deben ser las adecuadas en función del alcance de la formación que se pretende.

6.2 Fuentes de Formación

6.2.1 Diversas instituciones, tanto nacionales como internacionales, imparten cursos de Gestión de Calidad, y el operador STD debe considerar la posibilidad de ofrecer la asistencia a dichos cursos a aquellos de sus empleados que probablemente vayan a participar en la gestión de Sistemas de calidad. Los operadores de STD con una plantilla suficientemente cualificada deben considerar la posibilidad de impartir dichos cursos en sus propias instalaciones.

7 Medidas estándar de la calidad de los simuladores de vuelo

7.1 General

7.1.1 Se reconoce que un Sistema de calidad que trate de medir el rendimiento (performance) del simulador probablemente mejorará y mantendrá la calidad de entrenamiento. Un método aceptable para medir las performances del simulador ha sido definido y acordado por la industria en el informe ARINC 433 (de fecha 15 de mayo de 2001, o revisión posterior)(<https://www.arinc.com/cf/store/index.cfm>), denominado "Medidas estándar de la calidad de los simuladores de vuelo"

CA-STD 1A.030 (MAC)**Requisitos de los Simuladores de vuelo****Ver RAC-STD 1A.030**

La siguiente información es un Medio Aceptable de Cumplimiento (MAC) sobre los simuladores calificados con posterioridad a la entrada en vigencia del RAC STD 1A

Nota.- La estructura y numeración de esta CA difiere del sistema de presentación RAC debido a la complejidad del contenido técnico y a la necesidad de mantener la armonización con el Manual de Criterios para la calificación de simuladores de vuelo de la OACI (edición de 1995, o posterior).

1 Introducción

1.1 **Objetivo.** Esta CA establece los criterios que definen el rendimiento (performance) y los requisitos de documentación para la evaluación de simuladores de vuelo de avión utilizados en entrenamiento, verificación y pruebas de los miembros de la tripulación de vuelo. Los criterios para las pruebas y los métodos de cumplimiento se han obtenido de la amplia experiencia de las Autoridades y de la Industria.

1.2 Antecedentes

1.2.1 La disponibilidad de tecnología avanzada ha permitido un uso cada vez mayor de los simuladores para el entrenamiento, verificaciones y pruebas de los miembros de la tripulación de vuelo. La complejidad, costos y entorno operacional de los aviones modernos han alentado también a que se use cada vez más la simulación avanzada. Los simuladores de vuelo pueden proporcionar una capacitación más intensa de la que se logra en los aviones y ello en un entorno de aprendizaje seguro y conveniente. La fidelidad que se logra con los modernos simuladores de vuelo basta para que el piloto se pueda evaluar y con la seguridad de que el comportamiento observado en el simulador se transferirá al avión. Otras consecuencias importantes a la hora de utilizar los simuladores de vuelo son también la conservación del combustible y la disminución de los efectos adversos para el medioambiente.

1.2.2 Los métodos, procedimientos y criterios de pruebas contenidos en esta CA son el resultado de la experiencia y los conocimientos de las Autoridades, operadores, y fabricantes de aviones y simuladores. Desde 1989 a 1992 un grupo internacional de trabajo especialmente convocado, bajo el patrocinado por la Royal Aeronautical Society (RAeS), celebró varias reuniones con el firme propósito de establecer unos criterios uniformes de prueba que fueran reconocidos internacionalmente. El documento final de la RAeS, titulado "International Standards for the Qualification of Airplane Flight Simulator", de fecha enero de 1992 (ISBN 0-903409-98-4)(<http://www.aerosociety.com/conference/FSGHandbook.html>), fue el documento base utilizado para el establecimiento de los criterios RAC y también el documento "Manual de criterios para la calificación de simuladores de vuelo" de la OACI (edición de 1995, o revisión posterior). Una revisión internacional codirigida por la FAA y JAA, durante 2001, fue la base para una modificación mayor del documento antes mencionado de la OACI, y para la enmienda 3 del texto JAA JAR-STD 1A, que ha su vez ha sido el documento base para elaborar este RAC-STD-1A.

1.2.3 Al demostrar cumplimiento con el RAC-STD 1A.030, la Autoridad espera que se haya tenido en cuenta el documento de IATA "Design and Performance Data Requirements for Flight Simulators" (edición de 1996 o posterior)(<http://www.iata.org/ps/publications/9151.htm>) , según corresponda para el nivel de calificación deseado. En cualquier caso un primer contacto con la Autoridad es deseable coincidiendo con la primera etapa de fabricación del simulador a fin de verificar la aceptabilidad de los datos.

1.3 **Niveles de calificación de los simuladores de vuelo.** Las Partes 2 y 3 de esta CA describen los requisitos mínimos para la calificación como simulador de vuelo en los niveles A, B, C y D. Ver también el Apéndice 1 al RAC-STD 1A.030.

1.4 Terminología. La terminología y abreviaciones utilizadas en esta CA están contenidas en la CA STD 1A.005.

1.5 Pruebas para la calificación de un simulador de vuelo.

1.5.1 El simulador de vuelo debe ser evaluado en aquellos campos esenciales para completar el entrenamiento, verificaciones y pruebas de los miembros de la tripulación de vuelo. Esto incluye las respuestas longitudinal, lateral y direccional del simulador de vuelo; performance en despegue, ascenso, crucero, descenso, aproximación, aterrizaje; operaciones específicas; verificaciones de mandos; verificaciones de las funciones en el puesto del piloto, ingeniero de vuelo y del instructor; y ciertos requisitos adicionales dependiendo de la complejidad o nivel de calificación del simulador de vuelo. Se evaluarán también el sistema de movimiento y el sistema visual para asegurar que funcionan adecuadamente.

1.5.2 El objetivo es evaluar el simulador de vuelo de la manera mas objetiva posible. Sin embargo la aceptación del piloto, es también un elemento importante. Por tanto, el simulador de vuelo será sometido a las pruebas subjetivas, funcionales y de validación listadas en las Partes 2 y 3 de esta CA. Las pruebas de validación se utilizan para comparar objetivamente los datos del simulador y del avión a fin de asegurar que están dentro de las tolerancias especificadas. Las pruebas subjetivas y funcionales proporcionan la base para evaluar la capacidad del simulador de vuelo de actuar perfectamente durante un periodo ordinario de entrenamiento y para verificar que funcionan correctamente.

1.5.3 Las tolerancias indicadas para parámetros en las pruebas de validación (Parte 3) de esta CA son las máximas aceptables para la calificación de un simulador de vuelo y no deben confundirse con las tolerancias de diseño del simulador de vuelo.

1.5.4 En la calificación inicial de los simuladores de vuelo son preferibles los datos de pruebas en vuelo de validación del fabricante del avión. Los datos procedentes de otras fuentes pueden también utilizarse, sujeto a la revisión y acuerdo con la Autoridad.

1.5.5 En el caso de programas de aviones nuevos, pueden utilizarse datos del fabricante del avión parcialmente validados por datos de pruebas en vuelo, para la calificación provisional del simulador. Sin embargo el simulador debe ser reevaluado una vez que el fabricante haya emitido los datos del avión después de la aprobación definitiva de aeronavegabilidad del avión. La programación de esta evaluación debe ser acordada entre la Autoridad, el operador STD, el fabricante del simulador y el fabricante del avión.

1.5.6 Los operadores STD que soliciten evaluaciones iniciales o de mejora de un simulador de vuelo deben ser conscientes de que los datos de performances y de maniobrabilidad (*handling*) de los aviones más antiguos pueden no tener la suficiente calidad para cumplir algunos de los estándares contenidos en esta CA. En estos casos, puede ser necesario que los operadores STD necesiten obtener datos adicionales de pruebas en vuelo.

1.5.7 Durante la evaluación del simulador de vuelo, si se encuentra un problema con una prueba particular de validación, puede repetirse la prueba para asegurarse de que el problema no proviene del equipamiento o de errores del operador STD. Una vez determinado lo anterior, si el problema persiste, el operador STD debe prepararse para ofrecer pruebas alternativas en relación con la prueba de que se trate.

1.5.8 Las pruebas de validación que no cumplan con los criterios establecidos para ellas, deben ser rectificadas y repetidas a satisfacción de la Autoridad.

1.6 Guía de pruebas para calificación (QTG)

1.6.1 La QTG es el documento primario de referencia empleado en la evaluación de un simulador de vuelo. Contiene los resultados de las pruebas, las declaraciones de cumplimiento e información diversa para que el equipo de evaluación puedan determinar si el STD cumple o no los criterios sobre pruebas establecidos en esta CA.

1.6.2 El operador STD debe presentar una QTG que incluya:

- (a) Una página inicial con las casillas correspondientes para las firmas del operador STD y la Autoridad.
- (b) Una página de información sobre el simulador de vuelo (una para cada configuración en el caso de STD's convertibles) en la que se detalle:
 - (i) Número de identificación del simulador del operador STD
 - (ii) Modelo y serie del avión simulado
 - (iii) Revisión de los datos aerodinámicos
 - (iv) Modelo de motor(es) y revisión de sus datos
 - (v) Revisión de los datos de los mandos de vuelo
 - (vi) Identificación del sistema de equipamiento de aviónica cuando el nivel de revisión afecte a la capacidad del simulador para realizar tareas de entrenamiento y verificación de pilotos
 - (vii) Modelo de simulador y nombre del fabricante
 - (viii) Fecha de fabricación del simulador
 - (ix) Identificación del ordenador principal asociado al simulador
 - (x) Tipo de sistema visual y nombre de su fabricante
 - (xi) Tipo de sistema de movimiento y nombre de su fabricante
- (c) Índice
- (d) Índice de revisiones y/o lista de páginas efectivas
- (e) Lista de todos los datos de referencia y origen
- (f) Glosario de términos, expresiones y símbolos utilizados
- (g) Declaraciones de Cumplimiento (SOC) en relación a determinados requisitos. Las SOC siempre deben referirse a fuentes de información y deben mostrar los motivos de cumplimiento para explicar la manera en que se emplean los textos de referencia, la forma en que se obtienen las ecuaciones matemáticas aplicables, los valores de los parámetros y las conclusiones alcanzadas. Refiérase al Apéndice 2 al RAC STD 1A.030 para los requisitos de las Declaraciones de Cumplimiento
- (h) Procedimientos de registro y equipo necesario para las pruebas de validación
- (i) A continuación se detallan los siguientes elementos para cada prueba de validación

referida en el apartado 2.3 de esta CA:

- (i) Nombre de la prueba: Debe ser corto y claro, basado en el título de la prueba mencionada en el apartado 2.3 de la CA-STD 1A.030 (MAC);
- (ii) Objetivo de la prueba: Debe ser un breve resumen de lo que se pretende demostrar con la prueba;
- (iii) Procedimiento de demostración: Se trata de una breve descripción de cómo alcanzar el objetivo establecido;
- (iv) Referencias: Son los documentos originales de los datos del avión, incluyendo tanto el número de documento como el número de la página/condición;
- (v) Condiciones iniciales: Se requiere una lista comprensible, completa y exhaustiva de las condiciones iniciales de la prueba;
- (vi) Procedimientos para realización manual de las pruebas: Los procedimientos deben ser suficientes para que un piloto debidamente calificado pueda efectuar las pruebas "en vuelo" mediante referencias a los instrumentos de cabina y sin referencia a otras partes de la QTG ni ningún otro dato sobre pruebas en vuelo;
- (vii) Procedimientos para realización automática de las pruebas: Toda QTG correspondiente al nivel C ó D debe prever la posible realización de ensayos automáticos;
- (viii) Criterios de evaluación: Especificar el(los) parámetro(s) principal(es), que deben investigarse durante la realización de la prueba;
- (ix) Resultado(s) esperado(s): El (los) correspondiente(s) al avión, incluidas las tolerancias y, en caso necesario, una definición más precisa del punto en el que se extrajo la información a partir de la fuente de datos;
- (x) Resultado de la prueba: Resultados de la prueba de validación del simulador de vuelo, fechados, obtenidos por el operador STD del simulador de vuelo. No serán válidos los registros de pruebas obtenidos desde ordenadores que sean independientes del simulador de vuelo;
- (xi) Datos originales: Un ejemplar de la fuente de datos del avión, marcados con claridad en el documento, con el número de la página correspondiente, el nombre de la Autoridad emisora, y el título y número de prueba (según lo especificado en el subapartado (a) anterior). Presentaciones generadas por computador, a partir de datos de pruebas en vuelo, y sobrepuestos a los datos del simulador de vuelo, son insuficientes por sí mismos para cumplir con este requerimiento; y
- (xii) Comparación de los resultados: Medios aceptables para comparar con facilidad los resultados obtenidos de las pruebas del simulador con los datos de validación de las pruebas en vuelo del avión. La superposición gráfica es el método preferido.

Nota: El operador STD debe conservar los resultados obtenidos de las pruebas realizadas en el STD, utilizando para ello una grabadora multicanal, una impresora y cualesquiera otros métodos de registro aceptados por la Autoridad que realiza las pruebas. Deben marcarse los resultados del simulador mediante una terminología que corresponda a los parámetros de avión, en vez de utilizar terminología informática. Los resultados habrán de ser fácilmente comparables con los datos soporte por medio de gráficas cruzadas, superposición de transparencias o cualquier otro método aceptable. Los documentos, incluidos en la QTG, que contengan datos sobre el avión podrán reducirse por medios fotográficos solamente cuando tales reducciones no

alteren la escala de los gráficos ni dificulten su resolución o la interpretación de la escala. El aumento de escalas en las presentaciones gráficas debe proporcionar la resolución suficiente para poder evaluar los parámetros mencionados en el apartado 2. La QTG constituye la prueba documental de cumplimiento respecto a las pruebas de validación del simulador de vuelo tal y como reflejan las tablas del apartado 2. En el caso de pruebas en las que se incluya la variación con el tiempo (*time history*), hojas - o transparencias- que recogen los datos sobre pruebas en vuelo, los resultados de las pruebas realizadas en el simulador de vuelo deben marcarse claramente con los debidos puntos de referencia para garantizar una comparación precisa entre el simulador y el avión real en función de la variable tiempo. Los operadores STD que utilicen impresoras en línea para registrar la variación en función del tiempo, deben marcar con claridad la información que extraigan de los datos aportados por la impresora en línea y cruzarla gráficamente con los datos del avión real. Este cruce de información gráfica entre los datos del simulador obtenidos por el operador y los datos del avión real resulta esencial a la hora de verificar el performance del simulador en cada una de las pruebas. La evaluación sirve para validar los resultados de las pruebas del simulador de vuelo obtenidas por el operador STD.

- (j) Debe incluirse una copia de la versión del documento primario de referencia acordado con la Autoridad y utilizado en la evaluación inicial.

1.7 Control de configuración. Se establecerá y mantendrá un sistema de control de la configuración para asegurar la integridad permanente del software y hardware respecto a los que se concedió originalmente la calificación.

1.8 Procedimientos para la calificación inicial de simuladores de vuelo

1.8.1 La solicitud para evaluación debe hacer una referencia a la QTG e incluir también una declaración de que el operador del simulador ha probado el simulador de vuelo y que encuentra que cumple con los criterios descritos en este documento, excepto en aquello que se indique explícitamente en la propia solicitud. Además, el operador STD debe certificar que todas las pruebas requeridas en las QTG, para el nivel de calificación solicitado, han sido realizadas y que el simulador de vuelo es representativo del avión que simula.

1.8.2 Debe acompañar a la solicitud inicial de calificación, una copia de la QTG realizada por el operador, en donde figuren los resultados obtenidos. Cualquier deficiencia detectada por la Autoridad en la evaluación documental de la QTG debe ser solucionada antes del comienzo de la evaluación in situ del simulador.

1.8.3 El operador STD puede elegir que la evaluación de la QTG sea realizada mientras el simulador está en las instalaciones del fabricante. En este caso las pruebas en el simulador deben realizarse lo más próximo posible a la fecha de desmontaje del simulador para su traslado a las instalaciones del operador STD. El operador STD debe realizar los vuelos de validación de performance del simulador una vez que este haya sido instalado en su ubicación definitiva, para lo cual debe repetir al menos un tercio de las QTG y enviar estos resultados a la Autoridad. Después de la revisión de los mismos, la Autoridad programará una evaluación inicial. La QTG debe indicar claramente dónde y cuando fue realizada cada prueba.

1.9 Bases para la calificación recurrente de un simulador de vuelo

1.9.1 Una vez realizada la evaluación inicial y pruebas de validación con resultado satisfactorio, debe establecerse un sistema para su evaluación periódica, de manera que se asegure que el simulador de vuelo continúa manteniendo las características, performance y funciones de la calificación inicial.

1.9.2 El operador STD debe completar la QTG, incluyendo las pruebas de validación, y las objetivas y subjetivas, entre cada evaluación anual de la Autoridad. La QTG debe realizarse de manera progresiva, fechada y archivada, a fin de satisfacer tanto al operador STD como a la Autoridad de que se mantienen los estándares del simulador de vuelo.

Nota.- El objetivo no es que la QTG se realice en su totalidad justo antes de la fecha prevista para la evaluación recurrente por la Autoridad.

2 Pruebas de validación del simulador

2.1 General

2.1.1 Se debe evaluar objetivamente la operación de los sistemas y el rendimiento (performance) del simulador de vuelo mediante la comparación de los resultados obtenidos de las pruebas realizadas en el simulador con las del avión, a menos que específicamente se establezca otra cosa. A fin de facilitar la validación del simulador de vuelo, debe utilizarse un dispositivo de registro aceptable para la Autoridad, que registre los resultados de cada prueba de validación. Posteriormente estos registros serán comparados con los datos originales del avión.

2.1.2 Ciertas pruebas de los sistemas visual y de movimiento de este apartado “Pruebas de validación del simulador de vuelo”, no necesariamente están basadas en datos de validación con tolerancias específicas. Sin embargo, estas pruebas están incluidas para que sean realizadas, y para que se cumpla con los criterios establecidos en vez de con unas tolerancias específicas.

2.1.3 El MQTG describe claramente cómo debe colocarse y operarse el simulador de vuelo para cada una de las pruebas. Se requiere el uso de un programa informático (*driver programme*) para la realización de las pruebas de forma automática para simuladores de nivel C y D, y se recomienda su utilización para el resto de los simuladores. No se pretende, ni es aceptable, probar cada subsistema del simulador de manera aislada. Las pruebas deben realizarse con todos los sistemas del simulador totalmente integrados y funcionando, a fin de asegurar que el sistema completo del simulador de vuelo cumple con los estándares establecidos. Asimismo, para cada prueba debe proporcionarse un procedimiento para la realización de la misma de manera manual, con todos los pasos y detalles para su realización.

2.1.4 La solicitud de aprobación de datos, distintos a los de pruebas en vuelo de avión, debe incluir una descripción y justificación con respecto a la disponibilidad de datos de pruebas en vuelo. En este caso, deben incluirse en el MQTG las pruebas y tolerancias de cada prueba. Para aviones certificados después de enero de 2002, el MQTG debe estar apoyado por un Mapa de Ruta de datos de validación VDR (*Validation Data Roadmap*), según se describe en el Apéndice 2 al CA - STD 1A.030 (MAC).

Para aviones certificados antes de enero de 1992, el operador puede, después de haber intentado sin éxito la obtención de datos de pruebas en vuelo de avión, indicar en el MQTG para qué pruebas los datos de pruebas en vuelo no están disponibles, o son inadecuados. Para estas pruebas, deben someterse a la Autoridad datos alternativos para su aprobación.

2.1.5 La tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo incluidas en este apartado, indica las pruebas requeridas. A menos que se indique otra cosa, las pruebas del simulador de vuelo deben representar el rendimiento (performance) y las cualidades de mando, a los pesos operativos y posiciones del centro de gravedad típicas en una operación normal. Si una prueba esta apoyada por datos de avión con un valor extremo de peso o centro de gravedad, deben incluirse otras pruebas, apoyadas por datos de avión, en condiciones medias o tan próximas como sea posible al valor del otro extremo. Ciertas pruebas, que son representativas exclusivamente para valores extremos de peso o posiciones del centro de gravedad, no necesitan ser repetidas en el otro extremo. Las pruebas relativas a cualidades de maniobrabilidad deben incluir la validación de los dispositivos de aumento (*augmentation*).

2.1.6 Para la evaluación de simuladores de aviones controlados por computador (CA), se requiere que los datos de pruebas en vuelo provengan tanto de estados de control normal (N) como no-normales (NN), aplicable al avión simulado, tal y como se indique en los requisitos de validación de este apartado. Las pruebas en los estados no-normales, deben incluir siempre el menor estado aumentado. Pueden requerirse pruebas para distintos niveles de degradación de los estados de control, según hayan sido detalladas por la Autoridad a la hora de definir del juego de pruebas

específicas del avión para obtener datos para el simulador de vuelo. Cuando sea aplicable, los datos de pruebas de vuelo deben incluir:

- (a) Deflexiones de los controles del piloto, o señales de entrada generadas electrónicamente, incluyendo la localización de las señales, y
- (b) Posiciones de las superficies de control, a menos que los resultados de las pruebas no sean afectados o sean independientes de las posiciones de estas superficies.

2.1.7 Los requisitos de registros de los apartados 2.1.6 a) y b) anteriores se aplican tanto a estados de control normales como no-normales. Todas las pruebas incluidas en la tabla de pruebas de validación requieren resultados con estados de control normal, a menos que específicamente se indique otra cosa en la sección “comentarios”, seguida de la designación CA (aviones controlados por computador). Sin embargo, cuando los resultados de la prueba sean independientes del estado de control, pueden sustituirse por datos de control no-normal.

2.1.8 Cuando se requieran estados de control no-normal, los datos de las pruebas deben obtenerse de uno o más estados de control no-normales, incluyendo el menor estado aumentado.

2.1.9 Cuando no son aplicables al avión simulado los estados de control normal, no-normal o degradado, deben incluirse las justificaciones apropiadas en el mapa de datos de validación del fabricante del avión, según se describe en el Apéndice 2 al CA-STD 1A.030 (MAC).

2.2 Requisitos de las pruebas

2.2.1 Las pruebas en tierra y vuelo requeridas para la calificación están incluidas en la tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo. Para cada prueba debe proporcionarse resultados de las pruebas del simulador de vuelo generados por computador. Los resultados deben producirse en un dispositivo de registro aceptable para la Autoridad. Se requieren resultados en función del tiempo (*time histories*), a menos que se especifique otra cosa en la tabla de pruebas de validación.

2.2.2 Los datos de pruebas en vuelo que presenten variaciones rápidas en las medidas de los parámetros, pueden requerir análisis de ingeniería para realizar las evaluaciones acerca de la validez del simulador de vuelo. Todos los parámetros relativos a una maniobra o condición de vuelo dada, deben presentarse de forma que permitan una interpretación totalmente real. Cuando sea difícil o imposible hacer coincidir los datos del simulador con los del avión en una variación en función del tiempo (*time history*), deben justificarse las diferencias mediante la comparación de otras variables relacionadas con la condición que está siendo evaluada.

2.2.2.1 Parámetros, tolerancias y condiciones de vuelo. La tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo del apartado 2.3 describe los parámetros, tolerancias y condiciones de vuelo aplicables a la validación del simulador de vuelo. Cuando se dan dos valores de tolerancia para un mismo parámetro, puede utilizarse el menos restrictivo, a menos que se especifique otra cosa. Independientemente de lo anterior, la prueba debe reflejar la tendencia correcta. Los resultados del simulador de vuelo deben marcarse utilizando las tolerancias y unidades dadas.

2.2.2.2 Verificación de la condición de vuelo. Al comparar los parámetros listados con los del avión, deben proporcionarse suficientes datos para verificar la correcta condición de vuelo. Por ejemplo, para demostrar en una prueba de estabilidad estática que la fuerza en el control es de ± 2.2 daN (5 libras), también deben proporcionarse otros datos para demostrar la velocidad, potencia, empuje o torque, configuración del avión, y altitud correctas, y otros parámetros de datum de identificación apropiados. Si comparamos dinámicos de periodo corto, puede utilizarse la aceleración normal para establecer la coincidencia con el avión, pero también deben proporcionarse datos relativos a velocidad, altitud, señales en los controles, configuración del avión, y otros datos relacionados. Se asume que todos los valores de velocidad son calibrados, a menos que se haya establecido otra cosa y se utilicen valores similares para comparación.

2.2.2.3 Para simuladores de vuelo “nivel A”, en los que las tolerancias han sido sustituidas por “Magnitud y Tendencia Correcta (CT&M)”, el simulador de vuelo debe ser evaluado y probado como representativo de un avión a satisfacción de la Autoridad. Para facilitar futuras evaluaciones, deben registrarse suficientes parámetros a fin de establecer una referencia adecuada.

2.2.2.4 Condiciones de vuelo. Las condiciones de vuelo se especifican como sigue:

- (a) Tierra - en tierra, independiente de la configuración del avión
- (b) Despegue - tren abajo con flaps en cualquier posición certificada para despegue
- (c) Ascenso de segundo segmento - tren arriba con flaps en cualquier posición certificada para despegue
- (d) Configuración limpia - flaps y tren arriba
- (e) Crucero - configuración limpia a velocidad y altitud de crucero
- (f) Aproximación - tren arriba o abajo con flaps en cualquier posición normal de aproximación según lo recomendado por el fabricante del avión.
- (g) Aterrizaje - Tren abajo con flaps en cualquier posición certificada de aterrizaje

