

REGULACIONES ARGENTINAS DE AVIACIÓN CIVIL (RAAC)

PARTE 135 - REQUERIMIENTOS DE OPERACIÓN: OPERACIONES NO REGULARES INTERNAS E INTERNACIONALES

ÌNDICE GENERAL

- REGISTRO DE ENMIENDAS

- LISTA DE VERIFICACIÓN DE PÀGINAS

- ÌNDICE

- AUTORIDADES DE APLICACIÓN

- AUTORIDAD DE COORDINACIÓN

- SUBPARTE A – GENERALIDADES

Sec.	Título
135.1	Aplicación.
135.2	Aplicación del Artículo 83 bis del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago 1944).
135.3	Reglas aplicables a operaciones sujetas a esta Parte.
135.12	Tripulantes previamente instruidos.
135.13	Sistema de Gestión de la Seguridad Operacional (SMS).
135.19	Operaciones en una emergencia
135.21	Requerimientos del Manual del Explotador
135.23	Contenido del Manual
135.25	Requerimientos de la aeronave
135.41	Transporte de drogas narcóticas, marihuana y drogas o sustancias depresivas o estimulantes.

- SUBPARTE B – OPERACIONES DE VUELO

Sec.	Título
135.61	Aplicación.
135.63	Requerimientos para mantenimiento de registros.
135.65	Informes sobre irregularidades mecánicas.
135.67	Informes sobre condiciones meteorológicas potencialmente peligrosas e irregularidades en medios de comunicación o ayudas a la navegación.
135.69	Restricción o suspensión de operaciones: continuación del vuelo en una emergencia.
135.70	Simulación de emergencias durante el vuelo.
135.71	Preparación del vuelo.
135.72	Planeamiento operacional del vuelo
135.73	Inspecciones, pruebas y controles.
135.75	Credencial de inspectores: admisión a la cabina de mando.
135.77	Responsabilidad por el control de operacional.
135.81	Suministro al personal de la información operacional y de los cambios pertinentes.
135.83	Información operacional requerida.
135.85	Transporte de personas cumpliendo tareas especiales.
135.87	Transporte de carga, incluyendo equipaje de mano.
135.89	Requerimientos de pilotos: uso de oxígeno.
135.91	Oxígeno para uso medicinal de los pasajeros.
135.93	Piloto automático: altura mínima de utilización.
135.95	Personal de vuelo: limitaciones en el uso de servicios.
135.96	Equipo de la tripulación de vuelo.
135.97	Aeronaves y facilidades para experiencia reciente de vuelo.
135.98	Micrófonos.
135.99	Composición de la tripulación de vuelo.
135.100	Tareas de la tripulación de vuelo.

- 135.101 Segundo al mando requerido para operaciones IFR.
- 135.103 Reservado.
- 135.105 Reservado.
- 135.107 Requerimiento de tripulantes de cabina de pasajeros. Requerimientos de tripulantes a
- 135.109 Designación de tripulación.
- 135.111 Segundo al mando requerido para operaciones Categoría II / III.
- 135.113 Ocupación de un asiento de piloto por parte de un pasajero.
- 135.115 Manipulación de los controles de vuelo.
- 135.117 Información a los pasajeros antes del vuelo.
- 135.119 Prohibición de transportar armas.
- 135.120 Prohibición de interferencia a miembros de la tripulación.
- 135.121 Bebidas alcohólicas
- 135.122 Estibaje de comidas, bebidas y equipamiento de atención a bordo de los pasajeros durante el movimiento de la aeronave en la superficie, el despegue o el aterrizaje.
- 135.123 Tareas en emergencias y en evacuación de emergencia.
- 135.125 Seguridad en los aviones.
- 135.127 Información a los pasajeros y prohibición de fumar.
- 135.128 Uso de cinturones de seguridad y sistemas de sujeción para niños.
- 135.129 Reservado.
- 135.131 Reabastecimiento de combustible con pasajeros a bordo.
- 135.133 Reabastecimiento de combustible con un motor en marcha.
- 135.135 Ascenso o descenso de pasajeros con un motor en marcha.

- SUBPARTE C – AERONAVES Y EQUIPOS

- | Sec. | Título |
|---------|--|
| 135.141 | Aplicación. |
| 135.143 | Requisitos generales. |
| 135.144 | Dispositivos electrónicos portátiles. |
| 135.145 | Ensayos de Validación y de Demostración con la aeronave. |
| 135.147 | Requerimiento de comandos de vuelo duales |
| 135.149 | Requerimientos de equipamiento. Generalidades. |
| 135.150 | Sistemas de comunicación con el pasajero y de intercomunicación de la tripulación. |
| 135.151 | Grabadores de Voces de Cabina (CVR). |
| 135.152 | Grabador de Datos de Vuelo (FDR). |
| 135.153 | Reservado. |
| 135.154 | Sistema de Advertencia y Aviso de Proximidad del Terreno (TAWS). |
| 135.155 | Extintores de fuego para aeronaves que transportan pasajeros. |
| 135.157 | Requerimientos de equipamiento de oxígeno. |
| 135.158 | Sistemas de indicación de calefacción del Tubo Pitot. |
| 135.159 | Requerimientos de equipamiento para aeronaves que transportan pasajeros bajo condiciones VFR nocturno. |
| 135.161 | Equipamiento de comunicaciones y navegación para operaciones de aeronaves bajo condiciones VFR nocturno. |
| 135.163 | Requerimientos de equipamiento para aeronaves que transportan pasajeros bajo condiciones IFR. |
| 135.165 | Equipamiento de comunicaciones y navegación para operaciones prolongadas sobre el agua o IFR. |
| 135.167 | Equipamiento de emergencia para todas las aeronaves que realicen operaciones prolongadas sobre el agua. |
| 135.169 | Requerimientos adicionales de aeronavegabilidad. |
| 135.170 | Materiales para interiores de compartimientos. |
| 135.171 | Instalación de arneses de hombro en la ubicación de tripulantes de vuelo. |
| 135.173 | Requerimientos del equipo de detección de tormentas. |
| 135.175 | Requerimientos del equipo de radar meteorológico de a bordo. |
| 135.176 | Indicador de radiación para todas las aeronaves que operen por encima de 49.000 pies. |
| 135.177 | Requerimientos del equipamiento de emergencia para aeronaves que tengan una configuración de más de diecinueve (19) asientos para pasajeros. |
| 135.178 | Equipo de emergencia adicional. |
| 135.179 | Instrumentos y equipos inoperativos. |
| 135.180 | Sistema de alerta de tráfico y advertencia de colisión (ACAS / TCAS). |
| 135.181 | Performance requerida: aeronaves que operan bajo IFR. |

- 135.183 Performance requerida: aeronaves terrestres operadas sobre el agua
135.185 Peso vacío y centro de gravedad. Requerimientos de actualización

- SUBPARTE D - LIMITACIONES DE OPERACIÓN Y REQUERIMIENTOS METEOROLÓGICOS PARA IFR Y VFR

- | Sec. | Título |
|---------|---|
| 135.201 | Aplicación. |
| 135.203 | Altitudes mínimas para VFR. |
| 135.205 | VFR: requerimientos de visibilidad |
| 135.207 | VFR: requerimientos de referencias de superficie para helicópteros. |
| 135.209 | VFR: abastecimiento de combustible. |
| 135.213 | Reportes y pronósticos meteorológicos. |
| 135.215 | IFR: limitaciones de operación. |
| 135.217 | IFR: limitaciones para el despegue. |
| 135.219 | IFR: mínimos meteorológicos para el aeródromo de destino. |
| 135.221 | IFR: mínimos meteorológicos para el aeródromo de alternativa. |
| 135.223 | IFR: requerimientos para el aeródromo de alternativa. |
| 135.225 | IFR: mínimos para despegue, aproximación y aterrizaje. |
| 135.227 | Condiciones de formación de hielo. Limitaciones de operación. |
| 135.229 | Requerimiento de los aeródromos. |

- SUBPARTE E - TRIPULACIONES DE VUELO: REQUERIMIENTOS

- | Sec. | Título |
|---------|--|
| 135.241 | Aplicación. |
| 135.243 | Requisitos para desempeñarse como piloto al mando. |
| 135.245 | Requisitos de experiencia operativa (piloto al mando). |
| 135.247 | Requisitos para desempeñarse como copiloto. |
| 135.249 | Requisitos de experiencia reciente (piloto al mando). |
| 135.251 | Requisitos de experiencia reciente (copiloto) |

- SUBPARTE F - LIMITACIONES DE TIEMPO DE VUELO Y SERVICIO Y REQUERIMIENTOS DE DESCANSO PARA LAS TRIPULACIONES

- | Sec. | Título |
|---------|--|
| 135.261 | Aplicación. |
| 135.263 | Limitaciones de tiempo máximo de vuelo y mínimo de descanso. |

- SUBPARTE G - REQUERIMIENTOS Y CONTROLES A LA TRIPULACIÓN

- | Sec. | Título |
|---------|---|
| 135.291 | Aplicación. |
| 135.293 | Pilotos (Exigencias iniciales y periódicas). |
| 135.295 | Piloto al Mando (Exigencias de vuelo por instrumentos). |
| 135.297 | Tripulantes de cabina de pasajeros (Exigencias iniciales y periódicas). |
| 135.299 | Tripulaciones (Autorizaciones especiales). |
| 135.301 | Inspector Reconocido (Habilitación). |

- SUBPARTE H - INSTRUCCIÓN

- | Sec. | Título |
|---------|--|
| 135.319 | Aplicación. |
| 135.321 | Conceptos generales. |
| 135.323 | Aprobación inicial y final de los programas. |
| 135.325 | Contenido de los programas de instrucción. |
| 135.327 | Tripulantes (Requerimientos de instrucción). |
| 135.329 | Instrucción de tripulantes en procedimientos de emergencia. |
| 135.331 | Instrucción para el manejo y transporte de mercancías peligrosas. |
| 135.333 | Aprobación de simuladores de aeronaves y otras ayudas para la instrucción. |
| 135.337 | Inspector Reconocido: conceptos generales e instrucción. |
| 135.339 | Programa de instrucción para tripulantes. |
| 135.341 | Instrucción inicial y periódica para tripulantes. |

135.343	Pilotos: instrucción terrestre inicial, de transición y ascenso.
135.345	Pilotos (instrucción en vuelo).
135.347	Tripulantes de cabina de pasajeros.
135.349	Instrucción periódica para tripulantes.

- SUBPARTE I - PERFORMANCES DEL AVIÓN; LIMITACIONES DE OPERACIÓN

Sec.	Título
135.361	Aplicación.
135.363	Generalidades.

- SUBPARTE J - MANTENIMIENTO, MANTENIMIENTO PREVENTIVO Y ALTERACIONES

Sec.	Título
135.411	Aplicación
135.413	Responsabilidad por la aeronavegabilidad.
135.415	Informes de confiabilidad mecánica.
135.417	Informe resumido de interrupción mecánica.
135.419	Programa de Inspección Aprobado de Aeronaves.
135.421	Requisitos adicionales de mantenimiento.
135.423	Organización del mantenimiento, del mantenimiento preventivo y de las alteraciones.
135.425	Programas de mantenimiento, mantenimiento preventivo y alteraciones.
135.427	Requisitos del manual.
135.429	Personal para inspecciones requeridas.
135.431	Análisis y Vigilancia continuos.
135.433	Programa de entrenamiento para personal de mantenimiento y mantenimiento preventivo.
135.435	Requerimientos del certificado.
135.437	Autoridad para realizar y aprobar mantenimiento, mantenimiento preventivo o alteraciones.
135.439	Requisitos de los registros de mantenimiento.
135.441	Transferencia de los registros de mantenimiento.
135.443	Liberación de aeronavegabilidad o anotación en el historial de la aeronave.

- APÉNDICE A: ESTÁNDARES DE AERONAVEGABILIDAD ADICIONALES PARA AERONAVES DE DIEZ(10) O MÁS PASAJEROS

- APÉNDICE B: ESPECIFICACIONES DEL GRABADOR DE DATOS DE VUELO DE AVIONES

- APÉNDICE C: MARCO DE TRABAJO DEL SISTEMA DE GESTIÓN DE LA SEGURIDAD OPERACIONAL

- APÉNDICE D: RESERVADO

- APÉNDICE E: RESERVADO

- APÉNDICE F: RESERVADO

- APÉNDICE G: RESERVADO

- APÉNDICE H: RESERVADO

- ANEXO 1: SEGURIDAD

- ANEXO 2: GUIA PARA LA CONFECCION DEL MANUAL DE OPERACIONES DEL EXPLOTADOR (MOE)

- ANEXO 3: REQUISITOS PARA EL PERSONAL SIN LICENCIAS NI CERTIFICADOS DE COMPETENCIA

REGULACIONES ARGENTINAS DE AVIACIÓN CIVIL (RAAC)**PARTE 135 - REQUERIMIENTOS DE OPERACIÓN: OPERACIONES NO REGULARES INTERNAS E INTERNACIONALES****APÉNDICE A – ESTANDARES DE AERONAVEGABILIDAD ADICIONALES PARA AERONAVES DE DIEZ (10) Ó MÁS PASAJEROS.**

Sec.	Título
1	Aplicación
2	Referencias
3	Requerimientos de Vuelo
4	Performance
5	Despegue
6	Ascenso
7	Aterrizaje
8	Compensación (Trim)
9	Estabilidad
10	Pérdida
11	Sistemas de control
12	Instrumentos: Instalación
13	Sistema de indicación de velocidad
14	Sistema de tomas estáticas de aire
15	Velocidad límite máxima de operación V_{MO}/M_{MO}
16	Tripulación de vuelo mínima
17	Indicador de velocidad
18	Generalidades
19	Limitaciones de operación
20	Información de performance
21	Altitudes máximas de operación
22	Lugar para guardar el Manual de Vuelo
23	Procedimientos de operación
24	Torque del motor
25	Cargas giroscópicas del motor a turbina
26	Cargas asimétricas debido a falla de motor
27	Unidades de tren de aterrizaje con dos ruedas
28	Evaluación de fatiga del ala y su estructura asociada
29	Flutter
30	Dispositivo de alarma de tren de aterrizaje operado por los flaps
31	Compartimiento de carga y equipaje
32	Puertas y salidas
33	Protección contra el impacto de rayos
34	Protección contra el hielo
35	Información de Mantenimiento
36	Características de vibración
37	Reencendido del motor durante el vuelo
38	Motores
39	Sistemas de reversión en turbohélices
40	Sistema limitador de resistencia aerodinámica para turbohélices
41	Características de operación de plantas de poder de motores a turbina
42	Flujo de combustible
43	Bombas de combustible
44	Filtro o malla de combustible
45	Protección contra impacto de rayos
46	Procedimiento de ensayo de refrigeración en aviones propulsados por turbohélice
47	Admisión de aire
48	Protección antihielo del sistema de admisión

49	Sistema de sangrado de aire de turbina
50	Drenajes del sistema de escape
51	Controles del motor
52	Controles de reversores de empuje
53	Sistema de ignición del motor
54	Accesorios de la planta de poder
55	Sistema detector de fuego
56	Protección contra el fuego, recubrimiento del capó y la/s nácela/s
57	Protección de los fluidos inflamables contra el fuego
58	Instrumentos de la planta de poder
59	Instalación y funcionamiento
60	Ventilación
61	General
62	Equipamiento e instalación eléctricos
63	Sistema de distribución
64	Dispositivos de protección de circuitos

Sección 1: Aplicación

Este Apéndice prescribe los estándares de aeronavegabilidad adicionales requeridos por la Sección 135.169 de estas RAAC.

Sección 2: Referencias

A menos que se indique de otra forma, las referencias de este Apéndice son las Secciones específicas de las FAR Parte 23 vigentes al 30 de marzo de 1967.

Sección 3: Requerimientos de Vuelo

Generalidades: Su cumplimiento debe ser demostrado con los requerimientos aplicables de la Subparte B de las DNAR Parte 23, como está complementada o modificada desde la Sección 4 hasta la 10.

Sección 4: Performance

(a) A menos que sea prescrito de otra forma, en este Apéndice se debe demostrar el cumplimiento con cada requerimiento aplicable desde la Sección 4 hasta la 7 para las condiciones atmosféricas ambientes y aire calmo.

(b) La performance debe corresponder al empuje de propulsión disponible bajo las condiciones atmosféricas ambientales y de vuelo particulares. El empuje de propulsión disponible debe corresponder a la potencia o al empuje del motor sin exceder el empuje o la potencia aprobada menos:

(1) Las pérdidas por la instalación; y

(2) La potencia o el empuje equivalente absorbido por los accesorios y los servicios apropiados para las condiciones atmosféricas ambientales y de vuelo particulares.

(c) A menos que este Apéndice prescriba otra cosa, el solicitante deberá elegir las configuraciones de despegue, crucero, y aterrizaje para su avión.

(d) La configuración del avión puede variar con el peso, la altitud y la temperatura, hasta donde dichos parámetros sean compatibles con los procedimientos de operación exigidos por el párrafo (e) de esta Sección.

