

DAP

352 & (' , 0 , ( 172 3 \$ 5 \$ / \$  
\$ 352 % \$ & , İ 1 ' (  
) 81 & , 21 \$ 0 , ( 172 ' (  
6 , 08 / \$ ' 25 ( 6 ' ( 98 ( / 2



**DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL**  
**DEPARTAMENTO SEGURIDAD OPERACIONAL**

**DAP- 08 36**

**PROCEDIMIENTO AERONÁUTICO**

( Resolución DGAC N° 02416 de fecha 11 de Octubre de 2006 )

**EVALUACIÓN Y APROBACIÓN DE FUNCIONAMIENTO DE  
SIMULADORES DE VUELO**

**I. PROPÓSITOS:**

- A. Establecer los procedimientos para efectuar evaluaciones del tipo inicial, recurrentes o especiales a efectuar a un Simulador de Vuelo destinado a la instrucción, chequeo y adiestramiento de personal de vuelo chileno, con el objeto de obtener su correspondiente aprobación de funcionamiento
- B. Determinar las responsabilidades del operador de un Simulador de Vuelo en cuanto a la operación y mantenimiento del equipo.

**II. ANTECEDENTES:**

- a) El Reglamento "Licencias al personal aeronáutico" DAR 01.
- b) La Norma Aeronáutica DAN 08 08 "Requisitos y criterios para la Aprobación de funcionamiento de Simuladores y Entrenadores de Procedimientos de vuelo".
- c) Advisory Circular AC 120-40B, "Airplane Simulator Qualifications", de FAA.

**III. MATERIA:**

Los métodos, procedimientos y test definidos en este DAP, son un medio aceptable pero no el único para la evaluación y calificación de un Simulador de Vuelo. Si el solicitante desea usar un procedimiento alternativo, deberá someterlo a consideración del Subdepartamento Transporte Público del Departamento Seguridad Operacional (SDTP), para su aprobación, antes de la presentación de la correspondiente Guía de Test Aprobada (GTA). Si se opta por lo establecido en el presente DAP, deberá darse estricto cumplimiento a los métodos y procedimientos en él establecidos.

Sin perjuicio de lo establecido en el párrafo anterior, el SDTP, podrá establecer la aplicación de un Procedimiento de Evaluación diferente al considerado en este DAP, si la complejidad del Simulador de Vuelo presentado al proceso de evaluación así lo aconseje.

Esta decisión deberá ser comunicada oportunamente al operador a fin de que prepare con antelación las pruebas correspondientes a las evaluaciones objetiva y subjetiva de ese Simulador de Vuelo.

## **CAPITULO 1**

### **1.1 Definiciones.**

1.1.1 En el presente Procedimiento, los términos y abreviaturas indicadas a continuación tendrán los significados siguientes:

#### **ACTUALIZACIÓN**

Es un mejoramiento o aumento de capacidad de un Simulador de vuelo, con el propósito de alcanzar un nivel de calificación más alto que el actual.

#### **DATOS DE SIMULACIÓN**

Son los diferentes tipos de conjuntos de datos usados por el fabricante del Simulador de vuelo y las características requeridas por el solicitante con el objeto de diseñar, fabricar y probar el Simulador de vuelo. Normalmente el fabricante de la aeronave suministrará los datos inherentes del avión al fabricante del Simulador de vuelo.

#### **DECLARACIÓN DE CUMPLIMIENTO (STATEMENT OF COMPLIANCE, SOC)**

Declaración que realiza el operador, en la cual informa al SDTP que algún o algunos requerimientos específicos se han cumplido satisfactoriamente. En esta declaración, proporciona referencias y las fuentes de información usadas para demostrar el citado cumplimiento, una explicación razonable de cómo se usó el material referido, ecuaciones matemáticas y valores de los parámetros usados y las conclusiones alcanzadas.

#### **FACTOR DE RETARDO**

Es el tiempo total que el sistema de procesamiento del Simulador emplea para que una señal proveniente desde un control primario del piloto, alcance el sistema de movimiento, el sistema visual o entregue una respuesta a los instrumentos de cabina. Es el tiempo de retardo total que transcurre entre el momento que se inicia una señal hasta que se obtiene una señal de respuesta. No incluye el retardo característico del avión simulado.

#### **GUÍA DE TESTS PARA APROBACIÓN (GTA)**

Es el documento básico que incluye los resultados de los tests efectuados tanto al avión como al Simulador de Vuelo, usado para someter a este equipamiento a un proceso de evaluación inicial, que permita al SDTP verificar si ese Simulador de Vuelo concuerda con el avión que representa dentro de ciertos límites prescritos y con los niveles de exigencia aplicables de la Norma Aeronáutica DAN 08 08.

Contiene también tanto, los datos del avión real como los del Simulador de Vuelo utilizados para comprobar tal validación, los resultados de los tests, declaraciones de cumplimiento y cualquier otra información que permita al SDTP verificar y evaluar si el Simulador de Vuelo cumple con lo exigido en la DAN 08 08. Una vez aprobado este documento se convierte en la GMTA.

### **GUÍA MAESTRA DE TESTS APROBADOS (GMTA)**

Es el documento resultante de la evaluación y aprobación de funcionamiento inicial de un Simulador de vuelo, que sirve como referencia obligada para la realización de evaluaciones recurrentes o especiales de ese Simulador de vuelo. Será por lo tanto el documento referencial aprobado y oficial, por parte del SDTP. Contiene todas las instrucciones de ejecución, condiciones iniciales, declaraciones de cumplimiento y los resultados de los tests ejecutados en el transcurso de la evaluación inicial y que hubieren sido aprobados previamente por el SDTP.

### **INSTANTÁNEA (Snapshot)**

Es la representación de una o más variables en un instante de tiempo establecido. Una instantánea es apropiada para una condición de estado constante en donde las variables son constantes con respecto al tiempo.

### **LATENCIA**

Diferencia en el tiempo, que se obtiene al medir el tiempo transcurrido más allá de la respuesta normal según los datos básicos del avión y la respuesta normal obtenida por parte del Simulador de Vuelo ante una misma condición.

### **EXPLOTADOR U OPERADOR DEL SIMULADOR DE VUELO**

Es la persona natural o jurídica, que solicita a la DGAC a través del SDTP, la aprobación de funcionamiento de un Simulador de Vuelo y que ante la DGAC de Chile es el responsable de su uso y mantenimiento.

### **REGISTRO HISTORICO**

Es la representación del cambio del valor de una variable con respecto al tiempo. Este cambio es representado usualmente como una gráfica continua del citado valor o medición sobre un lapso de tiempo, o como el resultado impreso de los valores de los parámetros obtenidos y registrados en intervalos de tiempo constantes sobre un período de tiempo determinado.

### **SIMULADOR DE VUELO**

Es un equipo que proporciona una representación exacta, (escala 1:1) del puesto de mando de un tipo particular de avión y que simula positivamente las funciones de los mandos, de las instalaciones y sistemas mecánicos, eléctricos, electrónicos etc., de a bordo, el medio ambiente normal de los miembros de la tripulación de vuelo, la performance y las características de vuelo de ese tipo y modelo de avión.

### **SIMULADOR CONVERTIBLE**

Simulador de Vuelo, que permite cambios o alteraciones a su hardware y software, de tal modo que lo convierte en una réplica de un modelo diferente de aeronave, usualmente de un mismo tipo. De este modo, una misma plataforma de Simulador de Vuelo, una misma cabina, sistema de movimiento, sistema visual, computadoras y equipamientos periféricos, pueden ser utilizadas en más de una simulación.

### **SDTP**

Subdepartamento de Transporte Público del Departamento de Seguridad Operacional (DSO) de la DGAC de Chile.

### **TIEMPO DE RESPUESTA DEL SISTEMA VISUAL**

Es el intervalo de tiempo transcurrido entre el inicio de una variación brusca a la entrada de los sistemas de control, hasta el momento en que se obtiene el primer campo de respuesta visual, conteniendo el resultado de esta variación.

### **VALIDACIÓN DE LOS DATOS DE LOS VUELOS DE PRUEBA**

Para el propósito de este DAP, los datos de performance, estabilidad, control, y cualquier otro parámetro determinado en los ensayos en vuelo del fabricante del avión, registrados en forma eléctrica o electrónica usando un medio de obtención de datos debidamente calibrados, con resolución y exactitud suficientes, son datos válidos para ser usados como referencia aceptable por el SDTP para su comparación con los parámetros y datos del Simulador de vuelo. Cualquier otro dato, tales como material fotográfico, puede ser considerado aceptable, una vez aprobados por la SDTP.

## CAPITULO 2

### 2.1 Criterios de evaluación.

- 2.1.1 El Simulador de Vuelo será evaluado en aquellas áreas que sean esenciales para completar el proceso de entrenamiento o evaluación de personal de vuelo. Esto incluye las respuestas del Simulador en los movimientos laterales-direccionales y longitudinales, su actuación en el despegue, ascenso, crucero, descenso, aproximación, aterrizaje, acción de controles de vuelo y chequeos de las funciones de cabina, estación del operador de sistemas, si procede, y estación del instructor, más todos aquellos requerimientos adicionales dependientes de la complejidad o del nivel de calificación del Simulador de vuelo. Los sistemas de movimiento y visual, se evaluarán a fin de asegurar su condición de operación.
- 2.1.2 La intención fundamental, es evaluar al Simulador de Vuelo de forma objetiva y funcional, considerando además la opinión de un piloto que conozca el avión que se simula. Por lo tanto, el Simulador de Vuelo será sometido a dos tipos de tests; Tests Objetivos o de Validación contenidos en el Apéndice "A" y Tests Subjetivos o Funcionales contenidos en el Apéndice "B" y cumplir con el llenado del formulario correspondiente del Apéndice "C".
- 2.1.3 Los tests funcionales o subjetivos, incluyen una evaluación cualitativa del Simulador de Vuelo por parte de un Piloto Inspector designado por el SDTP.
- 2.1.4 Los tests objetivos o de validación, comparan de manera cuantitativa la información sobre el avión procedente del fabricante, con los datos entregados por el Simulador de Vuelo en el transcurso de los tests de validación. Estos tests objetivos deberán ser realizados por un Inspector habilitado designado por el SDTP. Los resultados deberán estar dentro del margen de tolerancias especificadas en el Apéndice "A". Los tests funcionales y de validación, permiten la evaluación de la capacidad del Simulador de Vuelo en un turno normal de entrenamiento y verifican el correcto funcionamiento de los controles, instrumentos y sistemas.
- 2.1.5 Las tolerancias para los parámetros indicados en el Apéndice "A", son las máximas aceptables para aprobar la operación del Simulador de Vuelo.
- 2.1.6 Un Simulador de Vuelo convertible será considerado como un Simulador de Vuelo diferente por cada modelo y serie del avión al cual será convertido. Se realizará una evaluación separada por cada configuración. Por ejemplo, si un operador desea obtener la calificación para dos modelos diferentes de un mismo tipo de avión, deberá presentar dos GTA o un suplemento a la primera y presentar el Simulador de Vuelo a las dos evaluaciones que correspondan.

- 2.1.7 Para aviones con Certificado de Tipo emitido después de Junio del año 1980 o para enmiendas significativas al Certificado de Tipo original o para Certificado de Tipo Suplementario, las cuales se traduzcan en cambios en las cualidades de vuelo o performances del avión, serán aceptados solamente los datos provenientes de los vuelos de prueba efectuados por el fabricante.
- 2.1.8 Para el caso de aviones antiguos, cuya Certificación de Tipo es anterior a Junio del año 1980, pueden ser necesarios vuelos de prueba adicionales.
- 2.1.9 Para el caso de un nuevo tipo o modelo de avión, los datos previstos teóricamente y validados por los vuelos de prueba efectuados por el fabricante, pero que aún no son datos aprobados por la autoridad aeronáutica del Estado de diseño, pueden ser aceptados por el SDTP en calidad de provisorios.
- Cuando estos datos provisorios sean usados para la programación del Simulador de Vuelo, deberán ser actualizados tan pronto como sea posible contar con los datos reales del vuelo de prueba del avión, a menos que condiciones específicas lo garanticen de otra manera, el programa del Simulador de Vuelo deberá actualizarse dentro de los seis (6) meses de entregado el paquete de datos finales de vuelo de prueba por parte del fabricante del avión.
- 2.1.10 En la eventualidad de que alguno de los tests efectuados al Simulador de Vuelo arroje alguna irregularidad, éstos deberán repetirse. Si aún así, los resultados no satisfacen las tolerancias, el operador puede demostrar el cumplimiento de este test mediante un sistema alternativo, siempre y cuando los resultados obtenidos de esta manera demuestren que éstos están dentro de las tolerancias exigidas para esa prueba.
- En el caso de que uno o más tests de validación no se ajusten al criterio especificado, pero este parámetro no es de carácter crítico para el nivel de evaluación solicitado, el SDTP puede calificar al Simulador de Vuelo en el nivel pedido, en carácter de “condicional”.
- El operador tendrá un lapso determinado de tiempo para proceder a corregir el problema y someter los cambios a la GTA para la evaluación por parte del SDTP. Por otro lado, si se determina que los resultados de los tests de validación producen un efecto negativo para el nivel buscado o se establece que no cumple con algún requerimiento mandatorio, el Simulador de Vuelo podría ser calificado en un nivel menor o restringirse la clase de maniobras para el que se aprueba.
- 2.1.11 Para realizar una evaluación a un Simulador de Vuelo, la GTA presentada por el solicitante debe ser revisada y aprobada como aceptable previamente por el SDTP. Una vez declarada válida, se coordinará con el operador la fecha para realizar la evaluación. A fin de evitar retrasos innecesarios, el operador podrá solicitar la asistencia del SDTP para el desarrollo de la aplicación de la GTA antes de su presentación formal.

- 2.1.12 Será de responsabilidad del operador el proporcionar el equipamiento de medición e instrumentos necesarios para efectuar la evaluación del Simulador de Vuelo. El equipo necesario deberá ser calibrado periódicamente en una entidad debidamente calificada y vigente para estos efectos.
- 2.1.13 Los Inspectores del SDTP podrán autorizar la presencia de un Piloto del Operador debidamente calificado, así como personal externo al SDTP debidamente calificado y habilitado, con el único objeto de asesorar y ayudar en la realización de los tests de funcionalidad y validación durante la evaluación del Simulador de Vuelo. Sin embargo, sólo personal autorizado por el SDTP podrá manipular los controles del Simulador de Vuelo durante el proceso de evaluación funcional correspondiente.



## CAPITULO 3

### 3.1 Evaluacion inicial y certificacion de aprobacion de un simulador de vuelo.

- 3.1.1 El operador deberá presentar al SDTP con al menos treinta (30) días de anticipación a la fecha deseada de evaluación una solicitud de aprobación de funcionamiento para el uso de un Simulador de Vuelo, debidamente firmada por el representante técnico del operador o la persona en quien éste delegue tal función, indicando el nivel de aprobación deseado.
- 3.1.2 Deberá presentar, cuando corresponda, una “Declaración de Conformidad” del operador, certificando que el Simulador de Vuelo cumple los estándares del Anexo “A” de la DAN 08 08; que la configuración de cabina corresponde al avión simulado, que la empresa ha establecido procedimientos de control de configuración del hardware y software del Simulador de Vuelo y que el piloto designado por el operador confirma que el Simulador es representativo del avión en todas las funciones que se ensayan.
- 3.1.3 Presentará la GTA del Simulador de Vuelo que deberá incluir:
- a. Página con el Título, incluyendo espacio para la firma del operador y la firma de aprobación del SDTP;
  - b. Tabla de contenidos;
  - c. Glosario de términos, símbolos y bibliografía si corresponde;
  - d. Listado de revisiones y lista de páginas efectivas;
  - e. Descripción y características técnicas del Simulador de Vuelo, que incluya entre otros:
    1. Fabricante, modelo, número de serie;
    2. Año de fabricación;
    3. Especificaciones técnicas del Simulador de Vuelo en su conjunto;
    4. Cualquier otro dato relevante que sirva para la identificación y posterior evaluación del Simulador de vuelo:
      - i. Marca, modelo, especificaciones técnicas del computador principal del Simulador de Vuelo (Host computer), indicando versión del software usado para la simulación;
      - ii. Fabricante, modelo y especificaciones técnicas, del sistema visual del Simulador de vuelo;
      - iii. Fabricante, modelo y especificaciones técnicas del sistema de movimiento, del Simulador de Vuelo.
    5. La siguiente información específica de acuerdo al avión simulado:
      - i. Modelo del avión;
      - ii. Manual de operación y vuelo del avión;

- iii. Marca y modelo de motores correspondiente del avión simulado;
  - iv. Última revisión del Reporte de datos aerodinámicos del avión;
  - v. Última revisión del Reporte de datos de motores,
  - vi. Última revisión del Reporte de datos de los sistemas de control del avión;
  - vii. Identificación del Flight Management System (si corresponde) y su nivel de revisión.
- f. Las “Declaraciones de Cumplimiento” y las pruebas comparativas establecidas en el Anexo “A” de la DAN 08 08, deben contener los requerimientos específicos para el avión simulado. Debe indicar la documentación usada como referencia para demostrar cumplimiento de lo exigido, una explicación razonable de cómo el material referenciado se ha usado, las ecuaciones matemáticas y los valores de los parámetros usados y las conclusiones obtenidas.
- g. Procedimientos de registro e indicación del equipamiento requerido para efectuar los tests de validación.
- h. La siguiente información, por cada test de validación que se presente para aprobación del SDTP:
- 1. Nombre del test.
  - 2. Objetivo del test.
  - 3. Condiciones iniciales.
  - 4. Procedimientos para la realización de los tests manuales.
  - 5. Si es aplicable, los procedimientos para la realización de los tests automáticos.
  - 6. Metodología para la evaluación de los resultados de los tests de validación del Simulador de vuelo.
  - 7. Tolerancias aplicables para aquellos parámetros relevantes.
  - 8. Fuente de información de los datos de ensayos (test data), de la aeronave, (documento y número de página).
  - 9. Copia de los ensayos de la aeronave obtenidos por el fabricante o la autoridad (test data).
  - 10. Resultados de los tests de validación obtenidos por el operador.
  - 11. Un medio aceptable para el SDTP, que permita la comparación expedita de los resultados de los tests del Simulador con la correspondiente data de la aeronave.