2.3 Tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
1. Performance							
a Taxi	$\pm 0,9$ m (3 pies) ó	Tierra	Representar gráficamente los radios de giro tanto del tren delantero como del tren principal. Datos sin frenos y el empuje mínimo requerido para mantener un viraje constante salvo para aviones que requieran aplicación de frenos o empuje asimétrico para girar.	C T & M	X	X	X
(1) Radio de Giro Mínimo (<i>Minimum Radius Turn</i>)	$\pm 20\%$ del Radio de Giro del Avión				✓		
(2) Régimen de Giro vs. Ángulo de la Rueda de nariz (NWA) (<i>Rate of Turn vs. Nosewheel Steering Angle (NWA)</i>)	$\pm 10\%$ ó ± 2 grados por seg. de régimen de viraje.	Tierra	Probar un mínimo de dos velocidades, mayores que la velocidad mínima de radio de giro, con una dispersión de al menos 5 nudos	C T & M	X	X	X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
b Despegue			Nota.- Todas las posiciones de flaps de despegue utilizadas habitualmente, deben demostrarse al menos una vez, bien a la velocidad mínima de despegue (<i>minimum unstick speed</i>) (1b3), a la normal de despegue (1b4), a la velocidad con motor crítico inoperativo en despegue (1b5), o velocidad con viento cruzado en despegue(1b6)				
(1) Tiempo y distancia de aceleración en tierra (<i>Ground Acceleration Time and Distance</i>).	±5% Tiempo y Distancia ó ± 5% Tiempo y ± 61 m (200 ft) de distancia	Despegue	Los valores de tiempo y distancia de aceleración deben registrarse para un mínimo del 80% del tiempo total desde la suelta de frenos hasta V_r . Puede ser combinada con despegue normal (1b4), o aborto de despegue(1b7). Los datos deben representarse utilizando las escalas apropiadas para cada porción de la maniobra	C T & M	x X	X X	x X
(2) Velocidad mínima de control en tierra (V_{MCG}), controles aerodinámicos de acuerdo a la norma de aeronavegabilidad aplicable, o alternativamente prueba con motor inoperativo para demostrar las características de control en tierra. (<i>Minimum Control Speed, ground (V_{MCG}) aerodynamic controls only per applicable airworthiness requirement or alternative engine inoperative test to demonstrate ground control characteristics</i>).	± 25% de la máxima desviación lateral del avión ó ±1,5 m (5 ft) Para aviones con sistemas de control reversibles: ± 10% ó ±2.2 daN(5 lb) de la fuerza en el pedal del timón de dirección	Despegue	La velocidad con fallo de motor deberá encontrarse entre ± 1 nudo de la velocidad del avión con fallo de motor. La disminución de empuje de los motores debe ser la que resulte del modelo matemático para la versión de motor aplicable al simulador objeto de la prueba. Si la variante del motor modelizada no es la misma que la del motor de pruebas en vuelo del fabricante del avión, deberá realizarse otra prueba con las mismas condiciones iniciales pero tomando como parámetro principal el empuje que figure en los datos sobre pruebas en vuelo. Si no esta disponible la prueba V_{MCG} , una alternativa aceptable es una prueba en vuelo de una desaceleración rápida de motor hasta potencia mínima a una velocidad entre V_1 y $V_1 - 10$ kts, seguida de un control de trayectoria utilizando exclusivamente controles aerodinámicos y la recuperación debe alcanzarse con el tren principal en tierra. Para asegurar que solo se utiliza control aerodinámico, la dirección de la rueda de nariz debe estar desactivada o mantenerla levantada ligeramente.	C T & M	x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(3) Velocidad mínima de despegue (V_{MU}), o equivalente, para demostrar las características de rotación prematura en el despegue. <i>(Minimum Unstick Speed (V_{MU}) or equivalent test to demonstrate early rotation take off characteristics)</i>	± 3 Kts de velocidad $\pm 1,5$ grados de cabeceo	Despegue	V_{MU} se define como la velocidad a la que última rueda del tren principal abandona el suelo. Debe registrarse la compresión del amortiguador de la pata del tren principal, o alguna señal equivalente aire / tierra. Si la prueba de V_{MU} no está disponible, son aceptables pruebas en vuelo alternativas tales como despegues a alta actitud constante cuando el tren principal abandona el terreno. Se deberá registrar el histórico de tiempos desde 10 kts antes del comienzo de la rotación hasta al menos 5 seg después de que el tren principal abandona el terreno.	C T & M	x X	X X	x X
(4) Despegue Normal <i>(Normal Take-off)</i>	± 3 Kts velocidad $\pm 1,5$ grados de cabeceo $\pm 1,5$ grados AOA ± 6 m (20 pies) altura Para aviones con mandos reversibles: $\pm 10\%$ ó ± 2.2 daN(5 lb) de la fuerza en la columna	Despegue	Se requieren datos próximos al peso máximo certificado de despegue, con una posición media del centro de gravedad, y con pesos de despegue ligeros y centro de gravedad trasero. Si el avión tiene más de una configuración certificada de despegue, deberá utilizarse una configuración diferente para cada peso. Registrar el perfil de despegue desde la suelta de frenos hasta al menos 61 m (200 pies) AGL. Puede utilizarse para tiempo y distancia de aceleración en tierra (1b1). Los datos deben representarse utilizando las escalas apropiadas para cada porción de la maniobra	C T & M	x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(5) Fallo de motor crítico durante el despegue (Critical Engine Failure on Take-off)	± 3 Kts velocidad $\pm 1,5$ grados cabeceo $\pm 1,5$ grados AOA ± 6 m (20 pies) altura ± 2 grados ángulo de inclinación y deslizamiento ± 3 grados de ángulo de rumbo Para aviones con sistemas de control de vuelo reversible: $\pm 10\%$ ó $\pm 2,2$ daN (5 libras)), fuerza ejercida sobre la columna de control $\pm 10\%$ ó ± 1.3 daN (3 libras)) fuerza ejercida sobre el volante de control $\pm 10\%$ ó $\pm 2,2$ daN (5 libras)), fuerza sobre los pedales del timón de dirección.	Despegue	Registrar perfil de despegue hasta al menos 61 m (200 pies) AGL . La velocidad de fallo del motor deberá encontrarse a ± 3 nudos de la velocidad del avión . Realizar la prueba cerca del máximo peso de despegue.	C T & M	x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(6) Despegue con viento cruzado (<i>Crosswind Take-off</i>)	± 3 Kts velocidad $\pm 1,5$ grados cabeceo $\pm 1,5$ grados AOA ± 6 m (20 pies) altura ± 2 grados ángulo de inclinación y deslizamiento ± 3 grados de rumbo Tendencia correcta a velocidades menores de 40 Kts para timón de dirección/pedales y rumbo Para aviones con sistemas de control de vuelo reversible: $\pm 10\%$ ó $\pm 2,2$ daN (5 libras)), fuerza sobre la columna de control $\pm 10\%$ ó ± 1.3 daN (3 libras)) la fuerza sobre el volante de control $\pm 10\%$ ó $\pm 2,2$ daN (5 libras)), fuerza sobre los pedales del timón de dirección.	Despegue	Registrar perfil de despegue hasta al menos 61 m (200 pies) AGL . Requiere datos de pruebas, incluyendo el perfil del viento, para una componente de viento cruzado de al menos el 60% del valor del AFM medido a 10 m (30 ft) sobre la pista.	C T & M	x X	X X	x X
(7) Aborto de despegue (<i>Rejected Take-off</i>)	$\pm 5\%$ tiempo ó $\pm 1,5$ sg $\pm 7,5\%$ distancia, ó ± 76 m (250 ft)	Despegue	Registrar cerca del peso máximo peso de despegue. Velocidad para el aborto debe ser al menos el 80% de V_1 . Se aplicaran frenos automáticos (<i>autobrakes</i>) cuando proceda. Máxima potencia de frenada, manual o automática. Debe registrarse tanto el tiempo como la distancia desde la suelta de frenos hasta la parada total.	C T & M	x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(8) Fallo dinámica del motor después del despegue. (Dynamic Engine Failure after Take-off)	$\pm 20\%$ o ± 2 grados por seg de los regímenes de giro angular del fuselaje	Despegue	La velocidad del fallo de motor debería estar dentro de ± 3 Kts de la del avión real. El fallo de motor puede ser una súbita deceleración hasta potencia mínima. Registrar "manos libres" desde 5 sg. antes del fallo del motor hasta +5 sg., o 30 grados de inclinación (bank), lo que ocurra antes, Nota. Por razones de seguridad, la prueba en el avión puede ser realizada fuera del efecto suelo a una altitud segura, pero con el avión con la velocidad y configuración correctas. CA: Prueba tanto en estados de control normal como no-normal	C T & M	x X	X X	x X
c. ASCENSO							
(1) Ascenso Normal Todos los motores operativos. (Normal Climb All Engines Operating)	± 3 Kts velocidad $\pm 5\%$ ó $\pm 0,5$ m/s (100 pies/minuto) de régimen de ascenso	Ascenso /limpio	Pueden utilizarse datos del manual de performance del avión o datos de pruebas en vuelo. Registrar la velocidad de ascenso nominal y a la mitad de la altitud del ascenso inicial. El rendimiento (performance) del simulador debe registrarse durante, al menos, un intervalo de 300 m (1000 pies)	X	X ✓	X ✓	X ✓
(2) Un motor inoperativo. Ascenso en el Segundo segmento (One Engine Inoperative Second Segment Climb)	± 3 Kts velocidad $\pm 5\%$ ó $\pm 0,5$ m/s (100 pies/minuto) de régimen de ascenso, pero no menor que los valores del AFM	Ascenso en el segundo segmento	Pueden utilizarse datos del manual de performance del avión o datos de pruebas en vuelos. Registrar la velocidad de ascenso nominal. El rendimiento (performance) del simulador debe registrarse durante, al menos, un intervalo de 300 m (1000 pies) Realizar la prueba en las condiciones WAT más limitantes (Peso, Altitud y Temperatura).		X ✓	X ✓	X ✓
(3) Un motor inoperativo Ascenso en ruta. (One Engine Inoperative En route Climb)	$\pm 10\%$ Tiempo $\pm 10\%$ Distancia $\pm 10\%$ Combustible utilizado	Ascenso /limpio	Pueden utilizarse datos del manual de performance del avión, o datos de pruebas en vuelo. Realizar prueba al menos en un segmento de 1.550 m (5.000 pies)	X	X ✓	X ✓	X ✓

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(4) Un motor inoperativo, durante ascenso en aproximación, para aviones en los que hay que tener en cuenta las condiciones de engelamiento, si lo requiere por el AFM para esta fase de vuelo <i>(One Engine Inoperative Approach Climb for aeroplanes with icing accountability if required by the flight manual for this phase of flight)</i>	± 3 Kts velocidad $\pm 5\%$ o ± 0.5 m/s (100 pies/sg) de régimen de ascenso, pero no inferior a los valores del AFM	Aproximación	Pueden utilizarse datos del manual de rendimiento (performance) del avión o datos de pruebas en vuelo. El rendimiento (performance) del simulador debe registrarse durante, al menos, un intervalo de 300 m (1000 pies) Realizar la prueba cerca del peso máximo de aterrizaje, según sea aplicable a una aproximación en condiciones de hielo. El avión debe estar configurado con todos los sistemas de anti-hielo y des-hielo operando normalmente, tren arriba e hipersustentador (flap) de ida al aire (go around). Deben aplicarse todas las consideraciones acerca de la formación de hielo, de acuerdo a lo establecido en el AFM para una aproximación en condiciones de hielo.		✓	✓	✓
d CRUCERO/DESCENSO						✓	✓
(1) Aceleración en vuelo nivelado <i>(Level Flight Acceleration)</i>	$\pm 5\%$ tiempo	Crucero	Mínimo un incremento de 50 kts utilizando un régimen de empuje máximo continuo o equivalente	C T & M	x X	X X	x X
(2) Desaceleración en vuelo nivelado <i>(Level Flight Deceleration)</i>	$\pm 5\%$ tiempo	Crucero	Mínimo un decremento de 50 kts utilizando potencia al mínimo.	C T & M	x X	X X	x X
(3) Rendimiento en crucero <i>(Cruise Performance)</i>	± 0.05 EPR o $\pm 5\%$ N1 o torque $\pm 5\%$ flujo combustible	Crucero	Puede ser una prueba instantánea (<i>snapshot</i>) que muestre el flujo de combustible, o Un mínimo de dos pruebas instantáneas consecutivas con una dispersión de, al menos, 3 minutos en vuelo estabilizado	X	X ✓	X ✓	X ✓
(4) Descenso al mínimo de potencia <i>(Idle Descent)</i>	$\pm 3\%$ velocidad $\pm 5\%$ o 1.0 m/s (300 pies/min) de régimen de descenso.	Limpio	Descenso estabilizado con potencia mínima a velocidad normal de descenso a altitud media. El rendimiento (performance) del simulador de vuelo debe registrarse por un intervalo de al menos 300 m (1000 pies).	X	X ✓	X ✓	X ✓

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(5) Descenso de emergencia <i>(Emergency Descent)</i>	± 5% velocidad ± 5% o 1.0 m/s (300 pies/min) de régimen de descenso.	Según requiera el AFM	Descenso estabilizado con los frenos aerodinámicos (<i>speedbrakes</i>) extendidos, si es aplicable, a media altitud y cerca de VMO o de acuerdo al procedimiento de descenso de emergencia del AFM. El rendimiento (performance) del simulador de vuelo debe registrarse por un intervalo de al menos 900 m (3000 pies).	X	X ✓	X ✓	X ✓
e. PARADA							
(1) Tiempo y distancia de deceleración, frenos manuales aplicados a las ruedas, pista seca, sin reversa <i>(Deceleration Time and Distance, Manual Wheel Brakes, Dry Runway, No Reverse Thrust)</i>	± 5% de tiempo. Para distancias de hasta 1.220 metros (4.000 pies): ± 61 m (200 pies) ó ± 10%, lo que sea menor. Para distancias superiores a 1.220 metros (4.000 pies) ± 5% de distancia.	Aterrizaje	Deberán registrarse el tiempo y la distancia para al menos el 80% del tiempo total entre la toma de contacto y la parada total. Se requieren datos para pesos certificados de aterrizaje medios y cercanos al máximo. Pueden utilizarse datos de ingeniería para la condición de peso de aterrizaje medio. Debe registrarse la presión del sistema de frenos.	C T & M	x X	X X	x X
(2) Tiempo y distancia de desaceleración empuje de reversa, sin frenos aplicados a las ruedas pista seca. <i>(Deceleration Time and Distance, Reverse Thrust, No Wheel Brakes, Dry Runway)</i>	± 5% tiempo y el valor más pequeño de ± 10% ó ± 61 m (200 pies) de distancia	Aterrizaje	El tiempo y la distancia deberán registrarse para al menos el 80% del tiempo total transcurrido entre el inicio del empuje de reversa hasta la velocidad mínima operativa con empuje de reversa total. Se requieren datos para pesos de aterrizaje medios y próximos al máximo certificado. Pueden utilizarse datos de ingeniería para la condición de peso de aterrizaje medio.	C T & M	x X	X X	x X
(3) Distancia de parada, frenos, pista mojada. <i>(Stopping Distance, Wheel Brakes, Wet Runway)</i>	± 10% ó ± 61 m (200 pies) de distancia	Aterrizaje	Cuando estén disponibles deben utilizarse datos del manual de rendimiento (performance) del fabricante o de pruebas en vuelo. También son aceptables datos de ingeniería, basados en ensayos de distancia de parada en pistas secas, y el efecto de los coeficientes de frenado en pistas contaminadas.		x	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(4) Distancia de parada frenos, pista con condiciones de hielo. (<i>Stopping Distance, Wheel Brakes, Icy Runway</i>)	$\pm 10\%$ ó ± 61 m (200 pies) de distancia	Aterrizaje	Cuando estén disponibles, deben utilizarse datos del manual de rendimiento (performance) del fabricante o de pruebas en vuelo. También son aceptables datos de ingeniería, basados en ensayos de distancia de parada en pistas secas, y el efecto de los coeficientes de frenado en pistas contaminadas.		x	X X	x X
f. MOTORES							
(1) Aceleración (<i>Acceleration</i>)	$\pm 10\%$ T_i o ± 0.25 seg. $\pm 10\%$ T_t	Aproximación o Aterrizaje	T_i = es el tiempo total desde el movimiento inicial del mando de gases hasta $\pm 10\%$ de la respuesta de un parámetro crítico del motor. T_t = es el tiempo total desde el movimiento inicial del mando de gases hasta el 90% de potencia de ida al aire (<i>Go Around</i>). El parámetro crítico del motor debería ser una medida de potencia (N1, N2, EPR, etc.) Representar desde potencia mínima (idle) de vuelo hasta potencia de ida al aire (<i>Go Around</i>) para un movimiento rápido del mando de gases.	C T & M	x X	X X	x X
(2) Desaceleración (<i>Deceleration</i>)	$\pm 10\%$ T_i o ± 0.25 seg $\pm 10\%$ T_t	Tierra	T_i = es el tiempo total desde el movimiento inicial del mando de gases hasta $\pm 10\%$ de la respuesta de un parámetro crítico del motor. T_t = es el tiempo total desde el movimiento inicial del mando de gases hasta el 90% de potencia de ida al aire (<i>Go Around</i>). El parámetro crítico del motor debería ser una medida de potencia (N1, N2, EPR, etc.) Representar desde potencia mínima (idle) de vuelo hasta potencia de ida al aire (<i>Go Around</i>) para un movimiento rápido del mando de gases.	C T & M	x X	X X	x X

2. MANIOBRABILIDAD**a. VERIFICACIÓN DE LOS MANDOS EN CONDICIONES ESTATICAS**

NOTA: La posición de la palanca de mando, el volante y los pedales en función del tiempo y de la fuerza ejercida sobre ellos deberá medirse desde los mandos. Un método alternativo consistiría en dotar al simulador de la misma instrumentación que el avión objeto de las pruebas en vuelo. Los datos relativos a la posición y a la fuerza ejercida sobre dicha instrumentación, pueden registrarse directamente y equipararse con los datos del avión real. Dicha instalación permanente podría utilizarse evitando así la necesidad de instalar dispositivos externos.

Probar la posición contra fuerza no es aplicable si las fuerzas son generadas exclusivamente utilizando hardware del avión en el simulador de vuelo

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(1) Posición del Controlador de cabeceo en función de la fuerza, y calibración de la posición de las superficies. (Pitch Controller Position vs. Force and Surface Position Calibration)	± 0.9 daN (2 libras) umbral inicial(breakout) ± 2.2 daN (5 libras) ó $\pm 10\%$ de Fuerza ± 2 grados de ángulo del elevador	Tierra	Recorrido ininterrumpido de los mandos entre topes. Debe validarse, cuando sea posible, con los datos en vuelo procedentes de pruebas tales como estabilidad estática longitudinal, perdidas,..etc. Los ensayos estáticos y dinámicos sobre los mandos de vuelo deben efectuarse con las mismas condiciones atmosféricas y de presiones de impacto	X ✓	X	X ✓	X ✓
(2) Posición del Controlador de Inclinación comparado con la fuerza, y calibración de la posición de la superficies (Roll Controller Position vs. Force and Surface Position Calibration)	± 0.9 daN (2 libras) umbral Inicial. ± 1.3 daN (3 libras) ó $\pm 10\%$ fuerza ± 1 grado de ángulo de alerones ± 3 grados de ángulo de spoilers	Tierra	Recorrido ininterrumpido de los mandos entre ambos topes. Debe validarse con los datos en vuelo procedentes de pruebas sobre: compensación con motor inoperativo, deslizamientos laterales estabilizados, etc. Los ensayos estáticos y dinámicos sobre los mandos de vuelo deberán efectuarse con las mismas condiciones atmosféricas y de presiones de impacto	X ✓	X	X ✓	X ✓
(3) Posición de los pedales comparada con la fuerza y calibración de la posición de las superficies. (Rudder Pedal Position vs. Force and Surface Position Calibration)	± 2.2 daN (5 libras) umbral inicial. ± 2.2 daN (5 libras) ó $\pm 10\%$ fuerza ± 2 grados de ángulo del timón de dirección	En tierra	Recorrido ininterrumpido de los mandos entre ambos topes. Deberá validarse con los datos en vuelo procedentes de los ensayos sobre: compensación con motor inoperativo, deslizamientos laterales estabilizados, etc. Los ensayos estáticos y dinámicos sobre los mandos de vuelo deberán efectuarse con las mismas condiciones atmosféricas y de presiones de impacto	X ✓	X	X ✓	X ✓
(4) Fuerza del mando del Controlador de guía del tren de nariz y calibración de la posición de la superficie (Nosewheel Steering Controller Force and Position Calibration)	± 0.9 daN (2 libras) umbral inicial. $\pm 1,3$ daN (3 libras) ó $\pm 10\%$ fuerza. ± 2 grados NWA	En tierra	Recorrido ininterrumpido de los mandos entre topes.	C T & M	x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(5) Calibración de la guía de los pedales del timón de dirección. (<i>Rudder Pedal Steering Calibration</i>)	± 2 grados NWA	En tierra	Recorrido ininterrumpido de los mandos entre ambos topes.	C T & M	x X	X X	x X
(6) Indicación del compensador de cabeceo comparada con la calibración de la posición de la superficie (<i>Pitch Trim Indicator vs. Surface Position Calibration</i>)	$\pm 0,5$ grados de compensación de cabeceo	En tierra	El objetivo de la prueba es comparar el simulador de vuelo con datos de diseño o equivalente	X ✓	X	X ✓	X ✓
(7) Régimen del compensador de cabeceo (<i>Pitch Trim Rate</i>)	$\pm 10\%$ de régimen de cabeceo (grados/sg)	En tierra y aproximación	El régimen de compensación debe ser evaluado con el régimen de compensación introducido primariamente por el piloto (en tierra) y el del piloto automático, o el régimen de compensación introducido primariamente por el piloto en vuelo en condiciones de ida al aire (Go-Around).	X ✓	X	X ✓	X ✓
(8) Alineamiento de las palancas de empuje comparada con el parámetro seleccionado de motor (<i>Alignment of Cockpit Throttle Lever vs. Selected Engine Parameter</i>)	± 5 grados TLA, o $\pm 3\%$ N1, o $\pm 0,03$ EPR, o $\pm 3\%$ torque Para aviones de hélice, en los que las palancas de gases no tienen movimiento angular, se aplicara una tolerancia de ± 2 cm (± 0.8 in)	En tierra	Registros simultáneos para todos los motores. Las tolerancias se aplican a los datos de avión y entre los motores. Para aviones en los que las palancas tengan retenes, se deberán de presentar los valores en todos los retenes. En el caso de aviones de hélice, si existe una palanca adicional, generalmente conocida como palanca de la hélice, también debe ser verificada. Pueden ser una serie de ensayos instantáneos (<i>snapshots</i>)	X ✓	X	X ✓	X ✓
(9) Posición de los pedales comparada con la fuerza y calibración de presión del sistema de frenos. (<i>Brake Pedal Position vs. Force and Brake System Pressure Calibration</i>)	$\pm 2,2$ daN (5 libras) ó $\pm 10\%$ fuerza $\pm 1,0$ MPa (150 psi) ó $\pm 10\%$ presión sistema de frenos	En tierra	Pueden utilizarse los datos de salida del computador del simulador para demostrar cumplimiento. Relacionar la presión del sistema hidráulico con la posición de los pedales mediante un ensayo estático en tierra.	C T & M	x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
b. VERIFICACIÓN DE LOS MANDOS EN CONDICIONES DINÁMICAS			Las pruebas 2b1, 2b2, y 2b3 no son aplicables si la respuesta dinámica es generada exclusivamente por el uso del mando del avión en el simulador de vuelo. La potencia seleccionada debe ser la requerida para vuelo nivelado a menos que se especifique otra cosa				
(1) Control de Cabeceo (Pitch Control)	<u>Para sistemas subamortiguados</u> $\pm 10\%$ del tiempo desde el 90% del desplazamiento inicial (A_d) hasta el primer cruce por cero y $\pm 10(n+1)\%$ del período subsiguiente. $\pm 10\%$ de la amplitud del primer desplazamiento excesivo (<i>overshoot</i>) aplicada a todos los desplazamiento excesivos (<i>overshoots</i>) mayores del 5% del desplazamiento inicial (A_d). ± 1 del desplazamiento excesivo (<i>overshoot</i>) (el primer <i>overshoot</i> significativo debe coincidir) <u>Para sistemas sobreamortiguados</u> $\pm 10\%$ del tiempo desde el 90% del desplazamiento inicial (A_d) hasta el 10% del desplazamiento inicial ($0,1A_d$)	Despegue, crucero y aterrizaje	Los datos deben aplicarse a desplazamientos normales del mando en ambas direcciones (Aproximadamente del 25% al 50% del recorrido total, o aproximadamente entre el 25% al 50% de la deflexión del control de cabeceo disponible para condiciones de vuelo limitadas por la envolvente de carga de maniobra). Las tolerancias se aplican a los valores absolutos de cada periodo (considerados independientemente) $n =$ El período secuencial de una oscilación completa. Ver párrafo 2.4.1		x	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(2) Control de Inclinación (Roll Control)	<u>Para sistemas subamortiguados</u> $\pm 10\%$ del tiempo desde el 90% del desplazamiento inicial (A_d) hasta el primer cruce por cero y $\pm 10(n+1) \%$ del período subsiguiente. $\pm 10\%$ de la amplitud del primer desplazamiento excesivo (<i>overshoot</i>) aplicada a todos los desplazamientos excesivos (<i>overshoots</i>) mayores del 5% del desplazamiento inicial (A_d). ± 1 del desplazamiento excesivo (<i>overshoot</i>) (el primer <i>overshoot</i> significativo debe coincidir) <u>Para sistemas sobreamortiguados</u> $\pm 10\%$ del tiempo desde el 90% del desplazamiento inicial (A_d) hasta el 10% del desplazamiento inicial ($0,1A_d$)	Despegue, crucero y aterrizaje	Los datos deberán referirse a desplazamientos normales del mando en ambas direcciones (aproximadamente del 25% al 50% del recorrido total, o aproximadamente entre el 25% al 50% de la deflexión del control de alabeo disponible para condiciones de vuelo limitadas por la envolvente de carga de maniobra). Ver párrafo 2.4.1		x	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(3) Control de Guiñada (<i>Yaw Control</i>)	<u>Para sistemas subamortiguados</u> $\pm 10\%$ del tiempo desde el 90% del desplazamiento inicial (A_d) hasta el primer cruce por cero y $\pm 10(n+1)\%$ del período subsiguiente. $\pm 10\%$ de la amplitud del primer desplazamiento excesivo (<i>overshoot</i>) aplicada a todos los desplazamiento excesivos (<i>overshoots</i>) mayores del 5% del desplazamiento inicial (A_d). ± 1 del desplazamiento excesivo (<i>overshoot</i>) (el primer <i>overshoot</i> significativo debería coincidir) <u>Para sistemas sobreamortiguados</u> $\pm 10\%$ del tiempo desde el 90% del desplazamiento inicial (A_d) hasta el 10% del desplazamiento inicial ($0,1A_d$)	Despegue, crucero y aterrizaje	Los datos deben referirse a desplazamientos normales del mando en ambas direcciones (aproximadamente del 25% al 50% del recorrido total) Ver párrafo 2.4.1		x	X X	x X
(4) Demandas Pequeñas de Control-Cabeceo (<i>Small Control Inputs – pitch</i>)	$\pm 0,15$ grados/sg régimen de cabeceo $\pm 20\%$ del pico de régimen de cabeceo aplicado durante la variación en función de tiempo	Aproximación o aterrizaje	Pequeñas demandas son correcciones menores y típicas realizadas mientras se está establecido en una aproximación ILS (aproximadamente de 0,5 a 2 grados/sg de régimen de cabeceo). Las pruebas se realizarán en ambos sentidos. Los resultados representarán datos desde 5 sg antes hasta, al menos, 5 sg después de la actuación sobre el mando. CA: Pruebas en estados de control normal y no normal.		x	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(5) Demandas Pequeñas de Control -Inclinación (Small Control Inputs – roll)	$\pm 0,15$ grados/sg régimen de inclinación o $\pm 20\%$ del pico de régimen de inclinación aplicado durante la prueba	Aproximación o aterrizaje	Pequeñas actuaciones son correcciones menores y típicas realizadas mientras se está establecido en una aproximación ILS (aproximadamente de 0,5 a 2 grados/sg de régimen de inclinación). Los ensayos se realizarán en un sentido. Para aviones que presenten un comportamiento no simétrico, se ensayará en ambos sentidos Los resultados representaran datos desde 5 sg antes hasta, al menos, 5 sg después de la actuación sobre el mando. CA: Pruebas en estados de control normal y no normal.		x	X X	x X
(6) Demandas Pequeñas de Control - Guiñada (Small Control Inputs – yaw)	$\pm 0,15$ grados/sg régimen de guiñada $\pm 20\%$ del pico de régimen de guiñada aplicado durante la prueba	Aproximación o aterrizaje	Pequeñas actuaciones son correcciones menores y típicas realizadas mientras se esta establecido en una aproximación ILS (aproximadamente de 0,5 a 2 grados/sg de régimen de guiñada). Los ensayos se realizarán en un sentido. Para aviones que presenten un comportamiento no simétrico, se ensayará en ambos sentidos Los resultados representaran datos desde 5 sg antes hasta, al menos, 5 sg después de la actuación sobre el mando. CA: Pruebas en estados de control normal y no normal.		x	X X	x X
c.- CONTROL LONGITUDINAL			La potencia seleccionada debe ser la requerida para vuelo nivelado, a menos que se especifique otra cosa				
(1) Dinámica por cambios de potencia (Power Change Dynamics)	± 3 kts velocidad $\pm 30\text{m}$ (100 pies) altitud $\pm 1,5$ grados ó $\pm 20\%$ ángulo cabeceo	Aproximación	Cambio de potencia desde el empuje para aproximación máximo continuo o potencia de ida al aire (Go-Around). La variación en función del tiempo de la respuesta libre no-controlada para un incremento de tiempos iguales a al menos, a 5 sg antes del inicio del cambio de potencia hasta que se complete el cambio de potencia más 15 sg. CA: Prueba en estados de control normales y no-normales	✓	X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(2) Dinámica por cambios de flaps (Flap Change Dynamics)	± 3 kts velocidad ± 30 m (100 pies) altitud $\pm 1,5$ grados ó $\pm 20\%$ ángulo cabeceo	Despegue a través de la de flaps, y aproximación para aterrizaje	La variación en función del tiempo de la respuesta libre no-controlada para un incremento de tiempos igual a, al menos, a 5 sg antes del inicio del cambio de reconfiguración hasta que se complete el cambio de reconfiguración más 15 sg. CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x
(3) Dinámica por cambios en spoilers / aerofrenos (Spoiler/Speedbrake Change Dynamics)	± 3 kts velocidad ± 30 m (100 pies) altitud $\pm 1,5$ grados ó $\pm 20\%$ ángulo cabeceo	Crucero	La variación en función del tiempo de la respuesta libre no-controlada para un incremento de tiempos iguales, al menos, a 5 sg antes del inicio del cambio de reconfiguración hasta que se complete el cambio de reconfiguración más 15 sg. Se requieren resultados tanto para extensión como para retracción. CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x
(4) Dinámica por cambios en el tren de aterrizaje (Gear Change Dynamics)	± 3 kts velocidad ± 30 m (100 pies) altitud $\pm 1,5$ grados ó $\pm 20\%$ ángulo cabeceo	Despegue (retracción) y aproximación (extensión)	La variación en función del tiempo de la respuesta libre no-controlada para un incremento de tiempos iguales, al menos, a 5 sg antes del inicio del cambio de configuración hasta que se complete el cambio de reconfiguración + 15 sg. CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x
(5) Compensación longitudinal (Longitudinal Trim)	$\pm 1^\circ$ elevador $\pm 0.5^\circ$ estabilizador $\pm 1^\circ$ de ángulo de cabeceo $\pm 5\%$ de empuje neto ó equivalente	Crucero, aproximación y aterrizaje	Compensación para vuelo estabilizado, alas niveladas con potencia para vuelo nivelado. Puede tratarse de una serie de tomas instantáneas CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x
(6) Estabilidad en maniobras longitudinales (fuerza sobre la palanca/g). (Longitudinal Manoeuvring Stability (Stick Force/g))	$\pm 2,2$ daN (5 libras) ó $\pm 10\%$ fuerza sobre el mando de cabeceo. <u>Método alternativo</u> ± 1 grado o $\pm 10\%$ de cambio en el elevador.	Crucero, aproximación y aterrizaje	Puede tratarse de una serie de pruebas instantáneas o una serie temporal continua. Se probará hasta aproximadamente 30 grados de inclinación en las configuraciones de aproximación y aterrizaje, y hasta aproximadamente 45 grados de inclinación en crucero. La tolerancia de la fuerza no es aplicable si las fuerzas son generadas exclusivamente por el uso del mando del avión en el simulador de vuelo. Se aplicaran métodos alternativos para aviones que no presenten características fuerza sobre palanca/g. CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(7) Estabilidad estática longitudinal (Longitudinal Static Stability)	± 2,2 daN (5 libras) ó ±10% fuerza sobre el mando de cabeceo. <u>Método alternativo</u> ± 1 grado o ± 10% de cambio en el elevador.	Aproximación	Datos por lo menos para dos velocidades por encima y dos por debajo de la velocidad de compensación. Puede ser una serie de tomas instantáneas La tolerancia de la fuerza no es aplicable si las fuerzas son generadas exclusivamente por el uso del mando del avión en el simulador de vuelo. Se aplicarán métodos alternativos para aviones que no presenten características de velocidad estabilizada. CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x
(8) Características de la pérdida (Stall Characteristics)	± 3 Kts velocidad de sacudida (<i>buffet</i>) inicial, velocidad de aviso de entrada en pérdida, y velocidad de pérdida. Para aviones con sistema de control de vuelo reversible: ± 10% o 2.2 daN (5 lb) de fuerza en la columna (solamente antes del punto g-break).	2° segmento de ascenso y aproximación o aterrizaje	Entrada en pérdida con alas a nivel (1 g), y con potencia al mínimo o muy próximo a él. Debe incluirse la evaluación con el tiempo de los datos incluyendo la pérdida completa y el inicio de la recuperación. Debe registrarse la señal de aviso de entrada en pérdida, y debe ocurrir en la relación adecuada con la pérdida. Deben demostrar esta característica los simuladores de vuelo de aquellos aviones que presenten un cambio repentino de actitud de cabeceo, o "g-break". CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x
(9) Dinámica del fugoide (Phugoid Dynamics)	±10% periodo. ±10% del tiempo hasta ½ ó doble amplitud ó ±0.02 de la relación de amortiguamiento	Crucero	El ensayo deberá incluir 3 ciclos completos o los necesarios para determinar el tiempo hasta ½ o el doble amplitud, lo que sea menor. CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x
(10) Dinámica de periodo corto (Short Period Dynamics)	±1,5° de cabeceo ó ±2°/seg. de régimen de cabeceo. ±0,1g de aceleración normal	Crucero	CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
d.- DIRECCIONALIDAD LATERAL			La potencia seleccionada deber ser la requerida para vuelo nivelado, a menos que se especifique otra cosa..				
(1) Velocidad Mínima de Control en vuelo (V_{MCA} o V_{MCL}), de acuerdo a los estándares de aeronavegabilidad aplicables, o Características de maniobrabilidad en vuelo a baja velocidad, con un motor inoperativo. <i>(Minimum Control Speed, Air (VMCA or VMCL), per Applicable Airworthiness Standard – or – Low Speed Engine Inoperative Handling Characteristics in the Air)</i>	± 3 kts velocidad.	Despegue ó Aterrizaje (lo que sea más crítico para el avión)	La velocidad mínima puede definirse como un límite de performance o de mando que impide la demostración de V_{MCA} ó V_{MCL} en la forma habitual. Debe ajustarse empuje de despegue en el(los) motor(es) operativo(s) Puede utilizase datos de la evaluación con el tiempo o una toma instantánea. CA: Prueba en estados de control normales y no-normales	C T & M	x X	X X	x X
(2) Respuesta de inclinación (régimen) <i>(Roll Response (Rate))</i>	$\pm 10\%$ ó $\pm 2^\circ/\text{sg}$ de régimen de inclinación Para aviones con sistemas de control reversibles: $\pm 10\%$ o 1.3 daN (3 lb) fuerza en el mando de alabeo	Crucero y aproximación o aterrizaje	Pruebas con desplazamiento normal del volante de mando de alabeo (aproximadamente el 30% del giro máximo del volante de mando). Puede combinarse con el ensayo (2d3) "demandas escalonadas en el controlador de cabina de inclinación"	X	X X	X X	x X
(3) Demandas escalonadas en el controlador de cabina de inclinación <i>(Step Input of Cockpit Roll Controller)</i>	$\pm 10\%$ ó $\pm 2^\circ$ de ángulo de inclinación	Aproximación o aterrizaje	Con alas niveladas, aplicar una demanda puntual de aproximadamente 1/3 del recorrido completo del volante. Aproximadamente entre 20 y 30 grados de inclinación, bruscamente, volver el volante a posición neutra y esperar al menos 10 segundos para ver la respuesta libre del avión. Puede combinarse con la prueba (2d2) CA: Prueba en estado de control normal y no-normal	X	X X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(4) Estabilidad espiral (<i>Spiral Stability</i>)	Tendencia Correcta y $\pm 2^\circ$ ó $\pm 10\%$ de ángulo de inclinación en 20 segundos Si se utiliza una prueba alternativa; Tendencia correcta y $\pm 2^\circ$ de alerón	Crucero y aproximación o aterrizaje	Pueden utilizarse datos promedios del avión a partir de pruebas múltiples. Ensayos en ambas sentidos. Como prueba alternativa, demostrar el control lateral requerido para realizar un giro estabilizado con un ángulo de inclinación de aproximadamente 30° CA: Pruebas en estados de control no-normales.	X	X	X	x
(5) Compensación con un motor inoperativo. (<i>Engine Inoperative Trim</i>)	$\pm 1^\circ$ de ángulo del timón de dirección ó $\pm 1^\circ$ de ángulo de la aleta de compensación (<i>tab</i>) o pedal equivalente. $\pm 2^\circ$ de ángulo de deslizamiento	Ascenso en el Segundo segmento y aproximación o aterrizaje	La prueba debe ser realizada de una manera similar a la que los pilotos son entrenados para compensar una condición de fallo de motor. La ascenso en el 2do. Segmento debe realizarse a potencia de despegue. Los ensayos en aproximación o aterrizaje deben hacerse al empuje necesario para vuelo nivelado. Pueden ser pruebas instantáneas	X	X	X	x
(6) Respuesta del timón de dirección. (<i>Rudder Response</i>)	$\pm 2^\circ/\text{seg}$ ó $\pm 10\%$ de régimen de guiñada.	Aproximación o aterrizaje	Pruebas con aumento de estabilidad encendido y apagado. Realizar la prueba con una actuación escalonada de aproximadamente el 25% del desplazamiento total de los pedales. CA: Pruebas en estados de control normales y no-normales	X	X	X	x
(7) Riso Holandés (amortiguador de guiñada OFF) (<i>Dutch Roll (Yaw Damper OFF)</i>)	$\pm 0,5 \text{ seg.}$, o $\pm 10\%$ del período, $\pm 10\%$ del tiempo hasta $\frac{1}{2}$ ó doble amplitud ó $\pm 0,02$ del régimen de amortiguamiento $\pm 20\%$ ó $\pm 1 \text{ seg.}$ de diferencia de tiempo entre los valores máximos del ángulo de inclinación y deslizamiento.	Crucero y aproximación ó aterrizaje	Pruebas para al menos 6 ciclos SIN aumento de estabilidad CA: Pruebas en estado de control normal.	X	X	X	x