(e) A menos que sea prescrito de otra forma en este Apéndice, los cambios en la configuración, velocidad, potencia y empuje del avión, para determinar la performance de despegue con motor crítico inoperativo, la distancia de aceleración-parada y la distancia de despegue, se deben realizar siguiendo los procedimientos establecidos por el solicitante para la operación durante el servicio.

(f) Los procedimientos para la ejecución de aterrizaje abortado deben ser establecidos por el solicitante e incluidos en el Manual de Vuelo del avión.

(g) Los procedimientos establecidos según los párrafos (e) y (f) de esta Sección deben:

- (1) Ser adecuados para que puedan ser cumplidos durante el servicio en forma satisfactoria por una tripulación con una destreza promedio;
- (2) Usar métodos o aparatos que sean seguros y confiables; e
- (3) Incluir autorizaciones para cualquier demora de tiempo en la ejecución de los procedimientos, que pueda ser razonablemente esperada en servicio.

Sección 5: Despegue

(a) General: Las velocidades de despegue, la distancia de aceleración - parada, la distancia de despegue y los datos de trayectoria de vuelo para despegar con un motor inoperativo (descritos en los párrafos (b), (c), (d) y (f) de esta Sección) deberán ser determinados para:

- (1) Cada peso, altura y temperatura ambiente dentro de los límites de operación seleccionados por el solicitante;
- (2) La configuración seleccionada para el despegue;
- (3) El centro de gravedad ubicado en la posición más desfavorable;
- (4) La operación de los motores que están operativos dentro de los límites de operación aprobados; y
- (5) Los datos de despegue, basados en una superficie de pista dura, lisa y seca.

(b) Velocidad de despegue:

(1) La velocidad de decisión V_1 es la velocidad calibrada en tierra a la cual, como resultado de la falla de un motor u otras razones, el piloto asume la decisión de continuar o abortar el despegue. Esta velocidad V_1 debe ser seleccionada por el solicitante pero no puede ser menor que:

- (i) $1,10 V_{S_1}$
- (ii) $1,10 V_{MC}$

(iii) Una velocidad que permita acelerar hasta V_1 y detenerse según lo requerido por el párrafo (c) de esta Sección; o

(iv) Una velocidad a la cual el avión se pueda rotar para el despegar y se demuestre que es adecuada para continuar con seguridad el despegue, usando un piloto de habilidad normal, cuando el motor crítico se torna repentinamente inoperativo.

(2) La velocidad inicial de trepada V_2 , en términos de velocidad calibrada, debe ser seleccionada por el solicitante como aquella que permita obtener el gradiente de ascenso requerido en la Sección 6 (b)(2), pero ésta no debe ser menor que V_1 o menor que $1,2 V_{S_1}$.

(3) Otras velocidades de despegue esenciales necesarias para la operación segura del avión.

(c) Distancia de aceleración - parada.

(1) Esta distancia es la suma de las distancias necesarias para:

- (i) Acelerar el avión desde velocidad cero hasta V_1 , y
- (ii) Detenerse por completo desde el punto en el que se haya alcanzado V_1 , suponiendo que en el caso de falla de un motor, V_1 es la velocidad a la que el piloto advierte que ha fallado el motor crítico.

(2) Para determinar la distancia aceleración-parada, pueden usarse otros medios distintos además de los frenos de las ruedas, si tales medios pueden utilizarse con el motor crítico inoperativo, y :

- (i) Son seguros y confiables;
- (ii) Se usan de tal manera que, bajo condiciones de operación normales puedan esperarse resultados convenientes; y
- (iii) Son tales que no es necesario una habilidad excepcional para controlar el avión.

(d) Distancia de despegue con todos los motores operativos: Esta es la distancia horizontal requerida para despegar y ascender hasta una altura de 15 metros (50 pies) sobre la superficie de despegue considerando que:

- (1) Los motores operen dentro de los límites de operación aprobados,
- (2) Los "cowl flaps" estén en posición normal para el despegue,
- (3) Cuando el avión alcance una altura de 15 metros (50 pies) sobre la superficie de despegue, el mismo debe haber logrado una velocidad no menor a:

(i) $1,3 V_{S_1}$, o

(ii) alguna otra velocidad menor, no inferior a $V_X + 8$ km/h (5 millas/hora), la que se ha demostrado que es segura en cualquier condición, incluyendo turbulencia y falla completa de los motores;

(4) El punto inicial para la medición de la distancia de despegue para un avión anfíbio o un hidroavión puede ser aquel para el cual se alcanza una velocidad no mayor a 4,8 km/h (3 millas/hora).

(5) Ningún despegue realizado para determinar los datos requeridos por este párrafo pueden requerir habi-

lidades de pilotaje excepcionales o condiciones excepcionalmente favorables.

(e) Despegue con un motor inoperativo:

(1) Determina el peso para cada altitud y temperatura dentro de los límites operacionales establecidos para el avión, con los cuales el avión tiene la capacidad, después de la falla del motor crítico a la velocidad V_1 determinada de acuerdo con el párrafo (b) de esta Sección, para despegar y ascender a una velocidad no menor que V_2 hasta una altitud de 300 m (1.000 pies) sobre la superficie de despegue y alcanzar a la velocidad y configuración para las cuales se demuestra el cumplimiento con la pendiente de ascenso con un motor inoperativo en crucero especificada en la Sección 6(c).

(f) Datos de la trayectoria de vuelo para el despegue con un motor inoperativo.

(1) Estos datos consisten en las trayectorias de vuelo que se extiende desde el punto de inicio del despegue hasta un punto durante el despegue en el cual el avión alcanza una altitud de 300 m (1.000 pies) sobre la superficie de despegue según el párrafo (e) de esta Sección.

(Ref.: FAR 23.51(a))

Sección 6: Ascenso

(a) Ascenso en configuración de aterrizaje con todos los motores operativos:

(1) El peso máximo debe ser determinado con el avión en configuración de aterrizaje, para cada altitud y cada temperatura ambiente dentro de los límites operacionales establecidos para el avión, con el centro de gravedad en la posición más desfavorable y sin efecto-suelo en el aire libre, en el cual la pendiente estabilizada de ascenso no podrá ser menor que el 3,3%, con:

(i) Los motores a la potencia que se dispondrá 8 segundos después de haber iniciado el movimiento de los controles de empuje o potencia desde el régimen mínimo de vuelo hasta la posición de despegue.

(ii) Una velocidad de ascenso no mayor que la velocidad de aproximación establecida en la Sección 7 y no menor que la mayor entre $1,05 V_{MC}$ ó $1,10 V_{s1}$.

(b) Ascenso después del despegue: Con un motor inoperativo: El peso máximo al cual el avión satisface la performance de mínimo ascenso debe ser determinado para cada altitud y temperatura ambiente dentro de los límites operacionales establecidos para el avión sin efecto suelo en el aire libre, con el mismo en configuración de despegue, con el centro de gravedad en la posición más desfavorable, con el motor crítico inoperativo, los restantes motores a la potencia o empuje de despegue máximos y la hélice del motor inoperativo en molinete con los controles de las hélices en la posición normal excepto que si es instalado un sistema automático de puesta en bandera aprobado, las hélices pueden estar en posición de bandera:

(1) Despegue con el tren de aterrizaje extendido.

La pendiente mínima estabilizada de ascenso debe ser positiva, en forma perceptible, a una velocidad V_1 .

(2) Despegue con el tren de aterrizaje retraído.

La pendiente mínima estabilizada de ascenso no debe ser menor que el 2% a una velocidad V_2 . Para aviones de tren de aterrizaje fijo este requerimiento debe ser satisfecho con el tren de aterrizaje extendido.

(c) Ascenso en crucero con un motor inoperativo:

El peso máximo debe ser determinado para cada altitud y temperatura ambiente dentro de los límites operacionales establecidos para el avión, al cual la pendiente estabilizada de ascenso no sea menor que el 1,2% hasta una altitud de 300 m (1.000 pies) sobre la superficie de despegue, con el avión en la configuración de crucero, el motor crítico inoperativo, los restantes motores a la potencia o empuje máximo continuo y el centro de gravedad en la posición más desfavorable.

Sección 7: Aterrizaje

(a) La longitud del campo de aterrizaje descrita en el párrafo (b) de esta Sección debe ser determinada para la atmósfera estándar para cada peso y altitud dentro de los límites operacionales establecidos para el avión por el solicitante.

(b) La longitud del campo de aterrizaje es igual a la distancia de aterrizaje determinada más adelante en este párrafo dividida por un factor 0,6 para el aeropuerto de destino y 0,7 para el aeropuerto de alternativa. La distancia de aterrizaje es aquella requerida para aterrizar y detener completamente el avión (o alcanza una velocidad de 3 millas/hora, para el caso de hidroaviones o aviones anfibios) desde un punto a 50 pies (15 m) por encima de la superficie de aterrizaje y se debe determinar de la siguiente forma:

- (1) Debe mantenerse una aproximación estable hasta una altura de 50 pies (15 m) con una pendiente de descenso no mayor que el 5,2% (3 grados) a una velocidad calibrada no menor que $1,3 V_{S1}$.
- (2) El aterrizaje no puede requerir habilidades de pilotaje excepcionales o condiciones excepcionalmente favorables.
- (3) El aterrizaje debe realizarse sin excesiva aceleración vertical o tendencia a rebotar, levantar la nariz, a efectuar un "loop" en tierra o en agua o un "porpoising".
(Ref.: FAR 23.75(a)).

Sección 8. Compensación (Trim):

- (a)** Compensación direccional y lateral: El avión debe mantener la compensación lateral y direccional en vuelo nivelado a una velocidad V_H de o V_{MO}/M_{MO} , la que sea mas baja, con el tren de aterrizaje y los flaps de alas retraídos.
- (b)** Compensación longitudinal: El avión debe mantener la compensación longitudinal durante las siguientes condiciones, excepto que no es necesario mantener la compensación a una velocidad superior a V_{MO}/M_{MO} :
- (1) Una aproximación con potencia con una fuerza en el bastón no mayor que 4,54 kg (10 libras) disminuyendo hasta la velocidad usada para demostrar el cumplimiento con la Sección 7 ó $1,4 V_1$, aquella que sea menor, y con un ángulo de descenso de 3° , el tren de aterrizaje extendido y los flaps retraídos.
 - (2) Una aproximación con potencia con una fuerza en el bastón no mayor que 4,54 kg (10 libras) disminuyendo hasta la velocidad usada para demostrar el cumplimiento con la Sección 7 ó $1,4 V_1$, aquella que sea menor, y con un ángulo de descenso de 3° , el tren de aterrizaje y los flaps extendidos y la posición más adelantada del Centro de Gravedad aprobada para el peso máximo.
 - (3) Una aproximación con potencia con una fuerza en el bastón no mayor que 4,54 kg (10 libras) disminuyendo hasta la velocidad usada para demostrar el cumplimiento con la Sección 7 ó $1,4 V_1$, aquella que sea menor, y con un ángulo de descenso de 3° , el tren de aterrizaje y los flaps extendidos y la posición más adelantada del Centro de Gravedad aprobada para cualquier peso.
 - (4) En vuelo nivelado a cualquier velocidad desde V_H o V_{MO}/M_{MO} la que sea menor, hasta ya sea V_x ó $1,4 V_{S1}$, con el tren de aterrizaje y los flaps de ala retraídos.
(Ref.: FAR 23.161 (c)(3) hasta (5)).

Sección 9: Estabilidad

- (a)** Estabilidad estática longitudinal: En la demostración del cumplimiento con el párrafo (b) de esta Sección, la velocidad debe retornar dentro del $\pm 7,5\%$ de la velocidad de compensación.
- (b)** Estabilidad en crucero: La curva de la fuerza del bastón debe tener una pendiente estable para:
- (1) Un rango de velocidades de ± 50 Nudos a partir de la velocidad de compensación, excepto que las velocidades no necesitan exceder V_{FC}/M_{FC} o ser menores que $1,4 V_{S1}$. Debe considerarse que este rango de velocidades comienza en los extremos de la banda de fricción, y la fuerza sobre el bastón no debe exceder los 22,70 Kg. (50 libras) con:
 - (i) El tren de aterrizaje retraído.
 - (ii) Los flaps de ala retraídos.
 - (iii) La potencia máxima en crucero elegida por el solicitante como "limitación de operación" para motores de turbina o el 75% de la potencia máxima continua para motores alternativos, excepto que la potencia no necesita exceder la requerida a V_{MO}/M_{MO} .
 - (iv) Peso máximo de despegue; y
 - (v) El avión compensado para vuelo nivelado con la potencia especificada en el punto (iii) de este párrafo. V_{FC}/M_{FC} no puede ser menor que una velocidad promedio entre V_{MO}/M_{MO} y V_{DF}/M_{DF} ; salvo que, para alturas en las cuales el factor limitante es el número de Mach, M_{FC} no necesita exceder el número de Mach al cual se activa la alarma de velocidad efectiva.
 - (2) Cualquier velocidad obtenible con una fuerza en el bastón de no más de 18,14 kg (40 lbs) a velocidades entre $1,34 V_{S1}$ y la máxima velocidad permitida con:
 - (i) Tren de aterrizaje retraído;
 - (ii) Flaps retraídos;
 - (iii) Peso máximo;
 - (iv) 75% de la potencia máxima continua y
 - (v) El avión compensado para vuelo nivelado

El cumplimiento con este párrafo debe demostrarse, también, con el tren de aterrizaje extendido y sin exceder la velocidad de compensación en vuelo nivelado.

(c) Estabilidad durante el ascenso (solamente aviones propulsados por turbohélices): En la demostración de la estabilidad estática longitudinal durante el ascenso, la curva de la fuerza del bastón debe tener una pendiente estable bajo las siguientes condiciones:

- (1) Flaps retraídos;
 - (2) Tren de aterrizaje retraído;
 - (3) Peso Máximo;
 - (4) la potencia o empuje máximos elegidos por el solicitante como "limitación de operación" para usar durante el ascenso a la mejor de velocidad de ascenso; salvo que la velocidad no necesita ser menor que $1,4 V_{S1}$ y
 - (5) El avión debe estar compensado a $1,4 4V_{S1}$.
- (Ref.: FAR 23.175(a) y (b))

Sección 10: Pérdida

Alarma de pérdida: Si se requiere una alarma artificial de pérdida, el artefacto debe dar indicaciones claramente distinguibles bajo todas las condiciones de vuelo esperadas con los flaps y el tren de aterrizaje en cualquier posición, tanto en vuelo recto como durante los virajes. La alarma de pérdida debe comenzar a una velocidad que exceda la velocidad de pérdida, pero no menor a 8 km/h (5 millas/hora) ni mayor a 16 km/h (10 millas/hora), y debe continuar hasta que ocurra la pérdida. El uso de una alarma visual, que requiera la atención de la tripulación, en cabina, no es aceptable en sí misma.

(Ref.: FAR 23.207)

Sección 11: Sistemas de control

Tabls eléctricos de compensación: Debe demostrarse que:

(a) Se han tomado las precauciones adecuadas para prevenir una operación inadvertida, inadecuada o abrupta de los Tab de compensación. Debe haber medios, cerca del control de compensación, para indicar al piloto la dirección del movimiento del control de compensación relativa al movimiento del avión. Además, debe haber medios para indicar al piloto la posición del dispositivo de compensación respecto del rango de ajuste. Este medio debe estar visible para el piloto y estar localizado y diseñado para prevenir confusiones.

(b) Los dispositivos de compensación están diseñados para que, cuando falle cualquier elemento que esté conectado o que transmita en el sistema primario de control de vuelo, pueda continuarse la operación normal de compensación con:

- (1) Para aviones monomotores, los dispositivos de compensación longitudinal, o
- (2) Para aviones multimotores, los dispositivos de compensación direccional y longitudinal.

(c) Los controles del Tab son irreversibles a menos que el Tab esté adecuadamente balanceado y no tenga características inseguras de Flutter. Los sistemas irreversibles de Tab deben tener una rigidez y confiabilidad adecuadas en la porción del sistema que se encuentra entre el Tab y la fijación de la unidad irreversible a la estructura del avión, y

(d) El avión es controlable en forma segura, y que el piloto puede realizar todas las maniobras y operaciones necesarias para realizar un aterrizaje seguro a continuación de cualquier probable mal funcionamiento del Tab de compensación eléctrico que sea razonable esperar durante el servicio, y admitiendo una apropiada demora después que el piloto reconoce la falla. Esta demostración debe llevarse a cabo con los pesos del avión y con las posiciones del centro de gravedad consideradas críticas.

(Ref.: FAR 23.677)

Sección 12: Instrumentos: Instalación

Distribución y Visibilidad: Para los instrumentos de vuelo, de navegación y de planta de poder:

(a) Deberá demostrarse que las vibraciones del panel de instrumentos no puedan dañarlos ni afectar su precisión,

(b) Para aviones multimotores, se deben ubicar los instrumentos de motor idénticos de tal manera que no generen confusión en cuanto al motor al cual está relacionado cada uno, y

(c) Cada instrumento de vuelo, de navegación y de planta de poder ha de ser usado por cualquier piloto debe ser claramente visible para éste desde su puesto con una mínima desviación realizable desde la posición normal del piloto y de la línea de visión cuando el piloto está mirando hacia adelante a lo largo de la trayectoria de vuelo.