3.1.4 El SDTP realizará una evaluación del Simulador de vuelo para otorgar la Aprobación de funcionamiento inicial. El operador deberá efectuar en presencia de inspectores del SDTP, la totalidad de los tests de la GTA presentada por el operador y aprobada previamente por el SDTP.

- 3.1.5 Los tests que el operador efectúe en el Simulador de vuelo para elaborar la GMTA deben ser registrados en una grabadora del tipo multicanal (inscriptor), o a través de una impresora en línea o en cualquier otro medio apropiado de registro, que sea aprobado por el SDTP. Los resultados obtenidos, deben ser etiquetados o rotulados, usando de preferencia la terminología común a los parámetros del avión, en lugar del lenguaje propio del software en uso por el computador principal.
- Estos resultados deberán ser fácilmente comparables con la data real de referencia, mediante el uso de un sistema de ploteo de curvas, superposiciones, transparencias o cualquier otro medio aceptable para el SDTP. Se podrán aceptar reducciones fotográficas de la data de la aeronave, incluidos en la GTA como medio probatorio para la comparación con la GMTA de los resultados obtenidos, si el escalamiento de dichas imágenes no altera su resolución gráfica o causa dificultades en su interpretación. Los escalamientos incrementales para presentaciones gráficas, deberán mantener una resolución aceptable para satisfacer y permitir la evaluación de los parámetros exigidos en el apéndice A de este documento. La GTA será el documento probatorio del cumplimiento de los tests de validación.
- 3.1.6 Para el caso de una actualización (Update) del Simulador de vuelo, el operador debe realizar todos los tests de validación requeridos para el nivel de calificación al cual postula. Los resultados obtenidos durante los tests de validación en la certificación inicial o en una renovación, no podrán ser utilizados como base para validar la performance del Simulador en una actualización o modificación. Para ello se deberá usar la GMTA.
- 3.1.7 En aquellos tests que involucren sucesos con registro histórico, hojas de resultados de vuelos de prueba, transparencias relativas a esta actividad, etc., los resultados de los tests del Simulador deben ser claramente rotulados con marcas o referencias apropiadas a modo de asegurar una comparación precisa entre el Simulador y los datos de la aeronave en relación a la variable tiempo. El operador que use impresoras en línea para registrar sucesos en función del tiempo, debe marcar claramente el momento de inicio y que información ha sido considerada para ser comparada con la correspondiente a la aeronave emulada.
- 3.1.8 La comparación entre la data real de la aeronave con la obtenida por el operador en su evaluación del equipo es fundamental para verificar la performance del Simulador en cada test. Durante una evaluación, los Inspectores del SDTP, se dedicarán a la revisión detallada de los tests seleccionados en la GTA. Esta evaluación será la validación oficial respecto de los resultados obtenidos por el operador.
- 3.1.9 En caso de que el Simulador sea usado; se deberá entregar al SDTP por cada tipo de Simulador que se desee evaluar y aprobar, una copia de la GTA elaborada por el fabricante u operador anterior del Simulador de vuelo. El operador deberá mantener una suscripción con el fabricante del Simulador, que asegure que la información relativa al citado equipo estará siempre con su información técnica al día.

- 3.1.10 El operador puede optar por cumplir los tests de validación contenidos en la GTA o parte de ellos, mientras el Simulador esté todavía en las instalaciones del fabricante u operador anterior. Tales tests, deberán ser realizados lo más cercano posible al momento en que el Simulador sea desarmado, embalado y embarcado a su destino final.
- En tal caso, el operador deberá repetir al menos un tercio de los tests previamente efectuados en las instalaciones del fabricante u operador anterior, una vez armado y en funcionamiento en sus instalaciones finales. Los resultados de estos tests serán revisados por la DGAC antes de programar la evaluación inicial definitiva. La GTA debe contener claramente anotados el lugar y fecha de cumplimiento de cada test.
- 3.1.11 Una GTA será aprobada al haberse completado la totalidad de los tests y evaluaciones contenidos en ella y después de haberse resuelto todas las discrepancias o no conformidades que hubieren surgido durante la evaluación. Este documento, una vez aprobado por el SDTP se convertirá en la GMTA. La GMTA deberá ser conservada por el operador para ser utilizada en futuras evaluaciones recurrentes y/o especiales. Sin embargo, una copia de este documento deberá permanecer en poder del SDTP.
- 3.1.12 Al terminar el proceso de evaluación inicial, el SDTP entregará al solicitante un Certificado de Aprobación del Simulador de vuelo, en el que se indicará el nivel de calificación obtenido, restricciones de uso si las hubiera y la fecha de vencimiento de la aprobación. Este documento debe ser mantenido en un lugar visible en las instalaciones donde está autorizada la operación del Simulador, a la vista del público.
- 3.1.13 El SDTP podrá limitar el uso o rebajar la calificación del Simulador de vuelo, si durante el período de vigencia de la aprobación y como resultado de una evaluación recurrente o especial, el operador pierde parcial o totalmente la capacidad para conservar su calificación o para operar o mantener el Simulador.

## **CAPITULO 4**

### **4.1 Cambios que afectan al simulador.**

#### **4.1.1 Cambio de ubicacion.**

- 4.1.1.1 En la eventualidad de que un operador instale el Simulador en una nueva ubicación deberá seguir el siguiente procedimiento para mantener el nivel de calificación autorizado.
- 4.1.1.2 Comunicar por escrito al SDTP de tal intención, con al menos treinta (30) días de anticipación.

- 4.1.1.3 Previo a la vuelta al servicio del Simulador en su nueva ubicación, el operador deberá realizar una evaluación recurrente según corresponda. Los resultados de estos tests, deberán ser conservados y presentados al SDTP según su requerimiento en la siguiente evaluación programada o recurrente.
- 4.1.1.4 Sin perjuicio de lo anterior, el SDTP podrá disponer una evaluación especial si lo estima necesario, antes de que el citado Simulador vuelva al servicio.

#### 4.1.2 Cambio de operador.

Cuando el Simulador cambie de operador, el nuevo explotador debe certificar el Simulador y cumplir la totalidad de los procedimientos administrativos para una primera aprobación, incluyendo la presentación de la GMTA ya aprobada por el SDTP para el Simulador. La GTA y solicitud del nuevo operador deben ser identificadas con su nombre, razón social y dirección según lo indicado en el párrafo 3.1.

## **CAPITULO 5**

### **5.1 Renovacion de la aprobación de funcionamiento.**

- 5.1.1 El certificado de aprobación otorgado a un Simulador de vuelo tendrá una duración indefinida, sin embargo, para mantener su nivel de calificación, los Simuladores de vuelo serán sometidos a evaluaciones recurrentes por el SDTP cada 6 meses o períodos previamente acordados entre el operador y el SDTP, para establecer si se mantiene el nivel de calificación original. El SDTP renovará la aprobación de funcionamiento al término de cada evaluación. En todo caso la cantidad de evaluaciones recurrentes efectuadas en el período de doce (12) meses, deberá cubrir la totalidad de los tests tanto objetivos como subjetivos contenidos en la correspondiente GTA.
- 5.1.2 Para las evaluaciones recurrentes se utilizará como patrón la GMTA previamente aprobada. Cada evaluación recurrente empleará al menos 8 horas de tiempo de Simulador y consistirá en tests funcionales y en al menos un tercio de los tests de validación contenidos en la GMTA.
- 5.1.3 Las evaluaciones iniciales y recurrentes deberán solicitarse por carta u otro documento equivalente, con al menos treinta (30) días antes de la fecha del vencimiento de la evaluación anterior.
- 5.1.4 En beneficio del tiempo de uso del Simulador de vuelo, el operador podrá optar por un "Programa opcional de tests", (POT), como método alternativo para reducir las ocho (8) hrs./Simulador. Para tal efecto operador debe:
  - 5.1.4.1 Tener un sistema apropiado de registro y/o grabación automática de los eventos más la capacidad adecuada de ploteo de los valores registrados.

- 5.1.4.2 Notificar por escrito al SDTP de su intención de acogerse al POT. Si el SDTP, establece que este POT es aceptable, la evaluación recurrente se programará en el tiempo fijado en el POT. Si por alguna razón el operador no pudiese cumplir con el período programado y no dispone de mayor tiempo de Simulador que el planificado en esta programación, la evaluación en marcha podrá ser completada en un plazo que no supere a los treinta días a contar de esa fecha, a fin de mantener el nivel de calificación del Simulador. De todas maneras y ante esta situación, el SDTP reevaluará lo establecido en el POT.
- 5.1.4.3 Bajo la condición de operar con un POT, al menos un tercio de todos los tests de validación, establecidos en el Apéndice “A” de este documento, deberán ser realizados y certificados por personal técnico del operador debidamente calificado, en el período entre las evaluaciones recurrentes efectuadas por el SDTP.
- 5.1.4.4 Una cobertura completa de los tests deberá completarse en no más de tres evaluaciones recurrentes. Estos tests y sus resultados serán visados por el SDTP al comienzo de cada evaluación. La tercera parte de los tests de validación ejecutados en cada evaluación recurrente deberán ser ejecutados en un plazo no superior a treinta días antes de la evaluación recurrente programada o en su defecto se podrán ejecutar en forma distribuida en un plazo de cuatro meses antes de la respectiva evaluación recurrente programada. Un veinte (20) por ciento de los tests hechos por el operador para cada evaluación recurrente, serán seleccionados al azar para ser repetidos por los Inspectores del SDTP, junto con un diez por ciento de aquellos tests no realizados por el operador.
- a. Podrá concederse una extensión al intervalo entre evaluaciones recurrentes, realizando el SDTP inspecciones semestrales. El operador deberá de todas maneras tratar de mantener el plan de revisiones previamente acordado.
  - b. Antes del comienzo de una evaluación, los Inspectores del SDTP notificarán al operador si alguno de los tests que se realizarán en esa ocasión, requieren de equipamiento especial y específico y/o de personal técnico especializado. Estos tests pueden incluir “latencias, controles dinámicos, sonidos y vibraciones o tests al sistema de movimiento”.
  - c. En el caso de que un operador, planea desactivar el Simulador por un período prolongado, deberá cumplir con lo siguiente para poder certificarlo nuevamente:
  - d. Comunicar por escrito al SDTP de tal intención. Tal documento deberá señalar el tiempo estimado durante el cual el Simulador de vuelo permanecerá inactivo.
  - e. No deberán programarse evaluaciones recurrentes durante el período de inactividad del Simulador de vuelo. El SDTP retirará al Simulador de vuelo su certificación y nivel de calificación a partir de una fecha mutuamente

acordada con el operador, la cual en ningún caso será posterior a la fecha de la siguiente evaluación recurrente programada.

- f. Para recobrar su certificación y nivel de calificación, el SDTP efectuará una evaluación. El contenido de tal evaluación y el tiempo requerido para su ejecución y cumplimiento, estará relacionado con la cantidad de evaluaciones recurrentes no efectuadas durante el período de inactividad. Por ejemplo si el Simulador de vuelo estuvo fuera de servicio por el período de un año, será necesario realizar la GMTA completa, partiendo desde el punto en que se detuvieron las evaluaciones recurrentes programadas.
- g. El operador deberá notificar al SDTP cualquier cambio al período de inactividad del Simulador de vuelo.
- h. El Simulador de vuelo será certificado y calificado utilizando la GMTA correspondiente y los criterios usados para su evaluación al momento de proceder a retirar su anterior certificación y nivel de calificación. Sin embargo, períodos de inactividad superiores a un año, requerirán de una revisión completa de las bases y datos usados en la certificación original. Si las bases no son adecuadas, se requerirá de nuevos criterios de certificación y calificación.

## **5.2 Evaluaciones especiales.**

Si entre evaluaciones recurrentes, se descubren o informan deficiencias o se llega a establecer que eventualmente el Simulador no está siendo mantenido en forma adecuada para conservar los estándares de calificación iniciales, la DGAC podrá exigir una evaluación especial a fin de verificar su certificado de aprobación y nivel de calificación. El tipo y extensión de esta evaluación serán determinados por el SDTP.

- 5.2.1 El Simulador de vuelo perderá nivel de calificación cuando a partir de las evaluaciones recurrentes o especiales que se le efectúen, el operador no pueda demostrar ante el SDTP la continuidad del criterio original de validación del Simulador,. Si la deficiencia pone en riesgo los requerimientos de entrenamiento, el operador deberá proceder a resolver la deficiencia de la manera más efectiva posible, incluyendo la postergación momentánea de la aprobación de certificación y calificación del Simulador de vuelo.

## **5.3 Simuladores de vuelo ubicados fuera del país.**

En el caso de que un Simulador de vuelo que sea requerido para efectuar tareas de entrenamiento, instrucción, adiestramiento o evaluación de personal de vuelo, con el fin de obtener o revalidar licencias aeronáuticas emitidas por la DGAC, se encuentre ubicado fuera del territorio nacional y por ende no esté sometido al control de la DGAC, será necesario y de acuerdo a lo establecido en el párrafo 3.1.1.4 del DAR 01, para que este dispositivo pueda ser usado para estos propósitos, que el SDTP efectúe la validación de su autorización de funcionamiento, para lo cual y previo a su utilización, el usuario de este Simulador de vuelo deberá solicitar al SDTP el reconocimiento de este

equipamiento para ser usado en sus programas de instrucción de vuelo, presentando al SDTP una solicitud en tal sentido, a la cual se deberá adjuntar la siguiente documentación a suministrar por parte del operador:

- a. Copia autorizada de la certificación y/o autorización de funcionamiento del Simulador emitida por la Autoridad Aeronáutica del país en que se ubica tal dispositivo, en la que conste su vigencia, nivel y procedimiento de calificación, regulaciones aplicables, limitaciones y autorizaciones específicas de funcionamiento y fecha de expiración de esta si corresponde.
- b. Copia de la GMTA vigente y los resultados de la última evaluación recurrente efectuada al Simulador, adjuntando si corresponde, reporte de fallas y tests rechazados en cada oportunidad.

5.3.1 No obstante lo anterior, Inspectores del SDTP podrán en virtud de los antecedentes presentados o ante evidencias de degradación del Simulador, concurrir previa coordinación con el operador, a sus instalaciones con el propósito de efectuar pruebas funcionales o de validación al Simulador según se requiera, con el fin de constatar en terreno la mantención de las condiciones que originaron la autorización de funcionamiento.

5.3.2 Para todos los efectos, un usuario que requiera del uso de un Simulador de vuelo ubicado fuera del territorio nacional, deberá solicitar previamente por escrito al SDTP la aprobación de uso de dicho Simulador.