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(8) Deslizamiento Lateral Estabilizado. (Steady State Sideslip)	Para una posición dada del timón de dirección: $\pm 2^\circ$ de inclinación, $\pm 1^\circ$ de ángulo de deslizamiento, $\pm 10\%$ ó $\pm 2^\circ$ de alerón, $\pm 10\%$ ó $\pm 5^\circ$ de deflectores (spoilers) ó de posición equivalente del controlador de inclinación ó fuerza. Aviones con sistema de mandos de vuelo reversibles: $\pm 10\%$ ó $\pm 1,3$ daN (3 libras) fuerza en el volante $\pm 10\%$ ó $\pm 2,2$ daN (5 libras) fuerza en pedales del timón de dirección	Aproximación ó aterrizaje	Puede tratarse de una serie de tomas instantáneas utilizando por lo menos dos posiciones del timón de dirección (en cada sentido para aviones con motor de hélice), uno de las cuales debe ser próxima al máximo recorrido del timón de dirección.	X	X	X	X
e. ATERRIZAJES							
(1) Aterrizaje Normal (Normal Landing)	± 3 Kts velocidad $\pm 1,5^\circ$ ángulo cabeceo $\pm 1,5^\circ$ AOA ± 3 m (10 pies) ó $\pm 10\%$ altura Para aviones con sistemas de control reversibles: $\pm 10\%$ o ± 2.2 daN (5 lb) de fuerza en la columna	Aterrizaje	Pruebas desde una altura mínima sobre el terreno (AGL) de 61 m (200 pies) hasta que el tren delantero contacta con la pista. Deben presentarse dos pruebas, incluyendo dos aterrizajes normales con flaps (si es aplicable) uno de los cuales debe estar próximo al peso máximo certificado de aterrizaje, y el otro con un peso de aterrizaje ligero o medio. CA: Prueba en estado de control normales y no-normales	C T & M	x X	X X	x X
(2) Aterrizaje con flap mínimo (Minimum Flap Landing)	± 3 kts velocidad $\pm 1,5^\circ$ ángulo cabeceo $\pm 1,5^\circ$ AOA, ± 3 m (10 pies) ó $\pm 10\%$ altura Para aviones con sistemas de control reversibles: $\pm 10\%$ o ± 2.2 daN (5 lb) de fuerza en la columna	Configuración de aterrizaje con mínimo flap certificada.	Ensayos desde una altura AGL mínima de 61 m (200 pies) hasta que el tren delantero contacta con la pista. Realizar la prueba con un peso al aterrizaje cercano al valor máximo.		x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(3) Aterrizaje con viento cruzado (Crosswind Landing)	± 3 kts velocidad, $\pm 1,5^\circ$ ángulo de cabeceo, $\pm 1,5^\circ$ AOA, ± 3 m (10 pies) ó $\pm 10\%$ altura $\pm 2^\circ$ de inclinación $\pm 2^\circ$ ángulo de deslizamiento $\pm 3^\circ$ ángulo de rumbo Para aviones con sistemas de control reversibles: $\pm 10\%$ o ± 2.2 daN (5 lb) de fuerza en la columna $\pm 10\%$ o ± 1.3 daN (3 lb) de fuerza en el volante $\pm 10\%$ o ± 2.2 daN (5 lb) de fuerza en los pedales del timón de dirección	Aterrizaje	Pruebas desde una altura AGL mínima de 61 m (200 pies) hasta que el tren delantero contacta con la pista. Se requieren datos de prueba, incluyendo el perfil del viento, para una componente de viento cruzado de, al menos, el 60% del valor del AFM medido a 10 m (33 pies) por encima de la pista.		x X	X X	x X
(4) Aterrizaje con un motor inoperativo. (One Engine Inoperative Landing)	± 3 kts velocidad, $\pm 1,5^\circ$ ángulo de cabeceo, $\pm 1,5^\circ$ AOA, ± 3 m (10 pies) ó $\pm 10\%$ altura $\pm 2^\circ$ ángulo de inclinación $\pm 2^\circ$ ángulo de deslizamiento $\pm 3^\circ$ ángulo de rumbo	Aterrizaje	Pruebas desde una altura AGL mínima de 61 m (200 pies) hasta un 50% de disminución en la velocidad de toque del tren de aterrizaje.		x X	X X	x X
(5) Aterrizaje con piloto automático (si aplicable) (Autopilot Landing (if applicable)).	$\pm 1,5$ m (5 pies) altura de nivelada (flare). $\pm 0,5$ seg. o $\pm 10T_r$ $\pm 0,7$ m/seg (140 pies/min) R/D en la zona de contacto. ± 3 m (10 pies) de desviación lateral durante el rodaje por la pista (rollout)	Aterrizaje	Si el piloto automático proporciona la guía para el aterrizaje en la pista (rollout), registrar la desviación lateral desde el punto de contacto hasta el 50% de disminución en la velocidad de toque del tren principal. Debe registrarse el tiempo en el que se activa el modo FLARE del piloto automático y el tiempo en el que el tren principal contacta con la pista. Esta prueba <u>no</u> sustituye a las pruebas requeridas sobre el efecto suelo. $T_r =$ Duración de la nivelada (flare).		x X	X X	x X
(6) Ida al aire automático con todos los motores (All engine autopilot Go Around)	± 3 kts velocidad, $\pm 1,5^\circ$ ángulo de cabeceo, $\pm 1,5^\circ$ AOA	Según lo establecido en el AFM	La demostración de ida al aire (go-around) automático con todos los motores debe realizarse (si aplica) con un peso de aterrizaje medio. CA: Prueba en estados de control normales y no-normales		x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(7) Ida al aire con un motor inoperativo (One-Engine-inoperative Go-around)	± 3 kts velocidad, $\pm 1,5^\circ$ ángulo de cabeceo, $\pm 1,5^\circ$ AOA $\pm 2^\circ$ ángulo inclinación $\pm 2^\circ$ ángulo de deslizamiento	Según lo establecido en el AFM	Se requiere la realización de la ida al aire (go-around) con motor inoperativo, con un peso próximo al máximo certificado de aterrizaje con el (los) motor (es) crítico (s) inoperativos. Realizar prueba con piloto automático y otra sin piloto automático CA: La prueba sin piloto automático debe realizarse en estado de control no-normal.		x X	X X	x X
(8) Mando direccional (efectividad del timón de dirección) con empuje de reversa simétrico. (Directional Control (Rudder Effectiveness) with Reverse Thrust symmetric))	± 5 kts velocidad $\pm 2^\circ$ /seg. de régimen de guiñada	Aterrizaje	Aplicar una demanda de pedal del timón de dirección en ambos sentidos utilizando empuje de reversa total hasta que se alcance la velocidad operativa mínima con empuje de reversa total		x X	X X	x X
(9) Control direccional (efectividad del timón de dirección) con empuje de reversa asimétrico (Directional Control (Rudder Effectiveness) with Reverse Thrust asymmetric))	± 5 kts velocidad $\pm 3^\circ$ ángulo de rumbo	Aterrizaje	Aplicar empuje de reversa total en el(los) motor(es) operativo(s), manteniendo el rumbo con demanda a los pedales hasta que se alcance la máxima deflexión de los pedales o la mínima velocidad operativa con empuje de reversa		x X	X X	x X
f. EFECTO SUELO (1) Prueba para demostrar el efecto suelo (A Test to demonstrate Ground Effect)	$\pm 1^\circ$ elevador $\pm 0.5^\circ$ ángulo del estabilizador $\pm 5\%$ de empuje neto o equivalente $\pm 1^\circ$ AOA $\pm 1,5$ m (5 pies) ó $\pm 10\%$ de altura. ± 3 kts velocidad $\pm 1^\circ$ ángulo cabeceo	Aterrizaje	Ver apartado 2.4.2 Deberá proporcionarse una explicación razonada que justifique los resultados. CA: Prueba en estados de control normales y no-normales		x X	X X	x X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
g. CIZALLADURA (1) Cuatro ensayos, dos para despegue y dos para aterrizaje, uno de los cuales será realizado en aire en calma y el otro con cizalladura activa para demostrar los modelos de cizalladura <i>(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)</i>	Ninguna	Despegue y aterrizaje	Se requieren modelos de cizalladura que permitan la formación de pilotos en relación a habilidades específicamente requeridas para el reconocimiento de la presencia del fenómeno de la cizalladura y para la ejecución de las maniobras de recuperación. Los modelos de cizalladura deberán ser representativos de vientos encontrados en accidentes o incidentes, pero pueden introducirse simplificaciones que aseguren la repetitividad de encuentros. Por ejemplo, los modelos pueden consistir en vientos variables independientes con componentes múltiples simultáneas. Debería disponerse de modelos de viento para las siguientes fases críticas del vuelo: (1) Antes de la rotación de despegue (2) En el despegue (lift-off) (3) Durante el ascenso inicial (4) Corta de aproximación final. Pueden aplicarse los modelos de viento de la FAA Wind Shear Training Aid, de la Royal Aerospace Establishment (RAE), de la Joint Aerodrome Weather Studies Project (JAWS), o de otras fuentes reconocidas, y deben estar apoyados y con referencias adecuadas en la QTG. También pueden utilizarse modelos de viento de otras fuentes alternativas, si están soportados por datos relativos al avión y tales datos están adecuadamente apoyados y referenciados en la QTG. El uso de datos alternativos debe coordinarse con la Autoridad antes de enviar la QTG para aprobación			X X	x X
h. ENVOLVENTE DE VUELO Y MANIOBRAS. FUNCIONES DE PROTECCIÓN			Este apartado es únicamente aplicable a aviones controlados por computador. Se requiere los resultados de variaciones en función del tiempo para la respuesta del simulador a entradas en los mandos durante la entrada a los límites de protección de la envolvente (p.e. con estados de control normales y degradados si la función es diferente). Establecer el empuje requerido para alcanzar la envolvente de protección				

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(1) Sobrevelocidad. <i>(Overspeed)</i>	± 5 kts velocidad	Crucero.		X	X	X	X
(2) Velocidad Mínima <i>(Minimum Speed)</i>	± 3 Kts velocidad	Despegue, crucero y aproximación o aterrizaje.		X	X	X	X
(3) Factor de carga. <i>(Load Factor)</i>	$\pm 0,1$ g	Despegue y crucero.		X	X	X	X
(4) Ángulo de Cabeceo. Pitch Angle.	$\pm 1,5^\circ$ ángulo de cabeceo	Crucero y aproximación		X	X	X	X
(5) Ángulo de inclinación <i>(Bank Angle)</i>	$\pm 1,5^\circ$ ángulo de inclinación	Aproximación		X	X	X	X
(6) Ángulo de Ataque <i>(Angle of Attack)</i>	$\pm 1,5^\circ$ AOA	Segundo segmento de ascenso y aproximación ó aterrizaje.		X	X	X	X
(3) SISTEMA DE MOVIMIENTO							
(a) RESPUESTA DE FRECUENCIA <i>(FREQUENCY RESPONSE)</i>	Según lo especificado por el solicitante de la calificación del simulador de vuelo	No aplicable	Pruebas apropiadas para demostrar la respuesta de frecuencia requerida. Ver también CA-STD 1A.030(MAC) párrafo 2.4.3.2	X	X	X	X
(b) EQUILIBRIO DE MONTANTES <i>(LEG BALANCE)</i>	Según lo especificado por el solicitante de la calificación del simulador de vuelo	No aplicable	Pruebas apropiadas para demostrar el equilibrio de los montantes. Ver también CA-STD 1A.030(MAC) párrafo 2.4.3.2	X	X	X	X
(c) VERIFICACION DE TIEMPO EN TIERRA Y REINICIO DE OPERACIÓN <i>(TURN-AROUND CHECKS)</i>	Según lo especificado por el solicitante de la calificación del simulador de vuelo	No aplicable	Pruebas apropiadas para demostrar la realización sin problemas de la operación	X	X	X	X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(d) EFECTOS DEL MOVIMIENTO (<i>MOTION EFFECTS</i>)			Referirse a la CA-STD 1A.030(MAC) 3.3(n), pruebas subjetivas				
(e) Repetitividad del sistema de movimiento (<i>Motion System Repeatability</i>)	$\pm 0.05g$ aceleración lineal de la plataforma real	Ninguna	Asegurarse de que el hardware y software del sistema de movimiento (en una situación normal de operación del simulador) continua trabajando tal y como fue calificado inicialmente. Con esta información realmente pueden ser identificados cambios en el rendimiento (performance)s con respecto al sistema "base" original. Ver también CA-STD 1A.030(MAC) párrafo 2.4.3.4			X	X
(f) Representación de el rendimiento (performance) del sistema de movimiento (<i>Motion cueing performance signature</i>)	Ninguna	Tierra y vuelo	Para un juego dado de maniobras críticas de simulación de vuelo, registrar las variables del sistema de movimiento más significativas. Estas pruebas deben realizarse con el modulo de sacudida (<i>buffet</i>) desconectado. Ver también CA-STD 1A.030(MAC) párrafo 2.4.3.3	X	X	X	X
(g) VIBRACIONES CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA DE MOVIMIENTO	Ninguna	En tierra y en vuelo	Los registros de las pruebas de vibraciones características deben permitir la comparación de la amplitud relativa con la frecuencia. En pruebas relacionadas a perturbaciones atmosféricas, son aceptables las pruebas sobre modelos genéricos de perturbaciones, aproximadas a los datos de pruebas en vuelo. Básicamente los resultados del simulador de vuelo deben tener la apariencia y tendencia de los datos del avión, con al menos algunos de los picos (<i>spikes</i>) de frecuencias presentes dentro de 1 o 2 Hz de los datos del avión. Ver también CA-STD 1A.030(MAC) párrafo 2.4.3.5				✓
Se requieren las siguientes pruebas con registro de resultados y SOC para las vibraciones características del sistema de movimiento, que pueden ser sentidas en la cabina de vuelo, cuando son aplicables al tipo de avión:							

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(1) Efecto de empuje con frenos puestos (<i>Thrust effects with brakes set</i>)	No aplica	Tierra	La prueba debe realizarse con el máximo empuje posible con frenos aplicados				X
(2) Vibración por tren extendido (<i>landing gear extended buffet</i>)	No aplicable	Vuelo	La condición de la prueba debe ser a una velocidad de operación normal y no la velocidad límite del tren				X
(3) Vibración por flaps extendidos (<i>flaps extended buffet</i>)	No aplica	Vuelo	La condición de la prueba debe ser a una velocidad de operación normal y no a la velocidad límite del flap				X
(4) Vibración por freno aerodinámico extendido (<i>speedbrake deployed buffet</i>)	No aplica	Vuelo					X
(5) Vibración por aproximación a la pérdida (<i>approach-to-stall buffet</i>)	No aplica	Vuelo	La condición de la prueba debe ser la de aproximación a la pérdida. No se requieren las características posteriores a la pérdida.				X
(6) Vibración por alta velocidad o Mach (<i>high speed or Mach buffet</i>)	No aplica	Vuelo	La condición de la prueba debe ser vibración por maniobra de alta velocidad / <i>wind-up-turn</i> , o vibración por Mach				X
(7) Vibraciones en vuelo (<i>In-flight vibrations</i>)	No aplica	Vuelo (configuración limpia)	Las pruebas deben realizarse para representar las vibraciones en vuelo para aviones de con motor de hélice				X
4. SISTEMA VISUAL							
(a) TIEMPO DE RESPUESTA DEL SISTEMA							
(1) Retardo de transporte, (<i>Transport Delay</i>), O	150 milisegundos ó menos luego de movimiento del controlador. 300 milisegundos ó menos luego de movimiento del controlador.	Cabeceo, alabeo y guiñada	Se requiere una prueba para cada eje (cabeceo, alabeo y guiñada) Ver Apéndice 5 al CA STD 1A.030	X	X	X	X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(2) Latencia (<i>Latency</i>)	150 milisegundos ó menos luego de la respuesta del avión. 300 milisegundos ó menos luego de la respuesta del avión.	Despegue, crucero y aproximación ó aterrizaje	Se requiere una prueba para cada eje (cabeceo, alabeo y guiñada) para cada una de las 3 condiciones, comparadas con datos del avión para entradas similares. La escena visual o patrón de prueba utilizado durante la prueba de respuesta debe ser representativo de las capacidades requeridas del sistema para cumplir con la capacidad visual aplicable: diurna, crepúsculo (anocheecer, amanecer) y nocturna. Las respuestas de las pruebas deben ser confirmadas en situaciones de día, crepúsculo y noche, según corresponda	X	X	X	X
(b) PRUEBAS A LOS SISTEMAS DE PRESENTACIÓN EN PANTALLA							
(1)							
(a) Alineación continua del campo visual a través de la cabina de vuelo. (<i>Continuous collimated cross-cockpit visual field of view</i>)	Campo visual continuo, colimado, a través de la cabina de vuelo que proporcione a cada piloto, como mínimo, un campo visual de 180 grados en horizontal y 40 grados en vertical FOV horizontal: No menor de un total del 176 grados medidos (incluyendo no menos de ± 88 grados medidos a cada lado del centro del punto de diseño del ojo FOV vertical: No menor de un total de 36 grados medidos desde punto de diseño del ojo del piloto y copiloto	No aplica	El campo de visión (FOV) debe ser medido utilizando un patrón de prueba visual que cubra completamente la escena visual (todos los canales), consistiendo en una matriz de cuadros blancos y negros de 5 grados. El alineamiento instalado debe ser confirmado por una declaración de cumplimiento			X	X
(b) Alineación continua del campo visual (<i>Continuous collimated visual field of view</i>)	Campo visual, continuo, colimado, que proporcione a cada piloto, como mínimo, un campo de visión de 45 grados en horizontal y 30 grados en vertical	No aplica	Un campo de visión de 30 grados puede ser insuficiente para cumplir los requisitos establecidos en CA-STD 1A.030(MAC), Tabla 2.3, apartado 4.c "tramo visible en tierra)	X	X		

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(2) Geometría del sistema (<i>System geometry</i>)	5 grados angulares uniformemente espaciados dentro de ± 1 grado medido desde el punto de diseño de los ojos de ambos pilotos, y dentro de 1.5 grados para cuadrículas adyacentes	No aplicable	La geometría del sistema debe ser medida utilizando un patrón de ensayo visual que cubra completamente la escena visual (todos los canales), consistiendo en una matriz de cuadros blancos y negros de 5 grados, con puntos luminosos en las intersecciones. El operador debe demostrar que el espaciado angular de cualquier cuadrícula de 5 grados elegida, y el espaciado relativo de cuadrículas adyacentes, están dentro de las tolerancias establecidas. El objetivo de esta prueba es demostrar la alineación local de la imagen presentada en el punto de diseño del ojo de ambos pilotos.	X	X	X	X
(3) Relación de contraste de la superficie (<i>Surface Contrast Ratio</i>)	No menor de 5:1	No aplicable	La relación de contraste de la superficie debe ser medida utilizando un patrón de prueba con entramado que cubra toda la escena (todos los canales). El patrón de prueba debe consistir en una matriz de cuadros blancos y negros , 5 por cuadro, con un cuadro blanco en el centro de cada canal. La medida debe realizarse en el cuadrado del centro de brillo para cada canal, utilizando un fotómetro puntual de 1 grado. Este valor debería ser como mínimo de 7 cd/m ² (2 pie-lambert). Se miden todos los cuadros adyacentes oscuros. La relación de contraste es el valor del cuadrado con brillo dividido por el valor del cuadro oscuro. Nota. Durante la prueba de relación de contraste, los niveles de luz ambiental en el puesto de pilotaje y en la zona posterior de la cabina de vuelo deben ser cero			X	X
(4) Brillo con luz intensa (<i>Highlight Brightness</i>)	No menor de 20 cd/m ² (6 pies-lambert) en la pantalla	No aplicable	El brillo de luz intensa debe ser medido manteniendo el patrón de prueba completo descrito en 4.b 3) anterior, se superpone una luz intensa en el cuadrado blanco del centro de cada canal y se mide el brillo mediante el fotómetro puntual de 1 grado. No son aceptables puntos luminosos. Es aceptable utilizar las capacidades caligráficas para mejorar el brillo del entramado.			X	X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(5) Resolución Vernier (<i>Vernier Resolution</i>)	No mayor de 2 minutos de arco	No aplicable	La resolución de Vernier debe ser demostrada mediante una prueba de objetos presentados para ocupar el ángulo visual requerido en cada representación visual utilizada en una escena desde el punto de diseño del ojo del piloto. El ojo subtenderá 2 minutos de arco ($\text{arc tan } (4/6876) \times 60$) cuando se posicione en una senda de descenso de 3 grados, 6876 pies de alcance inclinado desde el centro del umbral, ubicado en una pista de color negro cuya superficie esta pintada con barras de umbral blancas de 16 pies de ancho con una separación entre ellas de 4 pies. Todo esto debería ser confirmado mediante cálculos en una de Declaración de Cumplimiento			X	X
(6) Tamaño de los puntos luminosos (<i>lightpoint size</i>)	No mayores de 5 minutos de arco	No aplicable	El tamaño de los puntos luminosos debe ser medido utilizando un patrón de prueba consistente en una sola hilera de puntos luminosos reducida en longitud hasta que se distinga apenas la modulación en cada canal visual. Una hilera de 48 luces formará un ángulo de 4 grados o menos.			X	X
(7) Relación de contraste de punto luminoso (<i>Lightpoint Contrast Ratio</i>)	No inferior a 10:1 No inferior a 25:1	No aplica	La relación de contraste de punto luminoso debe demostrarse utilizando un patrón de prueba que muestre un área de 1 grado llena de puntos luminosos (p.e. modulación de los puntos luminosos apenas discernible), y debe ser comparada con el fondo adyacente. Nota. Durante la prueba de relación de contraste de punto luminoso, los niveles de luz ambiental en el puesto de pilotaje y en la zona posterior de la cabina de vuelo deben ser cero	X	X		
(c) TRAMO VISUAL EN TIERRA						X	X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
Tramo visual en tierra (VGS) (Visual Ground Segment)	Extremo más cercano del VGS: Las luces computadas para ser visibles, deben ser visibles en el simulador de vuelo. Extremo más lejano del VGS: ± 20% del VSG computado.	Avión compensado en configuración de aterrizaje, a una altura de 30 m (100 ft) por encima de la zona de contacto siguiendo la senda de planeo para un RVR fijado en 300 m (1000 pies) o 350 m(1200 pies)	Tramo visual en tierra. Esta prueba está diseñada para evaluar elementos que impactan en la precisión de la escena visual presentada al piloto en la DH en una aproximación ILS. Estos elementos incluyen: 1) RVR 2) Precisión de la modelización del localizador y la senda de descenso (G/S) (localización e inclinación) 3) Para un peso dado, la configuración y velocidad representativa de un punto dentro de la envolvente operacional del avión, para una aproximación y aterrizaje normales Si no se utiliza niebla homogénea, debe describirse la variación vertical de la visibilidad horizontal e incluirse en el cálculo del alcance de visibilidad oblicua utilizada en la computación del VGS.	X	X	X	X
5. SISTEMAS DE SONIDO			Todas las pruebas de esta sección deben ser presentadas utilizando un formato de banda de 1/3 de octava, desde la banda 17 hasta la 42 (50 Hz hasta 16 KHz). Deben tomarse , como mínimo, una media de 20 seg en la parte correspondiente a los datos de avión. Los resultados del avión y simulador de vuelo deben ser producidos usando técnicas de análisis de datos comparables. Ver CA STD 1A.030 apartado 2.4.5				
(a) Avión turboreactor				✓	✓	✓	✓
(1) Listo para arranque de motores (Ready for engine start)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Tierra	Condición normal antes del arranque de motores. APU Encendido (si aplica)				X
(2) Todos los motores a potencia mínima (All engines at idle)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Tierra	Condición normal antes del despegue				X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(3) Todos los motores al empuje máximo disponible, con frenos aplicados (All engines at maximum allowable thrust with brakes set)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Tierra	Condición normal antes del despegue				X
(4) Ascenso (Climb)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Ascenso en ruta	Altitud media				X
(5) Crucero (Cruise)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Crucero	Configuración normal de crucero				X
(6) Freno Aerodinámico/deflectores (si procede) (Speedbrake/spoilers extended –as apropiate)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Crucero	Deflexión de aerofrenos normal y constante para descenso, con velocidad constante y potencia dada				X
(7) Aproximación inicial (Initial approach)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Aproximación	Velocidad constante, tren arriba, flaps/slats requeridos				X
(8) Aproximación final (Final approach)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Aterrizaje	Velocidad constante, tren arriba, FULL flaps				X
(b) Aviones con motor de hélice							
(1) Listo para arranque de motores (Ready for engine start)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Tierra	Condición normal antes del arranque de motores. APU encendido, si aplica				X
(2) Todas hélices en bandera (All propellers feathered)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Tierra	Condición normal antes del despegue				X
(3) Potencia mínima en tierra o equivalente (Ground idle or equivalent)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Tierra	Condición normal antes del despegue				X
(4) Potencia mínima en vuelo o equivalente (Flight idle or equivalent)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Tierra	Condición normal antes del despegue				X
(5) Todos los motores al empuje máximo disponible, con frenos aplicados (All engines at maximum allowable power with brakes set)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Tierra	Condición normal antes del despegue				X