(d) El indicador de velocidad del aire, el indicador de altitud y el indicador magnético de dirección y los instrumentos de vuelo requeridos por las reglas de operación aplicables, deben estar agrupados en el panel de instrumentos y estar centrados lo más próximo que sea posible al plano vertical de visión de cada piloto cuando éste mira hacia adelante. Además:

(1) El instrumento que indique con mayor precisión la actitud, debe estar ubicado en la posición central superior del panel.

(2) El instrumento que indique con mayor precisión la velocidad del aire, debe estar directamente a la izquierda del instrumento especificado en (1).

(3) El instrumento que indique con mayor precisión la altitud, debe estar directamente a la derecha del instrumento especificado en (1).

(4) El instrumento que indique con mayor precisión la dirección del vuelo, debe estar adyacente y directamente debajo del instrumento especificado en (1).

(Ref.: FAR 23.1321 y 23.1303)

Sección 13: Sistema de indicación de velocidad

Cada sistema de indicación de velocidad debe satisfacer lo siguiente:

(a) Los instrumentos de indicación de velocidad deben ser de un tipo aprobado y deben estar calibrados para indicar la velocidad verdadera a nivel del mar en atmósfera estándar, con el mínimo error de calibración posible cuando la correspondiente presión estática y de pitot alimenten a los instrumentos.

(b) Excepto por un error por instalación permitido de $\pm 3\%$ de la Velocidad Calibrada o 8,45 km/h (5 millas/hora), lo que sea mayor, cada sistema de indicación de velocidad debe indicar la Velocidad Verdadera al nivel del mar en una atmósfera estándar en las siguientes condiciones:

(1) A velocidades desde V_C hasta $1,3 V_{S1}$ con los flaps arriba; y

(2) A $1,3 V_{S1}$ con los flaps extendidos.

La calibración del sistema debe llevarse a cabo en vuelo.

(c) El sistema de indicación de velocidad debe ser calibrado para determinar el error del sistema, es decir, la relación entre valores IAS y CAS, en vuelo y durante la carrera de aceleración y despegue. La calibración de la carrera debe ser obtenida entre 0,8 del valor mínimo de V_1 y 1,2 veces del máximo valor de V_1 , considerando los rangos aprobados de altitud y peso. La calibración de la carrera es determinada asumiendo una falla de motor al mínimo valor de V_1 .

(d) El error de la velocidad debido a la instalación, excluyendo el error de la calibración del instrumento, no debe exceder el 3% ó 8,45 km/h (5 millas/hora), el que sea mayor, a través de todo el rango de velocidades desde V_{MO} hasta $1,3 V_{S1}$ con los flaps retraídos, y desde $1,3 V_{SO}$ hasta V_{FE} con los flaps en posición de aterrizaje.

(e) La información que indica la relación existente entre IAS y CAS deberá figurar en el Manual de Vuelo del avión.

(Ref.: FAR 23.1323)

14: Sistema de tomas estáticas de aire

Este sistema debe satisfacer lo siguiente:

(a) Cada instrumento provisto de conexiones de presión estática en su parte externa debe poseer un venteo para que la influencia de la velocidad del avión, la apertura y cierre de ventanillas, variaciones en el flujo de aire, humedad u otra materia extraña afecte lo menos posible la exactitud de los instrumentos ex-

cepto como está indicado en el párrafo (b)(3) de esta sección.

(b) Si es necesario un sistema de presión estática para el funcionamiento de los instrumentos, sistemas o dispositivos, éste debe cumplir con lo siguiente:

(1) El diseño y la instalación de este sistema debe ser tal que:

- (i) Se provea un drenaje seguro de la humedad,
- (ii) Se evite el roce de la tubería y la excesiva distorsión o restricción en los codos de la misma y
- (iii) Los materiales usados son durables, adecuados para el propósito que se pretende y están protegidos contra la corrosión.

(2) Debe llevarse a cabo un ensayo para demostrar la integridad del sistema de presión estática evacuando el sistema hasta la presión diferencial correspondiente a la que existiría a la altitud máxima para la cual el avión está certificado y demostrando que se mantiene esta presión diferencial, sin aplicar presión adicional, por un período de 1 minuto con una pérdida que no exceda el equivalente a 30,48 m (100 pies).

(3) Si se provee un sistema de presión estática para cualquier instrumento, dispositivo o sistema requerido por las reglas de operación de estas Regulaciones, cada toma de presión estática debe diseñarse y localizarse de tal manera que la correlación entre la presión de aire en el sistema de presión estática y la presión estática atmosférica verdadera no sea alterada cuando el avión se encuentre con condiciones de formación de hielo. Puede utilizarse un medio para evitar el congelamiento o una fuente de alternativa de presión estática para demostrar el cumplimiento con este requerimiento. Si la lectura del altímetro del sistema de presión estática alternativo excede una tolerancia del 2%, puede usarse una carta de corrección para demostrar cumplimiento con este requerimiento.

(c) La calibración del sistema altimétrico debe determinarse e indicarse en el Manual de Vuelo del Avión. (Ref.: FAR 23.1325)

Limitaciones de operación e información

Sección 15: Velocidad límite máxima de operación V_{MO}/M_{MO}

En lugar de establecer limitaciones de operación basados en V_{NE} y V_{NO} , el solicitante debe establecer una velocidad límite máxima de operación V_{MO}/M_{MO} de acuerdo con lo siguiente:

(a) V_{MO}/M_{MO} no debe exceder la velocidad de diseño de crucero V_C , y debe ser suficientemente inferior a V_D/M_D o V_{DF}/M_{DF} lo que haría altamente improbable que las velocidades últimas sean excedidas inadvertidamente en vuelo.

(b) La velocidad V_{MO} no debe exceder $0,8 V_D/M_D$ ni $0,8 V_{DF}/M_{DF}$, a menos que demostraciones en vuelo, que involucren complicaciones según sea especificado por la Autoridad Aeronáutica, indiquen que un menor margen de velocidad no resultará en velocidades que excedan V_D/M_D o V_{DF} . Variaciones atmosféricas, ráfagas horizontales, errores en los equipos y sistemas y variaciones en la producción de las estructuras, deberán ser tenidas en cuenta.

Sección 16: Tripulación de vuelo mínima

Además de establecerse la tripulación de vuelo mínima para la operación segura del avión bajo VFR, el solicitante debe establecer el número mínimo y el tipo de calificación del personal tripulante requerido para la operación segura del avión, considerando:

(a) Cada tipo de operación para la cual el solicitante desea aprobación.

(b) La carga de trabajo de cada miembro de la tripulación considerando lo siguiente:

- (1) Control de la trayectoria de vuelo.
- (2) Prevención de colisiones.
- (3) Navegación.
- (4) Comunicaciones.
- (5) Operación y monitoreo de todos los sistemas esenciales de la aeronave.
- (6) Decisiones de mando; y

(c) La accesibilidad y facilidad de operación de los controles necesarios por parte de la tripulación apropiada durante todas las operaciones normales y de emergencia cuando los mismos se encuentren en sus puestos.

(Ref.: FAR 23.1523)

Sección 17: Indicador de velocidad

Este debe cumplir lo siguiente:

- (a) Cada indicador de velocidad debe poseer marcas para mostrar la velocidad del aire calibrada. Estas marcas deben ser claramente legibles y entendibles por el piloto.
- (b) Deben realizarse las siguientes marcas:
- (1) Para la Velocidad V_{MO}/M_{MO} , una línea radial roja.
 - (2) Para el rango de precaución, un arco amarillo que se extienda desde la línea roja especificada en el párrafo (b)(1) de ésta sección hasta el límite superior del arco verde especificado en el párrafo (b)(3) de ésta sección.
 - (3) Para el rango de operación normal, un arco verde con el límite inferior en V_{S1} con el peso máximo y con el Tren de Aterrizaje y los Flaps retraídos y el límite superior en V_{MO}/M_{MO} .
 - (4) Para el rango de operación con Flaps, un arco blanco con el límite inferior en V_{S0} con el peso máximo y el límite superior en la Velocidad con Flaps extendidos V_{FE} .
 - (5) Para la mejor Velocidad de Ascenso con un motor inoperativo, V_Y , una línea radial azul y para la Velocidad Mínima de Control con un motor inoperativo, V_{MC} , una línea roja radial.
- (c) Si V_{MO}/M_{MO} varía con la altura, deben existir medios para indicar al piloto las limitaciones apropiadas a lo largo de todo el rango de altitudes operativas. Una placa adyacente al velocímetro es una forma aceptable para demostrar el cumplimiento con este requerimiento.
(Ref.: FAR 23.1545)

Manual de Vuelo del Avión

Sección 18: Generalidades

El Manual de Vuelo del Avión debe prepararse incluyendo las limitaciones de operación e información de performance dadas en las Secciones 19 y 20 de este Apéndice y debe incluir lo siguiente:

- (a) Limitaciones de velocidad. Debe suministrarse la información necesaria de las marcas de los límites de velocidad en el indicador según lo requerido en la sección 17, incluyendo V_A y V_{LO} . Debe explicarse el significado de cada limitación y de la codificación por color.
- (b) Limitaciones de las plantas de poder. Debe suministrarse la información que describa las limitaciones de las plantas de poder y permita colocar las siguientes marcas en los instrumentos requeridos para cada planta de poder:
- (1) Para cada límite máximo y, si es aplicable, cada límite mínimo para la operación segura, una línea radial roja,
 - (2) Para cada rango de operación normal, un arco verde que no se extienda más allá de los límites máximo y mínimo para la operación segura continua.
 - (3) Para cada rango de precaución y de despegue, un arco amarillo, y
 - (4) Para cada rango de velocidades del motor que está restringido debido a vibración excesiva, un arco rojo.
- (c) Peso. El Manual de Vuelo del Avión debe incluir:
- (1) El Peso Máximo,
 - (2) El Peso Vacío y la ubicación del Centro de Gravedad,
 - (3) La carga Util, y
 - (4) La composición de la Carga Util, que incluya el peso total de combustible y aceite con los tanques llenos.
- (d) Distribución de la carga. Deben suministrarse los límites establecidos para el Centro de Gravedad. Si el espacio disponible para la carga tiene colocadas las placas en forma adecuada o está dispuesto de forma tal que una distribución no razonable de la carga útil listada en el párrafo (c) de ésta sección dé como consecuencia que el Centro de Gravedad quede fuera de los límites establecidos, el Manual de Vuelo del Avión no necesita incluir información adicional a la declaración de los límites del Centro de Gravedad. En el resto de los casos, el Manual debe incluir suficiente información que indique las combinaciones de carga que mantendrían el Centro de Gravedad dentro de los límites establecidos.

(e) Maniobras. Para aviones Categoría Normal, las maniobras acrobáticas, incluidos los tirabuzones, no están autorizados. Si se ha demostrado que el avión es “incapaz de realizar tirabuzones por sus características propias”, debe incorporarse una declaración para destacar tal situación. Al resto de los aviones de Categoría Normal se les debe instalar una placa que indique la prohibición de realizar tirabuzones.

Para designar a un avión como “incapaz de realizar tirabuzones por sus características propias”, ésta característica se debe demostrar con:

- (1) Un peso un 5% superior que el mayor peso para el cual se solicitó la certificación tipo.
- (2) Un Centro de Gravedad, al menos, un 3% más atrás que la posición más atrasada para la que solicitó la certificación tipo.
- (3) Un trayecto disponible de elevador arriba de 4° adicionales al cual está limitado por la certificación tipo.
- (4) Un trayecto disponible de timón de dirección de 7°, en ambas direcciones, adicionales al cual está limitado por la certificación tipo.

(f) Factor de Carga en Vuelo. Deben suministrarse los Factores de Carga Límite positivos expresados en g's.

(g) Tripulación de Vuelo. Si, por seguridad, se requiere una tripulación de vuelo de más de un miembro, se debe proveer la cantidad mínima de Tripulantes de Vuelo y sus funciones.

(h) Tipos de Operación. Deben proveerse los tipos de operación (tales como VFR, IFR, día o noche) y las condiciones meteorológicas en las cuales el avión puede usarse o no. Debe identificarse y colocarse en una lista cualquier equipamiento que afecte cualquier limitación de operación así como su función operacional.

(i) Si el suministro de combustible no utilizable en cualquier tanque excede el 5% de la capacidad del mismo o 3,8 lts (1 galón), lo que sea mayor, se debe proporcionar la información que muestre que el combustible remanente en el tanque cuando el indicador de cantidad indica “cero” no se puede usar en vuelo en forma segura. Esta información debe estar en el Manual de Vuelo del Avión y en una placa.

(j) Información de Performance. Para cada avión debe suministrarse lo siguiente:

(1) Cualquier pérdida de altitud de más de 30,5 m (100 pies) o cualquier rotación con respecto al eje transversal del avión de más de 30° por debajo del Nivel de Vuelo, que ocurran durante la etapa de recuperación de la maniobra de pérdida con alas niveladas, con los flaps y tren de aterrizaje en cualquier posición y

(i) sin potencia, y

(ii) con una potencia no menor a la potencia máxima continua (para aviones con un peso máximo de más de 2722 kg (6000 lb)) o con una potencia del 90% de la potencia máxima continua (para aviones con un peso máximo de 2722 kg (6000 lb) o menos).

(2) Las condiciones bajo las cuales la cantidad total de combustible utilizable en cada tanque puede usarse en forma segura.

(3) Para aviones con un peso máximo de más 2722 kg (6000 lb) se debe incorporar la siguiente información:

La Velocidad de Pérdida, V_{SO} , con el peso máximo.

La Velocidad de Pérdida, V_{S1} , con el peso máximo y con los flaps y tren de aterrizaje retraídos y el efecto sobre esta Velocidad de Pérdida de los ángulos de ladeo de hasta 60°.

La Distancia de Despegue determinada según el párrafo (d) de la sección 5, la velocidad a una altura de 15 m (50 pies), la configuración del avión (si corresponde), el tipo de superficie usada en los ensayos y la información referente a la posición de los “cowl flaps”, el uso de los dispositivos de control de la trayectoria de vuelo y el uso del sistema de retracción del tren de aterrizaje.

La Distancia de Aterrizaje determinada según el párrafo (b) de la sección 7, la configuración del avión (si corresponde), el tipo de superficie usada en los ensayos y la información referente a la posición de los flaps y el uso de los dispositivos de control de la trayectoria de vuelo.

La Velocidad de Ascenso estabilizada, la velocidad, la potencia y, si corresponde, la configuración del avión.

El efecto aproximado, calculado en la Distancia de Despegue ((j)(3)(iii)), en la Distancia de Aterrizaje ((j)(3)(iv)), y en la Velocidad de Ascenso estabilizada ((j)(3)(v)), por variaciones en:

(A) La altitud desde el Nivel del Mar hasta los 8000 pies;

(B) La temperatura en esas alturas desde -51,1 °C (-60 °F) debajo de la estándar hasta (4,4 °C) 40 °F por encima de la estándar.

Para aviones con esquís, puede usarse una declaración en el Manual de Vuelo del Avión de que puede utilizarse la reducción aproximada en la performance de ascenso en lugar de los datos nuevos completos para la configuración con esquís si:

- El tren de aterrizaje es fijo en las configuraciones con esquís o con ruedas,
- Los requerimientos de ascenso no son críticos, y
- La reducción de ascenso en la configuración con esquís es pequeña (de 9,1 m/s a 15,2 m/s (30 a 50 pies/seg)).

(4) Para aviones multimotores, debe suministrarse la siguiente información:

La pérdida de altitud (medida desde la altitud en que el avión comience a cabecear en forma incontrolada hasta la altitud en que se recupera el vuelo nivelado) durante la pérdida con un motor inoperativo y el ángulo de cabeceo durante esta maniobra. Para el caso de aviones con un peso máximo de 2722 kg (6000 lb) o menos, esta información debe proveerse en una placa.

En cuanto a la pérdida con un motor inoperativo mencionada en este párrafo, es aquella durante la cual no se produjo alguna tendencia indebida de tirabuzón y se ha recobrado en forma segura el avión sin haberse aplicado potencia al motor inoperativo cuando se produjo la pérdida con:

(A) El motor crítico inoperativo,

(B) Los flaps y el tren de aterrizaje retraídos, y

(C) El resto de los motores operando hasta al 75 % de la potencia máxima continua, excepto que la potencia necesaria no sea superior a aquella para cual el uso de todo el recorrido máximo del control solo mantenga las alas lateralmente niveladas durante la aproximación a la pérdida. Los motores operativos, deben estar en ralentí durante la recuperación después de la pérdida.

La mejor velocidad de ascenso, o la mínima velocidad de descenso, con un motor inoperativo.

(Ref.: FAR 23.1583 y 23.1587)

Sección 19: Limitaciones de operación

El Manual de Vuelo del Avión debe incluir las siguientes limitaciones:

(a) Limitaciones de velocidad

(1) La velocidad límite máxima de operación V_{MO}/M_{MO} y una declaración que esa velocidad límite no puede ser excedida deliberadamente en ningún régimen de vuelo (ascenso, crucero o descenso), a menos que una velocidad superior sea autorizada para vuelos de prueba o entrenamiento de los pilotos.