5.3.4 Esta validación de "*Aprobación de Funcionamiento*" para un Simulador de Vuelo, tendrá una validez de un año y para su renovación, el operador extranjero deberá remitir al SDTP una solicitud en tal sentido, adjuntando la "*Autorización de Funcionamiento*" o documento equivalente, vigente y actualizada emitida por la Autoridad Aeronáutica local junto con los informes de la última evaluación efectuada, observaciones, autorizaciones específicas y limitaciones del caso si las hubiere.

#### **5.4 Modificación al sistema de movimiento y al sistema visual.**

5.4.1 Si un operador desea o debe efectuar cambios o modificaciones al hardware o al software del computador del Simulador de vuelo, al sistema visual o al sistema de movimiento, que pudieren afectar las condiciones dinámicas de simulación tanto en tierra como en vuelo del Simulador, deberá notificar al SDTP de tal intención con al menos 30 días antes de realizar tales cambios. El informe deberá incluir un listado de los cambios planificados, incluyendo las relaciones dinámicas con los sistemas visuales y de movimiento que pudieren verse afectados. Adicionalmente se deberá incluir en esta comunicación cualquier modificación o actualización a la GMTA. De todas maneras, el operador debe mantener un sistema de control de configuración que asegure la continuidad de la certificación e integridad del nivel de calificación del Simulador de vuelo. Este control de configuración puede ser examinado por el SDTP.



5.4.2 Toda modificación o actualización al Simulador de vuelo, que afecte la emulación de la dinámica del vuelo, el desplazamiento en tierra, el funcionamiento de los sistemas o que signifiquen revisiones a la GMTA requerirán de una evaluación completa y una nueva certificación de aprobación por parte del SDTP.

## **5.5 Tasas y derechos aeronáuticos.**

El certificado o documento de autorización de funcionamiento emitido por el SDTP, ya sea por una evaluación inicial, recurrente, especial o una validación, estará afecto a un cobro de tasa, la cual se encuentra establecida en el "Reglamento de Tasas y Derechos Aeronáuticos".

## **IV.- APÉNDICES:**

- Apéndice A: VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS.
- Apéndice B: FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS.
- Apéndice C: CARTILLAS.
  - SDA 08/2-242; "Cartilla de Tests Objetivos o de Validación".
  - SDA 08/2-243; "Cartilla de Tests Subjetivos o de Funcionamiento".

## **V.- CANCELACIÓN:**

El presente DAP cancela al DAP 08 36 autorizada por Resolución 01099-E de fecha 20 de Julio de 1999.

## **VI.- VIGENCIA:**

A partir de la fecha de la Resolución que la aprueba.

## APENDICE A VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

1.- **DISCUSION:** La performance y la operación de todos los sistemas de un Simulador de vuelo, deben ser objetivamente evaluados a fin de comparar los resultados de estos tests con los datos específicos de la aeronave emulada, a menos que se estipule algún método alternativo de calificación. Para facilitar el proceso de validación y calificación de un Simulador, podrá usarse, una grabadora multicanal (inscriptor) o una impresora en línea o cualquier otro dispositivo de grabación aceptable para el SDTP que sea capaz de registrar en forma válida los resultados de cada test de validación. Estas grabaciones y/o registros, deberán ser comparadas con los datos originales de la aeronave emulada.

La GTA suministrada por el operador, deberá describir en forma clara y precisa la manera como el Simulador será preparado y operado en el transcurso de cada test en ella contenido. El uso de un programa conductor, diseñado para realizar tests automáticos, es aconsejable para todos los tipos de Simuladores. Los sistemas de autotest del hardware del Simulador y de la programación para determinar el cumplimiento con todos los requerimientos de Simuladores nivel D, también se encuentran especificados en el CFR 14 parte 121, Apéndice H, de la FAA. Debe realizarse el chequeo integral del Simulador a fin de asegurar que la totalidad de los sistemas de éste, cumplen con los estándares prescritos en el Anexo "A" del la DAN 08 08. El operador deberá suministrar al SDTP los procedimientos para realizar los tests en forma manual el cual contendrá una descripción detallada y explícita de cada paso para ejecutar los tests de validación contenidos en el GTA.

Los tests y sus tolerancias contenidas en este Apéndice deberán ser incluidos en la correspondiente GTA del operador. Para los niveles B, C y D, los Simuladores deberán ser comparados con la data proveniente de los vuelos de prueba de la aeronave emulada, a excepción que se especifique otra cosa. Para aeronaves certificadas con anterioridad a Junio del año 1980, un operador puede, después de demostrar que no ha podido obtener los datos de los vuelos de prueba correspondientes, indicar en la GTA la imposibilidad de conseguir esta información

para un test en específico o un grupo de ellos. Para este caso, deberá presentar para su estudio y aprobación a la DSO, los datos alternativos correspondientes.

La tabla de tests de validación contenidos en este Apéndice generalmente indican los resultados requeridos por estos tests. A menos que se indique otra cosa, los tests que se realicen al Simulador deberán representar la performance y cualidades de vuelo de la aeronave emulada, en su peso y centro de gravedad (CG) típico para una operación normal. Si uno de los tests realizados en el Simulador, especifica su realización con un CG o peso total en un extremo de la data permitida, se deberán incluir tests, realizados en la zona media o en el otro extremo de las condiciones de peso y CG especificados para esta aeronave. Aquellos tests que sean relevantes solo para un extremo del peso total o del CG de la aeronave, requerirán ser repetidos en el otro extremo de estas condiciones. Los tests de facilidad de manejo del Simulador, deberán incluir la validación de los dispositivos de servoasistencia.

Aquellos Simuladores que representen a aeronaves con un alto grado de servoasistencia deberán ser validados para la configuración de mandos no reforzados, o en el estado de falla con la degradación máxima permitida de las cualidades de vuelo y manejo. Si hay diferentes estados de fallas, con diferentes niveles de cualidades de vuelo y manejo, se requiere la validación del efecto de estas fallas. Por lo tanto, los requerimientos de pruebas para estos casos serán acordados entre el operador y el SDTP caso a caso.

2.- **REQUERIMIENTOS PARA EFECTUAR LOS TESTS.** Los tests de vuelo y de manejo en tierra requeridos para la evaluación y calificación del Simulador de vuelo se encuentran en el apartado "*TABLA DE TESTS DE VALIDACION*" de este Apéndice. Los resultados de los tests efectuados al Simulador y que sean generados por computador, deben ser proporcionados para cada test. Tales resultados deberán ser reproducidos mediante una grabadora multicanal (inscriptor) o una impresora en línea o cualquier otro dispositivo de registro apropiado y

## APENDICE A VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

aceptable para el SDTP. Se requieren además los registros históricos de los eventos, a menos que en la tabla de tests de validación se disponga lo contrario.

Aquellos datos provenientes de los vuelos de prueba que muestren rápidas variaciones de los parámetros medidos, requerirán de un análisis de Ingeniería cuando se realice la evaluación de la validación del Simulador. Tal enjuiciamiento no debe limitarse a un solo parámetro. Todos aquellos parámetros relevantes relacionados con una determinada maniobra o condición de vuelo, deben ser proporcionados para permitir su total interpretación. Cuando sea difícil o imposible igualar la data del Simulador con la de la aeronave emulada, por medio de los registros históricos, las diferencias encontradas deberán ser justificadas a través de una comparación de otras variables relacionadas a la condición que se esté evaluando.

a) **Parámetros, tolerancias y condiciones de vuelo.** La tabla de tests de validación de este Apéndice describe los parámetros, tolerancias y condiciones de vuelo para la validación de un Simulador de vuelo. En el caso de que para un mismo parámetro, se encuentren dos tolerancias diferentes, entonces podrá usarse la menos restrictiva a menos que se indique lo contrario.

Si se encuentra que un test correspondiente a una condición de vuelo o de operación no corresponde para el nivel de calificación solicitado, éste deberá ser descartado. Los resultados de los tests efectuados al Simulador deberán ser convenientemente rotulados, indicando las tolerancias y unidades usadas para cada caso.

b) **Verificación de las condiciones de vuelo.** Con el fin de comparar los parámetros aquí contenidos con los correspondientes a la aeronave emulada, se deberá contar con la data suficiente y adecuada para tal fin. Por ejemplo, para demostrar que la fuerza en los controles está dentro de los  $\pm 5$  libras (2,225 dN) en un test de estabilidad estática, debe suministrarse la data para demostrar la correcta velocidad del viento, potencia, aceleración o torque, configuración de la

aeronave, altitud y otros datos correspondientes a la identificación de parámetros. Si se estuvieren comparando breves períodos dinámicos, se puede usar aceleración normal a fin de establecer correspondencia con la aeronave emulada, pero la velocidad del viento, altitud, entradas de control, configuración de la aeronave y otros datos relacionados y apropiados deben ser suministrados a fin de obtener una simulación fidedigna. Todos los datos de velocidad deben estar claramente anotados como "*indicada*," "*calibrada*," etc. y otros valores usados para la comparación cuando corresponda.

**3.- CONTROLES DINAMICOS.** Las características de un sistema de control de vuelo de una aeronave tienen un efecto preponderante sobre sus capacidades de vuelo. Una consideración importante para la aceptación del Simulador por parte de un piloto es la sensación que los controles de la cabina pueden suministrar ("*feeling*"). Se debe realizar un considerable esfuerzo en el diseño y construcción del sistema de control de la aeronave, a modo de proporcionar al piloto una aeronave que se considere confortable de volar. Para que un Simulador se representativo, debe también proporcionar al piloto la sensación de estar en la respectiva aeronave. Este hecho es reconocido en el CFR 14 parte 121, Apéndice H, fase II (nivel C), el cual establece: "*La sensación dinámica del control de la aeronave deberá replicar a la aeronave emulada. Esto será determinado comparando un registro de la dinámica del control del Simulador con la registrada en la aeronave en configuración de despegue, crucero y aterrizaje*".

Registros tales como la respuesta libre a un impulso o a una función escalón son normalmente usados para estimar las propiedades dinámicas de sistemas electromecánicos. En cualquier caso, es solamente posible estimar las propiedades dinámicas como un resultado de la capacidad para poder estimar verdaderamente entradas y respuestas verdaderas. Por lo tanto, es imperativo que la data más fidedigna en cuanto a la correspondencia entre los sistemas de control del Simulador y los sistemas de la aeronave emulada sea conseguida. Los tests requeridos para el sistema de control dinámico, establecidos en

## APENDICE A VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

el CFR 14 parte 121, Apéndice H están descritos en el párrafo 2.b de la Tabla de tests de validación de esta sección.

Para evaluaciones iniciales o para actualizaciones, es necesario que las características de control dinámico sean medidas y registradas directamente desde los controles de cabina. Este procedimiento es usualmente realizado mediante la medición de la respuesta libre de los controles usando una entrada por pulso o por escalón a fin de excitar el sistema. Este procedimiento debe ser realizado en configuraciones y condiciones de despegue, crucero y aterrizaje.

Para aeronaves con sistemas de control no reversibles, tales mediciones pueden ser obtenidas en tierra si son entregadas las adecuadas señales desde el sistema Pitot-estático a fin de representar las velocidades típicas que se encuentran durante el vuelo. De la misma manera, puede ser demostrado que para algunas aeronaves, las configuraciones de despegue, crucero y aterrizaje tienen efectos similares. De este modo uno es suficiente para el otro. Si cualquiera de ellas o ambas consideraciones son aplicables, una validación de ingeniería o una justificación del fabricante, deberá ser sometida al SDTP a fin de justificar la realización de pruebas en tierra o para eliminar una configuración. Para aquellos Simuladores de vuelo que requieran de pruebas estáticas y dinámicas en los controles, no se requerirán pruebas especiales adicionales durante la evaluación inicial o para actualizaciones de éste si la GTA del operador demuestra que los resultados de las pruebas adicionales, se acercan a los resultados de pruebas alternativas, y muestren mediante gráfica o ploteo, una coincidencia satisfactoria en sus resultados. La repetición del método alternativo durante la evaluación inicial debe entonces satisfacer los requerimientos de estos test.

**a.- Evaluaciones a los controles dinámicos.** Las propiedades dinámicas de un sistema de control son a menudo establecidas en términos de frecuencia, amortiguación (*damping*) y un número de otras mediciones clásicas las cuales pueden ser encontradas en textos de sistemas de control. Al fin de establecer un medio

consistente de validación de los resultados de los tests para las cargas sobre los controles del Simulador, es necesario un criterio que defina claramente la interpretación de las medidas y las tolerancias a ser aplicadas. Es necesario un criterio tanto para el sistema subamortiguado como para el sobreamortiguado, incluyendo el caso críticamente amortiguado. En el caso de un sistema subamortiguado con factores leves de amortiguamiento, el sistema puede ser cuantificado en términos de frecuencia y amortiguamiento. En sistemas críticamente amortiguados o sobre amortiguados, la frecuencia y el amortiguamiento no pueden ser medidos en forma rápida desde un registro de medición de tiempo. Por lo tanto se debe usar algún otro sistema de medición.

**b.- Para Simuladores nivel C y D:** Los tests que verifican que la sensación dinámica de los controles representa a la aeronave, deben demostrar que los ciclos dinámicos amortiguados (respuesta libre del control) corresponden con las tolerancias especificadas para la aeronave. El método de evaluación de la respuesta y de las tolerancias será aplicado y descritas en el párrafo siguiente para los casos subamortiguados y críticamente amortiguados.

(1) Respuesta subamortiguada. Dos mediciones son requeridas para el período, el instante del primer cruce por cero (para el caso de que se presente una tasa de variación límite) y la subsecuente frecuencia de oscilación. Es necesario medir ciclos en bases propias e individuales en el caso de que se presenten períodos no uniformes en la respuesta. Cada período será independientemente comparado con el respectivo período del sistema de control de la aeronave y consecuentemente cumplirá con la tolerancia total especificada para ese período.

La tolerancia amortiguada deberá ser aplicada a los rebases en bases individuales. Se deberá poner cuidado cuando se apliquen tolerancias a pequeños rebases si el significado de tales rebases pudieren llegar a ser cuestionables. Sólo aquellos rebases superiores al 5% del desplazamiento inicial total será considerado como significativo. La banda residual denominada

## APENDICE A VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

$T(A_d)$  en la figura 1 es  $\pm 5\%$  del desplazamiento inicial de la amplitud  $A_d$  desde el valor estable de la oscilación. Las oscilaciones producidas dentro de la banda residual son consideradas insignificantes. Cuando se compare la data del Simulador en relación con la de la aeronave, el proceso comenzará por superponer o alinear los valores de estado estable de la aeronave con los del Simulador para luego comparar las amplitudes de los peaks de oscilación, los momentos del primer cruce por cero y los períodos individuales de oscilación. El Simulador deberá mostrar la misma cantidad de rebases significativos individuales al momento de compararlos con los datos propios de la aeronave. Este procedimiento para evaluar la respuesta está ilustrado en la figura 1.

(2) Respuesta sobreamortiguada y críticamente amortiguada. Debido a la naturaleza de las respuestas críticamente amortiguadas (no rebases), el tiempo necesario para alcanzar el 90% del valor estable (punto neutro), debe ser el mismo que el de la aeronave, dentro de un  $\pm 10\%$ . La respuesta del Simulador debe ser también críticamente amortiguada. La figura 2 ilustra el procedimiento.

### Tolerancias

La siguiente tabla resume las tolerancias, T. Ver las figuras 1 y 2 para ilustrar las mediciones a que se hace referencia.

$T(P_0)$	$\pm 10\%$ de $P_0$
$T(P_1)$	$\pm 20\%$ de $P_1$
$T(P_2)$	$\pm 30\%$ de $P_2$
$T(P_n)$	$\pm 10(n+1)\%$ de $P_n$
$T(A_n)$	$\pm 10\%$ de $A_1$ , $\pm 20\%$ de peaks subsecuentes
$T(A_d)$	$\pm 5\%$ de $A_d =$ Banda Residual Rebases $\pm 1\%$

**c- Método alternativo para el Control Dinámico:** Un fabricante de aeronaves propuso y la FAA aceptó, un procedimiento

alternativo para el control dinámico. Este método se aplica para aquellas aeronaves con controles de vuelo hidráulicos y sistemas de sensibilidad de control artificial. En reemplazo de la medición de la respuesta libre, el sistema podría ser validado por medio de la medición de la fuerza aplicada al control y su tasa de movimiento.