PRUEBA	TOLERANCIA	CONDICIONES DE VUELO	COMENTARIOS	NIVEL			
				a A	b B	c C	d D
(6) Ascenso (Climb)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Ascenso en ruta	Altitud media				X
(7) Crucero (Cruise)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Crucero	Configuración normal de crucero				X
(8) Aproximación inicial (Initial approach)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Aproximación	Velocidad constante, tren arriba, flaps requeridos, RPM de acuerdo a manual de operación				X
(9) Aproximación final (Final approach)	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	Aterrizaje	Velocidad constante, tren abajo, flaps extendidos, RPM de acuerdo a manual de operación				X
(c) Casos Especiales	± 5 dB por 1/3 de octavo de banda	-	Casos especiales identificados como particularmente significativos para el piloto, importantes en entrenamiento, o una característica única para un tipo/modelo de avión.				X
(d) Ruido de fondo del simulador de vuelo (Flight simulator background noise)	Evaluación inicial: No aplicable Evaluación recurrente : ± 3 dB de octavo de banda comparado con la evaluación inicial	-	Los resultados del ruido de fondo, en la evaluación inicial, deben ser incluidos en la QTG y aprobado por la Autoridad. El sonido simulado será evaluado para asegurar que el sonido de fondo no interfiere con el entrenamiento. Referirse a CA STD 1A.030 , apartado 2.4.5.6. Las medidas deben ser hechas con la simulación funcionando, el sonido mudo, y la cabina totalmente silenciosa.				X
(e) Respuesta de frecuencia (Frequency response)	Evaluación inicial: No aplicable Evaluación recurrente: No puede exceder de ± 5 dB en tres bandas consecutivas cuando se compara con la evaluación inicial, y la suma de las diferencias absolutas entre los resultados de las evaluaciones inicial y recurrente no puede exceder de 2 dB.	-	Sólo se requiere si los resultados deben ser utilizados durante las evaluaciones recurrentes de acuerdo con CA STD 1A.030 apartado 2.4.7.5. Los resultados deberán ser conocidos por la Autoridad durante la evaluación inicial.			X	X

2.4 Información para las pruebas de validación

2.4.1 Dinámica de los mandos

2.4.1.1 General

Las características de los sistemas de mando de vuelo del avión influyen de forma importante en las condiciones de maniobrabilidad (*handling*). Un aspecto importante para que un piloto acepte un avión es la “sensación” que le proporcionan los mandos de vuelo. Se ha aplicado un considerable esfuerzo al diseño de los sistemas de “sensaciones” del avión, para que los pilotos se sientan confortables y consideren el avión como deseable para volarlo. A fin de que el simulador de vuelo sea representativo del avión, debe presentar al piloto la misma sensación que la que percibe en el avión que esta siendo simulado. El cumplimiento con este requisito debe determinarse mediante la comparación de los registros de respuestas dinámicas de mando del simulador con las medidas reales del avión en las configuraciones de despegue, crucero y aterrizaje.

- (a) Registros tales como la respuesta libre a una función de impulsos o escalonada son clásicos para estimar las propiedades dinámicas de sistemas electromecánicos. En cualquier caso, las características dinámicas sólo pueden ser estimadas ya que las entradas (inputs) y las respuestas son también estimadas. Por ello es imprescindible que se recopilen la mayor cantidad de datos posibles, ya que es esencial la coincidencia exacta del sistema de carga de mandos del simulador y la de los sistemas del avión. Las pruebas requeridas de condiciones dinámicas a los mandos se indican en la CA STD 1A.030, apartado 2.3-2b(1) a (3), dentro de la tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo.
- (b) Para evaluaciones iniciales y de mejora (*upgrade*), se requiere medir las características dinámicas de los mandos y se requiere registrarlas directamente de los mandos de vuelo. Este procedimiento generalmente es acompañado de la medida de la respuesta libre de los controles utilizando un impulso o escalón (*step*) como entrada para excitar el sistema. El procedimiento debe realizarse en las configuraciones y condiciones de vuelo de despegue, crucero, y aterrizaje.
- (c) Para aviones con sistemas de mando no-reversibles la medida puede ser obtenida en tierra si se proporcionan las señales de entrada adecuadas del sistema pitot estático, que representen las velocidades típicas encontradas en vuelo. De la misma manera puede demostrarse que para algunos aviones, las configuraciones de despegue, crucero y aterrizaje tienen efectos similares. Por lo tanto, una puede representar a las otras. Si alguna, o ambas, de las consideraciones anteriores son de aplicación, debe proporcionarse una validación de ingeniería o una explicación del fabricante del simulador como justificación de los ensayos en tierra o para la eliminación de una configuración. Para simuladores de vuelo que requieren pruebas estáticas y dinámicas en los mandos, no se requerirá equipamiento especial para la realización de las pruebas durante las evaluaciones inicial y de mejora, si el MQTG demuestra tanto los resultados de pruebas con el equipamiento especial y los obtenidos con un método alternativo, tales como gráficos generados por computador que fueron producidos simultáneamente y presentan una coincidencia satisfactoria. La repetición del método alternativo durante la evaluación inicial debe entonces satisfacer el requisito de la prueba.

2.4.1.2 Evaluación dinámica de los mandos

Las propiedades dinámicas de los mandos se expresan normalmente en función de la frecuencia, amortiguamiento, y otras medidas clásicas que pueden ser encontradas en textos relativos a

sistemas de mando. A fin de establecer medios uniformes para la evaluación de los resultados de las pruebas sobre carga de los sistemas de mandos del simulador de vuelo, es necesario establecer determinados criterios que definan con claridad la interpretación de las medidas y tolerancias que deben ser aplicadas. Se necesitan criterios para sistemas: subamortiguados (*underdamping*), con amortiguamiento crítico, u sobreamortiguados. En el caso de sistemas subamortiguados, o con amortiguamiento ligero, puede cuantificarse el sistema en función de la frecuencia y amortiguamiento. En sistemas con amortiguamiento crítico o sobreamortiguados, la frecuencia y la amortiguación no se miden fácilmente a partir de la variación con el tiempo de la respuesta. Por tanto deben utilizarse otras mediciones.

- (a) En las pruebas para verificar que las características dinámicas de la sensación de los mandos (*control feel dynamics*) representan las del avión, debe demostrarse que los ciclos de amortiguamiento dinámico de la respuesta de los mandos, en respuesta libre, coinciden con los del avión, dentro de las tolerancias especificadas. A continuación se describe el método para evaluar la respuesta y la tolerancia que debe aplicarse en los casos de sistemas subamortiguados o con amortiguamiento crítico.

(1) *Respuesta sub-amortiguada*

Se requieren dos mediciones para el periodo, el momento del primer cruce por cero (en el caso de que exista un límite de velocidad), y la frecuencia de oscilación siguiente. Es necesario medir los ciclos de manera individual en los casos en los que en la respuesta haya periodos no-uniformes. Se comparará independientemente cada periodo con el correspondiente periodo del sistema de mando del avión y, de esta manera, se dispondrá de la tolerancia completa especificada para el periodo.

La tolerancia de amortiguación debe aplicarse a cada uno de los desplazamientos excesivos (*overshoots*). Debe prestarse cuidado cuando se apliquen tolerancias a desplazamientos (*overshoots*) muy pequeños, puesto que se puede poner en duda la importancia de estos desplazamientos. Sólo deben ser considerados aquellos desplazamientos mayores del 5% del desplazamiento inicial total. La banda residual, denominada $T(A_d)$ en la figura 1, es de $\pm 5\%$ de la amplitud del desplazamiento inicial A_d , respecto al valor del estado estacionario de la oscilación. Sólo se consideran significativas aquellas oscilaciones que estén fuera de la banda residual. Cuando se comparan datos del simulador con los del avión, el proceso debe comenzar por superponer o alinear los valores del estado estacionario del simulador con los correspondientes del avión, y seguidamente comparar las amplitudes máximas, el tiempo al primer cruce por cero, y cada uno de los periodos de oscilación. El simulador de vuelo debe presentar el mismo número de desplazamientos significativos, menos uno, cuando se compara con los resultados del avión. El procedimiento para evaluar la respuesta se ilustra en la figura 1 siguiente.

- (2) *Respuesta sobre-amortiguada o con amortiguamiento critico.* Debido a la índole de las respuestas con amortiguamiento critico o sobreamortiguadas (sin desplazamientos excesivos (*overshoots*)), el tiempo en alcanzar el 90% del valor del estado estacionario (punto neutral) debe ser el mismo que el del avión $\pm 10\%$. La figura 2 ilustra este procedimiento.
- (3) *Consideraciones especiales.* Los sistemas de control que presentan características distintas a las sub-amortiguadas o sobre-amortiguadas, deben cumplir tolerancias específicas. Además, debe prestarse especial atención para asegurar que se mantienen las tendencias más significativas.

- (b) *Tolerancias.* La siguiente tabla resume las tolerancias, T. Ver figuras 1 y 2 para una ilustración de las mediciones de 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
$T(A_d)$	$\pm 5\%$ de $A_d =$ banda residual

Desplazamientos significativos Primer desplazamiento ± 1 desplazamiento subsiguiente:

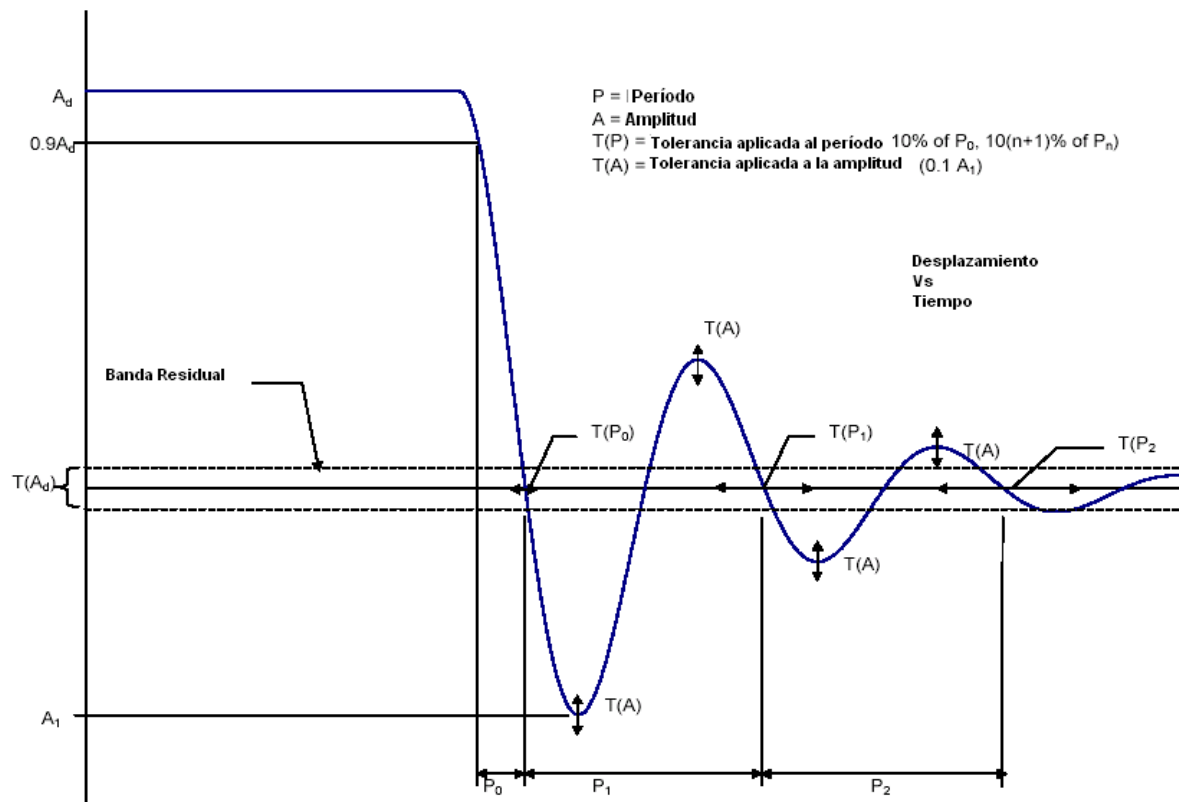


Figura 1. Respuesta Subamortiguada

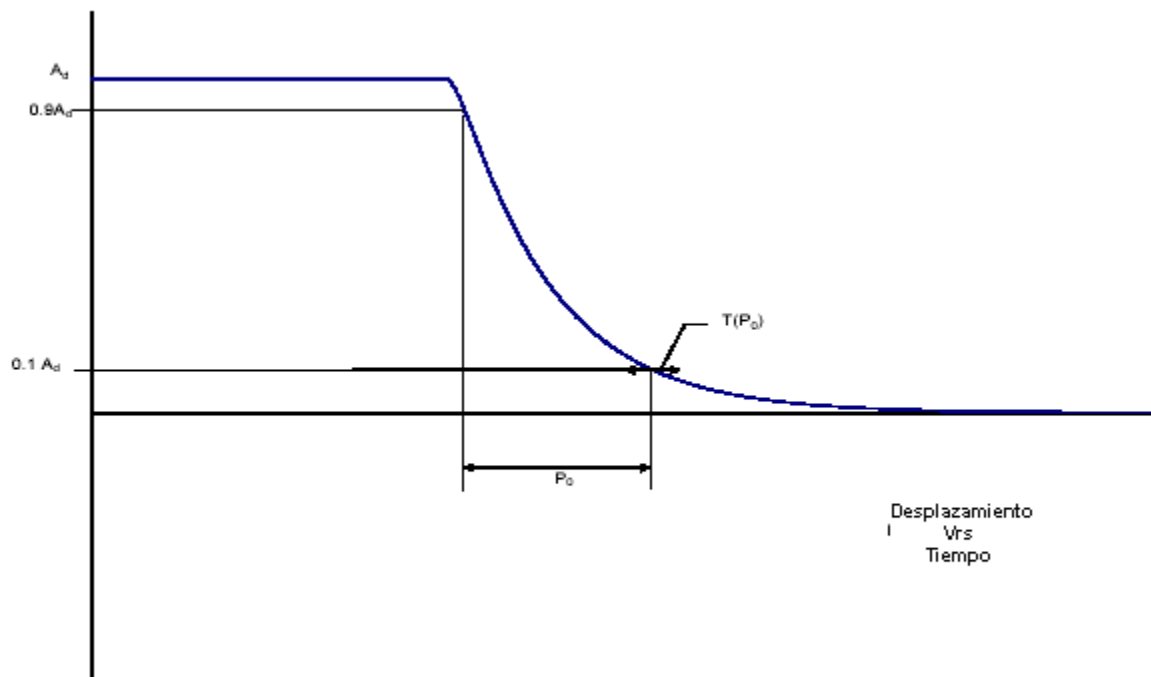


Figura 2. Respuesta de amortiguamiento crítico

2.4.1.3 Método alternativo para la evaluación de la dinámica de los mandos

Un fabricante de aviones ha propuesto, y su Autoridad ha aceptado, un método alternativo en relación a la dinámica de los mandos. El método se aplica a aviones con controles de vuelo alimentados por energía hidráulica y sistemas de sensación artificial. En vez de tres medidas en respuesta libre, el sistema podría ser validado por las medidas de la fuerza aplicada a los mandos y de los regímenes de movimiento.

- (a) Para cada eje, cabeceo, alabeo y guiñada, el control debe ser forzado hasta sus topes máximos para los siguientes regímenes concretos. Estas evaluaciones deben ser realizadas en las condiciones típicas de carreteo, despegue, crucero y aterrizaje.
 - (1) *Prueba estática* – Mover lentamente el mando de manera que se tarden aproximadamente 100 segundos en alcanzar el recorrido completo. El recorrido completo se define como el movimiento del mando desde su posición neutral hasta el tope, normalmente el tope trasero o derecho, después hasta el tope contrario y finalmente a la posición neutral.
 - (2) *Prueba dinámica lenta* - Conseguir el recorrido completo en aproximadamente 10 segundos.
 - (3) *Prueba dinámica rápida* – Conseguir el recorrido completo en aproximadamente 4 segundos

Nota.- Los recorridos dinámicos pueden limitarse a fuerzas que no excedan de 44.5 daN (100 lbs)

- (b) *Tolerancias*

- (1) *Prueba estática* – CA-STD 1A.030 (MAC), apartado 2.3 – 2.a(1), (2), y (3) de la tabla de ensayos de validación del simulador de vuelo.
- (2) *Prueba dinámica* - $\pm 0,9$ daN (2 libras), o $\pm 10\%$ en incrementos dinámicos por encima de la prueba estática
- (c) La Autoridad está abierta a métodos alternativos como el descrito anteriormente. Estas alternativas deben estar justificadas y adecuadas con la solicitud. Por ejemplo, el método descrito aquí puede no ser aplicable a todos los sistemas del fabricante y desde luego no es aplicable a aviones con sistemas de control reversibles. Por lo tanto, cada caso debe ser considerado bajo sus propios méritos. Si la Autoridad encuentra que los métodos alternativos no dan resultados satisfactorios, entonces deben utilizarse los métodos tradicionalmente aceptados.

2.4.2 Efecto suelo

2.4.2.1 Un simulador que vaya a ser utilizado para despegues y aterrizajes debe reproducir fielmente los cambios aerodinámicos debidos al efecto suelo. Los parámetros del simulador seleccionados para la validación deben representar estos cambios.

Debe proporcionarse una prueba específica que valide las características aerodinámicas del efecto suelo.

La selección de los métodos de prueba y los procedimientos para validar el efecto suelo es una opción de la organización que realiza las pruebas en vuelo, sin embargo, estos vuelos deben ser de la suficiente duración cerca del suelo para validar adecuadamente el modelo de efecto-suelo.

2.4.2.2 Los ensayos aceptables para la validación del efecto suelo incluyen:

- (a) *Sobrevuelo horizontal*. El sobrevuelo debe ser realizado como mínimo a tres alturas dentro del efecto suelo, incluyendo una a no más del 10% de la envergadura sobre el terreno, una de ellas entre el 30% y el 50% de la envergadura, y donde la altura se refiere a la altura del neumático de una rueda del tren principal sobre el terreno. Además, debe realizarse un vuelo en la condición de vuelo horizontal compensado fuera del efecto suelo, p.e. a 150% de la envergadura. Los simuladores de vuelo nivel B pueden utilizar otros métodos distintos a los del sobrevuelo horizontal.
- b. Aterrizaje con aproximación poco pronunciada (*shallow approach landing*). El aterrizaje con aproximación poco pronunciada debe ser realizado con una senda de descenso de aproximadamente 1 grado con prácticamente sin actividad del piloto hasta el enderezamiento (*flare*).

Si se proponen otros métodos, debe proporcionarse la justificación adecuada que concluya que los ensayos realizados validan el modelo de efecto suelo.

2.4.2.3 Las características lateral-direccionales también se ven alteradas por el efecto suelo. Por ejemplo, los cambios en la sustentación afectan el amortiguamiento en alabeo. La modificación del amortiguamiento en alabeo afectará a otros modos dinámicos que habitualmente se evalúan durante la validación del simulador de vuelo. De hecho, las características dinámicas del rizo holandés (*dutch roll*), estabilidad espiral, y régimen de inclinación para una señal de entrada sobre el control lateral se ven alteradas por el efecto suelo. Los deslizamientos con rumbo estacionario también se ven afectados. Se debe tener en cuenta estos efectos a la hora de realizar el modelo del simulador. Varias pruebas, tales como, “aterrizaje con viento cruzado”, y aterrizaje con fallo de motor y

despegue con falla de motor sirven para validar el efecto suelo lateral direccional, ya que parte de ellos se realizan alturas de transición en las que el efecto suelo es un factor importante.

2.4.3 Sistema de movimiento

2.4.3.1 General

- (a) Los pilotos utilizan señales continuas de información para regular el estado del avión. De acuerdo a la información de los instrumentos y la información visual exterior, la información del movimiento del avión es esencial para asistir al piloto a controlar la dinámica del avión, especialmente en presencia de perturbaciones externas. Por tanto el sistema de movimiento debe cumplir el objetivo básico del criterio de performance, y al estar subjetivamente ajustado a la posición del asiento del piloto, para representar las aceleraciones lineales y angulares del avión durante el conjunto de maniobras y condiciones establecidas. Además las respuestas del sistema de movimiento deben ser repetibles.
- (b) Las pruebas de validación objetiva presentadas en este apartado tienen por objetivo calificar el sistema de movimiento del simulador de vuelo desde el punto de vista de performance mecánica. Adicionalmente, la lista de efectos de movimiento proporciona una muestra representativa de las condiciones dinámicas que deberían estar presentes en el simulador de vuelo. Se ha añadido a este documento una lista de maniobras críticas representativas del entrenamiento, que deben ser registradas durante la evaluación inicial (pero sin tolerancias) para indicar que se ha añadido a este documento la huella de las performances del sistema de movimiento del simulador. Están diseñadas para ayudar a mejorar el estándar completo del sistema de movimiento del simulador.

2.4.3.2 Pruebas del sistema de movimiento

El objetivo de las pruebas descritas en la tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo, CA STD 1A.030, apartado 2.3 – 3.a, respuesta de frecuencia, 3.b balance de tramo, y c, tiempo para reinicio de operación, es el demostrar las performances del hardware del sistema de movimiento, y verificar la integridad de la instalación del sistema de movimiento respecto a la calibración y desgaste. Estas pruebas son independientes del software del sistema de movimiento, y deben ser consideradas como pruebas de robótica.

2.4.3.3 Huella de el rendimiento (performance) del sistema de movimiento

- (a) Antecedentes. El objetivo de esta prueba es proporcionar registros cuantitativos, en función del tiempo, de la respuesta del sistema de movimiento a una serie de maniobras automatizadas de la QTG, durante la evaluación inicial. No se pretende establecer una comparación entre las aceleraciones de la plataforma del simulador y las aceleraciones registradas en el avión durante las pruebas en vuelo. Esta información establece un número mínimo de maniobras y una guía para determinar la huella del sistema de movimiento del simulador. Si pasado el tiempo, se produce un cambio en el software o hardware del sistema de movimiento inicialmente calificado, entonces deben repetirse estas pruebas del simulador “base”.
- (b) *Lista de pruebas.* La tabla 1 establece aquellas pruebas que son importantes para la sensación del movimiento por parte del piloto y son pruebas generales aplicables a todos los tipos de avión; por tanto debe realizarse la huella del rendimiento (performance) del sistema de movimiento durante la evaluación inicial. Estas pruebas pueden realizarse en cualquier ocasión considerada aceptable por la

Autoridad, antes o durante la calificación inicial. Las pruebas de la tabla 2 también son importantes para las sensaciones del movimiento por parte del piloto y se proporcionan exclusivamente como información. No se requiere realizar estas pruebas

- (c) *Prioridad.* Se da una prioridad (X) a cada una de estas maniobras, con la intención de poner mayor importancia en aquellas maniobras que influyen directamente sobre la percepción del piloto y el control del movimiento del avión. Para las maniobras señaladas con una prioridad en las tablas siguientes, el sistema de movimiento del simulador de vuelo debe tener una alta ganancia de coordinación en inclinación, alta ganancia rotacional y alta correlación con respecto al modelo de simulación del avión.
- (d) *Registro de datos.* La lista mínima de parámetros proporcionados debe ser suficiente para determinar la huella de el rendimiento (performance) del sistema de movimiento del simulador, durante la calificación inicial. Se recomiendan los siguientes parámetros como aceptables para realizar esta función:
 - (1) Aceleración del modelo de vuelo y comandos de régimen rotacional en el punto de referencia del piloto.
 - (2) Posición de los actuadores del sistema de movimiento
 - (3) Posición real de la plataforma
 - (4) Aceleración real de la plataforma en el punto de referencia del piloto

2.4.3.4 Repetitividad del sistema de movimiento

El objetivo de la prueba es asegurar que el software y el hardware del sistema de movimiento no se ha degradado con el paso del tiempo. Esta prueba de diagnóstico debe ser realizada durante las evaluaciones recurrentes en lugar de las pruebas de robótica (ver 2.4.3.2). Esto permite una mejora en la capacidad de determinar cambios en el software o determinar si la degradación en el hardware tiene efectos adversos sobre el entrenamiento. La siguiente información establece la metodología a utilizar en este ensayo:

- (a) Condiciones
 - (1) Un ensayo en tierra: a determinar por el operador
 - (2) Un ensayo en vuelo: a determinar por el operador
- (b) Señales de entrada (*inputs*): Las señales de entrada deben ser tales que tanto la aceleración/régimen rotacional como las aceleraciones lineales, sean insertadas antes de la transferencia desde el centro de gravedad del avión al punto de referencia del piloto, con una amplitud mínima de 5 grados/seg/seg, 10 grados/seg, y 0.3 g respectivamente, a fin de proporcionar el adecuado análisis de los resultados de salida.
- (c) Resultados de salida recomendados:

(1) Aceleraciones lineales de la plataforma reales; el resultado de salida comprenderá tanto las aceleraciones lineales como las rotacionales del movimiento

(2) Posiciones de los actuadores del sistema de movimiento.