(2) Si una limitación de velocidad del aire se basa en efectos de compresibilidad, una descripción de esos efectos e información de cualquier síntoma, el probable comportamiento de la aeronave, y los procedimientos de recuperación recomendados; y

(3) Los límites de velocidad del aire, indicados en términos de V_{MO}/M_{MO} en lugar de V_{NO} y V_{NE} .

(b) Limitaciones de peso de despegue

El peso máximo de despegue para cada elevación de aeropuerto, temperatura ambiente y longitud de pista de despegue disponible dentro del rango seleccionado por el solicitante no debe exceder el peso al cual:

(1) La distancia de despegue con todos los motores operativos determinada según la Sección 5(b), o la distancia de aceleración-parada determinada según la Sección 5(c), cualquiera sea la mayor, sea igual a la longitud de pista disponible.

(2) El avión cumpla con los requerimientos de despegue con un motor inoperativo especificados en la Sección 5(e); y

(3) El avión cumpla con los requerimientos de ascenso en despegue y en crucero con un motor inoperativo, tal como se especificaron en las Secciones 6(b) y (c).

(c) Limitaciones de peso de aterrizaje

El peso máximo de aterrizaje para cada elevación de aeropuerto (temperatura estándar) y longitud de pista de aterrizaje disponible, dentro del rango seleccionado por el solicitante. Este peso no debe exceder el peso al cual la longitud del campo de aterrizaje, determinado bajo la Sección 7 (b), es igual a la longitud de pista disponible. Para demostrar el cumplimiento con esta limitación de operación es aceptable asumir que el peso de aterrizaje en destino será igual al peso de despegue menos el consumo normal de aceite y combustible en ruta.

Sección 20: Información de performance

El Manual de Vuelo debe contener la información de performance determinada bajo los requerimientos de performance de este Apéndice. La información debe incluir lo siguiente:

- (a) Suficiente información, tal que los límites de peso de despegue especificados en la Sección 19 (b) puedan ser determinados para todas las temperaturas y altitudes dentro de los límites de operación seleccionados por el solicitante.
- (b) Las condiciones bajo las cuales fue obtenida la información de performance, incluyendo la velocidad a 15 m (50 pies) de altura usada para determinar la distancia de aterrizaje.
- (c) La información de performance (determinada por extrapolación y calculada para el rango de pesos entre el peso máximo de despegue y de aterrizaje) para:
 - (1) El descenso en configuración de aterrizaje.
 - (2) La distancia de aterrizaje.
- (d) Procedimientos establecidos según la Sección 4, relacionados con las limitaciones y la información requeridas por esta Sección, en la forma de material de guía, incluyendo cualquier limitación o información relevante.
- (e) Una explicación de las características de manejo significativas o inusuales en vuelo o en tierra del avión.
- (f) Las velocidades del aire, expresadas como velocidades indicadas, correspondientes a aquellas determinadas para el despegue según la Sección 5(b).

Sección 21: Altitudes máximas de operación

La altitud máxima de operación para la cual es permitida la operación, cuando está limitada por las características de vuelo, estructurales, de las plantas de poder, funcionales, o de los equipos, debe ser especificada en el Manual de Vuelo.

Sección 22: Lugar para guardar el Manual de Vuelo

Se debe prever un lugar para guardar el Manual de Vuelo en un recipiente fijo el cual sea rápidamente accesible para el piloto.

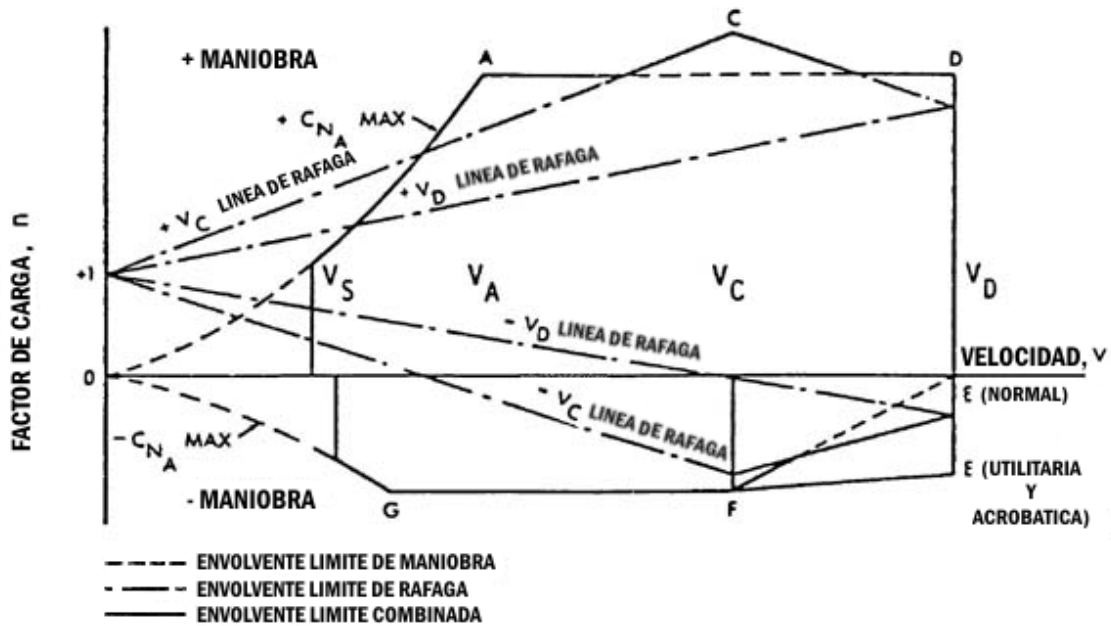
Sección 23: Procedimientos de operación

Deben ser incluidos en el Manual de Vuelo los procedimientos para reencender motores a turbina en vuelo (que incluyan los efectos de la altitud).

Requerimientos estructurales - Cargas en vuelo

Sección 24: Torque del motor

- (a) Cada bancada de motor turbohélice y su estructura soporte deben ser diseñados para los efectos del torque de:
 - (1) El torque límite del motor correspondiente a la potencia y velocidad de la hélice para el despegue actuando simultáneamente con el 75% de las cargas límites correspondientes a la condición de vuelo A según la envolvente de esta sección;
 - (2) El torque límite del motor correspondiente a la potencia máxima continua y a la velocidad de la hélice actuando simultáneamente con el 75% de las cargas límites correspondientes a la condición de vuelo A según la envolvente de este párrafo;
 - (3) El torque límite del motor correspondiente a la potencia de despegue y a la velocidad de la hélice, multiplicado por un factor que tenga en cuenta el mal funcionamiento del sistema de control de hélice, incluyendo el accionado rápido de una puesta en bandera, simultáneamente con un nivel de cargas en vuelo de 1g. En la ausencia de un análisis racional, se deberá usar un factor de 1,6.
- (b) El torque límite es obtenido multiplicando el torque medio por un factor de 1,25.



(Ref.: FAR 23.361)

Sección 25: Cargas giroscópicas del motor a turbina

Cada bancada de motor turbohélice y su estructura soporte, deben ser diseñados para las cargas giroscópicas resultantes, con los motores utilizados a las RPM máximas continuas, bajo cualquiera de siguientes condiciones:

- (a) A velocidades hasta la velocidad V_A , con:
 - (1) Un desplazamiento súbito del control del timón de dirección (con el avión realizando un vuelo no acelerado y sin guiñada) para la máxima deflexión permitida por los topes del control o por la resistencia del piloto, lo que sea más crítico;
 - (2) Un ángulo de guiñada de 15° con el timón de dirección totalmente deflectado (excepto por la limitación de la resistencia del piloto) en la dirección que tienda a incrementar el deslizamiento; y
 - (3) Un ángulo de guiñada de 15° con el control del timón de dirección mantenido en la posición neutral (salvo que esté limitado por la resistencia del piloto).

(b) En un vuelo no acelerado a la velocidad V_C , una ráfaga de intensidad nominal de 9,1 m/s (30 pies/seg) normal al plano de simetría.

La carga por ráfaga para la parte de la superficie del estabilizador vertical con un borde de ataque bien definido, debe ser calculada según la fórmula siguiente:

$$\bar{w} = \frac{K U V m}{575}$$

Donde: \bar{w} = Presión unitaria límite promedio (en lbs/pie²)

$$K = 1,33 - \frac{4,5}{(W/S_v)^{3/4}} \quad (\text{excepto que } K \text{ no puede ser menor a } 1,0).$$

U = Intensidad nominal de la ráfaga (en pies/seg.)

V = Velocidad del avión (en millas/h)

m = pendiente de la curva del empenaje vertical, C_L por radian, corregido por alargamiento.

W = Peso de diseño (en libras), y

S_v = Area del empenaje vertical (en pies²)

Puede utilizarse un valor de K que se haya obtenido por medio de una determinación lógica.

En lugar de la carga por ráfaga calculada por la fórmula anterior puede utilizarse la carga promedio de la Figura 5 de esta sección y la distribución de la Figura 8 de esta sección.

(c) Si el avión posee aletas externas y las mismas:

(1) Están en la superficie del empenaje horizontal, deben considerarse las cargas inducidas en las superficies verticales por efectos de placas en los extremos (“endplate effects”). Estos efectos no necesitan estar combinados con otras cargas en las superficies verticales.

(2) Se extienden por arriba y por debajo de la superficie horizontal, debe aplicarse la carga crítica sobre la superficie vertical (la carga por unidad de área determinada según los párrafos (a) y (b) de esta sección) a:

- (i) La parte de las superficies verticales por encima de la superficie horizontal con el 80% de la carga aplicada a la parte por debajo de la superficie horizontal, y
- (ii) La parte de las superficies verticales por debajo de la superficie horizontal con el 80% de la carga aplicada a la parte por encima de la superficie horizontal.

(d) Una deflexión súbita del control del elevador a la velocidad V_A , limitada por los topes del control o el esfuerzo del piloto, la que sea más crítica, hasta:

- (1) la máxima deflexión hacia arriba, y
- (2) la máxima deflexión hacia abajo.

Puede utilizarse la carga promedio establecida según el párrafo (h) de esta sección y la distribución de la Figura 7 de esta sección.

(e) Una deflexión súbita hacia arriba del control del elevador a velocidades superiores a V_A , seguida de una deflexión hacia abajo del elevador, que dé por resultado las siguientes combinaciones de aceleración normal y angular:

CONDICION	ACELERACIÓN NORMAL (n)	ACELERACIÓN ANGULAR (radianes/seg.)
Carga hacia abajo	1,0	$-\frac{45}{V} * n_m * (n_m^{-1,5})$
Carga hacia arriba	n_m	$+\frac{45}{V} * n_m * (n_m^{-1,5})$

Donde:

n_m = Factor de Carga de Maniobra límite positivo usado en el diseño del avión.

V = Velocidad Inicial en millas/hora.

Las condiciones descritas en este párrafo involucran cargas que corresponden a aquellas que pueden ocurrir en una “maniobra controlada” (una maniobra en la cual el control de cabeceo es desplazado súbitamente en una dirección y posteriormente movido súbitamente en la dirección opuesta), las deflexiones y el momento en que se aplican deben evitar exceder el Factor de Carga de Maniobra límite. La carga total sobre el estabilizador horizontal para las condiciones de carga hacia abajo y hacia arriba es la suma de las cargas de balanceo sobre el estabilizador a la velocidad V y el valor especificado de la aceleración angular. Pueden usarse el incremento de la Carga de Maniobra de la Figura 2 de ésta sección y las distribuciones de la Figura 7 (para cargas hacia abajo) y de la Figura 8 (para cargas hacia arriba) de ésta sección.

(f) Toda posible combinación de las siguientes:

- (1) Una velocidad de guiñada de 2,5 radianes por segundo.
- (2) Una velocidad de cabeceo de 1,0 radian por segundo.
- (3) Un factor de carga normal de 2,5.
- (4) El empuje continuo máximo.

(g) En lugar de los requerimientos del párrafo (a) de ésta sección, puede utilizarse la carga promedio de maniobra y la distribución de acuerdo con lo siguiente:

(1) Con las condiciones del párrafo (a)(1) de ésta sección, obtener \bar{w} , como función de W/S, y la deflexión de la superficie utilizando los siguientes requerimientos:

- (i) La curva C de la Figura 1 para una deflexión de 10° o menos,
- (ii) La curva B de la Figura 1 para una deflexión de 20°,
- (iii) La curva A de la Figura 1 para una deflexión de 30° o más,
- (iv) Interpolación para todas las otras deflexiones, y
- (v) La distribución de la Figura 7 y

(2) Con las condiciones del párrafo (e) de ésta sección, obtener \bar{w} a partir de la Curva B de la figura 1 usando la distribución de la figura 7.

(3) Con las condiciones del párrafo (a)(2) de esta sección, obtener \bar{w} a partir de la curva C utilizando la

distribución de la Figura 6

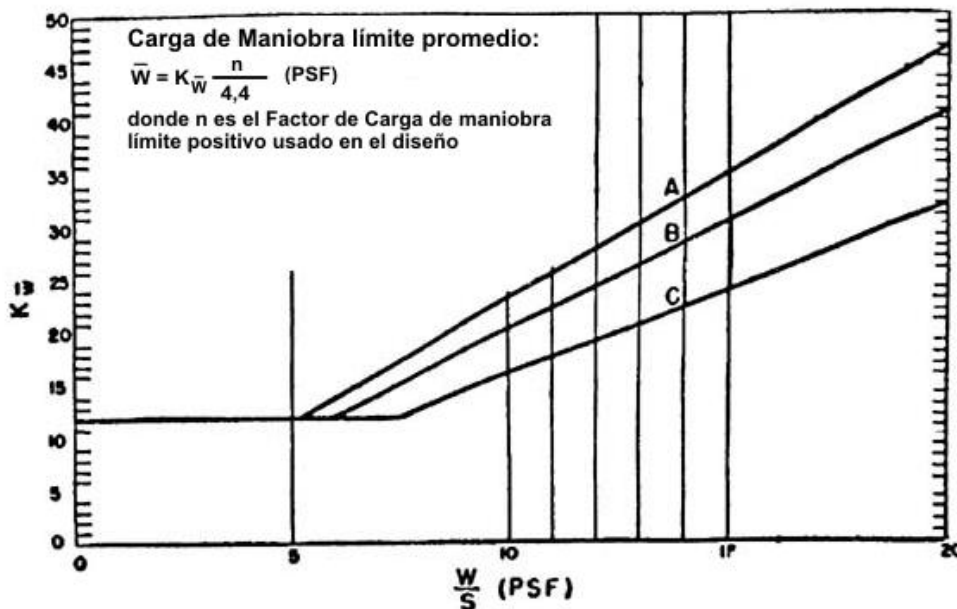
(h) En lugar de los requerimientos del párrafo (d) de esta sección, puede utilizarse la carga promedio de maniobra y la distribución de acuerdo con lo siguiente:

- (1) Con las condiciones del párrafo (d) de esta sección, obtener \bar{w} como función de W/S y de la deflexión de la superficie usando los mismos requerimientos de (g)(1)(i) hasta (g)(1)(v) de ésta sección.
- (2) Con las condiciones del párrafo (e) de ésta sección, obtener a partir de la Curva B de la figura 1 usando la distribución de la fig.7.
- (3) Con las condiciones del párrafo (a)(2) de esta sección, obtener a partir de la curva C utilizando la distribución de la Figura 6, y
- (4) Con las condiciones del párrafo (a)(3) de esta sección, obtener a partir de la curva A utilizando la distribución de la Figura 8.

(i) Pueden reducirse los ángulos de guiñada especificados en el párrafo (a)(3) de esta sección si el ángulo de guiñada elegido para una velocidad particular no puede ser excedido en:

- (1) Condiciones estables de deslizamiento,
- (2) Giros no coordinados a partir de inclinaciones laterales pronunciadas, o
- (3) Falla súbita del motor crítico con demora en la aplicación de la acción correctiva.