Para cada eje de pitch, roll y yaw, el control será llevado a su máxima posición extrema para las siguientes y distintas tasas de variación. Estos tests serán efectuados en las condiciones típicas de taxeo, despegue, crucero y aterrizaje.

- (1) Test estático: Mueva lentamente el control de tal manera que le tome alrededor de 100 segundos para efectuar un recorrido completo. Un barrido completo es definido como un movimiento del control desde su posición neutral hasta su detención, usualmente el tope trasero o hacia la derecha hasta el tope y luego hasta el extremo opuesto, para luego volver a la posición neutra inicial.
- (2) Test de dinámica lenta: realice un barrido completo en un lapso de tiempo de aproximadamente 10 segundos.
- (3) Test de dinámica rápida: realice un barrido completo en un lapso de tiempo de aproximadamente 4 segundos.

Nota: Los barridos dinámicos deben estar limitados a fuerzas que no superen las 100 libras.

Tolerancias: (1) Test estático: Items 2.a. (1) (2) y (3) de este Apéndice.  
(2) Test dinámico: 2 libras o un 10% de incremento dinámico por sobre el test estático.

En todo caso el SDTP está abierto al análisis de las alternativas que produzcan un efecto similar al descrito. Tales alternativas deben sin embargo ser justificadas y apropiadas a la aplicación. Por ejemplo, el método descrito aquí, no puede ser aplicado a todos los sistemas del fabricante y ciertamente tampoco a las

## APENDICE A VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

aeronaves con sistemas de control reversibles. Por lo tanto, cada caso debe ser considerado de acuerdo a sus propios medios y sobre bases adecuadas. Si el SDTP determinase que los resultados de los métodos alternativos no satisfacen las performances del Simulador, entonces se deberán usar preferentemente los métodos convencionales aprobados.

**4.- EFECTO SUELO:** Durante los aterrizajes y los despegues, las aeronaves operan durante breves intervalos de tiempo muy cerca del suelo. La presencia del suelo modifica significativamente el flujo de aire pasando por la aeronave y por lo tanto cambia las características aerodinámicas. La cercana proximidad del suelo impone una barrera que inhibe el flujo de aire descendente, normalmente asociado con la sustentación. La deflexión (downwash), descendente, es una función de la altura cuyos efectos son usualmente considerados despreciables por sobre una altura sobre el suelo de aproximadamente un largo total de alas (envergadura). Hay tres efectos principales debidos a la deflexión descendente:

- (1) Una reducción en el ángulo de la corriente descendente en el empenaje, para una configuración convencional.
- (2) Un incremento en la sustentación de las alas y estabilizador debido a cambios en la relación entre el coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque (aumento de la pendiente de la curva de sustentación)
- (3) Una reducción en la resistencia al avance inducida.

Con relación al vuelo fuera del efecto suelo (para un ángulo de ataque dado), cabe considerar que el efecto suelo produce un alto incremento a la sustentación cuando la aeronave está en él y por lo tanto una menor potencia para mantener la condición de vuelo. Debido a los efectos asociados con la estabilidad, también se produce un efecto asociado en la estabilidad y también es causa de cambios significativos en el ángulo del elevador (o estabilizador) a fin de establecer un ajuste en el trim y fuerzas en el bastón requeridos en la columna de control para mantener un

coeficiente de sustentación dado en los niveles de vuelo cerca del suelo.

Para un Simulador de vuelo que será usado para otorgar créditos en despegues y particularmente en aterrizajes, éste debe representar fielmente los cambios aerodinámicos que ocurren como consecuencia del efecto suelo. Los parámetros escogidos para la validación deben por lo tanto ser indicativos de estos cambios. Los parámetros relevantes en cuanto a las características longitudinales con relación al efecto suelo son:

- a. Angulo de ajuste del elevador o del estabilizador para el trim de la aeronave
- b. Potencia requerida para el nivel de vuelo (PLF).
- c. Angulo de ataque para un coeficiente de sustentación dado.
- d. Altura / altitud.
- e. Velocidad.

Este listado de parámetros asume que la data correspondiente al efecto suelo es adquirida mediante tests en vuelos con pasadas a diferentes altitudes con y sin efecto suelo. Las altitudes de tests deberán ser al menos un 10%, 30% y 70% del valor de la envergadura de la aeronave y a una altura fuera del efecto suelo, es decir por ejemplo un 150% de la envergadura de la aeronave. Estos vuelos por sobre el campo son requeridos para el nivel D, pero no para niveles C y B. Sin embargo ellos son aceptables para todo nivel.

Si en lugar de estos vuelos sobre el campo para niveles B y C, se usa algún otro método para obtener data, como por ejemplo aproximaciones de bajo nivel en la trayectoria de aterrizaje, manteniendo a propósito un determinado parámetro constante. Bajo esta circunstancia los otros parámetros de validación pasan a ser relevantes. Por ejemplo, si bajo esta condición, se escoge como maniobra de test, mantener constante una actitud de aproximación de bajo nivel en la trayectoria de aterrizaje, entonces la actitud de pitch y el ángulo de trayectoria son

## APENDICE A VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

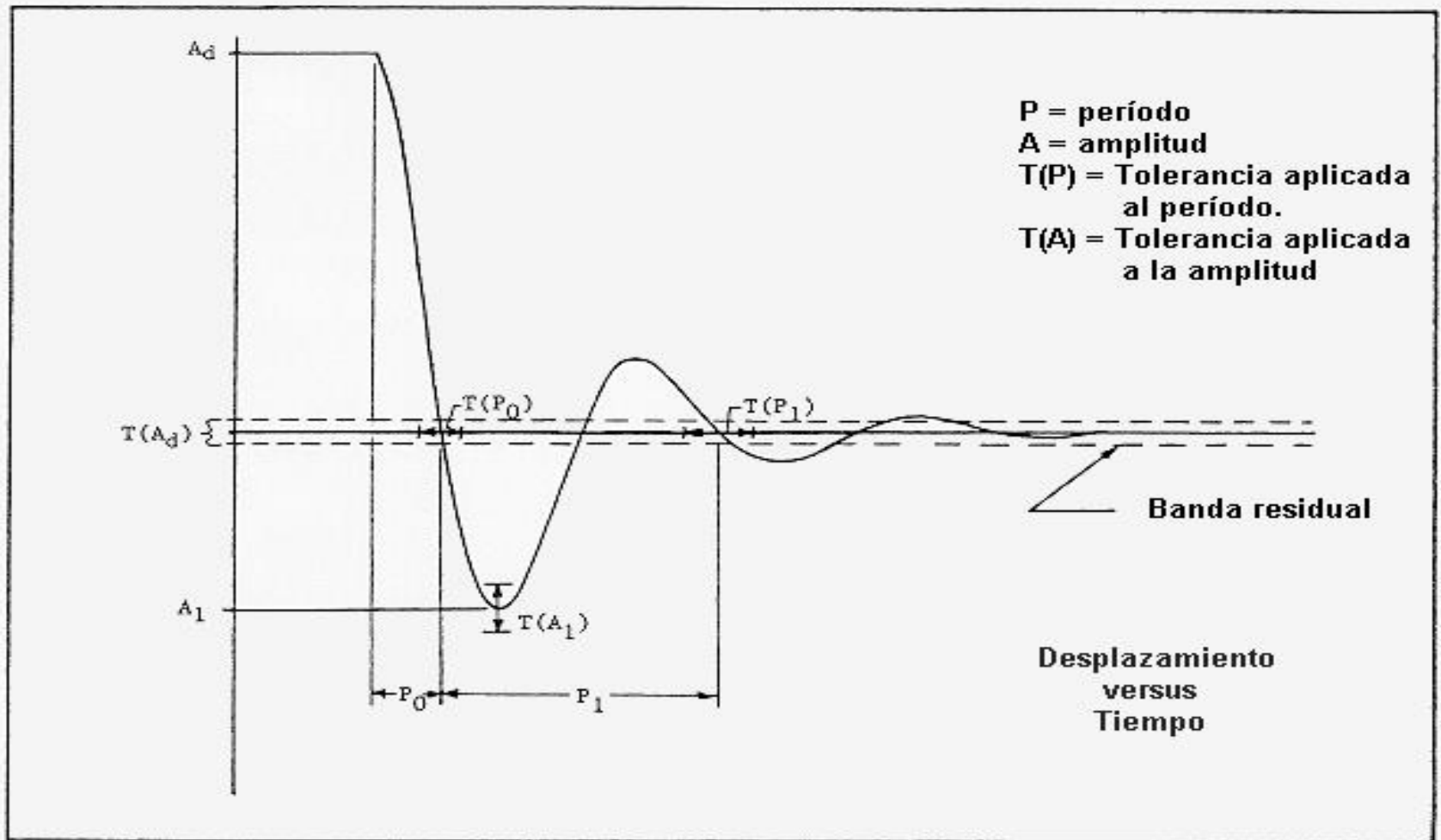
parámetros adicionales necesarios de validación. La selección de métodos y procedimientos para efectuar tests de validación del efecto suelo es una opción para la organización a cargo de efectuar los vuelos de prueba; sin embargo, se debe suministrar una justificación a fin de concluir que los tests realizados, realmente son representativos del modelo de efecto suelo a simular.

Las tolerancias a los parámetros longitudinales aceptables para la validación de las características del efecto suelo son:

- Angulo del elevador o del estabilizador :  $\pm 1^\circ$
- Potencia para el nivel de vuelo (PLF) :  $\pm 5\%$
- Angulo de ataque :  $\pm 1^\circ$
- Altitud / altura :  $\pm 10\%$   
ó  $\pm 5'$  (1,5 m)
- Velocidad :  $\pm 3$  knts
- Actitud Pitch :  $\pm 1^\circ$

Las características laterales - direccionales son también alteradas por el efecto suelo. Debido a los cambios anteriormente mencionados en la gradiente de la curva de sustentación, la amortiguación de roll por ejemplo se ve afectada. Este cambio afectará por ende otros modos dinámicos, usualmente considerados en el proceso de evaluación y validación de un Simulador de vuelo. En efecto, la dinámica de "Dutch- roll", "estabilidad espiral" y "razón de roll" para una entrada de control lateral dada son alteradas por el efecto suelo. Los deslizamientos sostenidos en la dirección de la aeronave se verán también afectados. Estos efectos deberán ser tomados en cuenta y evaluados al momento de efectuar la modelación del Simulador. Algunos tests tales como "Aterrizaje con viento cruzado", "Aterrizaje con un motor inoperativo", "Falla de un motor al despegue" sirven para validar el efecto suelo lateral - direccional, puesto que parte de ellos son realizados mientras se transita en altitudes a las cuales el efecto suelo cobra relevancia.

## TEST DE VALIDACION PARA SIMULADOR



**Figura 1.** Respuesta de paso bajo amortiguado



TETS DE VALIDACION PARA SIMULADOR

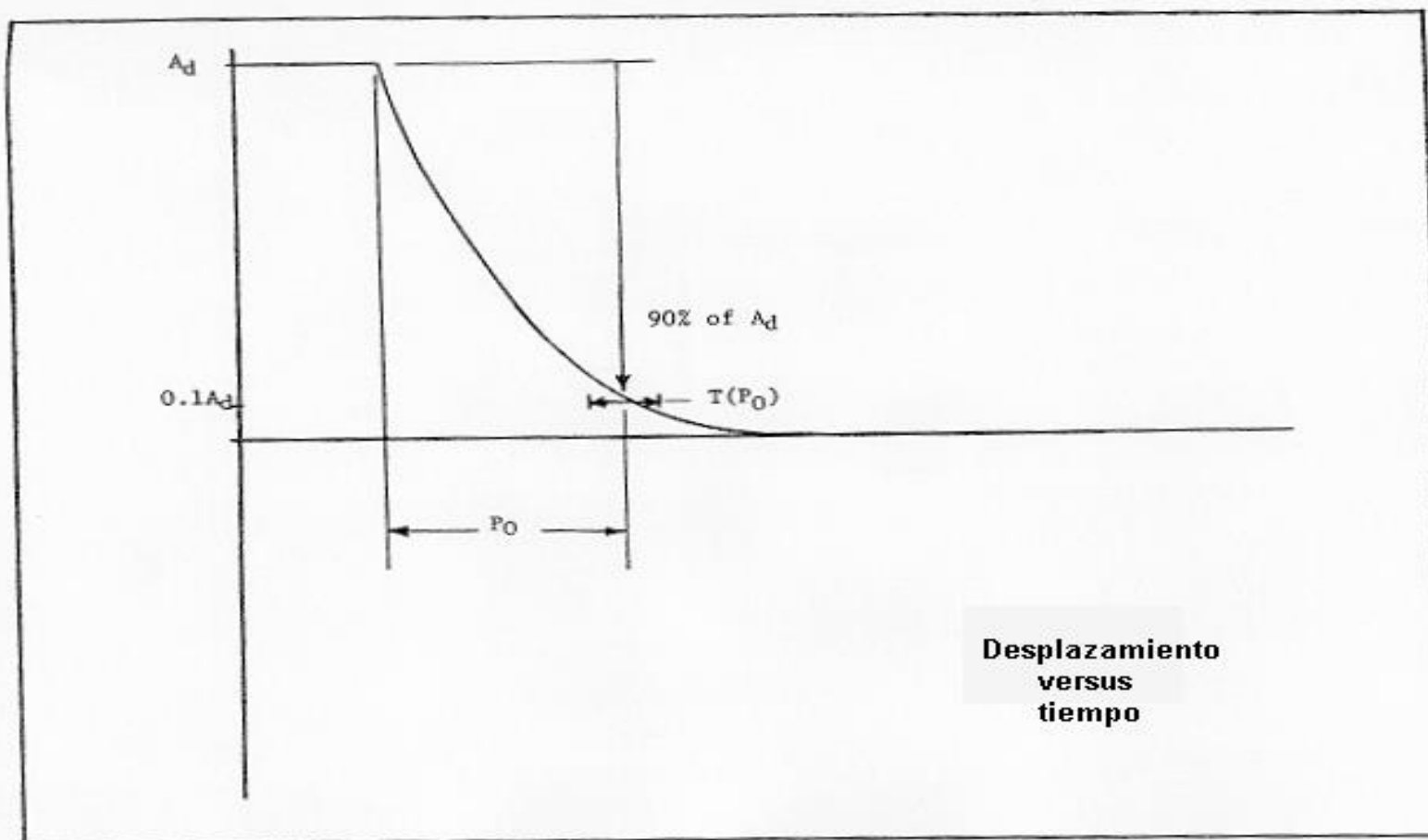


Figura 2. Respuesta de paso críticamente amortiguado.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	