No	Prueba de validación asociada	Maniobra	<i>Prioridad</i>	Comentarios
1	1b4	Rotación de despegue (Vr a V2)	X	La actitud de cabeceo debido al ascenso inicial debe prevalecer sobre la inclinación de cabeceo (<i>cab tilt</i>) debido a la aceleración longitudinal
2	1b5	Fallo de motor entre V1 y Vr	X	
3	2e6	Cambio de cabeceo durante ida al aire (go-around)	X	
4	2c2 y 2c4	Cambios de configuración	X	
5	2c1	Dinámica de cambios de potencia	X	Efectos resultantes de cambios de potencia
6	2e1	Nivelada (flare) de aterrizaje	X	
7	2e1	Contacto con la pista		

Tabla 1 – Pruebas requeridas para calificación inicial

No	Prueba de validación asociada	Maniobra	Prioridad	Comentarios
8	1a2	Carreteo (incluyendo aceleración, giros y frenadas) con presencia de sonidos en tierra	X	
9	1b4	Suelta de frenos y aceleración inicial		
10	1b1 & 3g	Sonidos en la pista, aceleración durante el despegue, roce de la parte trasera de la aeronave con la pista (<i>scuffing</i>), luces de la pista, y discontinuidades de la superficie de la pista.	X	Tienen prioridad la percepción de la velocidad y el roce de la parte trasera del avión con la pista (<i>scuffing</i>)
11	1b2 & 1b7	Fallo de motor antes de V1 (RTO)	X	Tiene prioridad la percepción lateral-direccional
12	1c1	Ascenso estabilizado	X	
13	1d1 & 1d2	Aceleración y deceleración en vuelo nivelado		
14	2c6	Virajes	X	
15	1b8	Fallos de motor		
16	2c8	Características de la pérdida	X	
17		Fallos de sistemas	X	La prioridad dependerá del tipo de fallo del sistema y del tipo de avión (p.e. fallos en los mandos de vuelo, descompresión rápida, despliegue inadvertido de reversas)
18	2g1 & 2e3	Aterrizaje con viento cruzado/cizalladura	X	Influencia en las vibraciones y en el control de actitud
19	1e1	Desaceleración en la pista		Incluyendo efectos de la contaminación de la pista

Tabla 2 – Ensayos que son significativos pero no se requiere su realización

2.4.3.5 Vibraciones del sistema de movimiento

- (a) *Presentación de los resultados.* Las características de las vibraciones del sistema de movimiento son un medio para verificar que el simulador de vuelo puede reproducir la frecuencia contenida en el avión cuando vuela en condiciones específicas. Los resultados deben ser representados mediante un grafico de Densidad Espectral de Potencia (*Power Spectral Density – PSD*) con las frecuencias en el eje horizontal y las amplitudes en el eje vertical. Los datos del avión y los del simulador deben ser presentados en el mismo formato y con la misma escala. Los algoritmos utilizados para generar los datos del simulador de vuelo deben ser los mismos que los utilizados para los datos de avión. Si no son los mismos, entonces los algoritmos utilizados para generar los datos del simulador de vuelo deben demostrar que son

suficientemente comparables. Como mínimo deben presentarse los resultados a lo largo de los ejes dominantes, y debe proporcionarse una justificación para la no presentación en los otros ejes.

- (b) *Interpretación de los resultados.* Debe considerarse la tendencia global del gráfico PSD cuando se miran las frecuencias dominantes. Debe ponerse menos énfasis en las diferencias a altas frecuencias y baja amplitud del gráfico PSD. Durante el análisis debe considerarse que ciertos componentes estructurales del simulador de vuelo tienen frecuencias de resonancia que son filtradas y que, por tanto, pueden no aparecer en el gráfico PSD. Si se requiere este filtrado la marca de ancho de banda del filtro debe estar limitada a 1 Hz para asegurar que la sensación de vibración (*buffet*) no se ve afectada adversamente por el filtrado. Adicionalmente, se debe proporcionar una justificación que las características de vibración de movimiento no son afectadas adversamente por el filtrado. La amplitud debe coincidir con la del avión como se describe después, sin embargo, si por razones subjetivas el gráfico PSD fue alterado, debe proporcionarse una justificación de este cambio. Si el gráfico está en una escala logarítmica puede ser difícil interpretar la amplitud de la vibración en términos de aceleración. Una vibración de 1×10^{-3} grms²/Hz describe una vibración severa y puede ser visto en el régimen de pérdida. Por otro lado una vibración de 1×10^{-6} grms²/Hz apenas es perceptible, pero puede representar una vibración de flap a baja velocidad. Los anteriores ejemplos difieren en una magnitud de 1000. En un gráfico PSD esto representa 3 décadas (una década representa un cambio en el orden de magnitud de 10; dos décadas un cambio en el orden de magnitud de 100;....)

2.4.4.1 Sistema visual

- (a) *Relación de contraste de los sistema de luz diurna.* La relación de contraste debe demostrarse utilizando un patrón de prueba con entramado que cubra toda la escena visual (tres o más canales), que conste de una matriz de cuadros blancos y negros no mayores de 5 grados por cuadro, con un cuadro blanco en el centro de cada canal. La medida debe realizarse en el cuadro del centro de brillo para cada canal, utilizando un fotómetro puntual de 1 grado. Este valor tendrá un brillo mínimo de 7 cd/m² (2 pie-lamberts). Se miden todos los cuadros adyacentes oscuros. La relación de contraste es el valor del cuadrado con brillo dividido por el valor del cuadrado oscuro. El resultado mínimo de la prueba de relación de contraste es de 5:1; la relación de contraste de punto luminoso no debe ser menor de 25:1 cuando un cuadro con al menos un llenado de 1 grado (p.e. se discierne apenas la modulación del punto luminoso), los puntos de luces se comparan con el fondo .
- (b) *Prueba de brillo con luz intensa en sistemas de luz diurna.* Debe medirse manteniendo el patrón de prueba descrito en el apartado (a) anterior, se superpone una luz intensa en el cuadro blanco del centro de cada canal y se mide el brillo con un fotómetro puntual de 1 grado. El brillo de luz intensa no debe ser menor de 6 pie-lamberts. No son aceptables los puntos luminosos. Es aceptable utilizar las capacidades caligráficas para mejorar el brillo del entramado.
- (c) *Resolución en sistemas de luz diurna.* Debe demostrarse mediante una prueba de objetos presentados para ocupar un ángulo visual no mayor de 2 minutos de arco en la escena visual desde el punto de diseño del ojo del piloto. Esto debe confirmarse mediante cálculos en la Declaración de Cumplimiento.
- (d) *Tamaño de los puntos luminosos en sistemas de luz diurna.* No mayor de 5 minutos de arco, que debe medirse en un patrón de prueba consistente en una sola hilera de

puntos luminosos reducida en longitud hasta que se distinga apenas la modulación . Una hilera de 48 puntos luminosos formará un ángulo de 4 grados o menos.

- (e) *Tamaño de los puntos luminosos en sistemas visuales crepusculares y nocturnos.* De la suficiente resolución para permitir conseguir los resultados de las pruebas de reconocimiento de las características visuales de acuerdo con la CA STD 1A.030, apartado 3.3.m.(4).

2.4.4.2 Tramo visual en tierra

- (a) La altitud y el RVR para la evaluación han sido seleccionadas a fin de producir una escena visual que pueda ser evaluada con precisión de una manera fácil (calibración del RVR) y en la que la precisión espacial (eje de pista y G/S) del avión simulado pueden ser fácilmente determinadas utilizando iluminación de aproximación/pista y los instrumentos de la cabina de vuelo.
- (b) La QTG debe indicar el origen de los datos, p.e. aeropuerto y pista utilizada, localización de la antena G/S del ILS, punto de referencia de los ojos del piloto, el ángulo visual muerto en el puesto de pilotaje, etc que se utilizan para hacer los cálculos del contenido del tramo visual en tierra del escenario (VGS).
- (c) Se recomienda el posicionamiento automático del avión simulado en el ILS. Cuando se realice este posicionamiento, debe prestarse especial cuidado para asegurar la correcta posición espacial y actitud del avión. Volar manualmente la aproximación, o con un piloto automático instalado, también produce resultados aceptables.

2.4.5 Sistema de sonido

2.4.5.1 General. El entorno total de sonido en el avión es muy complejo, y cambia con las condiciones atmosféricas, configuración del avión, velocidad, altitud, potencia seleccionada,..etc. Por ello los sonidos de la cabina de vuelo son una componente importante del entorno operacional de la cabina de vuelo y como tal proporciona valiosa información a la tripulación de vuelo. Estos sonidos pueden ayudar a la tripulación, como en el caso de una indicación de una situación anormal, o entorpecerlos, con distracciones o ruidos. Para un entrenamiento efectivo, el simulador de vuelo debe proporcionar sonidos de la cabina de vuelo que son perceptibles para el piloto durante operaciones normales y anormales, y que son comparables a los del avión simulado. Por ello, el operador del simulador debe evaluar cuidadosamente los ruidos de fondo en las ubicaciones que estén siendo evaluadas. Para demostrar cumplimiento con los requisitos de sonidos, las pruebas de validación u objetivas de este apartado han sido seleccionadas para proporcionar una muestra representativa de las condiciones estáticas normales típicas a las experimentadas por el piloto.

2.4.5.2 Propulsión alternativa. Para simuladores de vuelo con múltiples configuraciones del sistema de propulsión, cualquier condición listada en la CA STD 1A.030, apartado 2.3, de la tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo, que haya sido identificada por el fabricante del avión como diferencia significativa, debido a un cambio en el sistema de propulsión (motor o helice), debe ser presentada para evaluación como parte de la QTG.

2.4.5.3 Datos y sistemas de recolección de datos

- (a) La información proporcionada por el fabricante del simulador debe cumplir con el "IATA Flight simulator design & performance data requirements", sexta edición, 2000. Esta información debe contener datos de calibración y respuesta de frecuencia.

- (b) El sistema utilizado para realizar las pruebas listadas en CA-STD 1A.030 (MAC), apartado 2.3, dentro de la tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo, debe cumplir con los siguientes estándares:

- (1) ANSI S1. 11-1986 – Especificaciones para juegos de filtros de octava, media octava, un tercio de octava de banda.
- (2) IEC 1094-4-1995 Medida de micrófonos tipo WS2 o mejor

2.4.5.4 Auriculares. Si se utilizan auriculares durante la operación normal del avión, también deben ser utilizados durante la evaluación del simulador de vuelo.

2.4.5.5 Equipo reproductor. Debe proporcionarse durante las evaluaciones iniciales un equipo reproductor y de registro de las condiciones de la QTG, de acuerdo a lo establecido en la CA-STD 1A.030(MAC), apartado 2.3, tabla de pruebas de validación del simulador de vuelo.

2.4.5.6 Ruido de fondo

- (a) El ruido de fondo es el ruido en el simulador de vuelo debido a los sistemas hidráulicos y de refrigeración del simulador de vuelo, que no están asociados con el avión, y ruidos extraños procedentes de otras locaciones del edificio. El ruido de fondo puede tener un impacto negativo sobre la correcta simulación de los sonidos del avión, por tanto el objetivo es mantener el ruido de fondo por debajo de los sonidos del avión. En algunos casos el nivel de sonido del simulador puede ser incrementado para compensar el ruido de fondo. Sin embargo, esta aproximación está limitada por tolerancias específicas y por la aceptabilidad subjetiva del piloto que realiza la evaluación de los sonidos del entorno.
- (b) La aceptabilidad de los niveles de ruido de fondo depende de los niveles de los sonidos normales del avión que hayan sido representados. Niveles de ruido de fondo, inferiores a los indicados a continuación, pueden ser aceptables (ver figura 3)

- (1) 70 db @ 50 Hz
- (2) 55 dB @ 1000 Hz
- (3) 30 dB @ 16 kHz

Estos límites son para niveles de sonido de 1/3 de octava. Cumplir con estos niveles de ruido de fondo no garantiza que el simulador de vuelo sea aceptable. Los sonidos del avión que estén por debajo de estos límites requieren de una revisión cuidadosa, y pueden requerirse límites más bajos para los niveles de ruido de fondo.

- (c) La medida del ruido de fondo puede repetirse en la evaluación recurrente, de acuerdo con el apartado 2.4.5.8. Las tolerancias aplicables son las siguientes:
 - (1) Recurrente: las amplitudes de banda de 1/3 de octava no pueden exceder de ± 3 dB, comparadas con los resultados de la evaluación inicial.

2.4.5.7 Respuesta de frecuencia. Se debe proporcionar, para la evaluación inicial, los gráficos de la respuesta en frecuencia para cada canal. Estos gráficos pueden ser repetidos en la evaluación

recurrente de acuerdo con la CA-STD 1A.030 apartado 2.4.5.8. Las tolerancias aplicables son las siguientes:

- (a) Recurrente: las amplitudes de banda de 1/3 de octava no pueden exceder de ± 5 dB para tres bandas consecutivas, comparadas con los resultados de la evaluación inicial.
- (b) La media de la suma de las diferencias absolutas entre los resultados de las evaluaciones iniciales y recurrentes no puede exceder de 2 dB (ver tabla 3)

2.4.5.8 Evaluaciones iniciales y recurrentes. Si los resultados de la respuesta de frecuencia y del ruido de fondo del simulador de vuelo, en una evaluación recurrente están dentro de las tolerancias respecto a los resultados obtenidos en la evaluación inicial, y el operador puede demostrar que no ha habido cambios en el software o hardware del simulador que afecten a estos parámetros, entonces no se requiere repetir estas pruebas durante las siguientes evaluaciones recurrentes.

Si las pruebas se repiten durante las evaluaciones recurrentes, entonces los resultados pueden ser comparados contra los resultados de la evaluación inicial, mejor que con los datos maestros del avión.

2.4.5.9 Pruebas de validación. Cuando se apliquen tolerancias específicas deben ser consideradas las deficiencias en los registros de avión a fin de asegurar que la simulación es representativa del avión. Ejemplos de deficiencias típicas son:

- (a) Variación de datos entre diferentes matrículas
- (b) Respuesta de frecuencia de los micrófonos
- (c) Repetitividad de las medidas
- (d) Sonidos extraños durante las grabaciones

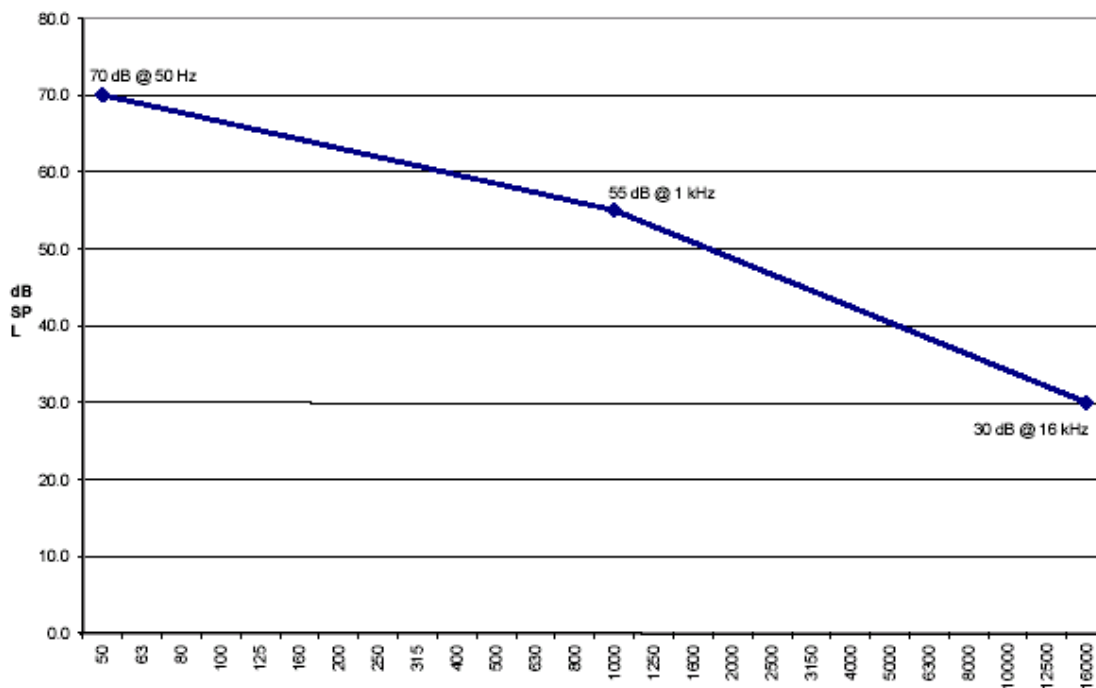


Figura 3. 1/3 de octava de la frecuencia de Banda (HZ)

Frecuencia Banda Central	Resultados Iniciales (dBSPL)	Resultados Recurrentes (dBSPL)	Diferencia Absoluta
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
Promedio			1.1

**Tabla 3 - Ejemplo de Prueba de tolerancias para
respuestas de frecuencias recurrentes**

3 Pruebas funcionales y subjetivas

3.1 Discusión

3.1.1 Debe verificarse que en cada puesto de la tripulación de vuelo se obtiene una réplica precisa de las funciones de los sistemas del avión. Esto incluye los procedimientos en los que se utilizan los manuales aprobados al operador, manuales aprobados al fabricante del avión y listas de verificación. Una fuente de material guía muy útil para la realización de las evaluaciones requeridas para verificar que los criterios establecidos en este documento cumplen con los del simulador en evaluación, ha sido publicada por RAeS con el título "Airplane Flight Simulator Evaluation Handbook". Se evaluará de manera subjetiva las cualidades de maniobrabilidad, performance, y la operación de los sistemas del simulador de vuelo. Para asegurar que las pruebas funcionales son realizadas de forma eficiente y oportuna, se recomienda que los operadores coordinen con la Autoridad responsable de la evaluación, de forma que estén disponibles en la Autoridad cualquier pericia, experiencia o conocimientos requeridos.

3.1.2 La necesidad de realizar las pruebas funcionales y subjetivas es para confirmar que la simulación ha producido una réplica aceptable y totalmente integrada del avión. A diferencia de las pruebas objetivas listadas en el apartado 2 anterior, las pruebas subjetivas deben cubrir aquellas áreas de la envolvente de vuelo que pueden ser utilizadas en entrenamiento, aunque el simulador de vuelo no haya sido aprobado para entrenamiento en esa área. Por tanto es necesario examinar, por ejemplo, el rendimiento (performance) del simulador en situaciones normales y anormales, para asegurar que la simulación es representativa incluso aunque no sea un requerimiento para el nivel de calificación que se pretende. (Cada evaluación subjetiva de la simulación debe incluir una referencia a los apartados 2 y 3 anteriores en los que se define el estándar objetivo mínimo para cada nivel. De esta manera es posible determinar si la simulación es un requisito absoluto o sólo una aproximación, que si esta disponible, debe ser evaluada para confirmar que no contribuye de manera negativa al entrenamiento.

3.1.3 A requerimiento de la Autoridad, el simulador de vuelo puede ser evaluado por un aspecto especial del programa de entrenamiento del operador durante la parte de la evaluación funcional y subjetiva. En tal evaluación, puede incluirse una parte de un escenario LOFT (Line Oriented Flight Training), o elementos con énfasis especial en el programa de entrenamiento del operador. A no ser que estén directamente relacionados con un requisito para el nivel de calificación vigente, los resultados de esta evaluación no deben afectar a la situación actual del simulador.

3.1.4 Las pruebas funcionales deben realizarse en una secuencia de vuelo lógica, al mismo tiempo que las evaluaciones de performance y maniobrabilidad. Esto permite, además, que el simulador funcione a tiempo real por 2 o 3 horas, sin reposicionar o congelar el vuelo o la posición, lo cual a su vez permite verificar la fiabilidad.

3.2 Requisitos de las pruebas

3.2.1 Las pruebas en tierra y en vuelo, así como el resto de verificaciones requeridas para la calificación están listadas en la tabla de pruebas subjetivas y funcionales. La tabla incluye maniobras y procedimientos que aseguran que el simulador de vuelo funciona y actúa adecuadamente para el entrenamiento de pilotos, verificación y pruebas en las maniobras y procedimientos normalmente requeridos en un programa de entrenamiento, verificación y pruebas.

3.2.2 Se incluyen maniobras y procedimientos referidos a determinadas características de la moderna tecnología de aviones, y programas de entrenamiento innovadores. Por ejemplo, se incluyen "maniobras con gran ángulo de ataque" que proporcionan una alternativa a la maniobra de "aproximación a la pérdida". Estas alternativas son necesarias en el caso de aviones con tecnología limitadora de la envolvente de vuelo.

3.2.3 Se evaluarán todas las funciones de los sistemas en operaciones normales y, cuando sea apropiado, operaciones alternativas. Se evaluarán los procedimientos normales, anormales y de emergencia asociados con una fase de vuelo, durante la evaluación de las maniobras o situaciones dentro de dicha fase de vuelo. Los sistemas están listados independientemente bajo “cualquier fase de vuelo”, para asegurar que se atiende adecuadamente a la verificación de los sistemas.

3.2.4 Al evaluar las pruebas funcionales y subjetivas, la fidelidad de la simulación requerida para los niveles de calificación más altos, debe estar próxima a la del avión. Sin embargo para los niveles de calificación más bajos, la fidelidad puede reducirse de acuerdo a los criterios contenidos en el apartado 2 anterior.

3.3 Pruebas funcionales y subjetivas

TABLA DE PRUEBAS FUNCIONALES Y SUBJETIVAS		NIVEL DEL SIMULADOR			
		A	B	C	D
a. PREPARACIÓN PARA EL VUELO					
(1) <i>Prevuelo.</i> Realizar una verificación de las funciones de todos los interruptores, conmutadores, indicadores, sistemas y equipos en todos los puestos de los miembros de la tripulación de vuelo e instructores, y determinar que el diseño y las funciones de la cabina simulada sean idénticos a los del avión simulado.		X	X	X	X
b. OPERACIONES EN SUPERFICIE (ANTES DEL DESPEGUE)		X	X	X	X
(1) Puesta en marcha de los motores					
(a) Puesta en marcha normal					
(b) Procedimientos alternos de puesta en marcha					
(c) Puesta en marcha anormal y parada (puesta en marcha en caliente, arranque colgado, fuego en el tubo de expulsión de gases de escape, etc.)					
(2) Marcha atrás con remolque/Marcha atrás con potencia					
(3) Rodaje					
(a) Respuesta de empuje					
(b) Fricción en el (los) mando (s) de gases					
(c) Maniobras en tierra					
(d) Arrastre (scuffing) de la rueda de nariz					
(e) Funcionamiento de los frenos (normal y alternos/emergencia)					
(f) Desgaste de frenos (si es aplicable)					
(g) Otros					
a. DESPEGUE		X	X	X	X
(1) Normal					
(a) Relaciones entre los parámetros de motor y el avión					
(b) Características de aceleración (movimiento)					
(c) Guiado mediante el tren delantero y el timón de dirección					
(d) Viento lateral (máximo demostrado)					
(e) Performance especiales (Por ejemplo: V_1 reducida, máxima reducción de potencia, operaciones en pistas cortas)					
(f) Despegue con baja visibilidad					
(g) Funcionamiento de flaps y slats, así como del tren de aterrizaje					
(h) Operaciones en pistas contaminadas					
(i) Otros					

TABLA DE PRUEBAS FUNCIONALES Y SUBJETIVAS		NIVEL DEL SIMULADOR			
		A	B	C	D
(2) Condiciones anormales / emergencia		X	X	X	X
(a) Despegue abortado (Rejected)					
(b) Performance especial en despegue abortado (Ej. V_1 reducido, potencia reducida, operaciones de campo corto)					
(c) Continuación del despegue con fallo del motor más crítico en el punto más crítico					
(d) Con cizalladura					
(e) Fallos en los sistemas de mandos de vuelo, modos de reconfiguración, reversión manual y maniobrabilidad asociadas					
(f) Despegue abortado, disminución de efectividad de frenos					
(g) Despegue interrumpido, pista contaminada					
(h) Otros					
d. ASCENSO		X	X	X	X
(1) Normal					
(2) Uno ó más motores inoperativos					
(3) Otros					
e. CRUCERO		X	X	X	X
(1) Características de performance (velocidad vs. potencia)					
(2) Maniobrabilidad a gran altitud					
(3) Maniobrabilidad a altos números de Mach (Vibración supersónica, cabeceo supersónico) y recuperación (cambios de compensación)					
(4) Aviso de sobrevelocidad (en exceso de V_{mo} o M_{mo})					
(5) Maniobrabilidad a alta velocidad (IAS)					
f. MANIOBRAS		X	X	X	X
(1) Gran ángulo de ataque, Aproximación a pérdida, aviso de pérdida, vibración y punto de pérdida-g (en configuraciones de despegue, crucero, aproximación y aterrizaje)					
(2) Protección de la envolvente de vuelo (gran ángulo de ataque, límite de inclinación, sobrevelocidad, etc.					
(3) Virajes con / sin frenos aerodinámicos(speedbrakes)/deflectores (spoiler) desplegados					
(4) Virajes normales y pronunciados (<i>steps</i>)					
(5) Virajes de performance					
(6) Parada de motor en vuelo y puesta en marcha (asistido y por molinete (<i>windmill</i>))					
(7) Maniobras con uno o más motores inoperativos, según corresponda.					
(8) Características específicas de vuelo (Ej. Control directo de sustentación)					
(9) Fallos en los sistemas de mando de vuelo, modos de reconfiguración, reversión manual y maniobrabilidad asociadas.					
(10) Otros					

TABLA DE PRUEBAS FUNCIONALES Y SUBJETIVAS		NIVEL DEL SIMULADOR			
		A	B	C	D
g.	DESCENSO	X	X	X	X
(1)	Normal				
(2)	Velocidad vertical máxima (configuración limpia y con freno aerodinámico (<i>speedbrake</i>), etc)				
(3)	Con piloto automático				
(4)	Fallos en los sistemas de mando de vuelo, modos de reconfiguración, reversión manual y maniobrabilidad asociadas.				
(5)	Otros				

TABLA DE PRUEBAS FUNCIONALES Y SUBJETIVAS		NIVEL DEL SIMULADOR			
		A	B	C	D
h.	APROXIMACIONES Y ATERRIZAJES POR INSTRUMENTOS				
	Solamente se seleccionarán (de entre los que figuran en la siguiente lista) aquellas pruebas sobre aproximaciones y aterrizajes por instrumentos de interés para el tipo de avión objeto de simulación. Algunas pruebas deberán realizarse con limitaciones en cuanto a velocidad del viento , presencia de cizalladura y con fallos en los sistemas importantes, incluyendo la utilización del Director de Vuelo (FD).				
(1)	Precisión	X	X	X	X
(i)	PAR				
(ii)	Aproximaciones publicadas CAT I/GBAS (ILS/MLS)				
	A. Aproximación manual con / sin FD (Director de Vuelo); incluida la maniobra de aterrizaje				
	B. Aproximación con piloto automático / gases automáticos acoplados y aterrizaje manual				
	C. Aproximación manual hasta la DH (altura de decisión) y G/A (frustrada) con todos los motores operativos				
	D. Aproximación manual hasta la DH (altura de decisión) y G/A (frustrada) con un motor inoperativo				
	E. Aproximación manual controlada con/sin director de vuelo FD hasta los 30 m (100 pies), por debajo de condiciones CAT I				
	(i) con viento cruzado (máximo demostrado)				
	(ii) con cizalladura				
	F. Aproximación con piloto automático / gases automáticos acoplados hasta la DH (altura de decisión) y G/A (frustrada) con un motor inoperativo				
	G. Aproximación y aterrizaje con sistema eléctrico de reserva (<i>stanby</i>)/ mínimo				
(iii)	Aproximaciones publicadas CAT II/GBAS (ILS/MLS)				
	A. Aproximación con piloto automático / gases automáticos acoplados hasta la DH (altura de decisión) y aterrizaje				
	B. Aproximación con piloto automático / gases automáticos acoplados hasta la DH (altura de decisión) y G/A (frustrada)				
	C. Aproximación manual hasta la DH (altura de decisión) y aterrizaje				
	D. Aproximaciones publicadas de CAT II				
	E. Aproximación con piloto automático / gases automáticos acoplados aterrizaje y rodaje				
	F. Aproximación con piloto automático / gases automáticos acoplados hasta la DH (altura de decisión) / Aviso de altura de seguridad y G/A (frustrada)				
	G. Aproximación con piloto automático / gases automáticos acoplados aterrizaje y rodaje con un motor no operativo				
	H. Aproximación con piloto automático / gases automáticos acoplados hasta la DH (altura de decisión) / Aviso de altura de seguridad y G/A (frustrada) con un motor no operativo.				