Figura 1. Carga de maniobra promedio en superficies de control



Nota: En ningún caso el \bar{w} puede ser menor a 12 pulg. fuerza (psf)

Figura 2. Incremento de la carga de maniobra en el empenaje (Arriba o Abajo)

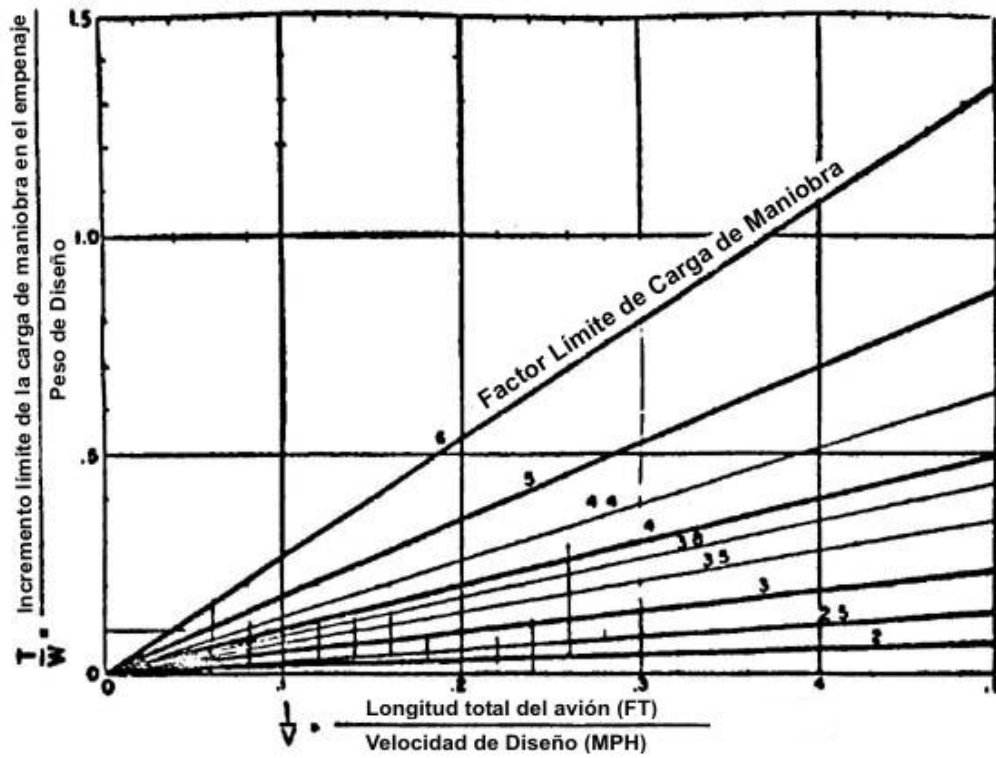


Figura 3. Carga de Ráfaga hacia abajo en superficie del Empenaje Vertical

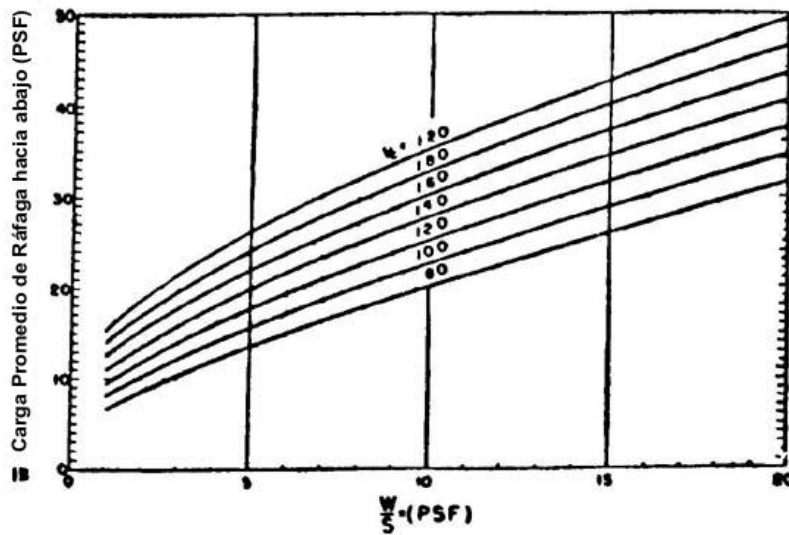


Figura 4. Carga de Ráfaga hacia arriba en superficie de Empenaje Horizontal

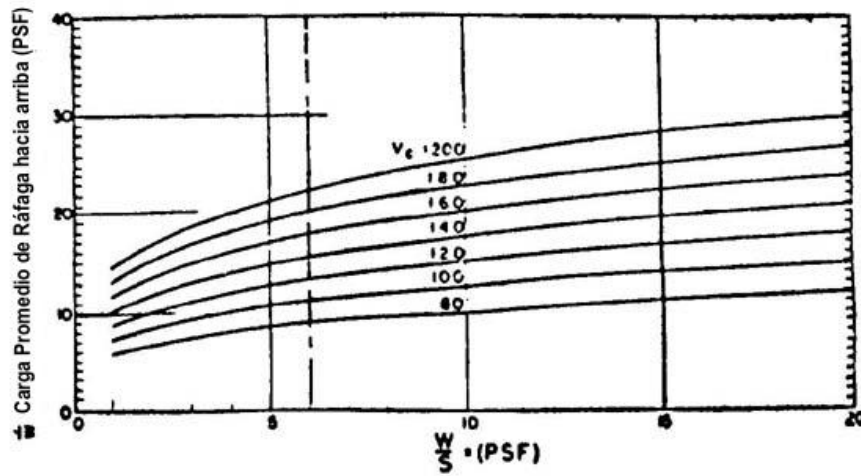


Figura 5. Carga de Ráfaga en Superficie del Empenaje Vertical

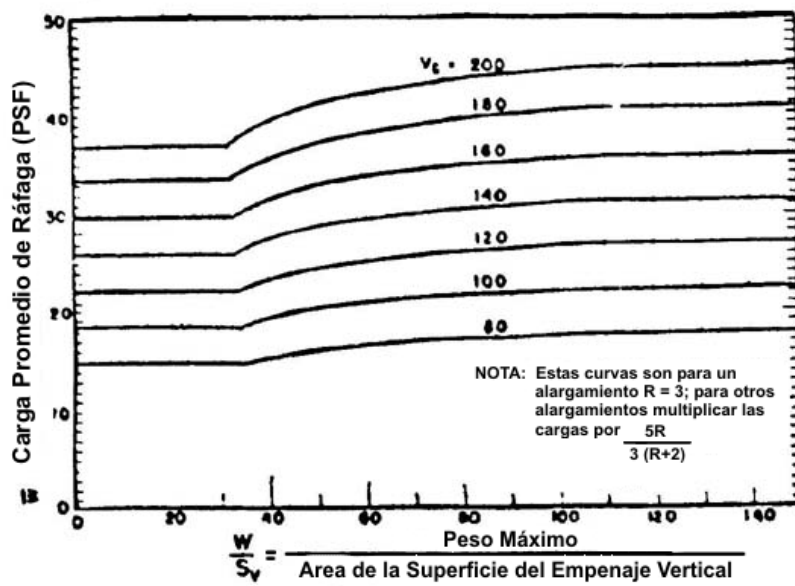


Figura 6. Distribución de la carga en el empenaje

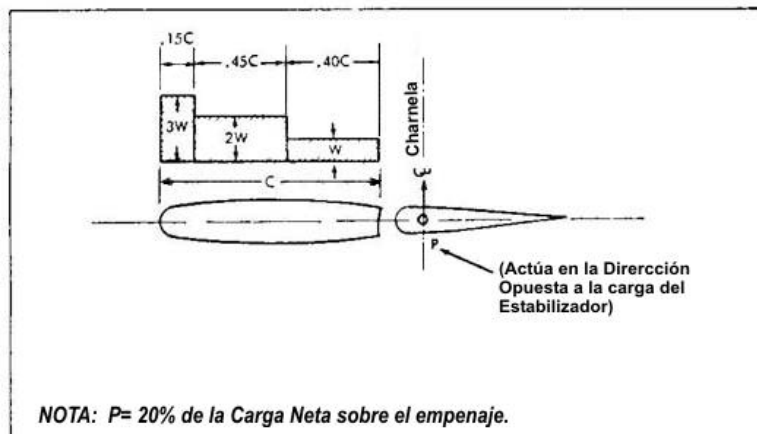


Figura 7. Distribución de la carga sobre la superficie del Empenaje

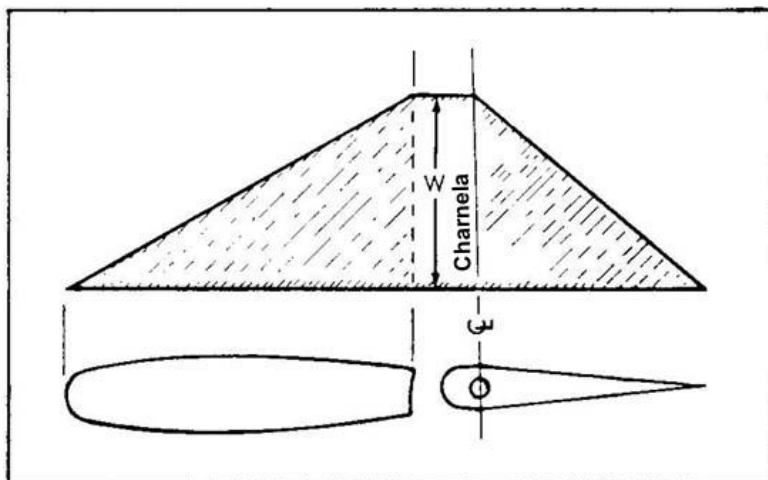
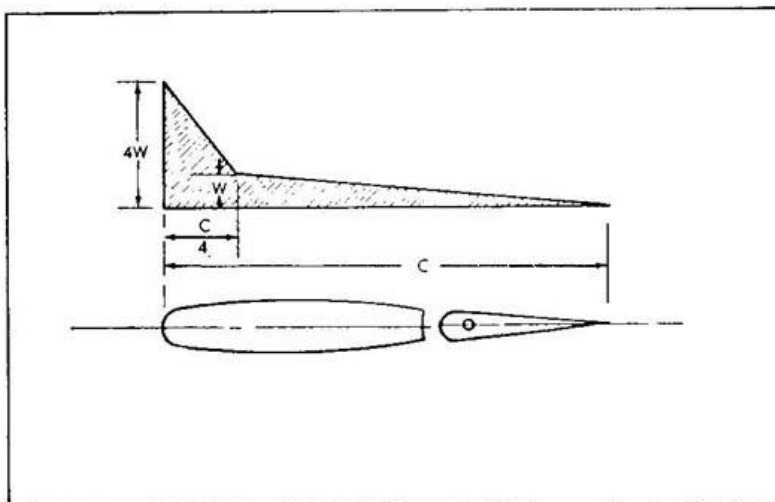


Figura 8. Distribución de la carga sobre la superficie del Empenaje



(Ref.: FAR 23.351 y 23.423)

Sección 26: Cargas asimétricas debido a falla de motor

(a) Los aviones propulsados por motores turbohélices deben ser diseñados para cargas asimétricas resultantes a consecuencia de la falla del motor crítico, incluyendo las siguientes condiciones en combinación con una falla única del sistema limitador de la resistencia aerodinámica de la hélice, considerando la probable acción correctiva del piloto sobre los controles de vuelo:

- (1) A velocidades entre V_{MO} y V_D , las cargas resultantes debidas a fallas de potencia por interrupción de flujo de combustible son consideradas cargas límites.
- (2) A velocidades entre V_{MO} y V_C , las cargas resultantes debido a la desconexión entre el compresor y la turbina, o a la pérdida de álabes de la turbina, son considerados cargas últimas.
- (3) El historial a lo largo del tiempo del deterioro del empuje y del aumento de la resistencia aerodinámica considerados como resultado de las fallas de motor prescritas por esta Regulación, deben ser sustentadas con ensayos u otros datos aplicables a la particular combinación de motor-hélice.
- (4) La oportunidad y la magnitud de las probables acciones correctivas del piloto deben ser estimadas en forma conservadora, considerando las características de la particular combinación motor-hélice-avión.

(b) Puede asumirse que las acciones correctivas del piloto se inician en el momento en que se alcanza la máxima velocidad de guiñada, pero no antes de 2 segundos luego de la falla del motor. La magnitud de la

acción correctiva pueden estar basadas en las fuerzas de control descritas en el siguiente cuadro:

SUPERFICIE DE CONTROL	FUERZA MÁXIMA PARA $W \leq 5000 \text{ lbs}^1$	FUERZA MINIMA ²
Alerón: Bastón Rueda ³	67 lbs 53 D lb/pulg. ⁴	40 lbs 40 D lb/pulg. ⁴
Elevador: Bastón Rueda	167 lbs 200 lbs	100 lbs 100 lbs
Timón de Dirección	200 lbs	130 lbs

¹ Para W (Peso de Diseño) mayor a 5000 lbs, los valores máximos especificados deben incrementarse linealmente con el peso hasta 1,18 veces los valores especificados para un peso de diseño de 12500 lbs.

² Si el diseño de cualquier conjunto individual de sistemas o superficies de control hacen que estas fuerzas mínimas especificadas sean inaplicables, pueden utilizarse los valores correspondientes a los momentos en la charnela pertinentes, obtenidos según DNAR 23.415. Sin embargo, estos no pueden ser menores a 0,6 de las Fuerzas Mínimas especificadas.

³ Las partes críticas del sistema de control de alerón deben también ser diseñadas para una fuerza tangencial única con un valor límite de 1,25 veces la cupla determinada según los criterios expuestos más arriba.

⁴ D = Diámetro de la rueda.

NOTA: Pueden asumirse fuerzas menores si se prueba por análisis o ensayos que dichas fuerzas pueden controlar el rolido y la guiñada resultantes de las condiciones de falla de motor prescritas por esta norma.

(Ref.: FAR 23.397)

Cargas en tierra

Sección 27: Unidades de tren de aterrizaje con dos ruedas

Cada unidad de tren de aterrizaje con dos ruedas y su estructura soporte, deben demostrar que cumplen con lo siguiente:

(a) Pivoteo:

Debe asumirse que, con los frenos de un lado del tren principal bloqueados, el avión pivotará sobre ese lado. El factor de carga límite vertical debe ser 1,0 y el coeficiente de fricción 0,8. Esta condición solo necesita aplicarse al tren de aterrizaje principal y a su estructura soporte.

(b) Inflado desigual de los neumáticos:

Debe aplicarse a las ruedas dobles una distribución del 60-40% de las cargas establecidas como se requiere en los párrafos (d) y (e).

(c) Ruedas desinfladas:

(1) El 60% de las cargas especificadas en los párrafos (d) y (e) deben ser aplicadas a cada rueda de una unidad.

(2) A cada rueda en una unidad se le deben aplicar el 60% de las cargas límites laterales y de las generadas por la resistencia al avance, y el 100% de la carga límite vertical establecidas según los párrafos (f) y (g), excepto que la carga vertical no necesita exceder el valor máximo establecido en el párrafo (c)(1) de esta Sección para dicha carga.

(d) Condiciones y suposiciones para las cargas en tierra.

(1) Excepto como está dispuesto en los párrafos (d)(2) y (d)(3) de ésta sección, el Peso de Aterrizaje de Diseño (el Peso Máximo para las condiciones de aterrizaje a la máxima velocidad de descenso) no puede ser menor al Peso Máximo.

(2) El Peso de Aterrizaje de Diseño puede ser como mínimo del 95% del Peso Máximo si:

(i) Los valores de carga estructural límite para el Peso Máximo no se excedan a velocidades de hasta la

Velocidad de Despegue sobre terreno tan irregular como pueda esperarse en servicio;

(ii) La capacidad mínima de combustible es suficiente para, al menos, media hora de operación a la potencia máxima continua más la capacidad igual al peso de combustible correspondiente a la diferencia entre el Peso Máximo y el Peso de Aterrizaje de Diseño; y

(iii) Las limitaciones de operación limitan el Peso de Despegue para asegurar que los Pesos de Aterrizaje durante una operación normal no excedan el Peso de Aterrizaje de Diseño.

(3) Para un avión multimotor, el Peso de Aterrizaje de Diseño puede ser como mínimo del 95% del Peso Máximo si:

(i) El avión cumple con los requerimientos de ascenso con un motor inoperativo de la sección 23.67 del DNAR 23; y

(ii) En lugar de los requerimientos del DNAR Parte 23, cumple con los siguientes requerimientos de la Parte 25 del DNAR:

(A) Los requerimientos de cargas en tierra de las secciones 25.471 y 25.473;

(B) Los requerimientos de tren de aterrizaje de las secciones 25.721 hasta 25.733 inclusive; y

(C) Los requerimientos del sistema de lanzamiento de combustible en vuelo ("jettisoning") de la sección 25.1001.

(4) El factor de carga de inercia vertical límite seleccionado, aplicado en el Centro de Gravedad del avión para las condiciones de carga en tierra establecidas en la Subparte C de la DNAR Parte 23 no puede ser menor que aquel que se obtendría durante el aterrizaje a una velocidad de descenso (V), en pies/sg, igual a $4.4 (W/S)^{1/4}$, excepto que esta velocidad no necesita ser mayor a 3,05 m/s (10 pies/s) ni puede ser menor a 2,13 m/s (7 pies/s).

(5) Puede asumirse que la sustentación del ala, durante el impacto en el aterrizaje, no excede los dos tercios del peso del avión y que actúa a través del Centro de Gravedad. El factor de carga de reacción del suelo puede ser igual al factor de carga de inercia menos la razón entre la sustentación del ala adoptada más arriba y el peso del avión.