**1.- PERFORMANCE**

A.- <b>TAXEO</b>  (1) Radio Mínimo de Giro	$\pm 3$ pies (0,9 metro) o 20 % del radio de giro de la aeronave	Plataforma/Despegue		IR	IR	IR	
(2) Razón de giro versus el ángulo del giro de la rueda de nariz	$\pm 10\%$ o $\pm 2^\circ/\text{seg.}$ De la razón de giro.	Plataforma/Despegue		IR	IR	IR	
B.- <b>DESPEGUE</b>  (1) Tiempo de aceleración en tierra y distancia.	$\pm 5\%$ en tiempo y distancia o $\pm 5\%$ en tiempo y $\pm 200$ pies (61 metros) en distancia.	Plataforma/Despegue	IR	IR	IR	IR	Podrán usarse datos de certificación de la aeronave que no sean de la fábrica. Los tiempos de aceleración y distancia deberán ser registrados para un mínimo de un 80% del total del segmento. (Desde el momento en que se sueltan los frenos hasta $V_R$ ).
(2) Velocidad mínima de control en tierra ( $V_{mcg}$ ). Controles aerodinámicos solo aquellos estándares de Aeronavegabilidad aplicables o, características de control en tierra para baja velocidad o con motor inoperativo.	La desviación lateral máxima de la aeronave no será mayor a $\pm 25\%$ o $\pm 5$ pies (1, 5 mt).	Plataforma/Despegue	IR	IR	IR	IR	La velocidad de falla del motor debe estar dentro de $\pm 1$ knt de la velocidad de falla del motor en la aeronave emulada.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(3) La velocidad mínima de despegue $V_{mu}$ o su equivalente, según valores suministrados por el fabricante de la aeronave.	$\pm 3$ knt de velocidad. $\pm 1,5^\circ$ de ángulo "pitch"	Plataforma/Despegue	IR	IR	IR	IR	$V_{mu}$ es definida como la velocidad a la cual la última parte del tren de aterrizaje principal despega. La señal de retracción del tren deberá ser registrada. Tal registro debe comenzar como mínimo a 10 knts antes de alcanzar la velocidad de rotación.
4) Despegue en condiciones normales.	$\pm 3$ knt de velocidad indicada. $\pm 1,5^\circ$ ángulo "pitch" $\pm 1,5^\circ$ ángulo de ataque. $\pm 20$ pies (6 mt. de altitud). $\pm 5,0$ libras (2,224 daN) o $\pm 10\%$ de fuerza en la columna de mando.(*)	Plataforma, despegue y primer segmento en el ascenso.	IR	IR	IR	IR	Registrar el perfil del despegue, desde el momento en que se liberan los frenos hasta una altura de 200 pies (61 metros), sobre el nivel del terreno (AGL).  (*) Aplica sólo a sistemas con control reversible.
(5) Falla crítica de motor durante el despegue.	$\pm 3$ knts velocidad indicada. $\pm 1,5^\circ$ ángulo "pitch" $\pm 1,5^\circ$ ángulo de ataque. $\pm 20$ pies (6 mt) de altitud. $\pm 5,0$ libras (2,224 daN) o $\pm 10\%$ de fuerza en la columna de mando.(*) $\pm 2^\circ$ para el ángulo de inclinación y derrape $\pm 5,0$ libras (2,224 daN) o $\pm 10\%$ fuerza en pedales.(*) $\pm 5,0$ libras (2,224 daN) o $\pm 10\%$ de fuerza en el	Plataforma, despegue y primer segmento en el ascenso.	IR	IR	IR	IR	Registrar el perfil del despegue, en condiciones de "peso máximo de despegue", hasta al menos los 200 pies (61 metros) de altura sobre el nivel del terreno (AGL). La velocidad en condiciones de falla, deberá situarse dentro de los $\pm 3$ knts de la data de la aeronave emulada.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
	mando de alerones.(*)						(*) Aplica sólo a sistemas con control reversible.
(6) Despegue con viento cruzado.	$\pm 3$ knts de velocidad indicada. $\pm 1,5^\circ$ ángulo "pitch" $\pm 1,5^\circ$ ángulo de ataque. $\pm 20$ pies (6 mt) de altitud. $\pm 5,0$ libras (2,224 daN) o $\pm 10\%$ de fuerza en la columna de mando.(*) $\pm 2^\circ$ para el ángulo de inclinación y derrape. $\pm 5,0$ libras (2,224 daN) o $\pm 10\%$ de fuerza en los pedales (*) $\pm 5,0$ libras (2,224 daN) o $\pm 10\%$ de fuerza en la barra de comando de los alerones.(*).	Plataforma, despegue y primer segmento en el ascenso.	IR	IR	IR	IR	Registrar el perfil del despegue,, hasta al menos los 200 pies (61 metros) de altura sobre el nivel del terreno (AGL), con el mismo perfil de viento relativo con que se efectuaron los tests a la aeronave emulada.  (*) Aplica sólo a sistemas con control reversible.
(7) Despegue abortado.	Distancia total $\pm \zeta$ ? Esfuerzo de frenaje $\pm \zeta$ ? (parámetros a ser determinados)	Plataforma	IR	IR	IR	IR	El frenado automático será usado si es aplicable. Aplicar el máximo esfuerzo de frenaje ya sea en automático o manual.
C.- <b>ASCENSO</b>  (1) Ascenso normal con todos los motores operativos	$\pm 3$ knts de velocidad. $\pm 5\%$ o $\pm 100$ pies/min(0,5 mt/seg) de razón de ascenso.	Ascenso con todos los motores operativos.	IR	IR	IR	IR	Puede ser una prueba instantánea. La información de la gradiente de ascenso proporcionada por el fabricante, puede ser usada como data válida para efectuar la prueba.

## APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(2) Un motor inoperativo, en el segundo segmento del ascenso.	± 3 knts de velocidad indicada. ± 5 % o ± 100 pies/min. (0,5 mt/seg) de razón de ascenso, pero nunca menor que la razón de ascenso especificada en el Manual de Vuelo aprobado por la DGAC	Segundo segmento del ascenso con un motor inoperativo.	IR	IR	IR	IR	Puede ser una prueba instantánea. La información de la gradiente de ascenso proporcionada por el fabricante, puede ser usada como data válida para efectuar la prueba. Además la prueba deberá efectuarse bajo condiciones limitadas de peso, altitud y temperatura.
3) Un motor inoperativo en el ascenso para las aeronaves con restricciones por formación de hielo según Manual de vuelo aprobado por DGAC	± 3 knts de velocidad indicada. ± 5 % o ± 100 pies/min. (0,5 mt/seg) de razón de ascenso, pero nunca menor que la razón de ascenso especificada en el Manual de Vuelo aprobado por la DGAC	Segundo segmento del ascenso con un motor inoperativo	IR	IR	IR	IR	Puede ser una prueba instantánea. La información de la gradiente de ascenso proporcionada por el fabricante, puede ser usada como data válida. Se debe usar el valor más cercano al máximo peso de aterrizaje permitido.
<b>D. DETENCION</b>  (1) Tiempo y distancia de desaceleración. Frenaje usando solo freno pedal. Pista de rodaje seca.	± 5 % del tiempo. Para distancias hasta 4000 pies (1220 metros) ± 200 pies (61 metros) o ± 10 %, lo que sea menor. Para distancias mayores a 4000 pies (1220 metros), ± 5 % de la distancia considerada.	Aterrizaje	IR	IR	IR	IR	El tiempo y la distancia, deberán ser registrados en al menos el 80% del segmento total considerado. (desde el aterrizaje hasta la detención total).  El valor de la presión del sistema de frenos debe estar disponible y a la vista.

## APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(2) Tiempo de desaceleración y distancia recorrida, aplicando solo reversores. Pista de rodaje seca.	$\pm 5 \%$ del tiempo y el valor menor que resulte entre el 10 % de la distancia recorrida o 200 pies (61 metros)	Aterrizaje	IR	IR	IR	IR	El tiempo y la distancia, deberán ser registrados en al menos el 80% del total del segmento demostrado usando reversores.
(3) Tiempo de desaceleración y distancia recorrida. Uso solo de frenos pedal. Pista de rodaje húmeda.	Tiempo y distancia de detención características de la aeronave	Aterrizaje			I	I	La data suministrada por el Manual de Vuelo aprobado por la DGAC es aceptable.
(4) Tiempo de desaceleración y distancia recorrida. Uso solo de frenos pedal. Se considera pista de rodaje con hielo.	Tiempo y distancia de detención características de la aeronave	Aterrizaje			I	I	La data suministrada por el Manual de Vuelo aprobado por la DGAC es aceptable.
<b>E.- MOTORES</b>  (1) Aceleración	$T_i = \pm 10 \%$ $T_t = \pm 10 \%$	Aproximación o aterrizaje	IR	IR	IR	IR	$T_i$ = Tiempo total transcurrido entre el inicio del movimiento del acelerador, hasta que la respuesta de un parámetro crítico de motor alcance un 10 % de su valor nominal. $T_t$ = Tiempo total transcurrido entre $T_i$ y el 90% de la potencia total requerida para un go around.

## APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
							En este caso el parámetro crítico de motor debe ser una indicación de potencia (N <sub>1</sub> , N <sub>2</sub> , EPR, torque, etc.). Se requiere de un ploteo de esta señal desde relanti en vuelo hasta la potencia para rehusar la aeronave. Utilizar un movimiento rápido del acelerador.
(2) Desaceleración	T <sub>i</sub> = ± 10 % T <sub>t</sub> = ± 10 %	Plataforma	IR	IR	IR	IR	Este test se realiza para una trayectoria entre la máxima potencia de despegue hasta un 10% de esta potencia (reducción de un 90% en potencia). Se requiere del registro histórico de este parámetro.

### 2.- CUALIDADES DE VUELO

<b>A.- PRUEBAS DE CONTROL ESTÁTICO *</b>							
(1) Posición de la columna, versus fuerza y calibración de la posición de la superficie de control.	± 2 libras (0,89 daN) al inicio del recorrido. ± 5 libras (2,224 daN) o 10% de la fuerza para ± 2° de desplazamiento del elevador.	Plataforma	IR	IR	IR	IR	Recorrido de la superficie de control en forma ininterrumpida de extremo a extremo.

\* La posición de la columna de dirección, rueda y pedales, versus la fuerza aplicada, será medida en el control. Un método alternativo aceptable por el SDTP, es instalar instrumentos en el Simulador de manera similar a la aeronave real en sus vuelos de pruebas. Los datos de fuerzas y posición de esta instrumentación pueden ser registrados directamente y comparada con la data original de la aeronave. Tal instalación permanente, elimina la necesidad de contar con la instalación de dispositivos externos al Simulador.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(2) Posición del volante de dirección, versus fuerza y calibración de la posición de la superficie de control	± 2 libras (0,89 daN) al inicio del recorrido. ± 3 libras (1,334 daN) o 10% de la fuerza para ± 1° de desplazamiento del alerón. ± 3° de desplazamiento del spoiler.	Plataforma	IR	IR	IR	IR	Recorrido de la superficie de control en forma ininterrumpida de extremo a extremo.
(3) Posición del pedal, versus fuerza y calibración de la posición de la superficie de control	± 5 libras (2,224 daN) al inicio del recorrido. ± 5 libras (2,224 daN) o 10% de la fuerza para ± 2° de desplazamiento del timón.	Plataforma	IR	IR	IR	IR	Recorrido de la superficie de control en forma ininterrumpida de extremo a extremo.
(4) Dirección de la rueda de nariz. Fuerza aplicada y posición.	± 2 libras (0,89 daN) al inicio del recorrido. ± 3 libras (1,334 daN) o 10% de la fuerza para ± 2° ángulo de desplazamiento de la rueda de nariz.	Plataforma	IR	IR	IR	IR	Recorrido de la rueda en forma ininterrumpida de extremo a extremo.
(5) Calibración del pedal para dirección en tierra.	± 2° ángulo de desplazamiento de la rueda de nariz.	Plataforma	IR	IR	IR	IR	



## APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(6) Calibración del control del "Pitch Trim". Indicación, versus datos computados.	$\pm 0,5^\circ$ del ángulo computado para la posición del Trim. $\pm 10\%$ de la razón de operación del Trim.	Plataforma y "Go-Around"	IR	IR	IR	IR	Medir la razón de operación del trim en una rehusada de aterrizaje. Es deseable el registro histórico de la razón de operación del trim y el rango de recorrido de la superficie.
(7) Alineación del ángulo de la palanca de potencia, versus el parámetro seleccionado de motor (EPR, $N_1$ , etc.)	$\pm 5^\circ$ del ángulo medido en la palanca de potencia.	Plataforma	IR	IR	IR	IR	Se debe efectuar el registro simultáneo para todos los motores. Se permite una tolerancia de $5^\circ$ entre los motores y entre las mediciones y la data de la aeronave.
(8) Posición del pedal de freno, versus fuerza.	$\pm 5$ libras(2,224 daN) o 10% $\pm 10\%$ 0 150 psi (1033 kPa) de presión hidráulica en los frenos.		IR	IR	IR	IR	Los resultados del Simulador pueden ser usados para demostrar cumplimiento. Relacionar la presión del sistema hidráulico con la posición del pedal en una prueba estática en tierra.
<b>B. PRUEBAS DE CONTROL DINAMICO **</b> (1) Control de "Pitch".	$\pm 10\%$ del tiempo para el primer cruce por cero y $\pm$	Despegue, crucero, aterrizaje.			IR	IR	La data debe ser el desplazamiento normal para el

\*\* La posición de la columna de dirección, rueda y pedales, versus la fuerza aplicada, será medida en el control. Un método alternativo aceptable por el SDTP, es instalar instrumentos en el Simulador de manera similar a la aeronave real en sus vuelos de pruebas. Los datos de fuerzas y posición de esta instrumentación pueden ser registrados directamente y comparada con la data original de la aeronave. Tal instalación permanente, elimina la necesidad de contar con la instalación de dispositivos externos al Simulador.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
	10(n+1)% de cada período posterior. ± 10% de amplitud sobre el primer rebase. ± 20% de amplitud sobre el segundo y subsiguientes rebases, mayores que un 5% del desplazamiento inicial del control. ± 1 rebalse.						control en ambas direcciones. Aproximadamente entre un 25% a un 50% del recorrido total. "n" es el período secuencial de un ciclo completo de oscilación. Referirse al párrafo 3 de este Apéndice.
(2) Control de "Roll"	Idem al caso anterior	Despegue, crucero y aterrizaje.			IR	IR	La data debe ser el desplazamiento normal para el control en ambas direcciones. Aproximadamente entre un 25% a un 50% del recorrido total.
(3) Control de "Yaw"	Idem al caso anterior	Despegue, crucero y aterrizaje.			IR	IR	La data debe ser el desplazamiento normal para el control en ambas direcciones. Aproximadamente entre un 25% a un 50% del recorrido total.
<b>C. LONGITUDINAL</b>  (1)Cambios dinámicos de potencia	± 3 knts de velocidad indicada ± 100 pies (30 metros) de altitud. ± 20% ó ± 1,5° Pitch.	Aproximación al "Go Around"	IR	IR	IR	IR	Los flaps deben estar en posición para una aproximación. Registro histórico de las respuestas libres no controladas en incrementos de tiempo de 5 segundos antes del