TABLA DE PRUEBAS FUNCIONALES Y SUBJETIVAS		NIVEL DEL SIMULADOR			
		A	B	C	D
I	Aproximaciones publicadas CAT II				
	(i) Piloto automático acoplado, gases automáticos (<i>autotrotle</i>)				
(iv)	Aproximaciones publicadas CAT III/GBAS (ILS/MLS)				
A	Aproximación con piloto automático/mando de gases acoplados hasta el aterrizaje y guiado por la pista (<i>roll-out</i>).				
B	Aproximación con piloto automático/mando de gases acoplado hasta la DH/Altitud de alerta, y G/A				
C	Aproximación con piloto automático/mando de gases acoplados hasta el aterrizaje y guiado por la pista con un motor inoperativo.				
D	Aproximación con piloto automático/mando de gases acoplado hasta la DH/Altitud de alerta, y G/A con un motor inoperativo.				
E	Aproximación con piloto automático/mando de gases acoplados (hasta el aterrizaje o G/A)				
	(i) Con fallo de generador				
	(ii) Con viento en cola de 10 Kts				
	(iii) Con viento cruzado de 10 Kts				
(2)	No precisión	X	X	X	X
(i)	NDB				
(ii)	VOR, VOR/DME, VORTAC				
(iii)	RNAV (GNSS)				
(iv)	ILS LLZ (LOC), LLZ (LOC)/BC				
(v)	Localizador ILS desplazado (<i>ILS off-set localizer</i>)				
(vi)	Instalación radiogonométrica (<i>Direction finding facility</i>)				
(vii)	Radar de vigilancia				
NOTA: Si se utilizan Procedimientos de Operación Estándar para el piloto automático en aproximaciones de no precisión, entonces estas deben ser evaluadas.					
i.	APROXIMACIONES Y ATERRIZAJES VISUALES	X	X	X	X
(1)	Aproximación y aterrizaje normales, con todos los motores operativos y con / sin ayuda de guiado para aproximaciones visuales.				
(2)	Aproximación y aterrizaje con uno ó más motores inoperativos				
(3)	Funcionamiento (normal y anormal) del tren de aterrizaje, flaps / slats y freno aerodinámico (<i>speedbrakes</i>)				
(4)	Aproximación y aterrizaje con viento cruzado (máxima componente demostrada)				
(5)	Aproximación y aterrizaje con cizalladura durante la aproximación				
(6)	Aproximación y aterrizaje con fallos en los sistemas de mandos de vuelo, modos de reconfiguración, reversión manual y maniobrabilidad asociada (con la degradación probable más significativa)				

TABLA DE PRUEBAS FUNCIONALES Y SUBJETIVAS		NIVEL DEL SIMULADOR			
		A	B	C	D
(7)	Aproximación y aterrizaje con funcionamiento defectuoso del compensador				
(i)	Fallo en el compensador longitudinal				
(ii)	Fallo en el compensador lateral - direccional				
(8)	Aproximación y aterrizaje con potencia hidráulica/eléctrica de reserva (<i>standby</i>) - mínima.				
(9)	Aproximación y aterrizaje en condiciones de circular (aproximación circulando)				
(10)	Aproximación y aterrizaje desde el patrón de tráfico visual				
(11)	Aproximación y aterrizaje desde aproximación de no precisión				
(12)	Aproximación y aterrizaje desde aproximación de precisión				
(13)	Procedimiento de aproximación con guía vertical (APV), p.e SBAS				
(14)	Otros				
NOTA: Los simuladores con sistemas visuales que permitan completar procedimientos especiales de aproximación de acuerdo con la normativa aplicable, podrán ser aprobados para dichos procedimientos de aproximación específicos.					
j.	APROXIMACIONES FALLIDAS (FRUSTRADAS)	X	X	X	X
(1)	Con todos los motores operativos				
(2)	Con uno ó más motores inoperativos				
(3)	Con fallos en los sistemas de mandos de vuelo, modos de reconfiguración, reversión manual y maniobrabilidad asociadas				
k.	OPERACIONES EN TIERRA (Después del aterrizaje)	X	X	X	X
(1)	Recorrido en tierra y rodaje				
(i)	Funcionamiento de deflectores (spoilers)				
(ii)	Funcionamiento del empuje de reversa				
(iii)	Control direccional y maniobrabilidad en tierra, ambas operaciones con / sin empuje de reversa.				
(iv)	Disminución de la efectividad del timón de dirección(rudder) con el aumento del empuje de las reversas (aviones con motores traseros)				
(iv)	Funcionamiento de frenos y antideslizamiento (<i>anti-skid</i>) con pista seca, mojada y helada.				
(vi)	Funcionamiento de frenos, incluyendo sistema de auto-frenado, cuando sea aplicable				
(vii)	Otros.				

TABLA DE PRUEBAS FUNCIONALES Y SUBJETIVAS		NIVEL DEL SIMULADOR			
		A	B	C	D
m. CUALQUIER FASE DEL VUELO		X	X	X	X
(1) Funcionamiento de la planta motriz y de los sistemas del avión					
(i) Presurización y climatización (ESC)					
(ii) Deshielo / Antihielo					
(iii) Planta de potencia auxiliar/unidad de potencia auxiliar (APU)					
(iv) Comunicaciones					
(v) Sistema eléctrico					
(vi) Detección y eliminación de fuego y humo					
(vii) Mandos de vuelo (primarios y secundarios)					
(viii) Sistemas hidráulico, neumático, de aceite y de combustible					
(ix) Tren de aterrizaje					
(x) Sistema de oxígeno					
(xi) Planta motriz					
(xii) Radar de a bordo					
(xiii) Piloto automático y director de vuelo					
(xiv) Sistemas anticolidión (GPWS, TCAS,...)					
(xv) Computadores de los mandos de vuelo incluyendo aumento de control y estabilidad					
(xvi) Sistemas de presentación de pantallas de vuelo					
(xvii) Ordenadores de gestión de vuelo (FMS)					
(xviii) Guiado mediante pantalla indicadora "Head-up"					
(XIX) Sistemas de navegación					
(XX) Advertencia de pérdida/eludir					
(XXI) Equipo para evitar cizalladura					
(XXII) Aterrizaje automático					
(2) Procedimientos en vuelo		X	X	X	X
(i) Espera (<i>Holding</i>)					
(ii) Situaciones peligrosas en vuelo (debidas a otros tráficos, a la climatología,...)				X	X
(ii) Cizalladura				X	X
(3) Apagado de motores y estacionamiento del avión		X	X	X	X
(i) Funcionamiento de sistemas y motores					
(ii) Funcionamiento de los frenos de estacionamiento					
(4) Otros		X	X	X	X

n.	SISTEMA DE VISUAL				
(1)	Requisitos del contenido de las pruebas funcionales (Niveles C y D)			X	X
	Nota.- Lo siguiente son los requisitos mínimos del modelo de aeropuerto para satisfacer las pruebas de capacidad del sistema visual, y poder proporcionar las respuestas visuales adecuadas a fin de poder realizar todos las pruebas subjetivas y funcionales descritas en este Apéndice. Se pide que los operadores STD utilicen el contenido del modelo descrito más abajo para las pruebas subjetivas y funcionales. Si no se encuentran todos los elementos en un único aeropuerto real, entonces podrán utilizarse aeropuertos reales adicionales. El objetivo de la descripción de los requisitos del contenido de la escena visual es identificar aquellos contenidos que ayuden al piloto a la toma, en tiempo, de las decisiones adecuadas.				
(i)	Presentación simultánea de dos pistas paralelas y una pista cruzada; al menos dos pistas deben iluminarse simultáneamente.				
(ii)	Deben modelarse las elevaciones y ubicación del umbral de la pista a fin de proporcionar suficiente correlación con los sistemas del avión (p.e HGS, GPS, altímetro); las inclinaciones de la pista, calles de rodaje y rampas no deben causar distracción o efectos no reales, incluyendo variación de la altura de ajuste visual del piloto.				
(iii)	Edificios, estructuras e iluminación representativa del aeropuerto				
(iv)	Una puerta de embarque utilizable, de la altura apropiada para aquellos aviones que operan normalmente desde puertas de embarque en los edificios terminales.				
(v)	Representación tanto estática como en movimiento de conjunto de elementos alrededor de la puerta de embarque (p.e otros aviones, carritos de potencia (<i>power carts</i>), camiones de combustible, otras puertas de embarque)				
(vi)	Marcas de la puerta de embarque/área de maniobras (<i>apron</i>) (p.e. marcas de peligro, líneas de eje, números de la puerta de embarque) e iluminación representativa				
(vii)	Representación de las marcas de pista, iluminación y señalización incluyendo una bolsa (<i>sock</i>) de viento que dé la adecuada representación del viento.				
(viii)	Marcas representativas de las calles de rodaje, iluminación y señales necesarias para la identificación de la posición y para rodar desde el aparcamiento a una pista designada y regresar al aparcamiento; también debe representarse la señalización de la ruta para rodaje, con buena y con baja visibilidad (p.e. Sistema de control de guiado del movimiento de superficie, vehículos SIGAME, luces de rodaje diurnas).				
(ix)	Representación estática y en movimiento del tráfico en tierra (p.e. vehículos y aviones)				
(x)	Representación del terreno y obstáculos en un área de 25 NM del aeropuerto de referencia.				
(xi)	Características generales del terreno y puntos de referencia del terreno en un area de 25 NM del aeropuerto de referencia				
(xii)	Tráfico aéreo en movimiento representativo				
(xiii)	Sistema de luces de aproximación adecuado y luces del aeropuerto para circuitos VFR y aterrizaje, aproximaciones de no precisión y aterrizaje, y aproximaciones de precisión CAT I, II y III y aterrizaje.				
(xiv)	Ayudas para la aproximación a la puerta o señalero.				
(2)	Requisitos del contenido de las pruebas funcionales (Niveles A y B)	X	X		
	Nota: Los siguientes son los requisitos de contenido mínimo del modelo de aeropuerto para cumplir con las pruebas de capacidad visual, y da referencias visuales adecuadas que permiten completar las pruebas funcionales y subjetivas descritas en este apéndice. Se solicita a los operadores STD utilizar el contenido modelo descrito seguidamente para las pruebas funcionales y subjetivas.				
(i)	Pistas y calles de rodaje del aeropuerto representativas				
(ii)	Definición de la pista				

(iii) Superficie y marcas de la pista					
(iv) Iluminación para la pista en uso, incluyendo luces de centro de pista y luces de contorno de pista (centerline and edge lights), ayudas de aproximación visual y luces de aproximación de los colores apropiados.					
(v) Luces de calles de rodaje representativas					
(3) Manejo de la escena visual		X	X	X	X
(i) Intensidad de la iluminación de pista y de aproximación debe ajustarse a una intensidad representativa a la usada en entrenamiento para la visibilidad ajustada; todos los puntos de luces de la escena visual deben aparecer a la vista apropiadamente.					
(ii) La direccionalidad de las luces estroboscópicas, aproximación, borde de pista, ayudas para aterrizaje visual, centro de pista, umbral de pista y de zona de toque en la pista de aterrizaje deben ser replicadas realísticamente.					
(4) Rasgos Visuales Reconocibles					
Nota: Las pruebas 3(i) hasta 3(v) abajo, contienen las distancias mínimas en las que los rasgos visuales deben ser visibles. Las distancias son medidas del umbral de pista hasta el aeroplano alineado con la pista en una trayectoria de planeo (G/S) extendido de 3 grados en condiciones meteorológicas simuladas adecuadas. Para aproximaciones circulando, todas las pruebas aplican para ambas, la pista usada para la aproximación inicial y la pista de aterrizaje.					
(i) Definición de pista, luces estroboscópicas, luces de aproximación, luces blancas de borde de pista desde 8 Km (5 sm) del umbral de la pista.		X	X	X	X
(ii)	Luces de ayuda para aproximación visual desde 8 Km (5 sm) del umbral de pista			X	X
(iii)	Luces de ayuda para aproximación visual desde 5 Km (3 sm) del umbral de pista	X	X		
(iv)	Luces de centro de pista y definición de calles de rodaje desde 5 Km (3 sm)	X	X	X	X
(v)	Luces de umbral de pista y luces de zona de toque desde 3 Km (2 sm)	X	X	X	X
(vi)	Marcas de pista dentro del alcance de las luces de aterrizaje para escenas nocturnas según se requiera por la prueba de resolución de superficie para escenas diurnas.	X	X	X	X
(vii)	Para aproximaciones circulando, la pista de aterrizaje y su iluminación asociada debe aparecer a la vista de manera que no distraiga.	X	X	X	X

(5) Contenido del modelo del aeropuerto Mínimo de tres escenarios de aeropuertos concretos, como se define a continuación: (i) Área de aproximación terminal (a) Representación precisa de las características del aeropuerto que deben ser consistentes con los datos publicados y utilizados para la operación de avión (b) Todas las luces representadas deben ser evaluadas acerca de la adecuación de su color, direccionalidad, funcionamiento y separación (p.e. luces de obstrucción, luces de borde, luces de eje, zona de contacto, VASI, PAPI, REIL, y luces estroboscópicas) (c) La representación de la iluminación del aeropuerto debe ser seleccionable a través de controles en el puesto del instructor según se requiera para la operación del avión (d) Capacidad de seleccionar escenas visuales del aeropuerto para cada modelo presentado en cuanto a : (1) Noche (2) Crepúsculo (3) Día (e) Plataformas y edificios terminales que correspondan a escenarios LOFT y LOS (ii) Terreno. Características topográficas generales, culturales y puntos de referencia singulares del terreno (iii) Efectos dinámicos Capacidad de representar peligros en tierra y en aire tales como otro avión que cruce la pista en servicio, o tránsito convergente en vuelo; los peligros deberían ser seleccionables a través de controles en la estación del instructor (iv) Ilusiones: Escenas visuales de operaciones que representan relaciones físicas representativas y conocidas que provocan ilusiones ópticas en el aterrizaje tales como: pistas cortas, aproximaciones para aterrizaje sobre el agua, aproximaciones para aterrizaje sobre superficies mojadas, pistas hacia colinas o desde colinas, terreno sobresaliente en la trayectoria de aproximación, y características tipográficas únicas. Nota.- Las ilusiones ópticas pueden demostrarse en un aeropuerto genérico o uno específico.			X	X
(6) Correlación con el avión y equipamiento asociado (i) Compatibilidad del sistema visual y la programación aerodinámica (ii) Referencias visuales para evaluar la velocidad vertical y la percepción de profundidad durante los aterrizajes.	X	X	X	X
		X	X	X

(iii)	Representación precisa del entorno respecto a la actitud del simulador				
(iv)	La escena visual debe estar correlacionada con los sistemas integrados del avión, cuando estén instalados (p.e sistemas de aviso de proximidad del terreno, de condiciones meteorológicas y de sistemas de guiado head-up (HGS)	X	X	X	X
(v)	Efectos visuales representativos de cada luz externa visible instalada en el avión			X	X
(vi)	Debe proporcionarse la representación del efecto de eliminación de la lluvia		X	X	X
(7) Calidad de la escena				X	X
(i)	La representación de texturas y superficies debe estar libre de cuantificación aparente (aliasis)			X	X
(ii)	Sistema capaz de representar textura realista a todo color			X	X
(iii)	El sistema de puntos luminosos debería estar libre de elementos distractores y distorsionantes.	X	X	X	X
(iv)	Demostración de ocultamiento a través de cada canal del sistema en una escena operacional	X	X		
(v)	Demostración de al menos 10 niveles de ocultamiento por cada canal del sistema en una escena operacional			X	X
(vi)	Sistema capaz de proporcionar efecto focus que simule lluvia y perspectiva del crecimiento de los puntos luminosos			X	X
(vii)	Sistema con capacidades de control discreto de 6 niveles de luz (0-5)	X	X	X	X
(8) Efectos ambientales					
(i)	La escena representada debe corresponder con los contaminantes de superficie e incluir las reflexiones luminosas de una pista mojada, luces parcialmente ocultas por nieve, o los efectos alternativos adecuados.			X	X
(ii)	Representación de condiciones meteorológicas especiales que incluyan el sonido, movimiento y efectos visuales de precipitaciones ligeras, medianas y fuertes próximas a tormenta en despegue, aproximación y aterrizaje en, o por debajo de, la altitud de 600 m (2000 ft) sobre la superficie del aeródromo y dentro de un radio de 16 km (10 sm) del aeródromo.			X	X
(iii)	Deben representarse efectos dentro de nubes tales densidad variable de nube, sensación de velocidad y cambios ambientales			X	X
(iv)	Efecto de capas múltiples de nubes representando condiciones de "pocas" (<i>few</i>), "dispersas" (<i>scattered</i>), "quebradas" (<i>broken</i>) y "cubierto" (<i>overcast</i>) que dan lugar a obstrucción parcial o total de la escena terrestre.			X	X
(v)	Rotura gradual a visibilidad ambiente/RVR, definida como hasta el 10% de la respectiva base de nubes o techo, 20 pies ≤ transición de capa ≤ 200 pies; el efecto de las nubes debe ser evaluado en, o por debajo de, la altitud de 600 m (2000 pies) sobre la superficie del aeródromo y dentro de un radio de 16 km (10 sm) del aeródromo			X	X
(vi)	Visibilidad y medidas RVR en términos de distancia. La Visibilidad/RVR				

	debe ser evaluada en, o por debajo de una altitud de 600 m (2000 pies) sobre la superficie del aeródromo y dentro de un radio de 16 km (10 sm) del aeródromo	X	X	X	X
(vii)	Niebla dispersa (<i>patchy fog</i>) dando el efecto de un RVR variable. Nota.- Patchy fog es conocido también como "patchy RVR"			X	X
(viii)	Efecto de la niebla en la iluminación del aeródromo tal como halos o desenfoques.			X	X
(ix)	Efectos de las luces propias del avión en condiciones de visibilidad reducida, tales como deslumbres, incluyendo luces de aterrizaje, estroboscópicas, y radiofaros (<i>beacons</i>)			X	X
(x)	Deben ser seleccionables desde la posición del instructor el efecto de una tormenta de nieve o de arena cruzando una pista, o calle de rodaje, seca.			X	X
(9)	Controles del instructor respecto a :	X	X	X	X
(i)	Efectos medioambientales tales como, base de nubes, efectos de nubes, densidad de las nubes, visibilidad en km/millas terrestres, y RVR en metros/pies.				
(ii)	Selección de aeródromo/aeropuerto				
(iii)	Iluminación del aeródromo/aeropuerto, incluyendo la variación de la intensidad				
(iv)	Efectos dinámicos, incluyendo trafico en tierra y en vuelo				
(10)	Capacidad de escenarios visuales nocturnos	X	X	X	X
(11)	Capacidad de escenarios visuales en crepúsculo			X	X
(12)	Capacidad de escenarios visuales diurnos			X	X

n. EFECTOS DEL MOVIMIENTO				
A continuación se especifican los efectos de movimiento requeridos para indicar el umbral en el que el miembro de la tripulación de vuelo debería reconocer un evento o situación. Cuando sea aplicable, las características de control direccional, lateral y de cabeceo, deben ser representativas de las del avión, dependiendo del tipo de avión:				
(1) Efectos de rodaje sobre la pista, oleo deflexiones, velocidad en tierra, pista irregular, características de las luces de eje y de borde de pista	*	X	X	X
(a) Después de haberse colocado en la posición de despegue, carretear a varias velocidades, primero en una pista lisa, y notar el efecto de las oleo deflexiones que producen las irregularidades simuladas en la pista. A continuación repetir la prueba con una pista rugosa al 50%, y finalmente repetir la prueba al máximo de rugosidad. Las vibraciones asociadas al movimiento deben verse afectadas por la velocidad y por la rugosidad de la pista. Si hay disponibilidad de tiempo, deberían seleccionarse, además, diferentes pesos brutos, pues es otro factor que afecta, dependiendo del tipo de avión, a las vibraciones asociadas al movimiento. En las pruebas anteriores, además de evaluar los efectos asociados al movimiento, también deben evaluarse los efectos de las luces de eje de pista, las discontinuidades de la superficie en pistas irregulares, así como características de las calles de rodaje.				
(2) Vibración (<i>buffets</i>) en tierra debido al despliegue de deflectores (<i>spoilers</i>) o freno aerodinámico (<i>speedbrakes</i>) y empuje	*	X	X	X
(a) Realizar un aterrizaje normal y usar deflectores (<i>spoilers</i>) en tierra y empuje de reversa, bien individualmente o combinando ambas acciones, para decelerar el avión simulado. No usar los frenos de las ruedas de forma que únicamente se sienta la vibración debido al uso de deflectores (<i>spoilers</i>) de tierra y empuje de reversa.				
(3) Efecto de golpes asociados con el tren de aterrizaje	*	X	X	X
(a) Realizar un despegue normal poniendo especial atención a los golpes que podrían ser perceptibles debido a la extensión máxima del amortiguador después de que las ruedas dejen el suelo (<i>lift-off</i>). Cuando se extienda o retraiga el tren de aterrizaje, se sentirán golpes cuando actúan los seguros (<i>locks</i>) del tren.				
(4) Efectos de golpes asociados con la extensión y retracción del tren de aterrizaje	*	X	X	X
(a) Operar el tren de aterrizaje. Verificar que en el movimiento asociado a la vibración experimentada es razonablemente representativo del avión real.				
(5) Vibración (<i>buffet</i>) en el aire debido a extensión de flap, deflectores (<i>spoilers</i>) o freno aerodinámico y aproximación a la pérdida por vibración (<i>stall buffet</i>).	*	X	X	X
(a) Primero realizar una aproximación y extender los flaps y los slats, especialmente a una velocidad deliberadamente por encima de la velocidad normal de aproximación. En configuración de crucero verificar que las vibraciones asociadas con la extensión de deflectores (<i>spoilers</i>) y aerofrenos. Los efectos anteriores también pueden ser verificados con diferentes configuraciones de aerofreno/flap/tren, a fin de evaluar los efectos de la interacción.				
(6) Vibración (<i>buffet</i>) asociado a la aproximación a la pérdida.	*	X	X	X
(a) Realizar una aproximación a la pérdida con motores al mínimo (<i>idle</i>) y una desaceleración de 1 knot/sg. Verificar que los efectos del movimiento en la vibración, incluyendo el nivel en que se incrementa la sacudida al disminuir la velocidad, son razonablemente representativos del avión real.				
(7) Sensaciones durante la toma de contacto del tren principal y de nariz	*	X	X	X
(a) Volar varias aproximaciones en diferentes regímenes de descenso. Verificar que la sensación de movimiento durante la toma de contacto, para cada régimen de descenso, es razonablemente representativa del avión real.				
(8) Vibración (<i>scuffing</i>) de la rueda de nariz contra el suelo	*	X	X	X
(a) Rodar el avión simulado a varias velocidades y manipular la dirección de la rueda de				

nariz para causar regímenes de guiñada (<i>yaw rates</i>) de manera que la rueda de nariz vibre contra el suelo (<i>scuffing</i>). Evaluar las combinaciones de velocidad/rueda de nariz que son necesarias para producir <i>scuffing</i> y verificar que las vibraciones resultantes son razonablemente representativas del avión real.					
(9)	Efecto del empuje con frenos puestos				
(a)	Con el avión simulado configurado con frenos puestos y empuje de despegue, incrementar la potencia hasta que se presente la vibración (<i>buffet</i>) y evaluar las características. Este efecto es más discernible en aviones con motores en ala. Confirmar que la vibración se incrementa, de manera adecuada, al aumentar la potencia de los motores.	*	X	X	X
(10)	Vibración de mach y maniobras				
(a)	Con el avión simulado compensado a 1 g en vuelo a gran altitud, incrementar la potencia del motor hasta que el número de Mach supere el valor documentado al que se experimenta la vibración (<i>buffet</i>) por número de Mach. Verificar que la vibración se presenta al mismo número de Mach que en el avión (para la misma configuración) y que los niveles de vibración son razonablemente representativos del avión real. En el caso de algunos aviones, puede presentarse la sacudida por maniobras al realizar virajes en vuelo a condiciones mayores de 1 g, especialmente a grandes altitudes.	*	X	X	X
(11)	Dinámica del fallo de ruedas				
(a)	Dependiendo del tipo de avión, un fallo en una rueda individual puede no ser advertido necesariamente por el piloto, y por ello no debería haber ningún efecto especial de movimiento. Pero existe la posibilidad de algún sonido o vibración asociada con la pérdida de presión real. Seccionando un fallo múltiple de ruedas en el mismo lado, el piloto puede sentir alguna guiñada que podría requerir el uso del timón de dirección para mantener el control del avión.			X	X
(12)	Fallos o daños en el motor				
(a)	Las características de un malfuncionamiento del motor, de acuerdo a lo estipulado el documento de definición de fallos de funcionamiento del simulador de vuelo específico, debe describir los efectos especiales de movimiento que vaya a sentir el piloto. Los instrumentos asociados al motor deben variar de acuerdo a la naturaleza del fallo.	*	X	X	X
(13)	Roce de la cola (<i>tail strike</i>) y roce de motor (<i>pod</i>)				
(a)	El roce de la cola puede ser verificado mediante una sobrerotación del avión a baja velocidad, por debajo de V_r , mientras realiza el despegue. El efecto puede también ser verificado durante el aterrizaje. El efecto de movimiento asociado debe sentirse como un golpe fuerte. Si el roce de cola (<i>tail strike</i>) afecta al régimen angular del avión, la sensación proporcionada por el sistema de movimiento debe tener en cuenta este efecto.	*	X	X	X
(b)	Excesivo alabeo del avión durante el despegue/aterrizaje podría dar lugar al roce de la góndola del motor (<i>pod strike</i>). El efecto de movimiento asociado debería sentirse como golpe fuerte. Si el <i>pod strike</i> afecta al régimen angular del avión, la sensación proporcionada por el sistema de movimiento debe tener en cuenta este efecto.				

o. SISTEMA DE SONIDO					
(1)	Se deberían realizar las siguientes verificaciones durante un perfil de vuelo normal con movimiento:			X	X
(a)	Precipitación				
(b)	Limpiaparabrisas y removedor de lluvia				
(c)	Sonidos significativos del avión, perceptibles por el piloto durante una operación normal				
(d)	Operaciones anormales que tienen asociados sonidos, tales como pero no limitada a, fallos de motor, fallos en tren/neumático, roce de la cola o el motor (<i>tail strike and pod strike</i>), y fallos en la presurización				
(e)	Sonido de golpe contra el suelo (<i>crash</i>) cuando el simulador es aterrizado por encima de sus limitaciones.				
p. EFECTOS ESPECIALES					
(1)	Dinámica de frenos			X	X
(a)	Dinámica representativa de fallos en frenos incluyendo anti-resbalamiento y disminución en la eficacia de frenado debido al calentamiento de los frenos, todo ello en base a los datos de avión. Estas representaciones deben ser lo suficientemente realistas para que los pilotos identifiquen los problemas y apliquen los procedimientos adecuados. El mando lateral-direccional y de cabeceo en el simulador deben ser representativos de los del avión.				
(2)	Efectos de engelamiento del fuselaje y motor			X	X
(a)	Ver Apéndice 1 al RAC-STD 1A.030, apartado 2.1 (t)				
NOTA: Para simuladores de Nivel "A" el asterisco (*) indica la necesidad de la presencia del efecto apropiado					

Apéndice 1 a la CA-STD 1A.030 (MAC)

Tolerancias de las pruebas de validación

El siguiente es un material explicativo e interpretativo (MEI) concerniente a las pruebas de validación

1 Antecedentes

1.1 Las tolerancias listadas en la CA-STD 1A.030 (MAC) están diseñadas para ser una medida del grado de coincidencia de los datos, utilizando los datos de las pruebas en vuelo como datos de referencia.

1.2 Existen muchas razones para que una prueba en particular no coincida completamente con las tolerancias prescritas:

- (a) Las pruebas en vuelo están sujetas a muchas fuentes de error potencial, p.e. errores de instrumentos y perturbaciones atmosféricas durante la toma de datos.
- (b) Datos que presenten una rápida variación o ruido pueden hacer difícil la coincidencia,
- (c) Datos del simulador de ingeniería, u otros datos calculados, también pueden presentar errores debido a una gran variedad de diferencias potenciales discutidas posteriormente.

1.3 Al aplicar las tolerancias a cualquier prueba, debe aplicarse buen criterio de ingeniería. Cuando una prueba está claramente fuera de las tolerancias prescritas sin que existan razones que lo justifiquen, entonces debe concluirse que la prueba ha fallado.

1.4 El uso como datos de referencia de datos no procedentes de pruebas en vuelo fué muy pequeño en el pasado, y por ello estas tolerancias fueron utilizadas en todas las pruebas. La inclusión de este tipo de datos como datos de validación ha crecido rápidamente, y probablemente continuará incrementándose en el futuro.

1.5 Cuando se utilizan datos de ingeniería del simulador, la base para su utilización es que los datos de referencia sean producidos utilizando los mismos modelos de simulación que los utilizados en el simulador de entrenamiento de vuelo equivalente, p.e. los dos juegos de resultados deben ser “esencialmente” similares. El uso de tolerancias basadas en pruebas en vuelo puede socavar la base para el uso de datos de ingeniería del simulador, debido a que se requiere una coincidencia esencial para demostrar la adecuada implementación del paquete de datos.

1.6 Por supuesto existen razones para que los resultados de las dos fuentes pudieran diferir:

- (a) Hardware (unidades de aviónica y controles de vuelo)
- (b) Regímenes de iteración (*iteration rates*)
- (c) Ordenes de ejecución
- (d) Métodos de integración
- (e) Arquitectura del procesador
- (f) Tendencia Digital:
 - (1) Métodos de interpolación

- (2) Diferencias en el manejo de los datos
- (3) Tolerancias de compensación en las pruebas automáticas

1.7 En cualquier caso, las diferencias deben ser pequeñas y las razones para cualquier diferencia, distintas de las listadas anteriormente, deben estar claramente justificadas.

1.8 Históricamente, los datos de simulación de ingeniería fueron utilizados exclusivamente para demostrar cumplimiento con ciertas capacidades adiciones del modelo, tales como:

- (a) Datos de pruebas en vuelo que, razonablemente, pudieran no estar disponibles.
- (b) Datos procedentes de la simulación de ingeniería constituyan sólo una pequeña proporción del conjunto de datos de validación.
- (c) Areas clave validadas contra datos de pruebas en vuelo.

1.9 El rápido crecimiento del uso de datos de simulación de ingeniería, y la previsión de que su utilización se incremente, es un hecho importante debido a:

- (a) Los datos de pruebas en vuelo no estan frecuentemente disponibles por razones justificadas.
- (b) Se han desarrollado soluciones técnicas alternativas
- (c) El costo es siempre un elemento presente

1.10 Por tanto se necesitan guías para la aplicación de las tolerancias a datos de validación generados mediante simulación de ingeniería.

2 Tolerancias para datos no procedentes de pruebas en vuelo

2.1 Cuando se utilizan datos del simulador de ingeniería, u otros, no procedentes de pruebas en vuelo, como referencia para los datos de validación en las pruebas objetivas listadas en la tabla de pruebas de validación, la coincidencia obtenida entre los datos de referencia y los resultados del simulador de vuelo debe ser muy estrecha. La imposibilidad de definir un juego preciso de tolerancias por otras razones que no sean una coincidencia exacta dependerá del numero de factores discutidos en el apartado uno de este Apéndice.