(6) Los ensayos de absorción de energía (para determinar el factor de carga límite correspondiente a las velocidades límites de descenso requeridas) deben llevarse a cabo a través de un ensayo de caída libre que cumpla las siguientes condiciones:

(i) El ensayo debe realizarse desde alturas no menores a las determinadas por la siguiente fórmula:

$$h = 3,6 (W/S)^{2/3}; \quad (h \text{ en pulgadas})$$

Sin embargo, esta altura no puede ser menor a 23,4 cm (9,2 pulg) y no necesita ser mayor a 47,5 cm (18,7 pulg).

(ii) Si se simula la sustentación del ala en los ensayos de caída libre, el tren de aterrizaje debe dejarse caer con un peso efectivo igual a:

$$W_e = W \left[\frac{h + (1 - L) * d}{h + d} \right]$$

donde:

W_e = Peso Efectivo a usarse en el ensayo de caída (en lbs).

h = Altura de caída libre especificada (en pulg).

d = Deflexión de la cubierta durante el impacto (con la presión de inflado aprobada) más la componente vertical del desplazamiento del eje con relación a la masa caída (en pulg).

W = W_M para unidades del tren de aterrizaje principal (en lbs), igual al peso estático sobre esa unidad con el avión en actitud nivelada (con la rueda de nariz no afectada, en el caso de aviones con rueda de nariz).

W = W_T para unidades del tren de cola (en lbs), igual al peso estático sobre la unidad de cola con el avión en actitud cola abajo.

W = W_N para unidades de ruedas de nariz (en lbs), igual a la componente vertical de la reacción estática que existiría en la rueda de nariz, asumiendo que la masa del avión actúa en el Centro de Gravedad y ejercerá una fuerza de 1g hacia abajo y 0,33g hacia delante.

L = Relación entre la sustentación del ala asumida y el peso del avión, pero no mayor que 0,667.

(iii) La actitud en la cual es ensayado en caída un tren de aterrizaje debe simular las condiciones de aterrizaje crítico para esa unidad.

(iv) El valor de d usado en el cálculo de W_e en el párrafo (a)(2) de esta sección, no puede exceder el valor obtenido realmente en este ensayo de caída.

(v) El factor de carga de inercia límite debe ser determinado a partir del ensayo de caída en el párrafo (a)(2) de esta sección de acuerdo con la siguiente fórmula:

$$n = n_j \frac{W_e}{W} + L$$

donde:

n_j = El Factor de Carga surgido del ensayo de caída (esto es, la aceleración (dv/dt) registrada en el ensayo, expresada en g's) más 1,0 .

W_e , W y L son los mismos que para el cálculo del ensayo de caída.

(vi) El valor de n determinado de acuerdo con el párrafo (a)(5) no puede ser superior al factor de carga de inercia límite usado en las condiciones de aterrizaje del párrafo (d) de esta sección.

(7) Ningún factor de carga de inercia usado para el diseño puede ser inferior a 2,0, ni el factor de carga de reacción del suelo límite puede ser inferior a 2,0, a menos que esos valores inferiores no fueran excedidos durante el taxeo a velocidades de hasta la Velocidad de Despegue sobre terreno tan irregular como pueda esperarse en servicio.

(e) Condiciones para el aterrizaje. Para aviones con una disposición convencional de tren de aterrizaje principal y de nariz o de tren de aterrizaje principal y de cola:

(1) Para un aterrizaje nivelado, se asume que el avión está en las siguientes actitudes:

(i) Para aviones con ruedas de cola, una actitud de vuelo nivelado normal.

(ii) Para aviones con ruedas de nariz, actitudes en las cuales:

(A) Las ruedas de nariz y principales tocan tierra simultáneamente; y

(B) Las ruedas principales tocan tierra y las ruedas de nariz están claramente sin tocar el suelo.

La actitud usada en (1)(ii)(A) de este párrafo puede usarse en el análisis requerido en (1)(ii)(B) de este mismo párrafo.

(2) Cuando se investigan las condiciones de aterrizaje, los componentes de resistencia que simulan las fuerzas requeridas para acelerar las cubiertas y ruedas hasta la velocidad de aterrizaje deben ser apropiadamente combinadas con las reacciones verticales del suelo instantáneas, considerando la sustentación del ala y un coeficiente de rozamiento cinético entre el suelo y la rueda de 0,8. Sin embargo, las cargas de resistencia no pueden ser menores al 25% de las reacciones verticales del suelo máximas (sin considerar la sustentación del ala).

(3) Para la determinación de las cargas sobre las ruedas durante su rotación para las condiciones de aterrizaje, debe usarse el método establecido en el párrafo (j) o las componentes de resistencia arbitrarias del párrafo (i). Sin embargo, si se usa el párrafo (j), debe usarse el 25% para la componente de resistencia mínima.

(4) Para un aterrizaje con cola abajo, se asume que el avión está en las siguientes actitudes:

(i) Para aviones con ruedas de cola, una actitud en la cual las ruedas de cola y principales tocan tierra simultáneamente.

(ii) Para aviones con ruedas de nariz, una actitud de pérdida o el máximo ángulo de ataque que permita una separación del suelo para cada parte del avión, lo que sea menor.

(iii) Para aviones ya sea con ruedas de cola o de nariz, se asume que las reacciones del suelo son verticales, con las ruedas hasta la velocidad anterior a que se alcance la carga vertical máxima.

(5) Para la condición de aterrizaje con una rueda, se asume que el avión está en actitud nivelada y toca el suelo con un lado del tren de aterrizaje. En esta actitud, las reacciones del suelo deben ser las mismas que aquellas obtenidas en ese lado según (e)(1), (2) y (3) de esta sección.

(f) Para la condición de carga lateral, se asume que el avión está en actitud nivelada con solo las ruedas principales en contacto con el suelo y con los amortiguadores y cubiertas en sus posiciones estáticas. El factor de carga vertical límite debe ser 1,33, con la reacción vertical del suelo dividida, por igual, entre las ruedas principales. El Factor de inercia lateral límite debe ser de 0,83, con la reacción lateral del suelo dividida entre las ruedas principales tal que:

(1) $0,5 W$ esté actuando del lado interno en un lado; y

(2) $0,33 W$ esté actuando del lado externo en el otro lado.

(g) Bajo condiciones de rodaje con los frenos aplicados, con los amortiguadores y cubiertas en sus posiciones estáticas, lo siguiente se aplica:

(1) El factor de carga vertical límite debe ser 1,33.

(2) Las actitudes y contactos con el suelo deben ser aquellos descritos en (d)(1), (2) y (3) de esta sección para aterrizajes nivelados.

(3) Debe aplicarse una reacción debida a la resistencia igual a la reacción vertical en la rueda multiplicada por un coeficiente de fricción de 0,8 en el punto de contacto con el suelo de cada rueda con frenos, excepto

que la reacción debida a la resistencia no necesita exceder el valor máximo basado en el torque de freno limitante.

(h) Las cargas límites en tierra especificadas en esta sección se consideran cargas externas y las fuerzas de inercia que actúan sobre una estructura de avión. En cada condición de carga en tierra, las reacciones externas deben ser puestas en equilibrio con las fuerzas de inercia angulares y lineales de una manera conservativa y racional.

(i) Condiciones básicas de aterrizaje.

CONDICION	Tipo Rueda de Cola		Tipo Rueda de Nariz		
	Aterrizaje Nivelado	Aterrizaje con cola abajo	Aterrizaje Nivelado	Aterrizaje Nivelado con reacciones inclinadas	Aterrizaje Nivelado con la rueda de nariz claramente sin tocar el suelo
Párrafo de referencia	Sección 27 (e)(1)(i)	Sección 27 (e)(4)(i)	Sección 27 (e)(1)(ii)(A)	Sección 27 (e)(1)(ii)(B)	Sección 27 (e)(4)(ii) y (5)
Componente vertical en el C.G.	nW	nW	nW	nW	nW
Componente hacia delante y hacia atrás en el C.G.	KnW	0	KnW	KnW	0
Componente lateral en cualquier dirección en el C.G.	0	0	0	0	0
Extensión del amortiguador hidráulico	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)
Extensión del amortiguador de goma o de elástico	100%	100%	100%	100%	100%
Deflexión de la cubierta	Estático	Estático	Estático	Estático	Estático
Cargas en ambas ruedas principales	V_r D_r (n-L)W KnW	(n-L)W b/d 0	(n-L)W a'/d' KnW a'/d'	(n-L)W KnW	(n-L)W 0
Cargas en rueda de cola/nariz	V_f D_f 0 0	(n-L)W a/d 0	(n-L)W b/d KnW b/d	0 0	0 0
Notas	(1), (3) y (4)	(4)	(1)	(1), (3) y (4)	(3) y (4)

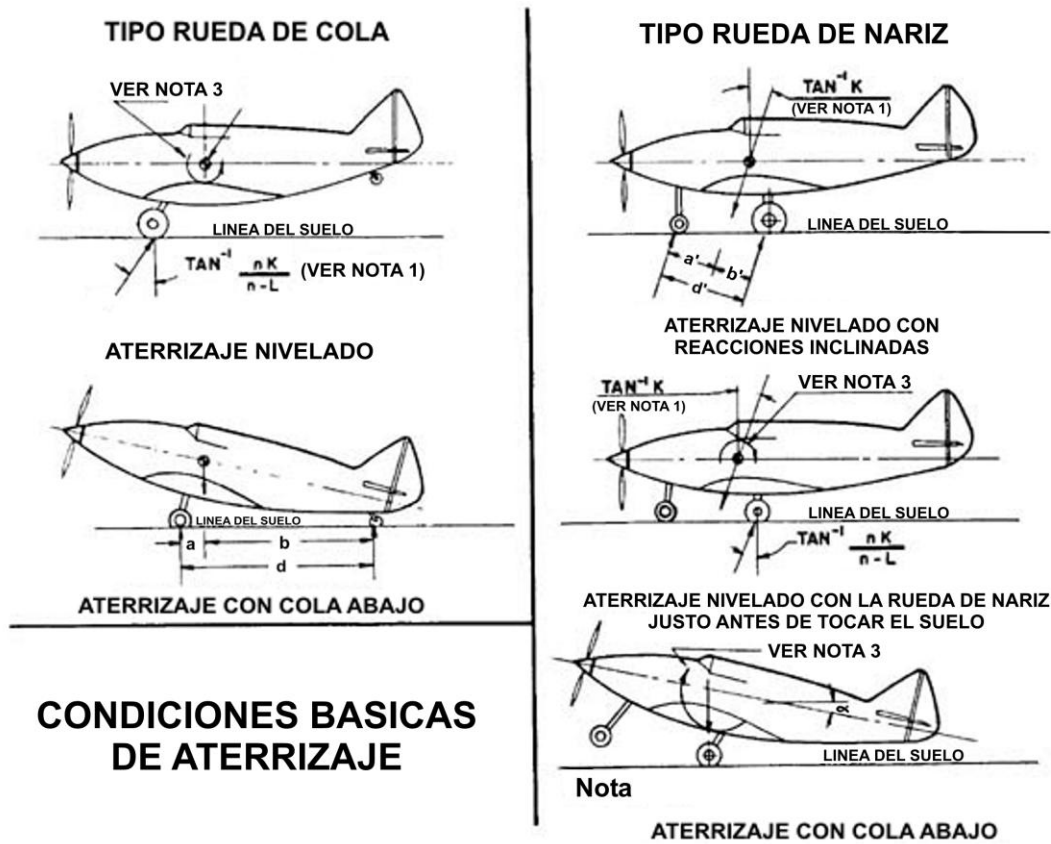
NOTA (1): K puede determinarse de la siguiente forma: $K = 0,25$ para $W = 3000$ lbs o menos; $K = 0,33$ para $W = 6000$ lbs o más, con una variación lineal de K entre esos pesos.

NOTA (2): Para el propósito de diseño, se asume que el factor de carga máximo ocurre a lo largo de la carrera del amortiguador desde una deflexión del 25% hasta una deflexión del 100%, a menos que se demuestre de otra manera y el factor de carga debe usarse con cualquier extensión del amortiguador que sea la más crítica para cada elemento del tren de aterrizaje.

NOTA (3): Deben balancearse, por medio de un método racional y conservativo, todos aquellos momentos no balanceados.

NOTA (4): L está definido en el párrafo (d)(6)(ii) de la sección 27.

Condiciones básicas de aterrizaje y aterrizaje con cola abajo.



(j) Cargas sobre la rueda mientras está rodando.

(1) El siguiente método para determinar las cargas sobre la rueda mientras está rodando en condiciones de aterrizaje está basado en el NACA T.N. 863. Sin embargo, la componente de rozamiento usada para el diseño no puede ser menor que la carga de resistencia establecida en el párrafo (e)(2) de la sección 27.

$$F_{Hm\acute{a}x} = \frac{1}{r_e} \sqrt{\frac{2 I_w (V_H - V_C) n F_{Vm\acute{a}x}}{t_z}}$$

Donde:

$F_{Hm\acute{a}x}$ = Fuerza máxima horizontal que actúa hacia atrás en la rueda (en libras).

r_e = Radio efectivo de rodaje de la rueda bajo impacto basado en la presión operativa recomendada de la rueda (el cual puede asumirse que es igual al radio de rodaje bajo una carga estática de $n_j W_e$) (en pies)

I_w = Momento de inercia del conjunto que rueda (en slug feet)

V_H = Velocidad lineal del avión paralela al suelo en el instante del contacto (asumiendo que es $1,2 V_{S0}$, en pies/seg)

V_C = Velocidad periférica de la rueda, si se usa una rotación previa (en pies/seg) (debe existir un medio efectivo para la rotación previa antes que ésta pueda considerarse)

n = coeficiente efectivo de rozamiento (puede usarse 0,80).

$F_{Vm\acute{a}x}$ = Fuerza máxima vertical sobre la rueda (libras) = $n_j W_e$, donde W_e y n_j están definidos en (d)(6) de la sección 27.

t_z = Intervalo de tiempo entre el momento del contacto con el suelo y cuando se logra la fuerza vertical máxima sobre la rueda (segundos) (sin embargo, si el valor de $F_{Vm\acute{a}x}$ de la ecuación anterior excede 0,8 $F_{Vm\acute{a}x}$, este último valor debe utilizarse para $F_{Hm\acute{a}x}$)

(2) Esta ecuación asume una variación lineal del factor de carga con el tiempo hasta que se alcanza la carga máxima y bajo esta suposición, la ecuación determina la fuerza de rozamiento al momento en que la velocidad periférica de la rueda a una distancia igual al radio r_e iguala la velocidad del avión. La mayoría de los amortiguadores, no siguen exactamente una variación lineal del factor de carga con el tiempo. Por lo tanto, deben realizarse consideraciones conservativas o racionales para compensar esas variaciones. En la mayoría de los trenes de aterrizaje, el tiempo para la rotación de la rueda será menor que el tiempo requerido para desarrollar el factor de carga máxima vertical para la velocidad de descenso y la velocidad hacia delante especificadas. Para ruedas excepcionalmente grandes, no puede obtenerse una velocidad periférica de la rueda igual a la velocidad respecto al suelo en el mismo momento que la carga vertical máxima sobre el tren de aterrizaje. Sin embargo, como se expresa más arriba, la carga por rozamiento durante el rodaje no debe exceder el 0,8 de las cargas máximas verticales.

(Ref.: FAR 23.471 hasta FAR 23.485 y FAR 23.493)

Evaluación de fatiga

Sección 28: Evaluación de fatiga del ala y su estructura asociada

A menos que se demuestre que la estructura, los niveles de tensión operativos, los materiales y el uso esperado son comparables, desde el punto de vista de la fatiga, a un diseño similar del cual se tiene una experiencia sustancialmente satisfactoria en servicio, la resistencia, detalles de diseño, y la fabricación de aquellas partes del ala y su estructura portante y la estructura de fijación cuya falla podría ser catastrófica deben ser evaluadas bajo:

- (a) Una investigación de resistencia a la fatiga, en la cual se demuestre mediante análisis, ensayo, o una combinación de ambos que la estructura es apta para soportar cargas repetitivas de magnitudes variables esperables durante el servicio; o
- (b) Una investigación de resistencia según el criterio "fail safe" en el cual se demuestre mediante análisis, ensayos, o una combinación de ambos, que no es probable la falla catastrófica de la estructura después de que haya ocurrido la fatiga, o la falla parcial obvia, de un elemento estructural principal, y que la estructura remanente es capaz de resistir un factor de carga estática última del 75% del factor de carga límite crítico a Vc. Estas cargas deben ser multiplicadas por un factor de 1,15 a menos que los efectos dinámicos de falla bajo cargas estáticas sean considerados de otra manera.

Diseño y construcción

Sección 29: Flutter

Para aviones multimotores propulsados por turbohélices, debe hacerse una evaluación dinámica, la que debe incluir:

- (a) Las fuerzas aerodinámicas significativas, de inercia, y elásticas significativas, asociadas con la rotación y el desplazamiento del plano de las hélices; y
- (b) Las variaciones en la rigidez y la amortiguación apropiadas para la configuración motor-hélice-nacela particular.