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
							inicio del cambio de configuración hasta 15 segundos después de finalizado el cambio de configuración.
(2) Dinámica de los cambios de Flaps / Slats.	± 3 knts de velocidad indicada ± 100 pies (30 metros) de altitud. ± 20% ó ± 1,5º Pitch.	Retracción, luego del despegue.  Extensión, en aproximación al aterrizaje.	IR  IR	IR  IR	IR  IR	IR  IR	Registro histórico de las respuestas libres no controladas en incrementos de tiempo de 5 segundos antes del inicio del cambio de configuración hasta 15 segundos después de finalizado el cambio de configuración.
(3) Dinámica de los cambios de Spoilers y en los Speedbrake.	± 3 knts de velocidad indicada ± 100 pies (30 metros) de altitud. ± 20% ó ± 1,5º Pitch.	Crucero y aproximación al aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Registro histórico de las respuestas libres no controladas en incrementos de tiempo de 5 segundos antes del inicio del cambio de configuración hasta 15 segundos después de finalizado el cambio de configuración.
(4) Dinámica en el tren de aterrizaje.	± 3 knts de velocidad indicada ± 100 pies (30 metros) de altitud. ± 20% ó ± 1,5º Pitch.	Desde el despegue hasta el segundo segmento del ascenso. Aproximación al aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Registro histórico de las respuestas libres no controladas en incrementos de tiempo de 5 segundos antes del inicio del cambio de configuración hasta 15 segundos después de finalizado el cambio de configuración.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(5) Tiempos de operación del tren de aterrizaje y de los flaps / slats.	± 1 segundo o 10% del tiempo real.	Despegue y aproximación al aterrizaje	IR	IR	IR	IR	Verificar, extensión y retracción de los flaps normales y alternos y, del tren de aterrizaje. Verificar extensión del tren con el actuador alternativo de extensión.
(6) Ajuste del trim longitudinal	± 1° para el control pitch, (estabilizador y elevador). ± 1° para el ángulo de pitch. ± 5% de empuje neto o equivalente.	Crucero, aproximación al aterrizaje y aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Pueden ser pruebas instantáneas.
(7) Estabilidad de maniobra longitudinal (Fuerza sobre el bastón/g).	± 5 libras (± 2,224 daN) o ± 10% de la fuerza aplicada en la columna o superficie de control equivalente	Crucero, aproximación al aterrizaje y aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Pueden ser una serie de pruebas instantáneas. Fuerza o recorrido debe ser en la dirección correcta. Se requiere que se representen aproximadamente los ángulos de inclinación de 20°, 30° y 45°.
(8) Estabilidad para la maniobrabilidad estática longitudinal.	± 5 libras (± 2,224 daN) o ± 10% de la fuerza a aplicar en la columna o superficie equivalente	Aproximación al aterrizaje	IR	IR	IR	IR	Se requieren al menos dos medidas de velocidad por sobre y bajo la velocidad de trim. Pueden ser una serie de pruebas instantáneas.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(9) Activador de vibración del bastón. Vibraciones de la aeronave previas al stall y velocidades de stall de la aeronave.	$\pm 3$ knts velocidad. $\pm 2^\circ$ de ángulo inclinación para velocidades mayores a la de vibración del bastón o comienzo de las vibraciones de la aeronave.	Segundo segmento del ascenso y Aproximación al aterrizaje o al aterrizaje	IR	IR	IR	IR	La señal de alerta de stall debe ser registrada y además debe ocurrir en forma oportuna con la ocurrencia de la situación de stall.
(10) Dinámica Fugoide	$\pm 10\%$ del período $\pm 10\%$ del tiempo a la mitad o al doble de la amplitud, o $\pm 0,02$ de la razón de amortiguación.	Crucero	IR	IR	IR	IR	La prueba debe incluir tres ciclos completos ( 6 valores máximos de la señal) o lo suficiente para determinar el tiempo necesario para alcanzar la mitad de la amplitud. Lo que se cumpla primero.
(11)Dinámica de períodos cortos.	$\pm 1,5^\circ$ del ángulo pitch ó $\pm 2^\circ/\text{seg.}$ De la razón de inclinación $\pm 0,10g$ de aceleración normal.	Crucero		IR	IR	IR	
<b>D.- DIRECCIONABILIDAD LATERAL</b>							
(1) Velocidad mínima de control ( $V_{mca}$ ), de acuerdo al estándar de Aeronavegabilidad aplicable, o maniobrabilidad	$\pm 3$ knts velocidad aire.	Despegue o aterrizaje (cualquiera de las dos configuraciones, la que sea más crítica para la aeronave).	IR	IR	IR	IR	$V_{mca}$ puede ser definida por un límite de performance o un límite de control, el cual impida demostrar $V_{mca}$ de una manera convencional.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
característica de la aeronave en baja velocidad con motor in operativo.							
(2) Respuesta Roll (tasa)	$\pm 10\%$ ó $\pm 2^\circ/\text{seg.}$ De la razón de roll.	Crucero y aproximación al aterrizaje o aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Efectuar esta prueba con una deflexión normal del bastón de comando (alrededor del 30%).
(3) Respuesta roll a una entrada sobre el controlador de roll.	$\pm 10\%$ ó $\pm 2^\circ/\text{seg.}$ De la razón de Roll.	Aproximación al aterrizaje o aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Respuesta a la Razón de roll.
(4) Estabilidad espiral	Tendencia correcta: $\pm 2^\circ$ inclinación ó $\pm 10\%$ en 20 segundos.	Crucero	IR	IR	IR	IR	Puede ser usada la data promedio obtenida de múltiples pruebas efectuadas a la aeronave. Realizar estas pruebas para ambas direcciones de movimiento.
(5) Trim con motor inoperativo.	$\pm 1^\circ$ ángulo timón ó $\pm 1^\circ$ ángulo Tab o pedal equivalente. $\pm 2^\circ$ ángulo de deslizamiento lateral.	Segundo segmento del ascenso y aproximación al aterrizaje o aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Pueden ser pruebas instantáneas.
(6) Respuesta del timón de dirección (rudder)	$\pm 2^\circ/\text{seg}$ o $\pm 10\%$ de la variación de Yaw.	Aproximación al aterrizaje o aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Realizar los tests con el sistema de "estabilidad aumentada" en ON y en OFF. Considerar aplicación de timón con un 25% de desplazamiento de pedal

## APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(7) Dutch roll con Yaw damper OFF	<p><math>\pm 0,5</math> segundos ó <math>\pm 10\%</math> del período.</p> <p><math>\pm 10\%</math> del tiempo a la mitad ó el doble de la amplitud ó <math>\pm 0,2</math> de la razón de amortiguación.</p> <p><math>\pm 20\%</math> de <math>\pm 1</math> segundo de la diferencia de tiempo entre los peaks de inclinación y deslizamiento lateral.</p>	Crucero y aproximación al aterrizaje o al aterrizaje.		IR	IR	IR	Realizar esta prueba por al menos seis (6) ciclos con la "estabilidad aumentada" en OFF.
(8) Mantenión (Steady state) del deslizamiento lateral	<p>Para una posición dada del timón <math>\pm 2^\circ</math> en inclinación</p> <p><math>\pm 1^\circ</math> de deslizamiento lateral,</p> <p><math>\pm 10\%</math> ó <math>\pm 2^\circ</math> de alerón,</p> <p><math>\pm 10\%</math> ó <math>\pm 5^\circ</math> de spoiler ó una posición equivalente del bastón de comando.</p>	Aproximación al aterrizaje o aterrizaje.	IR	IR	IR	IR	Pueden ser una serie de pruebas instantáneas.
<b>E. ATERRIZAJES</b>  (1) Aterrizaje normal	<p><math>\pm 3</math> knts velocidad</p> <p><math>\pm 1,5^\circ</math> Pitch</p> <p><math>\pm 1,5^\circ</math> ángulo de ataque</p> <p><math>\pm 10\%</math> altitud ó</p> <p><math>\pm 10</math> pies (3 metros)</p>	Aterrizaje		IR	IR	IR	Realizar el test desde una altura mínima de 200 pies (61 metros) sobre el terreno, hasta que la rueda de nariz toca el suelo. El quiebre de la rotación de la aeronave, puede ser mostrada como un segmento separado desde el momento en que el tren principal toca el suelo.

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
(2) Aterrizaje con viento cruzado.	± 3 knts velocidad ± 1,5° Pitch ± 1,5° ángulo de ataque ± 10% altitud ó ± 10 pies (3 metros) ± 2° ángulo de bank ± 2° ángulo deslizamiento lateral ó ángulo de yaw.	Aterrizaje		IR	IR	IR	Realizar el test desde una altura mínima de 200 pies (61 metros) sobre el terreno, hasta que la rueda de nariz toca el suelo. Usar el peso más cercano al máximo especificado para aterrizaje con el mismo perfil de viento relativo usado durante los vuelos de prueba efectuados a la aeronave.
(3) Aterrizaje con un motor inoperativo.	± 3 knts velocidad ± 1,5° Pitch ± 1,5° ángulo de ataque ± 10% altitud ó ± 10 pies (3 metros) ± 2° ángulo de bank ± 2° ángulo deslizamiento lateral ó ángulo de yaw.	Aterrizaje		IR	IR	IR	Realizar el test desde una altura mínima de 200 pies (61 metros) sobre el terreno, hasta que la rueda de nariz toca el suelo.
(4) Control direccional (efectividad del timón), con empuje reverso simétrica y asimétrica.	± 5 knts velocidad.	Aterrizaje		IR	IR	IR	Se requiere de los datos de los vuelos de prueba de la aeronave, sin embargo, la data de ingeniería, suministrada por el fabricante es aceptable en última instancia como referencia. Aeronaves con una velocidad mínima demostrada para efectividad del timón ± 5 knts.



**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
							En los otros, haga tests para verificar que el Simulador satisface las condiciones demostradas por el fabricante de la aeronave.
<b>F. EFECTO SUELO</b>  (1) Un test para demostrar el efecto suelo en el eje longitudinal.	$\pm 1^\circ$ de ángulo de elevador o estabilizador. $\pm 5\%$ de la empuje neto o equivalente. $\pm 1^\circ$ de ángulo de ataque $\pm 10\%$ altura/altitud, ó $\pm 5$ pies (1,5 metros) $\pm 3$ knts velocidad $\pm 1^\circ$ actitud pitch.	Aterrizaje		IR	IR	IR	Ver el párrafo 4 de este Apéndice. Entregar un análisis adecuado con la justificación de los resultados.

**3.- SISTEMA DE MOVIMIENTO**

a. Respuesta de frecuencia	Lo especificado por el operador como aceptable para el Simulador.		IR	IR	IR	IR	Se requiere de un test aceptable y adecuado para demostrar la respuesta de frecuencia.
b. Balance del sistema de piernas de suspensión.	Lo especificado por el operador como aceptable para el Simulador.		IR	IR	IR	IR	Se requiere de un test aceptable y adecuado para demostrar el adecuado balance del sistema de suspensión.
c. Inspección externa	Lo especificado por el operador como aceptable para el Simulador.		IR	IR	IR	IR	Se requiere de un test aceptable y adecuado para demostrar una inspección externa

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
d. Vibraciones características debidas al movimiento.	Ver el Anexo A, párrafo (2)(f) de la DAN 08 08					IR	Se requiere una declaración de cumplimiento y efectuar el correspondiente test.

**4. SISTEMA VISUAL**

a. Segmento visual en tierra. (SVT)	± 20% Luces de umbral deben ser visibles si ellas están contenidas en el segmento luminoso. (ver ejemplo en la columna comentarios).	Aterrizaje. Escenas estáticas, visibles desde los 100 pies (30 mts.) Altura de la rueda por sobre la zona de contacto con el suelo en la trayectoria de planeo. Rango visual de la pista de aterrizaje = 1200 pies o 350 mts.	IR	IR	IR	IR	La GTA debe indicar la fuente de los datos, es decir, ILS, localización de la antena de G/S, punto de referencia de la visual del piloto, ángulo crítico de visual de cabina, etc., usados para conformar el segmento de la escena visual en tierra que satisface lo calculado. Ejemplo: Si el SVT calculado para la aeronave es de 840 pies, entonces el 20% de tolerancia corresponde a 168 pies, el cual puede ser aplicado al extremo más cercano o al más lejano del SVT del Simulador o puede ser dividido entre ambos de tal manera que los 168 pies no sean excedidos.
b. Sistema visual color	Modelo demostrativo				IR	IR	
c. calibración del rango visual de la pista de aterrizaje.(RVR).	Modelo demostrativo				IR	IR	

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
d Foco e intensidad de la escena en pantalla.	Modelo demostrativo				IR	IR	
e. Visual de la actitud, versus indicador de actitud del Simulador.	Modelo demostrativo				IR	IR	
f. Demostrar hasta 10 niveles de ocultación por cada canal del sistema.	Modelo demostrativo				IR	IR	Este test puede ser requerido en las evaluaciones recurrentes.

**5. SISTEMAS DEL SIMULADOR**

<p><b>a. RESPUESTA A LOS SISTEMAS DE MOVIMIENTO, VISUAL E INSTRUMENTOS DE CABINA.</b></p> <p>En esta sección, se debe comparar la respuesta de los sistemas visual, de movimiento y la de los instrumentos, frente a una entrada abrupta en los controles por el piloto, con la respuesta de la aeronave real para una entrada similar.</p> <p align="center">ó</p>	<p>150 milisegundos o menos por sobre la respuesta real de la aeronave emulada.</p> <p>300 milisegundos o menos por sobre la respuesta real de la aeronave emulada</p>	<p>o Despegue, crucero, aproximación al aterrizaje o aterrizaje.</p> <p>o Despegue, crucero, aproximación al aterrizaje o aterrizaje.</p>					IR	IR	<p>Se requiere un test por cada eje (pitch, roll y yaw) para cada una de las tres condiciones, comparadas con la data de la aeronave para entradas similares (total 9 tests). Los cambios visuales pueden iniciarse antes de la respuesta al movimiento, pero la aceleración del movimiento debe ocurrir antes de que se complete el scan visual del primer campo de vídeo</p>
---	--	---	--	--	--	--	----	----	--

**APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS**

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
Retardo de la señal.	150 milisegundos o menos por sobre la respuesta real de la aeronave emulada.	Pitch, roll y yaw			IR	IR	conteniendo información diferente. Un test es requerido por cada eje (total tres ejes).
	300 milisegundos o menos por sobre la respuesta real de la aeronave emulada.	Pitch, roll y yaw	IR	IR			Ver el Anexo A, párrafo 1) General, letra v) de la DAN 08 08
<b>b. SONIDO</b> Frecuencia y amplitud realista de los ruidos y sonidos de la cabina, Incluyendo precipitaciones estáticas y sonidos de estructura y motores. Los sonidos deberán estar coordinados con las representaciones de clima requeridas en el FAR 121 apéndice H, fase III (nivel D), requerimiento visual N° 3.						IR	Los resultados de los tests deben mostrar una comparación de amplitud y frecuencia que satisfagan los sonidos originados por la aeronave o de sus sistemas.
<b>C. PRUEBAS DE DIAGNOSTICO</b> (1) Un medio para probar de manera rápida y efectiva la programación y el hardware del Simulador de vuelo. Este debe incluir un sistema automático el cual pueda ser usado para realizar al menos una parte de los tests contenidos en la GTA.  (2) Debe contar con un sistema de autotest del hardware y la programación del Simulador a fin de determinar el cumplimiento de lo requerido para					IR	IR	
						IR	
						IR	

## APENDICE B VALIDACIONES Y TESTS OBJETIVOS

Test	Tolerancias	Condición de Vuelo	Requerimientos de Calificación				Comentarios
			A	B	C	D	
los niveles B, C y D del Simulador.  (3) Un análisis del diagnóstico según se prescribe en el FAR 121, apéndice H, fase III (nivel D), Requerimiento para el Simulador de vuelo. N° 5 (*)							

---

\* (\*) Registro impreso del análisis del diagnóstico de los malfuncionamientos del Simulador, suficiente para determinar el cumplimiento con el MEL. Estos registros deberán ser mantenidos por el operador entre evaluaciones recurrentes como parte de las discrepancias diarias anotadas en el libro diario de novedades o equivalente del Simulador de vuelo.

## APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS

1.- **DISCUSION.** Deberá verificarse la reproducción precisa de las funciones y sistemas de la aeronave desde cada posición del personal de vuelo por un especialista en evaluación de Simuladores del SDTP. Esto incluye procedimientos incorporados en el manual de vuelo y en el correspondiente manual de operaciones ya aprobado, además de sus listas de chequeo. Las cualidades de manejo, performance y operación de los sistemas del Simulador, serán evaluadas subjetivamente por un especialista en evaluación de Simuladores del SDTP calificado en la respectiva aeronave.

El especialista puede evaluar el Simulador en algún tema específico o especial del programa de entrenamiento del operador durante la realización de los tests subjetivos y funcionales en una evaluación recurrente. Tal evaluación puede incluir una parte de un escenario LOFT o un énfasis en algún ítem especial contenido en el programa de entrenamiento del operador. A menos que estén directamente relacionados con los requerimientos para el nivel de calificación actual, los resultados de tal evaluación no deberían afectar el nivel de calificación del Simulador.

Los sistemas operativos principales de navegación, incluido el sistema de navegación inercial u otro sistema de navegación de largo alcance y los sistemas de visualización electrónica asociados, serán evaluados si están instalados. El especialista en evaluación de Simuladores incluirá en su informe el efecto que las limitaciones de los sistemas tienen sobre la operación de éstos.

2.- **REQUERIMIENTOS PARA EFECTUAR LOS TESTS.** Los tests efectuados tanto en tierra como en vuelo y todos aquellos otros tests requeridos para la calificación están indicados en la tabla de funciones y tests subjetivos. La tabla incluye maniobras y procedimientos a fin de asegurar que las funciones del Simulador son las adecuadas y satisfactorias para ser usadas en el entrenamiento de personal de vuelo y registrar las maniobras y procedimientos allí delineados. También contienen tests para asegurar el debido cumplimiento con el DAR 06 y otras provisiones reguladoras usadas como referencias para estas tareas. Se incluyen maniobras y procedimientos para dirigir algunas características de aeronaves de tecnología avanzada e innovaciones a los programas de entrenamiento. Por ejemplo, “maniobrar con un alto ángulo de ataque” es incluido a fin de proveer una alternativa para la “aproximación al stall”. Tal alternativa es necesaria para aeronaves que vuelan con tecnología de envolvente límite. Aquella parte de la tabla dirigida a funciones y maniobras del piloto es dividida en fases del vuelo. Los tests al sistema visual son considerados separadamente como efectos especiales.

Todos los sistemas y funciones serán evaluados en condición normal y en donde sea apropiado, en condiciones alternativas. Los procedimientos normales, anormales y de emergencia asociados con alguna fase del vuelo serán evaluados durante la ejecución de maniobras o eventos dentro de esa fase del vuelo. Los sistemas son listados separadamente como “Cualquier Fase del Vuelo” a fin de asegurar una atención apropiada en los chequeos de estos sistemas.

## APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS

	A	B	C	D
<b>1.- FUNCIONES Y MANIOBRAS.</b> <b>A. PREPARACION PARA EL VUELO.</b> (1) PRE-VUELO. Realice una prueba funcional de todos los switches, indicadores, sistemas y equipamiento de todos los puestos de personal de vuelo e instructores y determine que el diseño de la cabina y su funcionalidad es idéntico a la de la aeronave emulada.	X	X	X	X
<b>B. OPERACIONES DE SUPERFICIE (PRE-TAKEOFF).</b> (1) ENCENDIDO DE MOTOR. (i) Partida normal. (ii) Procedimientos alternativos de encendido. (iii) Puesta en marcha anormales y cortes (partida caliente, partidas colgadas, etc).  (2) MARCHA ATRÁS CON REMOLQUE/MARCHA ATRÁS CON POTENCIA (SI ES APLICABLE).  (3) RODAJE. (i) Respuesta de potencia. (ii) Fricción en la palanca de control de potencia. (iii) Maniobrabilidad rueda de nariz y timón. (iv) Deslizamiento (scuffing) de la rueda de nariz en virajes. (v) Operación de frenaje (normal/alternativo y emergencia). (vi) Debilitamiento del frenaje (si es aplicable). (vii) Otros.	X	X	X	X
<b>C. DESPEGUE (TAKEOFF).</b> (1) NORMAL. (i) Relaciones entre parámetros del motor. (ii) Características de aceleración. (iii) Facilidad de dirección de la rueda de nariz y del timón de dirección. (iv) Viento cruzado (el máximo demostrado/límite operacional). (v) Performances especiales. (vi) Despegue por instrumentos. (vii) Operación de Flaps, tren de aterrizaje y leading edge slats o flaps. (viii) Otros.	X	X	X	X

## APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS

	A	B	C	D
<p>(2) ANORMAL/EMERGENCIA</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(i) Despegue rehusado.</li> <li>(ii) Performance especial en despegue rehusado.</li> <li>(iii) Falla del motor más crítico en el punto más crítico a lo largo de la trayectoria de despegue.</li> <li>(iv) Despegue con windshear.</li> <li>(v) Modo de falla de los sistemas de control de vuelo.</li> <li>(vi) Otros.</li> </ul>	X	X	X	X
<p><b>D. OPERACIONES DURANTE EL VUELO.</b></p> <p>(1) ASCENSO.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(i) Normal.</li> <li>(ii) Un motor inoperativo.</li> <li>(iii) Otros.</li> </ul>	X	X	X	X
<p>(2) CRUCERO.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(i) Características de performance (velocidad / potencia).</li> <li>(ii) Viraje con/sin spoilers (Frenos aerodinámicos), desplegados.</li> <li>(iii) Maniobrabilidad en altura.</li> <li>(iv) Maniobrabilidad en alta velocidad.</li> <li>(iii) Caída de la nariz y compensación mach, advertencia de exceso de velocidad (mach duck and trim).</li> <li>(iv) Virajes normales y escarpados.</li> <li>(vii) Virajes de performance.</li> <li>(viii) Aproximación al Stall (Alarma de stall, vibración pre-stall y g-break) en configuraciones de crucero, de despegue, aproximación y aterrizaje.</li> <li>(ix) Maniobras con alto ángulo de ataque en configuraciones de crucero, de despegue, aproximación y aterrizaje.</li> <li>(x) Apagado y puesta en marcha de un motor en vuelo.</li> <li>(xi) Maniobrabilidad con un motor inoperativo.</li> <li>(xii) Características específicas de vuelo.</li> <li>(xiii) Reversión del control manual de vuelo (Manual Flight Control Reversion).</li> <li>(xiv) Modos de falla del sistema de control de vuelo.</li> <li>(xv) Otros.</li> </ul>	X	X	X	X



## APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS

		A	B	C	D
(3)	<b>DESCENSO.</b> (i) Normal. (ii) Razón máxima. (iii) Reversión del control manual de vuelo (Manual Flight Control Reversion). (iv) Modos de falla del sistema de control de vuelo. (v) Otros.	X	X	X	X
<b>E. APROXIMACIONES.</b>					
(1)	<b>DE NO PRECISION Y PROCEDIMIENTOS DE ATERRIZAJE.</b> (i) Procedimientos de aproximación, (marcar uno o más de los siguientes procedimientos). ---- NDB. ---- VOR, RNAV, TACAN. ---- DME ARC. ---- LOC/BC. ---- Localizador ILS desplazado. ---- ASR (Radar de vigilancia). (ii) Maniobras con todos los motores operando. (iii) Operación del tren de aterrizaje, flap y speed brake. (iv) Uno o más motores inoperativos. (v) Procedimiento de aproximación frustrada. – Todos los motores operativos. – Uno o más motores inoperativos (como sea aplicable).	X	X	X	X
(2)	<b>APROXIMACIONES DE PRECISIÓN Y PROCEDIMIENTO DE ATERRIZAJE.</b> (i) PAR (ii) ILS (A) Normal. (B) Motor(es) inoperativo. (C) Aproximación Categoría I publicada. 1 Manualmente controlado con y sin Director de vuelo a 100 pies (30 metros) bajo el mínimo de CAT (I) 2 Con viento cruzado (el máximo demostrado) 3 Con windshear  (D) Aproximación Categoría II publicada. 1 Autoacoplado, autoaceleradores, aterrizaje automático. 2 Aproximación frustrada con todos los motores operativos.	X	X	X	X

**APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS**

	<b>A</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>D</b>
(E) Aproximación Categoría III publicada. 1 Con falla de generador. 2 Con 10 knts de viento de cola. 3 Con 10 knts de viento cruzado. 4 Con un motor inoperativo.  (iii) Aproximaciones frustradas. (A) Con todos los motores operativos. (B) Uno o más motores inoperativo.  (3) APROXIMACIONES VISUALES. (i) Posición anormal de flaps/slats. (ii) Sin Glide Slope.	X	X	X	X
<b>F. SEGMENTO VISUAL Y ATERRIZAJE.</b> (1) NORMAL. (i) Con viento cruzado (el máximo demostrado). (ii) Desde un circuito de tránsito visual. (iii) Desde una aproximación de no precisión. (iv) Desde una aproximación de precisión. (v) Desde una aproximación circular ( "holding"). <u>NOTA:</u> Aquellos Simuladores de vuelo que posean sistemas visuales que permitan efectuar aproximaciones circulares, de acuerdo a lo prescrito en el FAR 91, sección 91.175(e) pueden ser aprobados para este procedimiento de aproximación en particular.  (2) ANORMAL/EMERGENCIA. (i) Motor(es) inoperativo(s). (ii) Rehuse. (iii) Con windshear. (iv) Con potencia eléctrica/hiráulica en condición standby. (v) Con malfuncionamiento en el trim longitudinal. (vi) Con malfuncionamiento en el trim de dirección y lateral. (vii) Con pérdida de la potencia en los controles de vuelo (reversión manual). (viii) Con el peor caso de falla en los sistemas de control de vuelo (si la mayor degradación del sistema "fly-by-wire" no es extremadamente improbable). (ix) Cualquier otro modo de falla de los sistemas de control de vuelo según esté dispuesto en el programa de entrenamiento. (x) Otros.	Re	X ser	X va	X do
	X	X	X	X
	X	X	X	X

**APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS**

	A	B	C	D
<p><b>G. OPERACIONES DE SUPERFICIE LUEGO DEL ATERRIZAJE.</b></p> <p>(1) CARRERA DE ATERRIZAJE Y RODAJE.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(i) Operación de spoilers.</li> <li>(ii) Operación de reversores.</li> <li>(iii) Control de la dirección y maniobrabilidad en tierra, ambas operaciones con o sin reversores.</li> <li>(iv) Reducción de la efectividad del timón con el incremento de uso de reverso (montajes en parte trasera del motor).</li> <li>(v) Operación de frenos y sistema antipatinaje para condiciones de pista húmeda, seca y con formación de hielo.</li> <li>(vi) Operación de los frenos.</li> <li>(vii) Otros.</li> </ul>		X	X	X
<p><b>H. PARA CUALQUIER FASE DEL VUELO.</b></p> <p>(1) OPERACIÓN DE LOS SISTEMAS DE LA AERONAVE Y DE SUS PLANTAS DE PODER.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(i) Aire acondicionado.</li> <li>(ii) Antihielo/deshielo.</li> <li>(iii) Planta auxiliar de poder.</li> <li>(iv) Comunicaciones.</li> <li>(v) Sistemas eléctricos.</li> <li>(vi) Supresión y detección de fuego.</li> <li>(vii) Operación de flaps/slats y speed brames.</li> <li>(viii) Controles de vuelo.</li> <li>(ix) Combustibles y lubricantes.</li> <li>(x) Sistemas hidráulicos.</li> <li>(xi) Tren de aterrizaje.</li> <li>(xii) Oxígeno.</li> <li>(xiii) Sistema neumático.</li> <li>(xiv) Planta de poder.</li> <li>(xv) Presurización.</li> </ul> <p>(2) ADMINISTRACIÓN DEL VUELO Y SISTEMAS DE GUÍA.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(i) Radar.</li> <li>(ii) Ayudas para aterrizaje automático.</li> <li>(iii) Piloto automático.</li> <li>(iv) Sistemas de para evitar colisiones.</li> <li>(v) Computadoras para el control del vuelo.</li> <li>(vi) Pantallas de presentación de los datos de vuelo.</li> </ul>	X	X	X	X
	X	X	X	X

## APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS

		A	B	C	D
	(vii) Computadoras de administración del vuelo.				
	(viii) Displays del tipo Head-up (si corresponde).				
	(ix) Sistemas de navegación.				
	(x) Alarma de stall/corte de alarma.				
	(xi) Sistemas de aumento de estabilidad y control.				
	(xii) Equipamiento de advertencia del windshear.				
	(xiii) Sistemas de advertencia de cercanía del terreno.				
(3)	PROCEDIMIENTOS EN AERONAVEGACIÓN.	X	X	X	X
	(i) Holding				
	(ii) Evitar riesgos en el aire			X	X
	(iii) Windshear				
(4)	CORTE DE MOTORES Y ESTACIONAMIENTO.	X	X	X	X
	(i) Operación de motores y sistemas.				
	(ii) Operación de los frenos de estacionamiento (parking).				
(5)	OTROS.				
<b>2.-</b>	<b><u>SISTEMA VISUAL</u></b>				
A.	Descripción precisa del entorno relativo a las actitudes del Simulador.	X	X	X	X
B.	Las distancias a las cuales las características de la pista de aterrizaje son visibles, no deberán ser menores que aquellas enumeradas a continuación. Las distancias son medidas desde el umbral de la pista de aterrizaje hasta una aeronave alineada con la pista en un ángulo de trayectoria de planeo extendido de 3°.	X	X	X	X
(1)	Definición de la pista de aterrizaje, luces strobe, luces de aproximación, luces blancas de borde de pista y luces VASI, deberán ser visibles desde 5 millas (8 kilómetros) del umbral de la pista de aterrizaje.				
(2)	La definición de las luces de centro de pista y las de taxeo, deberán ser visibles desde 3 millas (4,8 kilómetros).				
(3)	Luces de umbral y las correspondientes a la zona de aterrizaje, deben ser visibles desde 2 millas (3,2 kilómetros).				
(4)	Para escenas nocturnas, las marcas ubicadas en la pista, dentro del alcance de las luces de aterrizaje de la aeronave, deben tener una resolución de 3 arcos-minuto en una escena diurna.				
C.	Representación del escenario del Aeródromo, incluyendo:	X	X	X	X
(1)	Pistas de Aeródromo y pistas de rodaje.				

## APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS

	A	B	C	D
(2) Definición de la pista de aterrizaje.				
(i) Superficies y marcas de la pista.				
(ii) Iluminación apropiada para la representación de la pista en uso, incluyendo las luces de borde y línea central de la referida pista, zona de aterrizaje, VASI y luces de aproximación de colores				
(iii) Luces de pista de rodaje.				
D. Luces de aterrizaje.	X	X	X	X
E. Control del instructor sobre:	X	X	X	X
(1) Base de las nubes.				
(2) Visibilidad en millas (kilómetros) y RVR en pies (metros).				
(3) Selección de aeropuerto.				
(3) Iluminación del aeropuerto.				
F. Compatibilidad del sistema visual con la programación aerodinámica.	X	X	X	X
G. Señales visuales que permitan evaluar las percepciones de razón de descenso y de profundidad durante los aterrizajes (altura sobre la pista).		X	X	X
(1) Superficie de la pista de rodaje y plataforma.				
(2) Características del terreno circundante.				
H. Capacidad de representación de escenas nocturnas y crepusculares.		X	X	X
I. Un mínimo de tres escenas específicas del aeropuerto.			X	X
(1) Superficie de las pistas de aterrizaje, de rodaje y plataforma.				
(2) Iluminación en colores apropiados para todas las calles de rodaje, incluyendo bordes de pista, su línea central, VASI y las luces de aproximación correspondientes a la pista en uso.				
(3) Iluminación de las pistas de rodaje.				
(4) Edificaciones ubicadas en la plataforma y área del terminal, orientadas a las necesidades de entrenamiento del tipo LOFT y de tipo LOS (Line Oriented Simulator).				
J. Características generales del terreno y marcas significativas.			X	X
K. En y por debajo de una altitud de 2000 pies (610 metros) de altura sobre el aeropuerto y dentro de un radio de 10 millas (16 kilómetros) del aeropuerto, se debe contar con representaciones del clima, que incluyan lo siguiente:			X	X
(1) Densidad variable de la nubosidad.			X	X
(2) Oscurecimiento parcial de las escenas de terreno y el efecto de una capa de nubes desde quebrada hasta dispersa.			X	X

## APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS

		A	B	C	D
(4)	Salida gradual desde la nubosidad.				
(5)	Manchones de niebla (Patchy Fog).				
(5)	El efecto de la neblina sobre la iluminación del aeropuerto.				
L.	La capacidad para representar situaciones de riesgo tanto en tierra como en el aire, tales como el cruce con otra aeronave por la pista activa o tráfico convergente en el aire.			X	X
M.	Escenas visuales de la operación de la aeronave, las cuales retraten relaciones físicas representativas conocidas, que es común que produzcan ilusiones ópticas durante el aterrizaje, tales como pistas cortas, aproximación en aterrizaje sobre agua, pistas ascendentes y descendentes, levantamientos del terreno en la trayectoria de aproximación y cualquier característica topográfica en particular.				X
N.	Representaciones climatológicas especiales, que incluyan el sonido y efecto visual y de movimiento correspondientes al efecto de entrar en precipitaciones ligeras, medianas y fuertes, cercanas a una tormenta durante el despegue, aproximación al aterrizaje y el aterrizaje, considerándose una altura de y por debajo de los 2000 pies (610 metros) sobre un aeropuerto y dentro de un radio de 10 millas (16 kilómetros) desde el aeropuerto.				X
O.	Pistas de rodaje húmedas y cubiertas con nieve, incluyendo reflexiones de la iluminación en la pista debidas a la humedad, luces parcialmente oscurecidas por efecto de la nieve, o efectos alternativos adecuados.				X
P.	Color y direccionabilidad realista de las luces e iluminación del aeropuerto.				X
Q.	Presentación de radar meteorológico, en las aeronaves en que el radar da información en los instrumentos de navegación del piloto. La información entregada en pantalla de radar, debe corresponder a la escena visual de ese momento.				X
R.	Libre de interferencias parásitas en la representación visual.				X
<b>3. EFECTOS ESPECIALES</b>					
A.	Ruido del rodaje en la pista, derrames de aceite en la pista, efectos de la velocidad y desnivel de la pista de rodaje.		X	X	X
B.	Vibraciones en tierra debidas a la extensión de los speedbrakes o spoilers y el actuar del reversor.		X	X	X
C.	Ruido de golpes después de la retracción de los trenes de nariz y el principal.		X	X	X