2.2 Como guía puede utilizarse lo siguiente: a menos que exista una razón que justifique una variación significativa entre los datos de referencia y los del simulador de vuelo, sería apropiado aplicar un 20% a las tolerancias fijadas para los datos procedentes de los "pruebas en vuelo".

2.3 Para que este criterio sea aplicable (20% de las tolerancias aplicadas a las pruebas en vuelo), el suministrador de los datos debe proporcionar un modelo matemático muy bien documentado, así como un procedimiento de prueba que permita realizar una replica exacta de los resultados de la simulación de ingeniería.

Apéndice 2 al CA-STD 1A.030 (MAC)

Mapa de ruta (*roadmap*) de los datos de validación

1 General

1.1 Los fabricantes de aviones, u otras fuentes, deberían proporcionar un documento con el mapa de ruta (*roadmap*) de datos de validación (VDR) como parte del paquete de datos. El documento VDR contiene material guía del proveedor de datos de validación del avión, recomendando las mejores fuentes posibles de datos que deben ser usadas como datos de validación en la QTG. El VDR es especialmente valioso en los casos de solicitudes de calificación “provisional”, solicitudes de calificación de simuladores de aviones certificados antes de 1992, y para la calificación de equipamiento alternativo de motores y aviónica (Ver Apéndice 3 y 4 de esta CA). El VDR debe ser remitido a la Autoridad con la mayor antelación posible dentro de las etapas planificadas para la evaluación de un simulador de vuelo de acuerdo con los estándares aquí contenidos. La Autoridad es la responsable final de la aprobación de los datos a ser utilizados como material de validación en la QTG. La FAA Nacional Simulator Program Manager y el Joint Aviation Authorities synthetic Training Devices Advisory Board se han comprometido a mantener una lista de VDR coincidentes.

1.2 El mapa de datos de validación debe identificar claramente (en formato matricial) las fuentes de datos para todos los ensayos requeridos. También debe proporcionar guías respecto a la validez de esos datos para un tipo de motor específico y configuración de régimen de empuje, y los niveles de revisión de toda la aviónica que afecte a las performance y cualidades de maniobrabilidad del avión. Este documento debe incluir justificaciones y explicaciones para la utilización de los datos de simulación de ingeniería, en los casos donde se hayan perdido datos o parámetros de vuelos de prueba, donde los métodos para realizar las pruebas en vuelo requieran una explicación, etc, junto con una breve descripción de la causa/efecto de cualquier desviación de los requisitos de los datos. Además, el documento debe hacer referencia a otras fuentes apropiadas de datos de validación (p.e. documentos de datos de vibraciones y sonido)

1.3 En la tabla 1 siguiente, se presenta un ejemplo de mapa de datos genérico identificando las fuentes de datos de validación para una lista reducida de ensayos. La matriz completa debe incluir todas las condiciones de los ensayos.

1.3 Adicionalmente, se dan dos ejemplos al respecto en el Apéndice F del documento IATA Flight Simulator Desing & Performance Data Requirement. Estos ejemplos ilustran el tipo de avión y la información de la configuración de aviónica, así como la justificación de ingeniería utilizada para describir anomalías en los datos, cuando se proporcionan datos alternativos o para proporcionar a la Autoridad una base aceptable para obtener desviaciones de los requisitos de validación de la QTG.

ICAO IATA #	Descripción de la prueba	Fuente de Validación		Documentos de Validación							Comentarios
	Notas: 1 Solo se muestra una página; y algunas condiciones en la prueba fueron omitidas para abreviar; 2. Material relevante regulatorio debe de ser consultado y todas las pruebas aplicables deben de ser llevadas a cabo; 3. La fuente de validación, documentos y los comentarios aquí provistos son solamente para referencia y no constituyen una aprobación de uso.	Modo CCA*	Prueba de datos del Vuelo de la aeronave	Simulación de datos de Ingeniería (Motores DEF-73)	Aerodinámica POM Doc. # XXX123, Rev. A.	Controles de Vuelo POM Doc. # XXX456, New	Manejo en tierra POM Doc. # XXX789, Rev. B.	Propulsión POM Doc. # XXX321, Rev. C.	Integración POM Doc. # XXX654, Rev. A.	Apéndice a este VOR Doc. # XXX987, NEW	D71= Tipo de motor: DEF-71, valor de empuje 71.5K D73= Tipo de motor: DEF-73, valor de empuje 73K NEGRITA ;en mayúscula denota la fuente primaria de validación Minúsculas; denotan la fuente alternativa de validación R= Razonamiento incluido en el Apéndice VDR
1.a.1	Radio Mínimo de giro		X				D71				
1.a.2	Tasa de giro y's. Angulo de tren de nariz (2 velocidades)		X				D71				
1.b.1	Tiempo y distancia de aceleración en tierra		X				d73		D73		Información primaria contenida en el IPOM
1.b.2	Control mínimo de velocidad, en tierra (Vmcg)		X	X	d71						Mire el razonamiento de ingeniería para cada prueba de datos en la VDR
1.b.3	Velocidad mínima sin palanca (Vmu)		X		D71						
1.b.4	Despegue Normal		X		d73				D73		Información primaria contenida en el IPOM
1.b.5	Falla crítica en motor durante el despegue		X		d71					D73	Valor alternativo de desempeño del motor, datos de vuelo de prueba en la VDR
1.b.6	Vientos cruzados en despegue		X		d71					D73	Valor alternativo de desempeño del motor, datos de vuelo de prueba en la VDR
1.b.7	Despegue abortado		X		D71					E	Procedimientos de prueba anormales, mire el razonamiento
1.b.8	Falla Dinámica de motor después del despegue			X						D73	No está disponible la información de datos de vuelo de prueba, mire el razonamiento
1.c.1	Ascenso normal- todos los motores		X		d71				D71		Información primaria contenida en el IPOM
1.c.2	Ascenso- Motor fuera, segundo segmento		X		d71					D73	Valor alternativo de desempeño del motor, datos de vuelo de prueba en la VDR
1.c.3	Ascenso- Motor fuera, en ruta		X		d71					D73	Información disponible AFM (73K)
1.c.4	Motor-fuera, acercándose ascenso		X		D71						
1.c.5.a	Nivel de vuelo aceleración		X	X	d73					D73	Tarjeta de datos de motor modificada EEC radio de aceleración en VDR
1.c.5.b	Nivel de vuelo desaceleración		X	X	d73					D73	Tarjeta de datos de motor modificada EEC radio de aceleración en VDR
1.d.1	Desempeño en crucero		X		D71						
1.e.1.a	Tiempo y distancia de parada (frenos de ruedas/peso liviano)			X	D71					d73	No está disponible la información de datos de vuelo de prueba, mire el razonamiento
1.e.1.b	Tiempo y distancia de parada (frenos de ruedas/peso medio)		X	X	D71					d73	
1.e.1.c	Tiempo y distancia de parada (frenos de ruedas/bastante peso)		X	X	D71					d73	
1.e.2.a	Tiempo y distancia de parada (Empuje de reversa/liviano)		X	X	D71					d73	
1.e.2.b	Tiempo y distancia de parada (Empuje de reversa /peso medio)			X	d71					D73	No está disponible la información de datos de vuelo de prueba, mire el razonamiento

*1 El Modo CCA se describirá para cada condición de prueba.

*2 Si hay más de un tipo de una aeronave (ej: derivados de la línea base) son usados como datos de validación, podrán ser necesarias más columnas

Apéndice 3 a la CA-STD 1A.030 (MAC)**Requisitos de datos para equipamiento de otros motores, además del motor base – Guías para la aprobación****1 Antecedentes**

1.1 Para un nuevo tipo de avión, la mayoría de los datos de validación se toman de la primera configuración del avión con un tipo de motor “base” (“baseline”). Estos datos son los utilizados para validar todos los simuladores de vuelo que representen ese tipo de avión.

1.2 En el caso de simuladores de vuelo que representen un avión con motores de un tipo diferente al base, o con un régimen de empuje distinto a las configuraciones previamente validadas, pueden necesitarse datos de validación de pruebas en vuelo adicionales.

1.3 Cuando es necesario calificar un simulador de vuelo con motores adicionales o distintos al base, la QTG debe contener pruebas relativas a la obtención de datos de validación de pruebas en vuelo para los casos específicos en los que se espera que las diferencias de motor sean significativas.

2 Guía para la aprobación de equipamiento de otros motores distintos al base

2.1 Se aplicarán las siguientes guías a simuladores de vuelo que representen aviones con motores distintos al base, o con más de un tipo de motor o régimen de empuje.

2.2 Las pruebas de validación pueden dividirse en aquellas dependientes en el tipo de motor o valores de empuje y aquellas que no.

2.3 Para pruebas que son independientes del tipo de motor o del valor de empuje, la QTG puede basarse en datos de validación de cualquier motor. Pruebas en esta categoría deben ser claramente identificadas..

2.4 Para aquellas pruebas que se vean afectados por el tipo de motor, la QTG debe contener suficientes datos de pruebas en vuelo, específicos del motor, para validar la configuración particular avión-motor. Estos efectos pueden ser debidos a características dinámicas del motor, niveles de empuje y/o cambios en la configuración avión-motor relativos al motor. Esta categoría está caracterizada principalmente por diferencias entre los diferentes fabricantes de motores, pero también incluye diferencias debidas a cambios significativos en el diseño del motor respecto configuraciones previamente validadas en vuelo dentro de un único tipo de motor. Ver tabla 1 siguiente para una lista aceptable de ensayos.

2.5 Para aquellos casos en los que el tipo de motor sea el mismo, pero el régimen de empuje excede a la configuración previamente validada en un 5% o más, o es significativamente menor que el régimen más bajo previamente validado (una disminución de un 15% o mayor), la QTG debe contener datos de pruebas en vuelos específicamente seleccionados para el motor, suficientes para validar los niveles de empuje de los otros motores. Ver tabla 1 siguiente donde se presenta una lista de ensayos aceptables. Sin embargo, si el fabricante del avión, calificado como un proveedor de datos de validación de acuerdo con las guías del Anexo B, demuestra que un incremento del empuje mayor del 5% no cambiará significativamente las características de vuelo del avión, entonces no se necesitarán los datos de validación.

2.6 No se requieren datos de pruebas en vuelo adicionales para regímenes de empuje que no sean significativamente diferentes del utilizado en el avión “ base”, o de otra configuración avión-motor validada en vuelo (p.e menos del 5% por encima, o del 15% por debajo), excepto lo indicado en el apartado 2.7 y 2.8 siguientes. Por ejemplo, una configuración validada con 50.000 libras de

empuje de motor, no se requieren datos de validación de vuelo adicionales para empujes entre 45.500 y 52.500 libras. Si se evalúan múltiples empujes de motor, únicamente son necesarios los datos de ensayos para valor más alto.

2.7 Deben proporcionarse los datos de calibración de empuje (p.e. comando de ajuste de parámetros de potencia frente a posición de la palanca de empuje) para validar todos los tipos de motor distintos al “base”, así como los regímenes de empuje de motor que sean mayores o menores que los de un motor previamente validado). Son aceptables datos de pruebas en un avión o pruebas de ingeniería en banco, siempre y cuando se utilice el mando de motor correcto (tanto hardware como software).

2.8 Los datos de validación descritos en los apartados 2.4 hasta 2.7 anteriores, deben estar basados en datos de vuelo, excepto lo indicado en esos apartados, o donde la utilización de otros datos este específicamente permitido dentro de la CA-STD 1A.030 (MAC) (c)(1). Sin embargo si la certificación de las características de vuelo del avión con un nuevo empuje (independientemente del porcentaje de cambio) requiere pruebas en vuelo de certificación, relativas a estabilidad e instrumentación de control de vuelo, entonces las condiciones de la tabla 1 siguiente deben obtenerse de pruebas en vuelo y presentadas en la QTG. Caso contrario, no se requieren datos de pruebas en vuelo distintos a los de calibración de empuje, según se ha descrito anteriormente, si se certifica el nuevo empuje del avión sin necesidad de un paquete de datos de estabilidad e instrumentación de control de vuelo.

2.9 Suplementariamente a las pruebas en vuelo específicas del motor de la tabla 1 siguiente, y las pruebas independientes del conjunto avión-motor básico, deben proporcionarse en la QTG datos de validación de ingeniería específicos del motor, a fin de facilitar la realización completa del QTG con la configuración alternativa de motor. Estas pruebas de validación específicas deben estar apoyados por datos de simulación de ingeniería acordados con la Autoridad con anterioridad a la evaluación del simulador de vuelo.

2.10 Debe proporcionarse en la QTG, la matriz o “mapa de ruta” (*roadmap*), que indique las fuentes apropiadas de datos de validación para cada prueba (ver Apéndice 2 en esta CA)

Se consideran apropiadas las siguientes condiciones para las pruebas en vuelo (una por número de prueba), y deben ser suficientes para validar la incorporación de una configuración alternativa de motor en un simulador de vuelo.

NUMERO DE PRUEBA	DESCRIPCION DE LA PRUEBA	TIPO DE MOTOR ALTERNATIVO	CAPACIDAD ALTERNATIVA DE EMPUJE ²
1.b.1,4	Tiempo y distancia de Despegue Normal/aceleración en tierra	X	X
1.b.2	Velocidad Mínima de Control en tierra (V_{mcg}) de la aeronave si es realizada para la certificación del aeroplano	X	X
1.b.5	Despegue con pérdida de motor	X	
1.b.8	Falla dinámica en el motor después del despegue		
	Cualquier prueba puede realizarse		
1.b.7	Aborto del despegue si se realizó para la certificación del avión	X	
1.d.1	Desempeño en crucero	X	
1.f.1, 2	Aceleración y desaceleración del motor	X	X
2.a.7	Calibración del obturador de gasolina ¹ (Throttle)	X	X
2.c.1	Efectos Dinámicos en cambios de potencia (aceleración)	X	X
2.d.1	Velocidad Mínima de Control en aire (V_{mca}) si es realizada para la certificación del avión	X	X
2.d.5	Ajuste de motor inoperativo	X	X
2.e.1	Aterrizaje normal	X	
¹ Debe mantenerse para todos los cambios en los tipos de motores o capacidad de empuje (vea párrafo 2.7) ² Mire los párrafos 2.5 al 2.8 para una definición de las capacidades de empuje aplicables.			

Apéndice 4 a la CA-STD 1A.030(MAC)**Requisitos de datos para aviónica alternativa (controladores-computadores relacionados con el vuelo) – Guías para la aprobación.****1 Antecedentes**

1.1 Para un nuevo tipo de avión, la mayoría de los datos de validación se toman de la primera configuración del avión con un equipamiento “base” (“*baseline*”) de aviónica (ver apartado 2.2 siguiente). Estos datos son los utilizados para validar todos los simuladores de vuelo que representen ese tipo de avión.

1.2 En el caso de simuladores de vuelo que representen un avión cuya aviónica tenga un diseño diferente de hardware al del avión-base, o con una revisión de software diferente a las configuraciones previamente validadas, puede necesitarse datos de validación adicionales.

1.4 Cuando es necesario calificar un simulador de vuelo con configuraciones adicionales o alternativas de aviónica, la QTG debe contener pruebas relativas a la obtención de datos de validación para casos específicos en los que se espera que las diferencias debidas a la aviónica sean significativas.

2 Guías para la aprobación de validación de aviónica alternativa

2.1 Se aplicaran las siguientes guías a simuladores de vuelo que representen aviones con una configuración de aviónica revisada, o con más de una configuración de aviónica.

2.2 La aviónica del avión puede dividirse en aquellos componentes o sistemas que pueden afectar significativamente a la QTG y los que no. Los siguientes son ejemplos de aviónica en los que los cambios en el diseño del hardware o actualización de las revisiones del software pudieran dar lugar a diferencias significativas respecto a la configuración de aviónica del avión-base: computadores de control de vuelo y controladores para motores, piloto-automático, sistema de frenos, sistema de guiado de la rueda de nariz, sistema de alta sustentación y sistemas de tren de aterrizaje. También debe considerarse la aviónica sobre el aviso de pérdida, y sistemas de ganancia. El fabricante del avión debe identificar para cada prueba de validación sobre los sistemas de aviónica, los posibles cambios en los resultados en el caso de que hubiera una configuración de aviónica diferente.

2.3 Los datos de validación del avión-base deben estar basados en datos de pruebas en vuelo, excepto cuando esté específicamente permitido la utilización de otros datos (ver CA -STD 1A.030 (c)(1)(MAC) y (MEI)).

2.4 Para cambios en los sistemas o componentes de aviónica que no afecten a los resultados de los ensayos de validación del MQTG, las pruebas del QTG pueden estar basadas en datos de validación de la configuración de aviónica previamente validada.

2.5 Para cambios en los sistemas o componentes de aviónica que pudieran afectar una prueba de validación de la QTG, pero en los que la prueba no se ve afectado por ese cambio específico en los sistemas o componentes de aviónica, (p.e. el cambio de aviónica consiste en una actualización BITE o una modificación en una fase de vuelo diferente), la prueba de la QTG puede estar basado en datos de validación de configuraciones de aviónica previamente validadas. El fabricante del avión debe especificar claramente qué cambios en la aviónica no afectan las pruebas.

2.6 Para cambios en la aviónica que afecten a algunos ensayos de la QTG, pero que no añadan nuevas funcionalidades y el impacto del cambio de aviónica en la respuesta del avión tiene un efecto

pequeño y bien entendido, entonces la QTG puede estar basada en datos de validación de configuraciones de aviónica previamente validadas. Estas situaciones deben ser suplementadas con datos de validación de la aviónica específicos proporcionados mediante simulación de ingeniería del fabricante del avión, generados para la nueva configuración de aviónica. En estos casos, el fabricante del avión debe proporcionar una justificación de la naturaleza del cambio y sus efectos en las respuestas del avión.

2.7 Para cambios de aviónica que afecten significativamente algunas pruebas de la QTG, especialmente cuando se añaden nuevas funcionalidades, la QTG debe estar basada en ensayos de validación procedentes de configuraciones de aviónica validadas previamente, y suplementados con datos de pruebas en vuelo específicos para la nueva configuración de aviónica, en número suficiente para validar la nueva configuración. Sin embargo, pueden no ser necesarios vuelos de validación de datos si los cambios en la aviónica fueron certificados sin necesidad de paquete de datos de instrumentación de vuelo.. El fabricante del avión debe coordinar con la Autoridad, con la antelación suficiente, los requisitos de datos de simulador en estos casos.

2.8 Debería proporcionarse en la QTG , la matriz o “mapa de ruta” (*roadmap*), indicando las fuentes de datos de validación apropiadas para cada prueba (ver Apéndice 2 en esta CA)

Apéndice 5 al CA-STD 1A.030(MAC)**Método de ensayo del retardo de respuesta (*transport delay*)****1 General**

1.1 El objetivo de este Apéndice es demostrar cómo determinar el retardo de respuesta introducido por medio de los sistemas del simulador de vuelo, de manera que no exceda un retardo de tiempo especificado. Es decir, la medida del retardo de respuesta desde que se hace una acción sobre los controles (*inputs*) , su paso a través de los interfaces, de los módulos del computador principal, y regreso desde el interface hasta los sistemas de movimiento, visual y instrumentos, y demostrar que ese tiempo no es mayor de 150 mseg.

1.2 Se describen a continuación cuatro ejemplos de retardo de respuesta:

- (a) Simulación de aviones clásicos no controlados por computadora.
- (b) Simulación de aviones controlados por computadora utilizando cajas negras reales de avión.
- (c) Simulación de aviones controlados por computadora utilizando software de emulación de las cajas de avión.
- (d) Simulación utilizando aviónica simulada por software o instrumentación simulada.

1.3 La figura 1 ilustra el método de ensayo del retardo de respuesta para un avión no-controlado por computador o la prueba clásica de retardo de respuesta.

1.4 Ya que en este caso no hay retardo inducido por el avión, el retardo de respuesta total es equivalente al retardo introducido

1.5 La figura 2 ilustra el método de ensayo del retardo de respuesta utilizado en un simulador de vuelo que utiliza un sistema de control real de un avión.

1.6 Para obtener el retardo de respuesta inducido en las señales del sistema visual, de movimiento e instrumentos, el retardo inducido por el controlador del avión debe ser restado del retardo de respuesta total. Esta diferencia representa el retardo inducido y no debe exceder de 150 mseg.

1.7 El retardo de respuesta introducido es medido desde la señal de entrada sobre un control de la cabina de vuelo hasta la reacción de los sistemas visual, movimiento e instrumentos. (Ver figura 1)

1.8 Otra alternativa es introducir la señal de entrada (input) después del sistema controlador avión y medir el retardo de respuesta directamente desde la introducción de la señal de entrada hasta la reacción del sistema visual, movimiento e instrumentos. (Ver figura 2)

1.9 La figura 3 ilustra el método de prueba del retardo de respuesta empleado en un simulador de vuelo que utiliza un sistema de control del simulado emulado por software.

1.10 Utilizando la arquitectura del sistema de controlador simulado para cabeceo, alabeo y guiñada, no es posible medir de una manera sencilla el retardo de respuesta introducido. Por ello la señal debe ser medida directamente desde el controlador piloto. Como en el avión real el sistema de controlador (*controller*) tiene un retraso inherente, de acuerdo a lo establecido por el fabricante del avión, el fabricante del simulador de vuelo debe medir el retardo total de la respuesta y restarla del

retardo inherente de los componentes reales del avión, y asegurar que el retardo introducido no excede de 150 mseg.

1.11 Medidas especiales para las señales de instrumentos en simuladores que utilicen sistemas de presentación de instrumentos reales del avión, frente a aquellos que utilizan instrumentación simulada. En el caso de sistemas de instrumentos de vuelo, debe medirse el retardo de respuesta total y restarle el retardo inherente a los componentes reales del avión, para asegurar que el retardo introducido no excede de 150 mseg.

1.11.1 La figura 4A ilustra el procedimiento de retardo de respuesta sin la simulación de los sistemas de presentación (*displays*) del avión. El retardo introducido consiste en el retardo entre el movimiento del control y cambio en el instrumento en el bus de datos.

1.11.2 La figura 4B ilustra el método de prueba modificado requerido para medir correctamente el retardo introducido debido al software de la aviónica o instrumentos re-hosted.. Debe medirse el retardo de respuesta total de los instrumentos simulados y sustraerle el retardo del avión. Esta diferencia representa el retardo introducido y no debe exceder de 150 mseg. El retardo inherente del avión entre el bus de datos y el display se indica como XX mseg (ver figura 4A). El fabricante del sistema de presentación (display) debe proporcionar este retardo.

1.12 Señales registradas. Las señales registradas para realizar los cálculos del retardo de respuesta deben ser explicadas mediante un diagrama de bloques. El fabricante del simulador también debe proporcionar una explicación de porqué fue seleccionada cada señal y cómo están relacionadas con las descripciones anteriores.

1.13 Interpretación de los resultados. Es normal que los resultados del simulador de vuelo varíen a lo largo del tiempo y de una prueba a otra. Esto puede ser explicado fácilmente mediante un factor denominado "incertidumbre del muestreo". Todos los simuladores funcionan a un régimen específico. Cuando todos los módulos son ejecutados secuencialmente en el computador central (host). Sin embargo se puede dar una señal de entrada sobre los controles en cualquier momento de la iteración, pero estos datos no serán procesados hasta que no comience la nueva iteración. Para un simulador de vuelo que funcione a 60 Hz puede esperarse una respuesta, en el peor de los casos, entre los 16 y 64 mseg. Además, en algunas condiciones, el computador central (*host*) y el sistema visual no tienen el mismo régimen de iteración, por ello la salida del computador principal (*host*) al sistema visual no siempre esta sincronizada.

1.14 El ensayo de retardo de respuesta debe tener en cuenta los modos de operación del sistema visual tanto con luz diurna como nocturna. En ambos casos la tolerancia es de 150 mseg, y la respuesta del sistema de movimiento debe ocurrir antes del final del primer escaneo de video que contenga la nueva información.

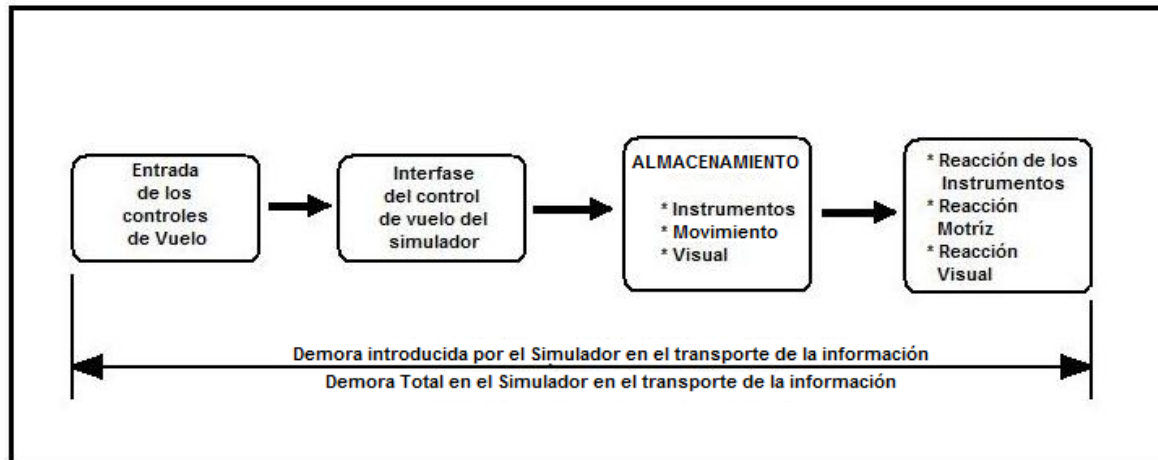


Figura 1: Retardo de respuesta para Simulación de aviones clasicos no controlados por computadora.

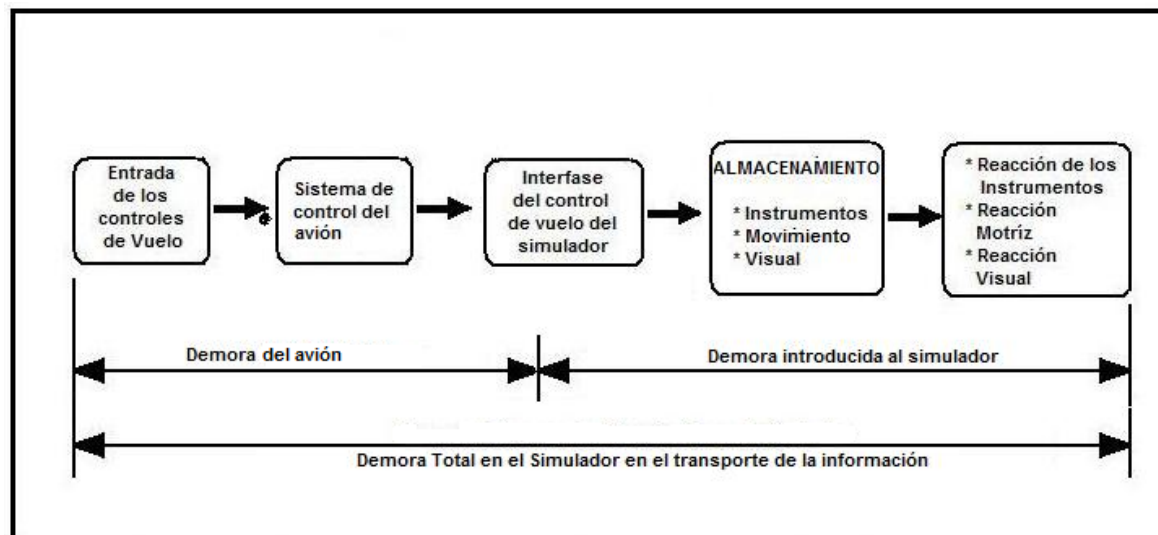


Figura 2: Simulación de aviones controlados por computador utilizando cajas negras reales de avion.

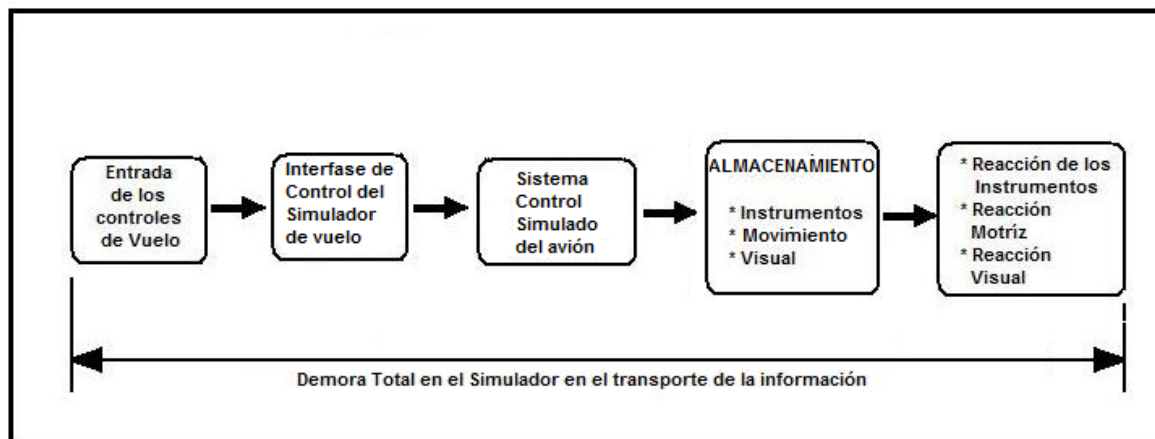


Figura 3: Simulación de aviones controlados por computador utilizando un software de emulación de las cajas de avión

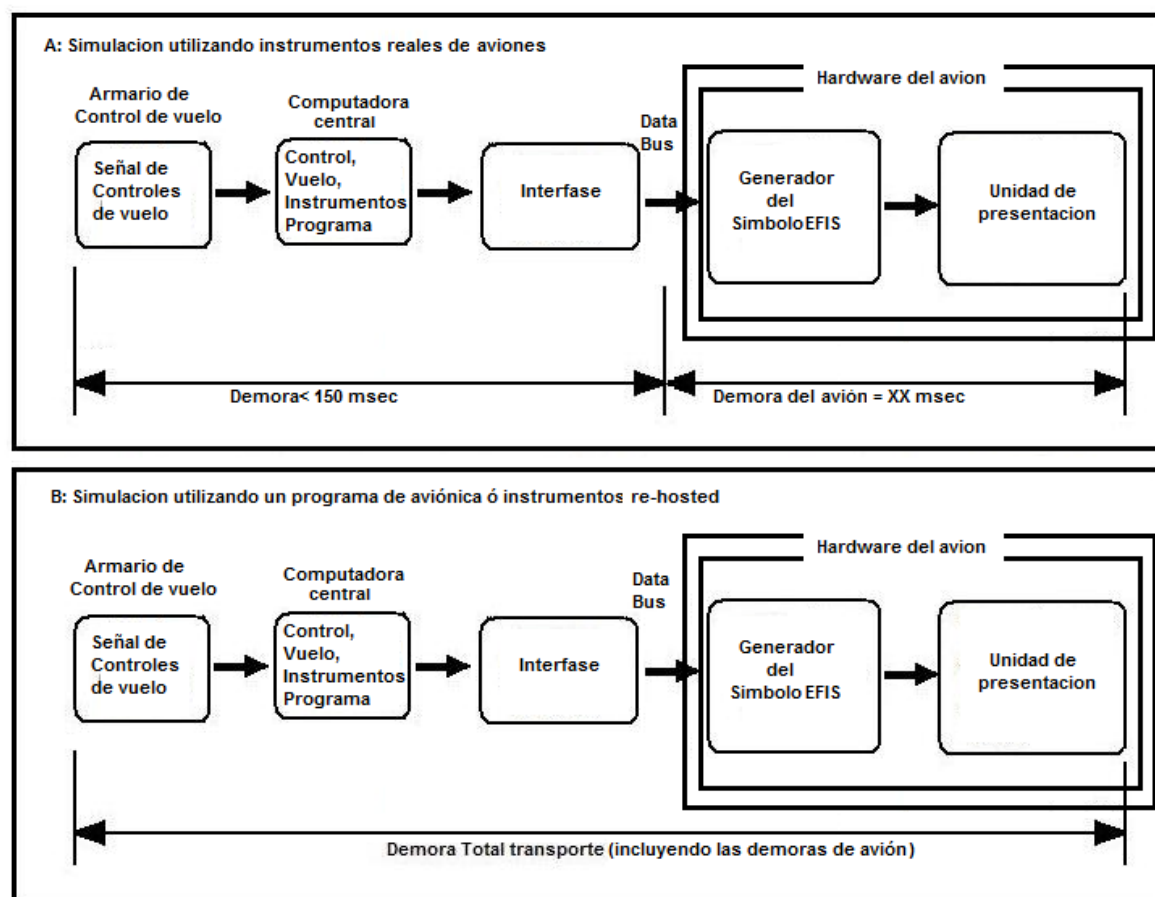


Figura 4A y 4B: Demora de transporte para una simulación usando aviones reales ó re-hosted

Apéndice 6 al CA-STD 1A.030(MAC)**Evaluaciones recurrentes – Presentación de los datos de las pruebas de validación****1 General**

1.1 Durante la evaluación inicial de un simulador de vuelo se crea la MQTG. Este es un documento maestro, con el que se comparan los resultados de las pruebas realizadas durante la evaluación recurrente del simulador.

1.2 El método actualmente aceptado para presentación de los resultados de los ensayos de la evaluación recurrente es el de presentar los datos del simulador de vuelo impresos superpuestos a los datos de referencia. Los resultados de las pruebas deben ser entonces revisados cuidadosamente para determinar si la prueba está dentro de las tolerancias especificadas. Este proceso puede consumir mucho tiempo, especialmente cuando los datos presentan variaciones muy rápidas o una aparente anormalidad, requiriéndose entonces criterios de ingeniería al aplicar las tolerancias. En estos casos la solución es comparar los resultados con los de la MQTG. Si los resultados recurrentes son iguales a los de la MQTG, la prueba es aceptada. Tanto el operador del simulador como la Autoridad intentan determinar si hay cambios en el rendimiento (performance) del simulador desde la evaluación inicial.

2 Presentación de los datos de las pruebas de validación

2.1 Para facilitar una evaluación recurrente más eficiente, se recomienda a los operadores de los simuladores de vuelo que presenten los resultados de las pruebas de validación recurrentes sobrepuestos a los resultados de la MQTG obtenidos durante la evaluación inicial, o enmienda posterior. Cualquier cambio en las pruebas de validación será entonces rápidamente detectado. Además al imprimir los resultados de los ensayos de validación recurrentes, y los del MQTG, los operadores pueden elegir presentar también los datos de referencia.

2.2 No se establecen tolerancias para los resultados de las pruebas de validación recurrentes y los del MQTG. Se deja la investigación de cualquier discrepancia entre los datos de la MQTG y los de la evaluación recurrente a la discreción del operador y la Autoridad.

2.3 Diferencias entre los dos juegos de resultados, distintas a pequeñas variaciones atribuibles a causas de la repetitividad (ver Apéndice 1 a este CA), que no puedan ser justificables fácilmente, pueden requerir una investigación.

2.4 El simulador de vuelo debe mantener la capacidad de presentar los resultados de las pruebas de validación, tanto manual como automáticamente, junto a las referencias.

**CA-STD 1A.030(MEI) Simuladores de Nivel “A”
(Ver RAC-STD 1A.030)**

El siguiente es un material explicativo e interpretativo (MEI) sobre los simuladores Nivel A

1 Antecedentes

1.2 Al determinar la efectividad del costo de cualquier simulador de vuelo, deben tomarse en cuenta factores tales como entorno, seguridad, precisión, repetitividad, calidad y profundidad del entrenamiento, condiciones atmosféricas y congestión del espacio aéreo.

1.3 Si bien el RAC-STD 1A reconoce los criterios para simuladores Nivel A establecidos por la FAA en la AC 120-40B, los requisitos establecidos por las diferentes entidades reguladoras para el simulador de vuelo de nivel más bajo, no parecen haber promovido el interés en la adquisición de simuladores de menor costo para los aviones más pequeños generalmente utilizados en aviación general.

1.4 Los costos más significativos en la producción de un simulador son debidos a:

- (a) Paquete de datos específico para el tipo de avión
- (b) Datos de pruebas en vuelo para la QTG
- (c) Sistema de movimiento
- (d) Sistema visual
- (e) Controles de vuelo, y
- (f) Partes de avión

NOTA.- A fin de disminuir el costo de compra de un simulador de vuelo nivel A, se ha examinado cada elemento de esta lista, a fin de reducir los requisitos cuando sea posible, a la vista de los créditos que pueden conseguirse en este tipo de simulador de vuelo para entrenamiento, verificaciones y pruebas

2 Paquete de datos

2.1 El costo para producir datos de pruebas en vuelo específicos en cantidad suficiente para proporcionar un modelo aerodinámico, de motor, y de controles de vuelo, completo, puede ser significativo. Se promueve la utilización de paquetes de datos específicos de una clase de avión, que después son ajustados para representar un tipo específico de avión dentro de esa clase (p.e. PA34 a PA31). Esto puede hacer posible disponer de un paquete de datos de ingeniería “base” para aviones bimotores ligeros, que posteriormente sería ajustados para representar adecuadamente a cualquier avión dentro de un rango de aviones similares. Este trabajo, incluyendo la justificación y explicación de los cambios, debe ser cuidadosamente documentado y puesto a disposición de la Autoridad como parte del proceso de calificación. Debe tenerse presente, además, que para este nivel de simulador de vuelo de menor nivel, se permiten modelos genéricos de control en tierra y de efecto suelo.

2.2 Sin embargo se requiere disponer de datos de pruebas en vuelo para cumplir con las necesidades de cada prueba particular contenida en la QTG. Reconociendo el costo que supone la obtención de estos datos, deben tenerse presente las consideraciones siguientes:

- (a) Para esta clase de simulador de vuelo, mucha de la información de pruebas en vuelo podría obtenerse de una manera simple (p.e. cronometro, lápiz, papel o video). Sin embargo, deben presentarse detalles de los métodos de prueba y de las condiciones iniciales de los mismos.
- (b) Muchas de las pruebas dentro de la QTG han reducido su tolerancia a “Magnitud y Tendencia Correcta (CT&M)”, evitando así la necesidad de datos de pruebas en vuelo específicos del tipo de avión.
- (c) El uso de CT&M no debe considerarse como una indicación de que pueden ser ignoradas determinadas áreas de simulación. Lo cierto es que para la clase de avión simulado, es imperativo que se representen las características especiales del avión y no son aceptables efectos incorrectos (p.e. si el avión tiene una estabilidad espiral ligeramente positiva, no sería aceptable que el simulador de vuelo presentara un estabilidad espiral neutral o negativa).
- (d) Cuando se utiliza CT&M como una tolerancia, se recomienda que se utilice un sistema automático para registros de los gráficos de respuesta del simulador, para evitar de esta manera el efecto de posibles opiniones subjetivas divergentes durante las evaluaciones recurrentes.

3 Movimiento

3.1 Para simuladores de vuelo Nivel A, no se han definido en detalle ni las sensaciones primarias ni la vibración (buffet). Tradicionalmente, para las sensaciones primarias se ha puesto énfasis en el número de ejes disponibles para el sistema de movimiento. Para este Nivel de simulador se ha considerado conveniente que sea el fabricante del simulador el que decida acerca de la complejidad del sistema de movimiento de su simulador. Sin embargo, durante la evaluación, el sistema de movimiento debe ser evaluado subjetivamente a fin de asegurar que apoya las tareas de pilotaje, incluyendo fallos de motor, y en ninguna circunstancia se permitirá que presente efectos negativos.

3.2 La simulación de vibración (buffet) es importante para añadir realismo al conjunto de la simulación; para simuladores nivel A, los efectos pueden ser simples pero deben ser los apropiados, en armonía con las repuestas del sistema de sonido, y no presentando, en ninguna circunstancia, efectos negativos para el entrenamiento.

4 Visual

4.1 No se especifican para el sistema visual otros criterios técnicos que el campo visual (*field of view (FOV)*). Se reconoce el bajo costo de los sistemas de luz diurna de trama única. Lo adecuado del las performances del sistema visual será determinado por su capacidad para soportar las tareas de vuelo (p.e. efectos visuales suficientes para soportar cambios en la senda de aproximación mediante el uso de la perspectiva de la pista)

4.2 Puede no ser siempre necesaria la utilización de óptica visual colimada. Un sistema visual directo de un único canal podría ser aceptable para un simulador de vuelo de un avión de un único piloto (El riesgo que se presenta en este caso es que el avión fuera posteriormente mejorado a tripulación multipiloto, en cuyo caso el sistema visual no-colimado no sería aceptable).

4.3 El campo de visión FOV vertical especificado (30 grados) puede ser insuficiente para ciertas tareas. Algunos de los aviones más pequeños, tienen ángulos de visión hacia abajo grandes, que no pueden ser acomodados dentro de los ± 15 grados de FOV vertical. Esto puede ocasionar dos limitaciones:

- (a) En operaciones todo tiempo CAT I, a la altura de decisión, puede no ser “visto” el segmento de tierra adecuado; y
- (b) Durante una aproximación, cuando el avión está situado por debajo de la senda de descenso ideal, durante la recuperación nariz arriba posterior, se pueden perder las referencias visuales adecuadas para efectuar un aterrizaje en la pista.

5 Controles de vuelo

No se han modificado los requisitos específicos para los sistemas de control de vuelo. Debido a que las cualidades de maniobrabilidad de los aviones más pequeños están intrínsecamente relacionadas con sus controles de vuelo, existe poco margen para la disminución tanto de las tolerancias como de las pruebas. Podría argumentarse que con sistemas de control reversibles las pruebas estáticas de mandos en tierra podrían ser sustituidas por pruebas más representativas “en el aire”. Se espera que sistemas de control de carga más baratos puedan ser adecuados para cumplir completamente con las necesidades de ese Nivel de simuladores (p.e. eléctricos).

6 Partes de avión

Como en cualquier otro Nivel de simulador, los componentes utilizados en la cabina de vuelo del simulador no necesitan ser partes de avión; sin embargo, si se utilizan, deben ser lo suficientemente fuertes para soportar las tareas de entrenamiento. Además, el simulador de vuelo nivel A, es específico para un tipo de avión, por lo que todos los interruptores, instrumentos, controles, etc, importantes dentro del área simulada deben “parecer” y “actuar” como los del avión.

CA-STD 1A.030 (c)(1)(MAC)**Datos de validación del simulador de ingeniería****(Ver RAC-STD 1A.030 (c)(1))**

El siguiente es un Medio Aceptable de Cumplimiento (MAC) sobre la validación de datos del simulador de ingeniería.

1 Cuando una simulación completa validada por pruebas en vuelo se modifica como resultado de cambios en la configuración del avión simulado, el fabricante del avión puede elegir, con el acuerdo previo de la Autoridad, proporcionar datos producidos por un simulador/simulación de ingeniería “auditado” para suplementar datos selectivos de pruebas en vuelo.

Este acuerdo está limitado a los cambios que son, por naturaleza, incrementos, o que sean fácilmente entendibles y bien definidos.

2 Para que el fabricante del avión esté calificado para proporcionar datos producidos por un simulador de datos de validación, debe:

- (a) Tener registros de una probada trayectoria en el desarrollo satisfactorio de paquetes de datos;
- (b) Tener métodos demostrados de alta calidad de predicción, mediante la comparación de la predicción y los datos de pruebas en vuelo;
- (c) Tener un simulador de ingeniería que:
 - Tenga modelos que funcionen de una manera integrada
 - Utilice los mismos modelos que se distribuyeron a la comunidad de entrenamiento que son utilizados para producir pruebas de coincidencia únicas y documentos de verificación.
 - Es utilizado para apoyar el desarrollo y certificación del avión.
- (d) Utilizar la simulación de ingeniería para producir un juego representativo de casos de pruebas de coincidencia (*proof-of-mach*)
- (e) Tenga en funcionamiento un sistema de control de configuración aceptable que cubra tanto al simulador de ingeniería como al resto de simulaciones de ingeniería relacionadas;

3 Los fabricantes de avión que deseen tener la ventaja de esta alternativa deben contactar con su Autoridad a la primera oportunidad posible.

4 En la solicitud inicial, el solicitante debe demostrar su capacidad para calificarse a satisfacción de la Autoridad, de acuerdo con lo establecido en esta CA y la CA-STD 1A.030 (c)(1)(MEI).

CA-STD 1A.030 (c)(1) (MEI) Datos de validación del simulador de ingeniería – Guías para la aprobación
(Ver RAC-STD 1A.030 (c)(1))

El siguiente es un Material Explicativo e Informativo (MEI) sobre la guía para la aprobación de los datos de validación del simulador de ingeniería.

1 Antecedentes

1.1 En el caso de modelos de simulación completamente validados por pruebas en vuelo para aviones nuevos, o derivado mayor de un avión, es probable que estos modelos vayan siendo progresivamente menos representativos del avión a medida que la configuración del avión va siendo revisada.

1.2 Tradicionalmente cuando se ha revisado la configuración del avión, se ha revisado también los modelos de simulación para reflejar estos cambios. En los casos de los modelos de los sistemas de maniobrabilidad en tierra, control de vuelo, motor y aerodinámico, este proceso de revisión consiste, generalmente, en la recolección de datos de pruebas en vuelo adicionales y posteriormente la emisión de nuevos modelos y datos de validación.

1.3 La calidad de la predicción de los modelos de simulación ha avanzado hasta el punto en que las diferencias entre los datos de la predicción y el de los modelos de validación de pruebas en vuelo son con frecuencia bastante pequeñas.

1.4 Los fabricantes de aviones grandes utilizan los mismos modelos de simulación en sus simulaciones de ingeniería que los que son distribuidos a la comunidad para los propósitos de entrenamiento. Estas simulaciones van desde simuladores físicos de ingeniería con o sin partes de avión, hasta simulaciones basadas en estaciones de trabajo no en tiempo real.

2 Guías para la aprobación del uso de datos de validación del simulador de ingeniería

2.1 El sistema actual de requerir datos de pruebas en vuelo como referencia para la validación de simuladores de entrenamiento continuará en el futuro.

2.2 Cuando un modelo de simulación completamente validado por pruebas en vuelo es modificado como resultado de cambios en la configuración del avión validado, el fabricante del avión puede elegir, con un acuerdo previo con la Autoridad, proporcionar datos producidos por un simulador/simulación de ingeniería para suplementar datos selectivos de pruebas en vuelo.

2.3 En los casos donde se utilicen datos producidos por un simulador de ingeniería, el proceso de simulación de ingeniería debe haber sido auditado por la Autoridad.

2.4 En todos los casos debe producirse un paquete de datos verificado de acuerdo a los estándares establecidos, contra los datos de pruebas en vuelo para la configuración “base” del avión que “entra en servicio”.

2.5 Cuando se utilizan datos del simulador de ingeniería en la QTG, se espera una coincidencia plena, de acuerdo a lo establecido en el Apéndice 2 al RAC-STD 1A.030.

2.6 En los casos en los se prevea la utilización de datos del simulador de ingeniería, se deberá presentar una propuesta completa a las agencias regulatorias apropiadas. Esta propuesta debe contener evidencias obtenidas en el pasado por el fabricante del avión sobre alta fidelidad de la modelización.

2.7 El proceso será aplicable a configuraciones “one step” de la simulación completa de vuelo validada

2.8 Debe mantenerse el proceso de control de configuración, incluyendo una auditoria que claramente defina, paso a paso, los cambios en el modelo de simulación con respecto a la simulación completa de vuelo validada, de manera que pueda ser posible deshacer los cambios y volver a la versión “base” (validada en vuelo).

2.9 La Autoridad realizará las revisiones técnicas correspondientes del plan propuesto y de los datos de validación posteriores a fin de establecer la aceptabilidad de la propuesta.

2.10 El proceso se considerará finalizado cuando se emita un certificado de aprobación. Este certificado identificará fuentes aceptables de datos de validación.

2.11 Para que sea admisible como fuente alternativa de datos de validación, el simulador de ingeniería debe:

- (a) Existir como ente físico completo con una cabina de vuelo representativa de la clase de avión afectado, con suficientes controles para el vuelo manual;
- (b) Tener un sistema visual, y preferentemente, un sistema de movimiento
- (c) Cuando proceda, cajas reales de aviónica intercambiables con la simulación de software correspondiente, a fin de apoyar la validación de la versión de software utilizado.
- (d) Tener establecido un riguroso sistema de control de configuración de hardware y software
- (e) Haber sido encontrado por los pilotos del fabricante, operador y Autoridad, como representación fiel de avión simulado.

2.12 El procedimiento exacto para obtener la aceptación de datos del simulador de ingeniería variará caso a caso dependiendo de los fabricantes de aviones y el tipo de cambio. Independientemente de la solución propuesta, el simulador/simulación de ingeniería debe cumplir los siguientes criterios:

- (a) Los modelos de simulación originales (“base”) deben haber sido completamente validados por pruebas en vuelo.
- (b) Los modelos, tal como hayan sido distribuidos por el fabricante del avión a la industria para el uso en simuladores de vuelo para entrenamiento, deben ser esencialmente idénticos a los utilizados por el fabricante del avión en sus simuladores/simulaciones de ingeniería.
- (c) Los simuladores/simulaciones de ingeniería deben haber sido utilizados en los procesos de diseño, desarrollo y certificación del avión.

2.13 Simuladores de vuelo de entrenamiento que utilicen estos modelos de simulación deben tener sus calificaciones en vigor de acuerdo a los últimos estándares internacionalmente reconocidos, tal como los contenidos en Doc. 9621 de la OACI “Manual de criterios para calificar simuladores de vuelo”.

2.14 El tipo de modificaciones cubiertas por este procedimiento alterno estará limitada exclusivamente a aquellos cambios que produzcan “efectos bien conocidos”:

- (a) Software (p.e. computador de controles de vuelo, piloto automático, etc)
- (b) Revisiones geométricas simples desde el punto de vista aerodinámico (p.e. longitud del fuselaje).
- (c) Motores, limitado a aviones no equipados con motor de hélice
- (d) Limites de los sistemas de control de reglaje, deflexiones
- (e) Revisiones de frenos, neumáticos y sistemas de guiado (*steering*)

2.15 El fabricante que desee obtener las ventajas de este procedimiento alternativo, se espera que demuestre una base sólida de ingeniería para su propuesta. Este análisis debe demostrar que los efectos previstos por los cambios fueron, por naturaleza, de incremento, y tanto fácilmente entendibles como bien definidos, confirmando que no se requiere obtener datos adicionales de pruebas en vuelo. En los casos en los que los efectos previstos no parezcan ser suficientemente precisos, pudiera ser necesario producir un número limitado de datos mediante pruebas en vuelo para validar los incrementos previstos.

2.16 Cualquier solicitud para este procedimiento será revisada por la Autoridad.

CA STD 1A.045**Calificación de simuladores de vuelo de aviones nuevos- Información adicional
(Ver RAC-STD 1A.045)**

El siguiente es un Material Explicativo e Informativo (MEI) sobre información adicional para la calificación de simuladores de vuelo de aviones nuevos o derivados.

1 Es usual que los datos finales aprobados del fabricante del avión para performance, cualidades de maniobra, sistemas o aviónica no estén disponibles hasta algún tiempo después de que un avión nuevo o, un derivado, ha entrado en servicio. Con frecuencia es necesario comenzar el entrenamiento de las tripulaciones de vuelo y certificación bastantes meses antes de la entrada en servicio del primer avión y, en consecuencia, puede ser necesario utilizar los datos preliminares proporcionados por el fabricante para la calificación provisional de los simuladores de vuelo.

2 Reconociendo la secuencia de eventos que podrían ocurrir y el tiempo requerido para que los datos finales estén disponibles, la Autoridad puede aceptar ciertos datos de sistemas y avión preliminarmente validados y versiones iniciales de aviónica (*"red label"*) a fin de permitir la programación necesaria para el entrenamiento, certificación y entrada en servicio.

3 Operadores de STD que deseen la calificación basada en datos preliminares, deben consultar a la Autoridad tan pronto como conozcan que serán necesarios acuerdos especiales, o tan pronto esté claro que será necesario utilizar datos preliminares para la calificación del simulador de vuelo. Los fabricantes tanto del avión como del simulador también deben ser conscientes de esta necesidad y acordar la parte del plan de datos y el plan de calificación del simulador. El plan debe incluir reuniones periódicas para mantener informadas a las partes interesadas del estado del proyecto.

4 El procedimiento exacto a ser seguido para obtener la aceptación de la Autoridad de los datos preliminares variará caso a caso y entre fabricantes de aviones. Cada programa de pruebas y desarrollo de un avión nuevo realizado por el fabricante del avión, está diseñado para cubrir las necesidades de cada proyecto en particular y puede no contener los mismos eventos o secuencia de eventos que el programa de otro fabricante de avión, o incluso que el programa del mismo fabricante pero para el desarrollo de otro tipo de avión. Por tanto no se puede establecer aquí un procedimiento invariable para la aceptación de datos preliminares, pero en su lugar debe existir una declaración describiendo la secuencia final de los eventos, fuentes de datos, y procedimientos de validación acordados con el operador del STD, el fabricante del avión, el fabricante del simulador y la Autoridad.

NOTA.- Se puede encontrar una descripción de los datos necesarios, a proporcionar por el fabricante del avión, para la modelización del simulador de vuelo y su validación, pueden encontrarse en el documento IATA denominado "Flight Simulator Design and Performance Data Requirements" – (Edición 6, del 2000, o posterior).

5 Debe existir seguridad de que los datos preliminares son la mejor representación del avión que puede proporcionar el fabricante, que existe la certeza razonable de que los datos finales no se desviarán demasiado de esos datos preliminares estimados, pero ajustados. Datos derivados de esas predicciones o técnicas preliminares deben ser validados por fuentes disponibles incluyendo al menos las siguientes:

- (a) Informes de ingeniería del fabricante. Estos reportes deben explicar el método predictivo utilizado e ilustrar casos anteriores donde se haya aplicado el método en proyectos similares. Por ejemplo, el fabricante debe demostrar la aplicación del método en un modelo de avión anterior o predecir las características de un modelo anterior y comparar los resultados con los datos finales de ese modelo.

- (b) Resultados iniciales de vuelos de prueba. Estos datos provienen a menudo de pruebas de certificación del avión, y deben ser utilizados para obtener las máximas ventajas de una pronta validación del simulador de vuelo. Algunos ensayos críticos, los cuales son hechos normalmente en las etapas iniciales del programa de certificación del avión, deben incluirse para validar maniobras esenciales de certificación y entrenamiento de los pilotos. Esto incluye los casos en los cuales se espera que el piloto haga frente a modos de falla del aeroplano, incluyendo falla de motores. La pronta disponibilidad de datos dependerá, sin embargo, del diseño del programa de pruebas en vuelo del fabricante del avión, que puede no ser el mismo en todos los casos. Sin embargo se espera que el programa de pruebas en vuelo del fabricante del avión incluya provisiones para la generación rápida de resultados de pruebas en vuelo que puedan ser utilizados en la validación del simulador de vuelo.

6 El uso de datos preliminares no es indefinido. Los datos finales del fabricante del avión deben estar disponibles en los 6 meses posteriores a la fecha en que el primer avión haya entrado en servicio, o en el plazo acordado entre la Autoridad, el operador STD y el fabricante del avión, pero generalmente en un plazo no superior a 1 año. Cuando se solicite una calificación provisional de un STD utilizando datos provisionales, el operador STD y la Autoridad deben llegar a un acuerdo acerca de la actualización del programa. En este acuerdo generalmente se especificará que la actualización del simulador con los datos finales se realizara dentro de un periodo de 6 meses una vez que el fabricante haya liberado los datos finales, a menos que existan condiciones especiales y se haya acordado una programación diferente. El rendimiento (performance) del simulador de vuelo y la validación de maniobrabilidad deben, entonces, basarse en datos derivados de pruebas en vuelo. Datos iniciales de los sistemas del avión deben actualizarse luego de pruebas de ingeniería. Deben utilizarse también los datos finales de los sistemas del avión para la programación y validación del simulador de vuelo.

7 La aviónica del simulador de vuelo debe estar, esencialmente, en el mismo nivel de actualización que la del avión (hardware & software). El lapso de tiempo permitido para las actualizaciones del avión y simulador no está establecido, pero debe ser mínimo. Dependerá de la magnitud de la actualización y de si afecta o no a la QTG, entrenamiento de pilotos o certificación. Diferencias permitidas entre las versiones de la aviónica del simulador y el avión, y los efectos resultantes en la calificación del simulador de vuelo deben ser acordadas entre el operador del STD y la Autoridad. Son recomendables las consultas con el fabricante del simulador de vuelo durante el acuerdo del proceso de calificación.

8 A continuación se describe un ejemplo de los datos de diseño y fuentes de datos que podrían utilizarse en el desarrollo de un plan de calificación provisional:

- (a) El plan debería consistir en el desarrollo de una QTG basada en una mezcla de datos procedentes de pruebas en vuelo y del simulador de ingeniería. Para datos obtenidos de pruebas en vuelo específicas, o de otros vuelos, los cambios requeridos en los datos/modelo diseñados, necesarios para producir una prueba de coincidencia (POM) aceptable, deben ser generados por el fabricante del avión.
- (b) A fin de que los dos juegos de datos sean validados adecuadamente, el fabricante del avión debe comparar las respuestas de su modelo de simulación con los datos de pruebas en vuelo, cuando se realicen con las mismas señales de entrada sobre los controles (*control inputs*) y bajo las mismas condiciones técnicas y meteorológicas registradas durante la realización de la prueba en vuelo correspondiente. Las respuestas del modelo deben proceder de una simulación en la que los sistemas siguientes están funcionando de manera integrada y consistente con los datos de diseño en poder del fabricante del simulador:

- (1) Propulsión
- (2) Aerodinámico
- (3) Propiedades de peso
- (4) Controles de vuelo
- (5) Aumento de estabilidad (stability augmentation)
- (6) Frenos/tren de aterrizaje

9 Para la calificación de simuladores de vuelo de nuevos tipos de aviones, puede ser beneficioso la utilización de pilotos de pruebas disponibles para la evaluación de las cualidades de maniobrabilidad y de performance.

NOTA.- La prueba de coincidencia (POM) debe cumplir con las tolerancias especificadas en la CA -STD 1A.030 (MAC)