Tren de aterrizaje

Sección 30: Dispositivo de alarma de tren de aterrizaje operado por los flaps

Los aviones que tienen tren de aterrizaje retráctil y flaps en las alas deben estar equipados con un dispositivo de alarma que funcione continuamente cuando los flaps de ala son extendidos hasta una posición que active el dispositivo, para dar una adecuada alarma antes del aterrizaje, usando los procedimientos de aterrizaje normales, en el caso que el tren de aterrizaje no esté extendido y trabado. Este dispositivo no puede tener un interruptor manual para esta alarma. La unidad sensora de la posición del flap puede colocarse en cualquier posición adecuada. El sistema para este dispositivo de alarma puede usar cualquier parte de los otros dispositivos de alarma de tren de aterrizaje (incluyendo el dispositivo de alarma auditiva).

Alojamiento para carga y personal

Sección 31: Compartimiento de carga y equipaje

Estos compartimientos deben estar diseñados:

(a) Para el peso máximo que éstos pueden contener según las placas instaladas en ellos y para las distribuciones de cargas críticas para los factores de carga máximos apropiados que correspondan a las condiciones de carga en tierra y en vuelo del DNAR Parte 23;

(b) Para que posean medios para prevenir que su contenido se vuelva peligroso debido a un desplazamiento del mismo, y

(c) Para que posean medios para proteger a los pasajeros de heridas ocasionadas por el contenido de cualquier compartimiento de carga o equipaje cuando la fuerza de inercia última hacia adelante sea de 9g.

(Ref.: FAR 23.787, FAR 23.783 y FAR 23.807)

Sección 32: Puertas y salidas

El avión debe cumplir con los siguientes requerimientos:

(a) Poseer, como mínimo, en cada cabina cerrada para alojamiento de los pasajeros, una puerta externa adecuada y accesible fácilmente;

(b) No poseer puertas de pasajeros ubicadas respecto a cualquier disco de hélice, de tal forma que pongan en peligro a las personas que utilicen las mismas.

(c) Poseer una salida de emergencia en el compartimiento de vuelo si dicho compartimiento se encuentra separado de la cabina de pasajeros por una puerta que probablemente bloquee el escape de los pilotos durante un choque menor.

(d) Las salidas de emergencia deben ser ventanas móviles, paneles o puertas externas que provean una abertura evidente y sin obstrucciones suficientemente grande como para admitir una elipse de 48,26 x 66 cm (19 x 26 pulg.). Además, cada salida de emergencia debe :

(1) Ser rápidamente accesible, no debiendo requerir una agilidad excepcional durante su uso las emergencias;

(2) Tener un método de apertura que sea simple y obvio;

(3) Estar dispuesta y señalizada para una fácil localización y operación, aún en la oscuridad;

(4) Tener provisiones razonables que eviten que ésta se trabe o atasque como consecuencia de la deformación del fuselaje.

(e) El apropiado funcionamiento de cada salida de emergencia debe demostrarse mediante ensayos.

(f) Debe haber un medio para trabar y asegurar cada puerta externa y salida para evitar que pueda abrirse en vuelo ya sea inadvertidamente por una persona o como resultado de una falla en el mecanismo. Cada puerta exterior debe poder operarse tanto desde el interior como desde el exterior.

(g) Debe haber medios para la inspección visual directa del mecanismo de traba por parte de la tripulación, para determinar si las puertas externas y las salidas, para los cuales el movimiento inicial de apertura es hacia afuera, están totalmente trabadas. Además, debe haber medios visuales para indicar a la tripulación que las puertas exteriores de uso normal están cerradas y totalmente trabadas.

(h) La puerta de entrada de los pasajeros debe calificar como salida de emergencia a nivel del piso. Cada salida de emergencia adicional requerida, excepto las salidas a nivel del piso, deberán estar ubicadas sobre las alas o estar provistas de medios aceptables para asistir a los ocupantes en el descenso hasta la superficie. Además de la puerta de entrada de pasajeros:

(1) Para una capacidad total de 15 ó menos asientos de pasajeros, se requiere una (1) salida de emergencia, que cumpla con lo requerido en el párrafo (d) de esta sección, en cada lado de la cabina.

(2) Para una capacidad total entre 16 y 23 asientos de pasajeros, se requieren tres (3) salidas de emergen-

cia, que cumplan con lo requerido en el párrafo (d) de esta sección, con una en el mismo lado de la puerta y dos sobre el lado opuesto a la puerta.

(i) Debe realizarse una demostración de evacuación utilizando el número máximo de ocupantes para los cuales se desea la certificación. Deberá ser realizada en condiciones nocturnas simuladas utilizando solamente las salidas de emergencia del lado más crítico de la aeronave. Los participantes deben ser representativos de un promedio de pasajeros de aerolíneas sin previa práctica o ensayo en la demostración. La evacuación debe completarse en 90 segundos o menos.

(j) Cada salida de emergencia deberá tener una señalización con la palabra SALIDA, con letras blancas de una altura de 2,54 cm. (1 pulgada) sobre un fondo de color rojo de 5,08 cm. (2 pulgadas) de alto, que sea autoiluminada o iluminada internamente con una fuente eléctrica independiente, y tener una luminosidad mínima de por lo menos 160 microlamberts. Los colores pueden ser invertidos si la iluminación del compartimiento de pasajeros es esencialmente la misma.

(k) El acceso a las salidas de emergencia tipo ventanas no debe ser obstaculizada por los asientos o respaldos de asientos.

(l) El ancho del pasillo principal de pasajeros en cualquier punto entre los asientos debe ser igual o mayor que los valores que figuran en la siguiente tabla:

TOTAL DE PASAJEROS SENTADOS 10 A 23	ANCHO MINIMO DEL PASILLO PRINCIPAL DE PASAJEROS	
	MENOS DE 63,5 cm (25 pulg) desde el piso	MAS DE 63,5 cm (25 pulg) desde el piso
	22,9 cm (9 pulg.)	38,1 cm (15 pulg.)

Misceláneas

Sección 33: Protección contra el impacto de rayos

Las partes que están eléctricamente aisladas de la estructura básica del avión deben estar conectadas a ella a través de dispositivos adecuados, a menos que el impacto de un rayo sobre las partes aisladas:

- (a) Sea improbable porque las mismas están protegidas por otras partes; o
- (b) No sea peligroso.

Sección 34: Protección contra el hielo

Si se desea una certificación previendo protección contra el hielo, se debe demostrar el cumplimiento de lo siguiente:

- (a) Los procedimientos recomendados para el uso del equipamiento de protección contra el hielo deben ser descriptos en el Manual de Vuelo del Avión.
- (b) Se debe llevar a cabo un análisis para establecer, en base a las necesidades operacionales de un avión, si el sistema de protección contra el hielo para los diferentes componentes del avión. Además, los ensayos del sistema de protección contra el hielo deben realizarse para demostrar que el avión es capaz de operar en forma segura en las condiciones de congelación máximas, tanto en forma continua como intermitente, descriptas en el Apéndice C de las DNAR Parte 25.
- (c) Donde sea aplicable a causa de la similitud de los diseños, el cumplimiento con todo, o parte, de esta Sección puede hacerse por referencia a análisis y ensayos hechos por el solicitante para un modelo con Certificado Tipo.

Sección 35: Información de Mantenimiento

El solicitante debe tener disponible para el propietario, en el momento de la venta del avión, la información que el solicitante considere esencial para el apropiado mantenimiento de la aeronave. Esta información debe incluir lo siguiente:

- (a) Descripción de los sistemas, incluyendo los controles de los sistemas de combustible, hidráulico y eléctrico.
- (b) Instrucciones de lubricación que contengan la frecuencia y los lubricantes y fluidos que deben ser utilizados en los distintos sistemas.
- (c) Cargas eléctricas y presiones aplicables a los distintos sistemas.
- (d) Ajustes y tolerancias necesarias para el adecuado funcionamiento.
- (e) Métodos de nivelación, elevación y remolque.
- (f) Métodos de balanceo de las superficies de control.
- (g) Identificación de la estructura primaria y secundaria.
- (h) Frecuencia y alcance de las inspecciones necesarias para la adecuada operación del avión.
- (i) Métodos de reparación especiales aplicables al avión.
- (j) Técnicas de inspección especial, como ser inspecciones por rayos X, ultrasonido y partículas magnéticas.
- (k) Lista de herramientas especiales.

Propulsión**Sección 36: Características de vibración**

Para aviones propulsados por turbohélices, la instalación del motor no debe producir características de vibración del motor que excedan aquellas ya establecidas durante la certificación tipo de dicho motor.

Sección 37: Reencendido del motor durante el vuelo

Si los motores en aviones propulsados por turbohélices no pueden ser reencendidos a la máxima altura de crucero, se deberá determinar la altitud por debajo de la cual se podrá efectuar de manera consistente el reencendido. La información de reencendido deberá ser provista en el Manual de Vuelo del Avión.

Sección 38: Motores

- (a) Para aviones propulsados por turbohélices: la instalación de los motores debe cumplir con lo siguiente:
 - (1) Aislamiento del motor. Las plantas de poder deben estar dispuestas y aisladas entre sí para permitir la operación, en al menos una configuración, de tal forma que, la falla o mal funcionamiento de cualquier motor o sistema que pueda afectar ese motor no:
 - (i) Evitará la continuación de la operación segura de los restantes motores; o
 - (ii) Requerirá la inmediata acción de cualquier miembro de la tripulación para continuar la operación en forma segura.
 - (2) Control de la rotación del motor. Debe haber medios para detener y reestablecer en forma individual la rotación de cada motor en vuelo, excepto que dicha rotación no necesita ser detenida si la rotación continua no pone en riesgo la seguridad de la aeronave. Cada componente del sistema de detención y reencendido que esté junto al motor (y no separado de éste por el parallamas) debe ser, al menos, resistente al fuego. Si se usan sistemas hidráulicos para la puesta en bandera, las líneas de alimentación deben ser, al menos resistentes al fuego bajo las condiciones que puedan esperarse durante la antedicha puesta en bandera.
 - (3) Dispositivos de control de temperatura de gases y velocidad del motor.

Los sistemas del motor asociados con dispositivos de control del mismo, sistemas e instrumentos, deben proveer suficiente seguridad de que aquellas limitaciones de operación del motor que puedan afectar adversamente la integridad estructural del rotor de la turbina no serán excedidas en servicio.

(b) Para aviones potenciados por motores alternativos

(1) Para proveer el aislamiento del motor, las plantas de poder deben estar dispuestas y aisladas entre sí para permitir la operación, en al menos una configuración, de tal forma que, la falla o mal funcionamiento de cualquier motor o sistema que pueda afectar ese motor, no:

(i) Evitará en la continuación de la operación segura de los restantes motores; o

(ii) Requerirá la inmediata acción de cualquier miembro de la tripulación para continuar la operación en forma segura.

Sección 39: Sistemas de reversión en turbohélices

(a) Este sistema ideado para la operación en tierra debe ser diseñado de tal forma que una simple falla o mal funcionamiento del sistema no produzca un indeseable empuje de reversa bajo cualquier condición de operación esperada. La falla estructural de algún elemento no necesita ser considerada si la posibilidad que ello ocurra es extremadamente remota.

(b) Los sistemas de reversión en turbohélices ideado para su uso en vuelo deben ser diseñados de tal forma que no pueda producirse una condición insegura durante la operación normal del sistema, o a partir de cualquier falla (o de una combinación razonablemente probable de fallas) sobre el sistema de reversión, bajo cualquier condición anticipada de operación del avión. La falla estructural de algún elemento no necesita ser considerada si la probabilidad que ello ocurra es extremadamente remota.

(c) El cumplimiento con esta Sección puede demostrarse mediante el análisis de falla, ensayo o ambos para sistemas de hélices que permitan que las palas se muevan, desde la posición de paso mínimo en vuelo hasta una posición substancialmente menor a aquella correspondiente a la posición normal del tope de paso mínimo en vuelo. Dicho análisis puede incluir, o ser validado por, el análisis hecho para la certificación tipo de la hélice y sus componentes de instalación. Se le dará crédito a los análisis y ensayos correspondientes, completados por los fabricantes de motores y hélices.

Sección 40: Sistema limitador de resistencia aerodinámica para turbohélices

Este sistema debe ser diseñado de forma tal que, ninguna falla simple o mal funcionamiento del sistema, durante una operación normal o de emergencia, produzca una resistencia al avance por causa de la hélice superior a aquella para la cual el avión fue diseñado. La falla estructural de algún elemento del sistema no necesita ser considerada si la probabilidad que ello ocurra es extremadamente remota.

Sección 41: Características de operación de plantas de poder de motores a turbina

Para aviones propulsados por turbohélices, las características de operación de plantas de poder de motores a turbina se deben investigar en vuelo para determinar que no se presenten características adversas (como ser pérdida ("stall"), intermitencia ("surge") o extinción no intencional de la llama ("flameout")) en grado peligroso, durante operaciones normales o de emergencia dentro del rango de las limitaciones de operación del avión y del motor.

Sección 42: Flujo de combustible

(a) Para aviones propulsados por turbohélices:

(1) El sistema de combustible debe proveer en forma continua combustible a los motores para una operación normal sin que el flujo se interrumpa por haberse vaciado algún tanque que no sea el principal; y

(2) El caudal de combustible para el sistema de bomba de combustible de un motor turbohélice no debe ser menor que el 125% del caudal requerido para producir la potencia de despegue seleccionada en condiciones de atmósfera estándar a nivel del mar, lo cual debe ser incluido como limitación de operación en el Manual de Vuelo del Avión.

(b) Para aviones potenciados por motores alternativos, es aceptable que el caudal de combustible para cada sistema de bombeo (suministro principal y reservas) sea el 125% del consumo de combustible del motor en el despegue.

Componentes del sistema de combustible

Sección 43: Bombas de combustible

Para aviones propulsados por turbohélices, que no tengan provisiones para el accionamiento mecánico de las bombas principales, debe proveerse una fuente de potencia, confiable e independiente para cada bomba usada en motores de turbina. Se debe demostrar que las instalaciones de bombas prevean una confiabilidad y durabilidad equivalente a la siguiente:

(a) Al menos una bomba por cada motor debe accionarse directamente por éste.

(b) Las bombas deben ser adecuadas para que el flujo de combustible para cada sistema de bombas (suministro primario y de reserva) sea de 0,82 kg/h (0,9 lb/h) por cada HP en el despegue o 125% del consumo de combustible de cada motor en el despegue, aquello que sea mayor. Además:

- (1) Además se requiere este flujo para cada bomba primaria accionada por el motor y cada bomba de emergencia y debe estar disponible cuando la bomba esté funcionando como si fuera en el despegue; y
- (2) Para cada bomba operada manualmente, esta velocidad de flujo no debe ser menor a 60 ciclos completos (120 carreras de pistón) por minuto.

(Ref.: FAR 23.991(a))

Sección 44: Filtro o malla de combustible

Para aviones propulsados por turbohélices, se aplica lo siguiente:

(a) Debe haber un filtro o malla de combustible entre la salida del tanque y el dispositivo de medición de combustible del motor. Además, el filtro o malla debe:

- (1) Estar ubicado entre la salida del tanque y la entrada de la bomba de desplazamiento positivo accionada por el motor, si está instalado dicho tipo de bomba.
- (2) Estar ubicado en una posición accesible para ser drenado, limpiado y que la malla del filtro pueda ser removida con facilidad; y
- (3) Estar montado de tal forma que su peso no sea soportado por las líneas de conexión o por las líneas de entrada o salida de la malla o filtro en sí mismo.

(b) A menos que haya medios en el sistema de combustible para prevenir la acumulación de hielo en el filtro, debe haber medios para mantener automáticamente el flujo de combustible si dicho fenómeno se presenta.

(c) El filtro debe ser de una capacidad adecuada (para las limitaciones de operación establecidas para asegurar el servicio apropiado), y su malla, apropiada para asegurar la operación con el combustible contaminado a un grado (en tamaño y densidad de las partículas) razonablemente esperable en servicio. El grado de filtrado del combustible no puede ser menor que aquel establecido durante la certificación tipo del motor.

Sección 45: Protección contra impacto de rayos

Se debe proveer protección contra la ignición, de los vapores inflamables que emanan del sistema de venteo de combustible, debido al impacto de rayos.

Refrigeración

Sección 46: Procedimiento de ensayo de refrigeración en aviones propulsados por turbohélice

(a) Para los aviones propulsados por turbohélice, debe demostrarse que las provisiones para la refrigeración de las plantas de poder son capaces de mantener las temperaturas de los componentes y fluidos de sus plantas de poder dentro de los límites establecidos durante las etapas de despegue, trepada, crucero y aterrizaje que correspondan a los requerimientos de performance aplicables. Los ensayos de refrigeración deben llevarse a cabo con el avión en configuración y operando bajo las condiciones críticas (respecto al refrigeración) durante cada etapa del vuelo. Para estos ensayos, la temperatura se considera "estabilizada" cuando varía en menos de 0,9 °C (2° F) por minuto.