## APENDICE B FUNCIONES Y TESTS SUBJETIVOS

	A	B	C	D
D. Vibraciones debidas a la retracción y extensión del tren de aterrizaje.		X	X	X
E. Buffet en el aire debidas a la extensión de los “flaps, speedbrakes/spoilers” y vibraciones en la proximidad de la condición de stall.		X	X	X
F. Señales al momento de tocar tierra, correspondientes a los trenes de aterrizaje de nariz y principal.		X	X	X
G. Arrastre de la rueda de nariz (scuffing).		X	X	X
H. Efecto del empuje del motor (potencia) con frenos puestos (ON).		X	X	X
I. Dinámica representativa de falla de neumático y frenos (incluyendo el anti skid) y la reducción asociada en la eficiencia del frenaje, debido a las altas temperaturas alcanzadas en los frenos, de acuerdo a datos reales de la aeronave. Estas representaciones deben ser lo suficientemente realistas como para permitir al piloto la identificación del problema y la consecuente implementación del procedimiento apropiado. Las características de Pitch, carga lateral y control direccional, del Simulador deberán ser representativas de la aeronave real.			X	X
J. El sonido de precipitaciones y ruidos significativos de la aeronave que sean perceptibles por el piloto durante las operaciones normales de ésta y el sonido de impacto producido por el Simulador cuando es aterrizado por sobre las limitaciones aplicables del tren de aterrizaje. Deben también ser incluidos todos aquellos ruidos significativos de la aeronave, tales como motores, extensión y retracción de flaps, tren de aterrizaje, reversores y spoilers, etc. en un nivel comparable al que normalmente sea encontrado en la aeronave. El sonido de un impacto debe estar relacionado de alguna manera lógica con la condición de aterrizaje en una actitud inusual o bajo condición de carga estructural excesiva por sobre las limitaciones del tren de aterrizaje de la aeronave emulada.			X	X
K. Efectos del hielo sobre la estructura.			X	X

**APENDICE "C"**  
**FORM SDA 08/2-242 "Cartilla de Tests Objetivos o de Validación"**

Plazo	Test #	TITULO	Automatico	Manual	OBSERVACIONES	
					AUTOMATICO	MANUAL

**TAXI**

<input type="checkbox"/>	1.A.1	Minimum Radius Turn	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.A.2	Turn Rate vs. Nosewheel Angle	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

**TAKE-OFF**

<input type="checkbox"/>	1.B.1	Ground Acceleration T&D	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.B.2A	Minimum Control Speed (V <sub>mcg</sub> )-Ground-Thrust	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.B.2B	Minimum Control Speed (V <sub>mcg</sub> )-Ground-Fuel cut	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.B.3	Minimum Unstick Speed V <sub>u min</sub>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.B.4	Normal Take-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.B.5	Critical Engine Out on Take-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.B.6	Crosswind Take-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.B.7	Rejected Take-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

**CLIMB**

<input type="checkbox"/>	1.C.1	Normal Climb	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.C.2	CEO Climb - 2nd Segment	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.C.3	CEO Approach - Climb	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

**STOPPING**

<input type="checkbox"/>	1.D.1	Stopping T&D - Brakes – Dry Runway	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.D.2	Stopping T&D - Reverse – Dry Runway	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.D.3	Stopping T&D – Brakes - Wet	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
<input type="checkbox"/>	1.D.4	Stopping T&D – Brakes - Icy	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		



Plazo	Test #	TITULO	Automatico	Manual	OBSERVACIONES	
					AUTOMATICO	MANUAL

### ENGINES

	1.E.1	Engine Acceleration	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	1.E.2	Engine Deceleration	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

### STATIC CONTROL CHECKS

	2.A.1	Column Calibration/Force/Surface Position	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.2	Wheel Calibration/Force/Surface Position	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.3	Pedal Calibration/Force/Surface Position	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.4	Nosewheel Steering/Force/ Position	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.5	Rudder Pedal Steering Calibration	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.6A	Pitch Trim Calibration Ground	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.6B	Pitch Trim Calibration Go-Around	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.7	Power Lever Calibration	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.8A	Left Brake Pedal Position/Force Calibration - IL	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.8B	Right Brake Pedal Position/Force Calibration - IR	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.8C	Left Brake Pedal Position/Force Calibration - OL	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.A.8D	Right Brake Pedal Position/Force Calibration - OR	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

### DYNAMIC CONTROL CHECKS

	2.B.1A	Pitch – Push - Take-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.1B	Pitch – Pull - Take-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.1C	Pitch – Push - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.1D	Pitch – Pull - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.1E	Pitch – Push - Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.1F	Pitch – Push - Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

	2.B.2A	Roll - Take-off (Left Wheel Down)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.2B	Roll - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.2C	Roll - Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.3A	Yaw - Take-off (Left Pedal FWD)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.3B	Yaw - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.B.3C	Yaw - Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

### LONGITUDINAL CONTROL

	2.C.1	Power Change Dynamics - Approach to Go-Around	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.2A	Flap Change Dynamics – Retraction after T/O	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.2B	Flap Change Dynamics – Extension app. to landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.3A	Speedbrake Change Dynamics - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.3B	Speedbrake Change Dynamics - Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.4A	Gear Dynamics – Retraction T/O to 2° segment	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.4B	Gear Dynamics – Extension approach to landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.5A	Gear Operating Time - Gear Normal Retract at T/O	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.5B	Gear Operating Time - Gear Normal Extend	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.5C	Flap Operating Time – Retraction at T/O	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.5D	Flap Operating Time – Extension app. to landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.5E	Gear Operating Time - Alternate	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.5F	Flap Operating Time - Alternate Retraction	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.5G	Flap Operating Time - Alternate Extension	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.6A	Longitudinal Trim - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.6B	Longitudinal Trim - Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.6C	Longitudinal Trim - Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.7A	Longitudinal Manoeuvre Stability - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.7B	Longitudinal Manoeuvre Stability - Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.7C	Longitudinal Manoeuvre Stability - Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.8	Longitudinal Static Stability - Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

	2.C.9A	Airframe Buffet and Stall - 2nd seg	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.9B	Airframe Buffet and Stall - Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.9C	Airframe Buffet and Stall - Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.10	Phugoids Dynamics	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.C.11	Short Period Dynamics - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

### LATERAL CONTROL

	2.D.1	$V_{mca}$ Low Speed Handling Air - Take-off or landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.2A	Roll Response - Cruise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.2B	Roll Response – Approach or Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.3	Roll Response to Step Input – Approach or Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.4A	Spiral Stability - Left	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.4B	Spiral Stability - Right	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.5A	CEO Trim - 2nd seg	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.5B	CEO Trim – Approach or Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.6A	Rudder Response - Y/D Off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.6B	Rudder Response - Y/D On	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.7A	Dutch Roll – Cruise - Y/F Off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.7B	Dutch Roll – Approach or Landing - Y/D Off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.D.8	Steady State Sideslip – Approach or Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

### LANDING

	2.E.1	Normal Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.E.2	Crosswind Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.E.3	CEO Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.E.4A	Directional Control Rev. Thrust - Symmetric	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.E.4B	Directional Control Rev. Thrust-Asymmetric	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	2.F.1	Longitudinal Ground Effect (Hands Off Landing)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

**MOTION**

	3.A.1	Frequency Response	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	3.B.1	Leg Balance Check	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	3.C.1	Turnaround Check	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	3.D.1	Char Buffet Motions - Speedbrake <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	3.D.2	Char Buffet Motions - Clean Stall <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	3.D.3	Char Buffet Motions - Stall Flap 40 <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	3.D.4	Char Buffet Motions - Landing Gear Extend <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	3.D.5	Char Buffet Motions -Flap 15 <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	3.D.6	Char Buffet Motions - Flap 40 <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

**VISUAL SYSTEM**

	4.A	Visual Ground Segment	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	4.B	Color	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	4.C	RVR Calibration	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	4.D	Display Focus & Intensity	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	4.E	Attitude Comparisons	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	4.F	Occulting ( 10 levels)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

**SIMULATOR SYSTEMS**

	5.A.1	Transport Delay - pitch	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	5.A.2	Transport Delay - roll	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	5.A.3	Transport Delay - yaw	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	5.B.1	Sound Amp & Freq - Both Engines at Idle <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	5.B.2	Sound Amp & Freq - LH Engine 75% N1 <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	5.B.3	Sound Amp & Freq - Level Flight @ 15,000 ft <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	5.B.4	Sound Amp & Freq - Gear DN, 125 KIAS, 7000 ft <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
	5.B.5	Sound Amp & Freq - Speedbrakes, FL350 <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

5.B.6	Sound Amp & Freq - Cruise FL350 <b>Lvl D</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
5.C.1	Diagnostic testing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
6.A.1	FAA Windshear No Windshear at T/O	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
6.A.2	FAA Windshear at T/O	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
6.A.3	FAA Windshear No Wind Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
6.A.4	FAA Windshear at Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
6.B.1	Brake Efficiency (cold brakes) Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		
6.B.2	Brake Efficiency (hot brakes) Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		

## APENDICE “C”

### INFORME FINAL DE EVALUACION OBJETIVA

Operador	Ubicación		Fecha
Aeronave	Identificación/ Certificación DGAC	Nivel de calificación	Fabricante
Sistema visual	Sistema de movimiento		Computadora
Instrumentos	TCAS		HUD
Capacidades / Autorizaciones Adicionales			Limitaciones
<b>Windshear</b>			
<b>GPWS</b>			
<b>All Weather Operations</b>			
<b>Circling Approach</b>			
<b>Planned Route</b>			
<b>Full Model Airports</b>			

Criterios de aprobación:

Personal DGAC:                      SDTP – Tests Objetivos  
    SDTP – Tests Subjetivos

Personal Usuario:

Certifico que las pruebas listadas en el presente informe se llevaron a efecto de acuerdo con los procedimientos establecidos y que los resultados se encontraron conforme con las normas y criterios de aprobación precedentes a excepción de aquellas expresamente indicadas en el presente informe.

La aprobación de este simulador, basado en los resultados obtenidos de acuerdo a este informe, es válida hasta la fecha indicada.

<b>Válido hasta el</b>
------------------------

**Tipo de evaluación:**

- Inicial
- Recurrente
- Especial
- Validación DGAC

Firma: \_\_\_\_\_  
 Fecha: \_\_\_\_\_

**“CARTILLA DE TESTS SUBJETIVOS O DE FUNCIONAMIENTO”**

	Pass	Fail	Comments
<b>PRE-FLIGHT</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>ENGINE START</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Normal Start	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Alternate Start	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Abnormal Procedures (hung, hot, valve, etc.)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Pushback/Power Back	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>TAXI</b>			
Thrust Response	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Power Level Friction	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Ground Handling	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Nosewheel Handling (scuffing)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Brake Operation Normal/Emergency	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Brake Fade	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>TAKE-OFF</b>			
Normal	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Parameter Relationship	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Acceleration Characteristics	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Nosewheel & Rudder Steering	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Crosswind (max. demonstrated)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Special Performance	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Instrument Take-off (600 RVR)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Landing Gear, Flap, Leading Edge Device Operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Rejected Take-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Engine Failure at V1	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Windshear Take-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Flight Control System Failure Modes	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>IN-FLIGHT OPERATION</b>			
Normal Climb Performance	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CEO Performance	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Speed vs. Power	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Turn With/Without Spoilers/Speedbrakes Deployed	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
High Altitude Handling	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
High Speed Handling	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Mach Tuck	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Overspeed Warning	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Normal & Steep Turns	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Performance Turns	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

**“CARTILLA DE TESTS SUBJETIVOS O DE FUNCIONAMIENTO”**

	Pass	Fail	Comments
Approach to Stalls (warnings, buffet, break)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
High Alpha Manoeuvres	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
In-flight Engine Restart	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CEO (or more as applicable) Manoeuvring	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Manual Flight Control Revert	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Flight Control System Failure	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>DESCENT</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Normal Descent	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Maximum Rate/Emergency Descent	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Manual Flight Control Revert	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Flight Control System Failure	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>APPROACHES</b>			
Normal Gear/Flap/Speedbrake Operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Approach Procedures (NDB, VOR, RNAV, LOC/BC)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
All Engines Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CEO (or more as applicable) Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT I Crosswind Approach (max. demonstrated)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT I Manual ILS With & Without Flight Director	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT I With Windshear	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT II Auto-Coupled, Auto-Throttle App & Land	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT II All Engines Missed Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT III (10 kts crosswind/tailwind)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT III With Generator Fail	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT III CEI Missed Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Visual Flapless/Slatless Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Visual Without Glide Slope	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Circling Approach	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>VISUAL SEGMENT AND LANDING</b>			
All Engines Landing (from non-precision, precision, circling and VFR approaches)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Crosswind Landing (max. demonstrated)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CEO (or more as applicable) Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Rejected Landing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Landing With Windshear	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Landing With Standby Power	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Landing With Flight Control Problems (trim, manual reversion, computer control failure (as dictated by the training programme))	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	



**“CARTILLA DE TESTS SUBJETIVOS O DE FUNCIONAMIENTO”**

Pass	Fail	Comments
------	------	----------

**SURFACE OPERATIONS (POST LANDING)**

Ground Spoiler Operations	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Thrust Reverse Operations	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Directional Control/Reduced Rudder Effectiveness	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Normal Braking/anti skid/emergency/alternate braking	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Special Effects (tire, brake)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

**ANY FLIGHT PHASE**

Aeroplane & Power Plant Systems Operations	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Flight Management & Guidance Systems (A/P, TCAS, FCC, display systems, GPWS, nav, stall warn/avoid, HUD, stability and control augmentation, windshear avoid)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Airborne Holding, Air Hazard Avoidance, Windshear	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Icing Effects	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Abnormal Gear Operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Emergency Gear Operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Normal Flap Operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Abnormal Flap Operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Parking Brake Operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Shutdown	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

**VISUAL**

Attitude	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Runway/Strobe/Approach/Edge/VASI Lights (5 sm)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Runway Centreline & Taxiway Lights (3 sm)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Threshold Lights (2 sm)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Runway Markings (3 arc min)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Landing Lights	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Calibration Cloud Height/Base	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Calibration of RVR/Visibility	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Landing Sink Rate Perception	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Visual System vs. Aero Program	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
CAT I, II & III Minimum Scenes	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
LOFT Ramps & Terminals	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Taxiway/Ramp Surface	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Dusk & Night Scene	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Three Full Model Airports	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Terrain/Landmarks	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Weather Representatives (6 items)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Variable Precipitation (Lvl D)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

**“CARTILLA DE TESTS SUBJETIVOS O DE FUNCIONAMIENTO”**

	<b>Pass</b>	<b>Fail</b>	<b>Comments</b>
Wet & Snow Covered Runways (Lvl D)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Weather Radar Correlation (Lvl D)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Freedom from Aliasing (Lvl D)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Runway Illusions (Lvl D)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>SPECIAL EFFECTS</b>			
Runway Rumble/Bumps	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Ground Buffets, Spoilers, Thrust Reverse	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Bumps After Lift-off	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Buffet - Gear/Flaps Operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Touchdown Cues	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Brake Failure	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Tire Failure	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Airframe Icing	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
<b>SOUND</b>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Precipitation (variable Lvl D)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Crash	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Engine, Flap, Gear, Spoilers	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

**APENDICE "C"**

**FORM SDA 08/2-243 "Cartilla de Tests Subjetivos o de Funcionamiento"  
"Informe Final de Evaluación Subjetiva"**

**INFORME FINAL  
EVALUACION SUBJETIVA**

DE: \_\_\_\_\_ (Piloto Inspector del SDTP)

PARA: \_\_\_\_\_ (Inspector Lider del SDTP)

**Objeto:** Resumen de observaciones y limitaciones encontradas durante la evaluación recurrente, efectuada al simulador de vuelo con fecha:

A. ¿En su opinión, el simulador de vuelo representa fielmente a la aeronave simulada?

SI  NO

Si la respuesta es NO, por favor indique las discrepancias:

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

B. Durante el transcurso de la evaluación indique si observó anomalías de funcionamiento en las siguientes áreas: (marque lo que corresponda)

- |  |         |
|--|---------|
| 1. Sistema de movimiento                         | SI / NO |
| 2. Sistema Visual                                | SI / NO |
| 3. Estación del Instructor                       | SI / NO |
| 4. Performance y manejo de la aeronave en tierra | SI / NO |
| 5. Performance y manejo de la aeronave en vuelo  | SI / NO |
| 6. Operación de los sistemas de la aeronave      | SI / NO |

C. Breve reseña de las fallas o anormalidades encontradas.

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

D. Indique cualquier otro comentario que Ud. considere pertinente a la operación de este simulador de vuelo.

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

E. ¿Puede en su opinión este simulador de vuelo continuar prestando servicios de instrucción y entrenamiento de vuelo de acuerdo a los planes de instrucción y entrenamientos aprobados para estos efectos por la DGAC?

SI  NO

Si su respuesta es NO, indique al dorso las **limitaciones** que a su juicio corresponde aplicar en los planes de instrucción y entrenamiento respectivos.

---

---

---

---

---

---

---

---

\_\_\_\_\_  
Firma del Piloto Inspector

\_\_\_\_\_  
Inspector Aereonavegabilidad

Fecha:

CC: DSO – SDTP Sección C - Carpeta Simulador