(b) Las temperaturas deben ser estabilizadas bajo las condiciones en las cuales se ingresa en cada etapa

de vuelo que se esté investigando, a menos que la condición de entrada sea tal que, las temperaturas del fluido de motor y de los componentes no se estabilicen, en cuyo caso, debe llevarse a cabo una operación a través de una condición completa de entrada, antes de proseguir con la entrada en la etapa del vuelo que se esté investigando, a fin de permitir que las temperaturas alcancen sus niveles naturales en el momento de dicha entrada. El ensayo de refrigeración en el despegue debe ser precedido por un lapso durante el cual los fluidos del motor y de los componentes de la planta de poder estabilicen su temperatura con los motores en ralentí.

(c) Se deben continuar los ensayos de refrigeración para cada etapa de vuelo hasta que:

- (1) Se estabilicen las temperaturas del fluido del motor y de los componentes;
- (2) Se complete la etapa de vuelo; o
- (3) Se alcance una limitación de operación.

(Ref.: FAR 23.1041)

Sistema de admisión

Sección 47: Admisión de aire

Para aviones propulsados por turbohélice:

(a) Debe haber medios para prevenir que los derrames accidentales de combustible o sobre flujos por los drenajes, venteos u otros componentes del sistema de fluidos inflamables entren al sistema de admisión de los motores; y

(b) Los conductos de entrada de aire deben estar ubicados o protegidos de tal forma de minimizar la ingestión de materiales extraños durante el despegue, aterrizaje y carreteo.

Sección 48: Protección antihielo del sistema de admisión

Para aviones propulsados por turbohélices, cada motor de turbina debe ser capaz de operar a través de su rango de potencia en vuelo sin efectos adversos en la operación del motor o serias pérdidas de empuje o potencia, bajo las condiciones de congelamiento especificadas en el Apéndice C de las DNAR Parte 25. Además, debe haber medios para indicar a la tripulación de vuelo que el sistema de protección antihielo de las plantas de poder está en funcionamiento.

Sección 49: Sistema de sangrado de aire de turbina

Para aviones propulsados por turbohélices, deben investigarse los sistemas de sangrado de aire de los motores para determinar que:

(a) La ruptura de un conducto no pondrá en riesgo al avión. Esta condición debe considerar que una falla de este tipo puede ocurrir en cualquier punto del conducto entre la salida neumática del motor y la entrada neumática al avión; y

(b) Si se usa este sistema para la presurización directa de la cabina, no debe existir la posibilidad que se produzca una contaminación peligrosa del sistema de aire de cabina en el caso de una falla del sistema de lubricación.

Sistema de escape

Sección 50: Drenajes del sistema de escape

Los sistemas de escape de los motores turbohélices que tengan sitios bajos o cavidades deben incorporar un drenaje en esos puntos. Esos drenajes deben descargar limpiamente el avión (o sea, la descarga no debe salpicar otros puntos del avión), con el avión en actitudes normales de vuelo y en tierra, a fin de prevenir la acumulación de combustible después de un intento fallido de encendido del motor.

Accesorios y controles de la planta de poder

Sección 51: Controles del motor

Si los aceleradores o controles de potencia de los aviones propulsados por turbohélices son tales que alguna posición de esos controles reduciría el flujo de combustible al/a los motor/es por debajo del necesario para una operación segura y satisfactoria en ralentí mientras el avión está en vuelo, debe proveerse algún medio para prevenir que los controles se coloquen inadvertidamente en esa posición. Esos medios deben incorporar un seguro o una traba de accionamiento directo para ésta posición y deben requerir una operación separada y distinta, para que la tripulación desplace el control desde el rango de operación normal del motor.

Sección 52: Controles de reversiones de empuje

Para aviones propulsados por turbohélices, estos controles deben tener algún medio para prevenir su operación inadvertida. Este medio debe incorporar un seguro o una traba de accionamiento directo para ésta posición y debe requerir una operación particular para que la tripulación desplace el control desde el régimen de vuelo.

Sección 53: Sistema de ignición del motor

Cada sistema de ignición de un motor o turbohélice del avión, debe ser considerado como una carga eléctrica esencial.

Sección 54: Accesorios de la planta de poder

(a) Los accesorios de la planta de poder deben ser satisfactorios para su instalación en el motor correspondiente y deben usar las medidas previstas en el motor para su instalación. Además, si es peligroso que un accesorio accionado en forma remota por el motor continúe en rotación cuando ocurre un mal funcionamiento, deberá haber algún medio para prevenir esa rotación sin interferir con la operación continua del motor.

(b) El equipamiento sujeto a arco voltaico o chispa debe instalarse de manera de minimizar la probabilidad de entrar en contacto con fluidos o vapores inflamables que pudieran estar libres.

(Ref.: FAR 23.1163)

Protección de la planta de poder contra el fuego

Sección 55: Sistema detector de fuego

Para aviones propulsados por turbohélices, se aplica lo siguiente:

(a) Debe haber medios que aseguren la pronta detección de fuego en el/los compartimientos de los motores. Un interruptor de sobre temperatura instalado en la salida de aire de refrigeración es aceptable como método para cumplir este requerimiento.

(b) Cada detector de fuego debe ser construido e instalado para absorber las cargas por vibración, de inercia y otras a las que pueda estar sometido durante la operación.

(c) Ningún detector de fuego debe ser afectado por aceite, agua, otros fluidos, o vapores, que puedan estar presentes.

(d) Debe haber medios para permitir a la tripulación chequear, en vuelo, el correcto funcionamiento de cada circuito eléctrico de los detectores de fuego.

(e) La instalación eléctrica y otros componentes de cada sistema de detección de fuego ubicados en una zona de fuego deben ser al menos resistentes al fuego.

Sección 56: Protección contra el fuego, recubrimiento del capó y la/s nácela/s

Para aviones propulsados por motores alternativos, los capós del motor deben ser diseñados y construidos de tal forma que ningún fuego que se pueda originar en el compartimiento del motor pueda entrar, ya sea a través de aberturas o por combustión, a cualquier otra zona donde el fuego pueda crear riesgos adicionales.

Sección 57: Protección de los fluidos inflamables contra el fuego

Si se liberan fluidos o vapores inflamables, debido a pérdidas del sistema de fluidos, en áreas fuera del compartimiento del motor, debe haber medios para:

- (a) Prevenir la ignición de esos fluidos o vapores por cualquier otro equipo; o
- (b) Controlar cualquier incendio que resulte de esa ignición.

Equipamiento**Sección 58: Instrumentos de la planta de poder**

- (a) Lo siguiente es requerido para aviones propulsados por turbohélices:
 - (1) Un indicador de cantidad de combustible para cada tanque.
 - (2) Un indicador de presión de aceite para cada motor.
 - (3) Un indicador de temperatura de aceite para cada motor.
 - (4) Un tacómetro para cada motor.
 - (5) Un indicador de presión de combustible para cada motor.
 - (6) Un indicador de cantidad de aceite para cada motor.
 - (7) Un indicador de temperatura de gases para cada motor.
 - (8) Indicador de temperatura del aire exterior.
 - (9) Un flujómetro de combustible por cada motor.
 - (10) Un medio de alerta de presión de aceite para cada motor.
 - (11) Un indicador de torque o medios adecuados para indicar la potencia de salida de cada motor.
 - (12) Una alarma de incendio para cada motor.
 - (13) Medios para indicar cuándo el ángulo de la pala de la hélice está por debajo del paso mínimo correspondiente a la operación de ralentí en vuelo.
 - (14) Medios para indicar el funcionamiento del sistema de protección contra el hielo en cada motor.
- (b) Para aviones propulsados por turbohélices, el indicador de posición de las palas debe comenzar a indicar cuando las palas comiencen a moverse por debajo de la posición de paso mínimo requerido para el vuelo.
- (c) Los siguientes instrumentos son requeridos, para cada motor o tanque, para aviones propulsados por motores alternativos:
 - (1) Un indicador de cantidad de combustible para cada tanque.
 - (2) Un indicador de presión de aceite para cada motor.
 - (3) Un indicador de temperatura de aceite para cada motor.
 - (4) Un tacómetro para cada motor.
 - (5) Un indicador de presión de combustible para cada motor (para motores alimentados por bomba).
 - (6) Un indicador de cantidad de aceite para cada motor.
 - (7) Un indicador de temperatura de cabeza de cilindro para cada motor.
 - (8) Un indicador de la presión de admisión para cada motor.
 (Ref.: FAR 23.1305)

Aviones, sistemas y equipamiento**Sección 59: Instalación y funcionamiento**

Los sistemas y el equipamiento del avión deben satisfacer lo siguiente:

- (a) Cada ítem del equipamiento esencial para la operación segura del avión, que incluye el equipamiento de navegación y radio comunicaciones, debe:
 - (1) cumplir adecuadamente la función que se pretende;

(2) En el caso de equipamiento que no sea de navegación y radio comunicaciones, funcionar apropiadamente cuando esté instalado;

(3) En el caso de equipamiento de navegación y radio comunicaciones, estar instalados de forma tal que por sí mismos, por su método de operación y por sus efectos sobre otros componentes, no generen peligro, y

(4) Cuando sea apropiado, estar adecuadamente rotulados con su identificación, función y limitaciones de operación.

(b) Cada ítem del equipamiento adicional instalado debe:

(1) Ser de un tipo y diseño apropiado para cumplir correctamente la función que se pretende.

(2) Estar rotulado con su identificación, función o limitaciones de operación, o cualquier combinación aplicable de esos factores, a menos que su mal uso, o su accionamiento inadvertido, no puedan ocasionar riesgos;

(3) Ser instalados de acuerdo con las limitaciones específicas para ese equipamiento; y

(4) Funcione apropiadamente cuando se haya instalado.

(5) Cuando sea necesario, y esté instalado como lo disponen las reglas de operación de estas RAAC, cumplir los requerimientos de esta sección.

(c) Los sistemas e instalaciones deben ser diseñados para salvaguardar de posibles peligros a la aeronave en el caso que éstos sufran un mal funcionamiento o falla.

(d) Cuando una instalación, cuyo funcionamiento sea necesario para sustanciar el cumplimiento con los requisitos aplicables, requiera suministro de energía debe considerársela como una carga esencial en dicho suministro de energía y las fuentes de y el sistema de distribución de energía, deben ser capaces de suministrar las siguientes cargas de potencia en las probables combinaciones de operación y con las probables duraciones:

(1) Todas las cargas esenciales luego de la falla de cualquier fuente, convertidor de potencia o dispositivo de almacenamiento de energía.

(2) Todas las cargas esenciales luego de la falla de cualquier motor en un bimotor.

(3) En la determinación de las probables combinaciones de operación y las duraciones probables de las cargas esenciales para las condiciones de falla de potencia descritas en los anteriores puntos (1) y (2) de este párrafo, se permite asumir que las cargas de potencia se reducen de acuerdo con procedimientos de monitoreo consistentes con la seguridad en los distintos tipos de operaciones autorizadas.

(Ref.: FAR 23.1301)

Sección 60: Ventilación

El sistema de ventilación de los aviones debe asegurar una ventilación adecuada de cada compartimiento de tripulación y de pasajeros, tal que la concentración de Monóxido de Carbono no supere una parte en 20.000 partes de aire. Además, para aviones presurizados, el aire de ventilación en los compartimientos de la tripulación y de los pasajeros debe estar libre de concentraciones nocivas o peligrosas de gases y vapores durante la operación normal y en el caso de fallas o mal funcionamientos razonablemente probables de los sistemas de ventilación, calefacción, presurización y otras o de equipamiento.

Si es probable la acumulación de cantidades peligrosas de humo en el área de la cabina, su evacuación debe hacerse con rapidez.

(Ref.: FAR 23.831)

Sistemas y equipos eléctricos

Sección 61: General

Los sistemas y equipos eléctricos del avión deben ser adecuados para el uso pretendido y cumplir lo siguiente:

(a) Capacidad del sistema eléctrico. Las fuentes de energía eléctrica, sus cables de transmisión y sus dispositivos de control y de protección asociados deben ser capaces de suministrar la potencia requerida, al voltaje apropiado, a cada circuito de cargas esenciales para una operación segura. La capacidad de generación de energía requerida y el número y clase de fuentes de energía deben:

(1) Ser determinadas mediante un análisis de cargas eléctricas que tenga en cuenta las cargas eléctricas aplicadas al sistema eléctrico para las probables combinaciones y duraciones y

(2) Satisfacer lo establecido en el párrafo (a) de la sección 59 de éste Apéndice.

(b) Funciones. Para cada sistema eléctrico se aplica lo siguiente:

(1) Cada sistema, cuando está instalado, debe estar:

(i) Libre de peligros en si mismo, en sus métodos de operación y en sus efectos sobre otra parte del avión; y

(ii) Protegidos del combustible, el aceite, agua u otras substancias perjudiciales y de daños por acción mecánica;

(2) Ninguna falla o mal funcionamiento de cualquier fuente de energía eléctrica puede disminuir la capacidad de cualquier fuente remanente para suministrar energía a los circuitos de cargas esenciales para la operación segura, y

(3) Cada control de fuente de energía eléctrica debe permitir la operación independiente de cada fuente.

(c) Sistema de generación. El sistema de generación incluye las fuentes de energía eléctrica, las barras principales de energía, los cables de transmisión y los dispositivos asociados de control, de protección y de regulación. Este sistema debe ser diseñado de manera tal que:

(1) Para todo equipo que sea considerado carga esencial, la tensión y la frecuencia (según sea aplicable) en sus terminales puedan mantenerse dentro de los límites para los cuales fue diseñado el equipo, en cualquier condición probable de operación;

(2) Los transitorios debido al accionamiento de los interruptores, desconexiones inadecuadas, u otras causas, no deben volver inoperativas las cargas esenciales y no deben causar riesgo de incendio o humo;

(3) Haya medios, accesibles durante el vuelo para que la tripulación adecuada efectúe una desconexión individual o colectiva de las fuentes de potencia eléctrica del sistema;

(4) Haya medios para indicar a los tripulantes de vuelo que corresponda, las cantidades esenciales para la operación segura del sistema de generación, incluyendo la tensión y la corriente suministradas por cada generador. Para los sistemas de Corriente Continua, puede utilizarse un amperímetro el cual puede estar conectado a la línea de alimentación de cada generador y si hay solo un generador, el amperímetro puede estar en la línea de alimentación de la batería;

(5) Si el sistema suministra energía a circuitos de las cargas esenciales para la operación segura, debe haber al menos un generador;

(6) Cada generador debe ser capaz de entregar su Potencia Continua Nominal, y además debe tener un disyuntor de corriente inversa diseñado para desconectar el generador de la batería y de los otros generadores cuando exista suficiente contracorriente como para dañar a ese generador, y

(7) El equipamiento de control del voltaje del generador debe ser capaz de regular de manera confiable la salida del generador dentro de los límites nominales.

(Ref.: FAR 23.1351 y FAR 23.1301)

Sección 62: Equipamiento e instalación eléctricos

El equipamiento eléctrico, los controles y el cableado deben instalarse de tal manera que la operación de cualquier unidad, o sistemas de unidades, no cause efectos adversos a la operación simultánea de cualquier otra unidad o sistema eléctrico esencial para la operación segura.

Sección 63: Sistema de distribución

(a) Para el propósito de cumplimiento con esta Sección, el sistema de distribución incluye las barras de distribución, sus alimentadores, y cada dispositivo de protección y control.

(b) Cada sistema debe ser diseñado de tal manera que los circuitos con cargas esenciales puedan ser alimentados en el caso de fallas o aperturas razonablemente probables de circuitos, incluyendo las fallas en los cables de transporte de grandes valores de corriente.

(c) Si los requerimientos de este Apéndice imponen que, para cierto equipamiento o sistema particular haya dos fuentes independientes de energía eléctrica, su suministro de energía eléctrica debe ser asegurado por medios tales como equipamiento eléctrico duplicado, interruptores de accionamiento de un sistema debido a una falla en el otro, circuitos tipo multicanal, o circuitos de enlace que vayan por rutas separadas.

Sección 64: Dispositivos de protección de circuitos

Los dispositivos de protección para los circuitos eléctricos del avión deben cumplir con lo siguiente:

- (a)** Deben estar instalados en todos los circuitos eléctricos, a excepción aparte de:
- (1) Los circuitos principales de los motores de arranque, y
 - (2) Los circuitos en los cuales no se presenten peligros debido a su omisión.
- (b)** Ningún dispositivo protector puede proteger más de un circuito esencial para la seguridad de vuelo.
- (c)** Cada dispositivo protector de circuitos que puede ser reiniciado (dispositivo tipo “trip free”, en el cual el mecanismo de desconexión no puede ser anulado por medio del control de operación) debe ser diseñado para que:
- (1) Sea necesaria una operación manual para restaurar el servicio después de la desconexión, y
 - (2) Si existe una sobrecarga o falla en el circuito, el dispositivo abrirá el circuito sin importar la posición del control de operación.
- (d)** Si la capacidad para reiniciar un “Circuit Breaker” o reemplazar un fusible es esencial para la seguridad en vuelo, ese “Circuit Breaker” o fusible debe estar localizado e identificado para que pueda ser reiniciado o reemplazado en vuelo.
- (e)** Si se usan fusibles, debe haber uno de repuesto para cada valor de corriente, o el 50% de los fusibles de repuesto requeridos para cada valor de corriente, lo que sea mayor.

ESTA PÁGINA FUE DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO