Normas y métodos
recomendados internacionales

Anexo 8
al Convenio sobre
Aviación Civil Internacional

Aeronavegabilidad

Esta edición incorpora todas las enmiendas adoptadas por el Consejo antes del 14 de diciembre de 2004 y remplaza, desde el 13 de diciembre de 2007, todas las ediciones anteriores del Anexo 8.

Véase en las secciones 1.1, 2.1, 3.1 y 4.1 de la Parte II, 1.1 de las Partes IIIA y IVA, A.1 de las Partes IIIB, IVB, V, VI y VII, y en el Preámbulo, la información relativa a la aplicación de las normas y métodos recomendados.

Décima edición
Abril de 2005

Organización de Aviación Civil Internacional

Publicado por separado en español, árabe, chino, francés, inglés y ruso, por la Organización de Aviación Civil Internacional. Toda la correspondencia, con excepción de los pedidos y suscripciones, debe dirigirse al Secretario General.

Los pedidos deben dirigirse a las direcciones siguientes junto con la correspondiente remesa (mediante giro bancario, cheque u orden de pago) en dólares estadounidenses o en la moneda del país de compra. En la Sede de la OACI también se aceptan pedidos pagaderos con tarjetas de crédito (American Express, MasterCard o Visa).

International Civil Aviation Organization. Attention: Document Sales Unit, 999 University Street, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7
Teléfono: +1 (514) 954-8022; Facsímile: +1 (514) 954-6769; Sitatex: YULCAYA; Correo-e: sales@icao.int; World Wide Web: http://www.icao.int

Alemania. UNO-Verlag GmbH, August-Bebel-Allee 6, 53175 Bonn
Teléfono: +49 (0) 228-94 90 2-0; Facsímile: +49 (0) 228-94 90 2-22; Correo-e: info@uno-verlag.de; World Wide Web: http://www.uno-verlag.de

Camerún. KnowHow, 1, Rue de la Chambre de Commerce-Bonanjo, B.P. 4676, Douala / Teléfono: +237 343 98 42; Facsímile: + 237 343 89 25;
Correo-e: knowhow_doc@yahoo.fr

China. Glory Master International Limited, Room 434B, Hongshen Trade Centre, 428 Dong Fang Road, Pudong, Shangai 200120
Teléfono: +86 137 0177 4638; Facsímile: +86 21 5888 1629; Correo-e: glorymaster@online.sh.cn

Egipto. ICAO Regional Director, Middle East Office, Egyptian Civil Aviation Complex, Cairo Airport Road, Heliopolis, Cairo 11776
Teléfono: +20 (2) 267 4840; Facsímile: +20 (2) 267 4843; Sitatex: CAICAYA; Correo-e: icaomid@cairo.icao.int

Eslovaquia. Air Traffic Services of the Slovak Republic, Letové prevádzkové sluzby Slovenskej Republiky, State Enterprise, Letisko M.R. Stefánika, 823 07 Bratislava 21 / Teléfono: +421 (7) 4857 1111; Facsímile: +421 (7) 4857 2105

España. A.E.N.A. — Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea, Calle Juan Ignacio Luca de Tena, 14, Planta Tercera, Despacho 3. 11, 28027 Madrid / Teléfono: +34 (91) 321-3148; Facsímile: +34 (91) 321-3157; Correo-e: sscc.ventasoaci@aena.es

Federación de Rusia. Aviaizdat, 48, Ivan Franko Street, Moscow 121351 / Teléfono: +7 (095) 417-0405; Facsímile: +7 (095) 417-0254

Francia. Directeur régional de l'OACI, Bureau Europe et Atlantique Nord, 3 bis, villa Émile-Bergerat, 92522 Neuilly-sur-Seine (Cedex)
Teléfono: +33 (1) 46 41 85 85; Facsímile: +33 (1) 46 41 85 00; Sitatex: PAREUYA; Correo-e: icaoeurnat@paris.icao.int

India. Oxford Book and Stationery Co., Scindia House, New Delhi 110001 *o* 17 Park Street, Calcutta 700016
Teléfono: +91 (11) 331-5896; Facsímile: +91 (11) 51514284

India. Sterling Book House — SBH, 181, Dr. D. N. Road, Fort, Bombay 400001
Teléfono: +91 (22) 2261 2521, 2265 9599; Facsímile: +91 (22) 2262 3551; Correo-e: sbh@vsnl.com

Japón. Japan Civil Aviation Promotion Foundation, 15-12, 1-chome, Toranomon, Minato-Ku, Tokyo
Teléfono: +81 (3) 3503-2686; Facsímile: +81 (3) 3503-2689

Kenya. ICAO Regional Director, Eastern and Southern African Office, United Nations Accommodation, P.O. Box 46294, Nairobi
Teléfono: +254 (20) 7622 395; Facsímile: +254 (20) 7623 028; Sitatex: NBOCAYA; Correo-e: icao@icao.unon.org

México. Director Regional de la OACI, Oficina Norteamérica, Centroamérica y Caribe, Av. Presidente Masaryk No. 29, 3er. Piso,
Col. Chapultepec Morales, C.P. 11570, México, D.F.
Teléfono: +52 (55) 52 50 32 11; Facsímile: +52 (55) 52 03 27 57; Correo-e: icao_nacc@mexico.icao.int

Nigeria. Landover Company, P.O. Box 3165, Ikeja, Lagos
Teléfono: +234 (1) 4979780; Facsímile: +234 (1) 4979788; Sitatex: LOSLORK; Correo-e: aviation@landovercompany.com

Perú. Director Regional de la OACI, Oficina Sudamérica, Apartado 4127, Lima 100
Teléfono: +51 (1) 575 1646; Facsímile: +51 (1) 575 0974; Sitatex: LIMCAYA; Correo-e: mail@lima.icao.int

Reino Unido. Airplan Flight Equipment Ltd. (AFE), 1a Ringway Trading Estate, Shadowmoss Road, Manchester M22 5LH
Teléfono: +44 161 499 0023; Facsímile: +44 161 499 0298 Correo-e: enquiries@afeonline.com; World Wide Web: http://www.afeonline.com

Senegal. Directeur régional de l'OACI, Bureau Afrique occidentale et centrale, Boîte postale 2356, Dakar
Teléfono: +221 839 9393; Facsímile: +221 823 6926; Sitatex: DKRCAYA; Correo-e: icaodkr@icao.sn

Sudáfrica. Avex Air Training (Pty) Ltd., Private Bag X102, Halfway House, 1685, Johannesburg
Teléfono: +27 (11) 315-0003/4; Facsímile: +27 (11) 805-3649; Correo-e: avex@iafrica.com

Suiza. Adeco-Editions van Diermen, Attn: Mr. Martin Richard Van Diermen, Chemin du Lacuez 41, CH-1807 Blonay
Teléfono: +41 021 943 2673; Facsímile: +41 021 943 3605; Correo-e: mvandiermen@adeco.org

Tailandia. ICAO Regional Director, Asia and Pacific Office, P.O. Box 11, Samyaek Ladprao, Bangkok 10901
Teléfono: +66 (2) 537 8189; Facsímile: +66 (2) 537 8199; Sitatex: BKKCAYA; Correo-e: icao_apac@bangkok.icao.int

1/06

Catálogo de publicaciones y ayudas audiovisuales de la OACI

Este catálogo anual comprende los títulos de todas las publicaciones y ayudas audiovisuales disponibles. En los suplementos al catálogo se anuncian las nuevas publicaciones y ayudas audiovisuales, enmiendas, suplementos, reimpresiones, etc.

Puede obtenerse gratuitamente pidiéndolo a la Subsección de venta de documentos, OACI.

Normas y métodos
recomendados internacionales

Anexo 8
al Convenio sobre
Aviación Civil Internacional

Aeronavegabilidad

Esta edición incorpora todas las enmiendas adoptadas por el Consejo antes del 14 de diciembre de 2004 y remplaza, desde el 13 de diciembre de 2007, todas las ediciones anteriores del Anexo 8.

***Véase* en las secciones 1.1, 2.1, 3.1 y 4.1 de la Parte II, 1.1 de las Partes IIIA y IVA, A.1 de las Partes IIIB, IVB, V, VI y VII, y en el Preámbulo, la información relativa a la aplicación de las normas y métodos recomendados.**

Décima edición
Abril de 2005

Organización de Aviación Civil Internacional

ENMIENDAS

La publicación de enmiendas y corrigendos se anuncia periódicamente en la *Revista de la OACI* y en los suplementos mensuales del *Catálogo de publicaciones y ayudas audiovisuales de la OACI*, documentos que deberían consultar quienes utilizan esta publicación. Las casillas en blanco facilitan la anotación.

REGISTRO DE ENMIENDAS Y CORRIGENDOS

ENMIENDAS			
Núm.	Fecha de aplicación	Fecha de anotación	Anotada por
1-100	Incorporadas en esta edición		

CORRIGENDOS			
Núm.	Fecha de publicación	Fecha de anotación	Anotado por

ENMIENDAS

La publicación de enmiendas y corrigendos se anuncia periódicamente en la *Revista de la OACI* y en los suplementos mensuales del *Catálogo de publicaciones y ayudas audiovisuales de la OACI*, documentos que deberían consultar quienes utilizan esta publicación. Las casillas en blanco facilitan la anotación.

REGISTRO DE ENMIENDAS Y CORRIGENDOS

ENMIENDAS			
Núm.	Fecha de aplicación	Fecha de anotación	Anotada por
1-100	Incorporadas en esta edición		

CORRIGENDOS			
Núm.	Fecha de publicación	Fecha de anotación	Anotado por

ÍNDICE

Página

PREÁMBULO ..... *(ix)*

PARTE I. DEFINICIONES I-1

PARTE II. PROCEDIMIENTOS PARA LA CERTIFICACIÓN Y EL MANTENIMIENTO DE LA AERONAVEGABILIDAD II-1-1

CAPÍTULO 1. Certificación de tipo II-1-1
1.1 Aplicación II-1-1
1.2 Aspectos de diseño de los requisitos adecuados de aeronavegabilidad II-1-1
1.3 Prueba de cumplimiento de los requisitos adecuados de aeronavegabilidad II-1-1
1.4 Certificado de tipo II-1-2

CAPÍTULO 2. Producción II-2-1
2.1 Aplicación II-2-1
2.2 Producción II-2-1

CAPÍTULO 3. Certificado de aeronavegabilidad II-3-1
3.1 Aplicación II-3-1
3.2 Expedición y mantenimiento de la validez de certificados de aeronavegabilidad II-3-1
3.3 Certificado de aeronavegabilidad (reglamentario) II-3-1
3.4 Limitaciones de la aeronave e información II-3-1
3.5 Pérdida temporal de la aeronavegabilidad II-3-1
3.6 Daños a la aeronave II-3-1

CAPÍTULO 4. Mantenimiento de la aeronavegabilidad II-4-1
4.1 Aplicación II-4-1
4.2 Responsabilidad de los Estados contratantes con respecto al mantenimiento de la aeronavegabilidad II-4-1

PARTE III. AVIONES GRANDES IIIA-1-1

PARTE IIIA. Aviones de más de 5 700 kg para los que se solicitó la certificación el 13 de junio de 1960 o más tarde pero antes del 2 de marzo de 2004..... IIIA-1-1

CAPÍTULO 1. Generalidades IIIA-1-1
1.1 Aplicación IIIA-1-1
1.2 Número de grupos motores IIIA-1-1
1.3 Limitaciones operacionales IIIA-1-1
1.4 Características que pueden comprometer la seguridad IIIA-1-2
1.5 Pruebas de conformidad IIIA-1-2

CAPÍTULO 2. Vuelo IIIA-2-1
2.1 Generalidades IIIA-2-1
2.2 Performance IIIA-2-1
2.3 Cualidades de vuelo IIIA-2-2

CAPÍTULO 3. Estructuras IIIA-3-1
3.1 Generalidades IIIA-3-1
3.2 Velocidades aerodinámicas IIIA-3-1
3.3 Cargas de vuelo IIIA-3-1
3.4 Cargas en tierra y en el agua IIIA-3-1
3.5 Cargas diversas IIIA-3-2
3.6 Flameo, deformación y vibraciones IIIA-3-2
3.7 Resistencia a la fatiga IIIA-3-2

CAPÍTULO 4. Diseño y construcción IIIA-4-1
4.1 Generalidades IIIA-4-1

CAPÍTULO 5. Motores IIIA-5-1
5.1 Objeto IIIA-5-1
5.2 Diseño, construcción y funcionamiento IIIA-5-1
5.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas IIIA-5-1
5.4 Ensayos IIIA-5-1

CAPÍTULO 6. Hélices IIIA-6-1
6.1 Objeto IIIA-6-1
6.2 Diseño, construcción y funcionamiento IIIA-6-1
6.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas IIIA-6-1
6.4 Ensayos IIIA-6-1

CAPÍTULO 7. Instalaciones del sistema motopropulsor IIIA-7-1
7.1 Generalidades IIIA-7-1
7.2 Disposición y funcionamiento IIIA-7-1

CAPÍTULO 8. Instrumentos y equipo IIIA-8-1
8.1 Instrumentos y equipo necesarios IIIA-8-1
8.2 Instalación IIIA-8-1
8.3 Equipo de seguridad y supervivencia IIIA-8-1
8.4 Luces de navegación y luces anticolisión IIIA-8-1

Página

CAPÍTULO 9. Limitaciones de utilización e información IIIA-9-1
9.1 Generalidades IIIA-9-1
9.2 Limitaciones de utilización IIIA-9-1
9.3 Información y procedimientos de utilización IIIA-9-1
9.4 Información referente a la performance IIIA-9-2
9.5 Manual de vuelo del avión IIIA-9-2
9.6 Indicaciones y letreros IIIA-9-2

CAPÍTULO 10. Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento IIIA-10-1
10.1 Generalidades IIIA-10-1
10.2 Información sobre el mantenimiento IIIA-10-1
10.3 Información sobre el programa de mantenimiento IIIA-10-1
10.4 Información sobre el mantenimiento resultante de la aprobación del diseño de tipo IIIA-10-1

CAPÍTULO 11. Seguridad IIIA-11-1
11.1 Aviones utilizados para operaciones comerciales del interior IIIA-11-1
11.2 Lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba IIIA-11-1
11.3 Protección del compartimiento de la tripulación de vuelo IIIA-11-1
11.4 Diseño interior IIIA-11-1

PARTE IIIB. Aviones de más de 5 700 kg para los que se solicitó la certificación el 2 de marzo de 2004 o más tarde IIIB-A-1

SUBPARTE A. Generalidades IIIB-A-1
A.1 Aplicación IIIB-A-1
A.2 Limitaciones operacionales IIIB-A-1
A.3 Características que pueden comprometer la seguridad IIIB-A-1
A.4 Pruebas de conformidad IIIB-A-1

SUBPARTE B. Vuelo IIIB-B-1
B.1 Generalidades IIIB-B-1
B.2 Parámetros del diseño de performance IIIB-B-1
B.3 Cualidades de vuelo IIIB-B-2
B.4 Estabilidad y control IIIB-B-3

SUBPARTE C. Estructuras IIIB-C-1
C.1 Generalidades IIIB-C-1
C.2 Masa y su distribución IIIB-C-1
C.3 Cargas límites IIIB-C-1
C.4 Deformación y resistencia de rotura IIIB-C-1
C.5 Velocidades aerodinámicas IIIB-C-1
C.6 Resistencia IIIB-C-1
C.7 Supervivencia IIIB-C-2
C.8 Duración estructural IIIB-C-2

SUBPARTE D. Diseño y construcción IIIB-D-1
D.1 Generalidades IIIB-D-1
D.2 Características de diseño de los sistemas IIIB-D-1
D.3 Aeroelasticidad IIIB-D-2
D.4 Comodidad de los ocupantes IIIB-D-2
D.5 Conexión eléctrica y protección contra los rayos y la electricidad estática IIIB-D-3
D.6 Medidas para el aterrizaje de emergencia IIIB-D-3
D.7 Manejo en tierra IIIB-D-3

SUBPARTE E. Sistema motopropulsor IIIB-E-1
E.1 Motores IIIB-E-1
E.2 Hélices IIIB-E-1
E.3 Instalación de sistemas motopropulsores IIIB-E-1

SUBPARTE F. Sistemas y equipo IIIB-F-1
F.1 Generalidades IIIB-F-1
F.2 Instalación IIIB-F-1
F.3 Equipo de seguridad y supervivencia IIIB-F-1
F.4 Luces de navegación y luces anticolisión IIIB-F-1
F.5 Protección contra la interferencia electromagnética IIIB-F-2
F.6 Protección contra el hielo IIIB-F-2

SUBPARTE G. Limitaciones de utilización e información IIIB-G-1
G.1 Generalidades IIIB-G-1
G.2 Limitaciones de utilización IIIB-G-1
G.3 Información y procedimientos de utilización IIIB-G-1
G.4 Información referente a la performance IIIB-G-2
G.5 Manual de vuelo IIIB-G-2
G.6 Indicaciones y letreros IIIB-G-2
G.7 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento IIIB-G-2

SUBPARTE H. Soportes lógicos de los sistemas IIIB-H-1

SUBPARTE I. Resistencia al impacto y seguridad de la cabina IIIB-I-1
I.1 Generalidades IIIB-I-1
I.2 Especificaciones de las cargas que presentan los aterrizajes forzosos IIIB-I-1
I.3 Protección de la cabina contra incendios IIIB-I-1
I.4 Evacuación IIIB-I-1
I.5 Iluminación y señales IIIB-I-1
I.6 Equipo de supervivencia IIIB-I-1

SUBPARTE J. Ambiente operativo y factores humanos IIIB-J-1
J.1 Generalidades IIIB-J-1
J.2 Tripulación de vuelo IIIB-J-1
J.3 Ergonomía IIIB-J-1
J.4 Factores ambientales que afectan a la tripulación IIIB-J-1

SUBPARTE K. Seguridad IIIB-K-1
K.1 Aviones utilizados para operaciones comerciales del interior IIIB-K-1
K.2 Lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba IIIB-K-1
K.3 Protección del compartimiento de la tripulación de vuelo IIIB-K-1
K.4 Diseño interior IIIB-K-1

Página

PARTE IV. HELICÓPTEROS IVA-1-1

PARTE IVA. Helicópteros para los que se solicitó la certificación el 22 de marzo de 1991 o posteriormente, pero antes del 13 de diciembre de 2007 ..... IVA-1-1

CAPÍTULO 1. Generalidades IVA-1-1
1.1 Aplicación IVA-1-1
1.2 Limitaciones IVA-1-1
1.3 Características que pueden comprometer la seguridad IVA-1-1
1.4 Pruebas de conformidad IVA-1-2

CAPÍTULO 2. Vuelo IVA-2-1
2.1 Generalidades IVA-2-1
2.2 Performance IVA-2-1
2.3 Cualidades de vuelo IVA-2-2

CAPÍTULO 3. Estructuras IVA-3-1
3.1 Generalidades IVA-3-1
3.2 Velocidades aerodinámicas IVA-3-1
3.3 Límites de las velocidades de giro de los rotores principales IVA-3-1
3.4 Cargas de vuelo IVA-3-1
3.5 Cargas en tierra y en el agua IVA-3-2
3.6 Cargas diversas IVA-3-2
3.7 Flameo, deformación y vibraciones IVA-3-2
3.8 Resistencia a la fatiga IVA-3-2

CAPÍTULO 4. Diseño y construcción IVA-4-1
4.1 Generalidades IVA-4-1

CAPÍTULO 5. Motores IVA-5-1
5.1 Objeto IVA-5-1
5.2 Diseño, construcción y funcionamiento IVA-5-1
5.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas IVA-5-1
5.4 Ensayos IVA-5-1

CAPÍTULO 6. Sistemas del rotor y de transmisión de potencia e instalación del sistema motopropulsor IVA-6-1
6.1 Generalidades IVA-6-1
6.2 Diseño, construcción y funcionamiento IVA-6-1
6.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas IVA-6-1
6.4 Ensayos IVA-6-1
6.5 Cumplimiento de las limitaciones del motor y de los sistemas del rotor y de transmisión de potencia IVA-6-1
6.6 Control de la rotación de los motores IVA-6-1
6.7 Nueva puesta en marcha del motor IVA-6-1
6.8 Disposición y funcionamiento IVA-6-1

CAPÍTULO 7. Instrumentos y equipo IVA-7-1
7.1 Instrumentos y equipo necesarios IVA-7-1
7.2 Instalación IVA-7-1
7.3 Equipo de seguridad y supervivencia IVA-7-1
7.4 Luces de navegación y luces anticolisión IVA-7-1

CAPÍTULO 8. Sistemas eléctricos IVA-8-1

CAPÍTULO 9. Limitaciones de utilización e información IVA-9-1
9.1 Generalidades IVA-9-1
9.2 Limitaciones de utilización IVA-9-1
9.3 Información y procedimientos de utilización IVA-9-1
9.4 Información referente a la performance IVA-9-2
9.5 Manual de vuelo del helicóptero IVA-9-2
9.6 Indicaciones y letreros IVA-9-2

PARTE IVB. Helicópteros para los que se solicitó la certificación el 13 de diciembre de 2007 o más tarde IVB-A-1

SUBPARTE A. Generalidades IVB-A-1
A.1 Aplicación IVB-A-1
A.2 Limitaciones operacionales IVB-A-1
A.3 Características que pueden comprometer la seguridad IVB-A-1
A.4 Pruebas de cumplimiento IVB-A-1

SUBPARTE B. Vuelo IVB-B-1
B.1 Generalidades IVB-B-1
B.2 Performance IVB-B-1
B.3 Cualidades de vuelo IVB-B-2
B.4 Estabilidad y control IVB-B-2

SUBPARTE C. Estructura IVB-C-1
C.1 Generalidades IVB-C-1
C.2 Masa y su distribución IVB-C-1
C.3 Cargas límites IVB-C-1
C.4 Resistencia y deformación IVB-C-1
C.5 Velocidades aerodinámicas IVB-C-1
C.6 Límites de las velocidades de giro de los rotores principales IVB-C-1
C.7 Cargas IVB-C-1
C.8 Cargas en tierra y en el agua IVB-C-2
C.9 Cargas diversas IVB-C-2
C.10 Resistencia a la fatiga IVB-C-2
C.11 Factores especiales IVB-C-2

SUBPARTE D. Diseño y construcción IVB-D-1
D.1 Generalidades IVB-D-1
D.2 Características de diseño de los sistemas IVB-D-1
D.3 Flameo IVB-D-2
D.4 Comodidad de los ocupantes IVB-D-2
D.5 Conexión eléctrica y protección contra los rayos y la electricidad estática IVB-D-2
D.6 Medidas para el aterrizaje de emergencia IVB-D-2
D.7 Manejo en tierra IVB-D-2

SUBPARTE E. Sistema motopropulsor IVB-E-1
E.1 Motores IVB-E-1
E.2 Instalación de rotores y sistemas motopropulsores IVB-E-1

Página

SUBPARTE F. Sistemas y equipo IVB-F-1
F.1 Generalidades IVB-F-1
F.2 Instalación IVB-F-1
F.3 Equipo de seguridad y supervivencia IVB-F-1
F.4 Luces de navegación y luces anticolisión IVB-F-1
F.5 Protección contra la interferencia electromagnética IVB-F-1
F.6 Protección contra el hielo IVB-F-2

SUBPARTE G. Limitaciones de utilización e información IVB-G-1
G.1 Generalidades IVB-G-1
G.2 Limitaciones de utilización IVB-G-1
G.3 Información y procedimientos de utilización IVB-G-1
G.4 Información referente a la performance IVB-G-2
G.5 Manual de vuelo IVB-G-2
G.6 Indicaciones y letreros IVB-G-2
G.7 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento IVB-G-2

SUBPARTE H. Soportes lógicos de los sistemas IVB-H-1

SUBPARTE I. Resistencia al impacto y seguridad de la cabina IVB-I-1
I.1 Generalidades IVB-I-1
I.2 Diseño para condiciones de aterrizajes de emergencia IVB-I-1
I.3 Protección de la cabina contra incendios IVB-I-1
I.4 Evacuación IVB-I-1
I.5 Iluminación y señales IVB-I-1

SUBPARTE J. Ambiente operativo y factores humanos IVB-J-1
J.1 Generalidades IVB-J-1
J.2 Tripulación de vuelo IVB-J-1
J.3 Ergonomía IVB-J-1
J.4 Factores del ambiente operativo IVB-J-1

PARTE V. AVIONES PEQUEÑOS — AVIONES DE MÁS DE 750 KG PERO QUE NO EXCEDAN DE 5 700 KG PARA LOS QUE SE SOLICITÓ LA CERTIFICACIÓN EL 13 DE DICIEMBRE DE 2007 O MÁS TARDE V-A-1

SUBPARTE A. Generalidades V-A-1
A.1 Aplicación V-A-1
A.2 Limitaciones operacionales V-A-1
A.3 Características que pueden comprometer la seguridad V-A-1
A.4 Pruebas de cumplimiento V-A-1

SUBPARTE B. Vuelo V-B-1
B.1 Generalidades V-B-1
B.2 Performance V-B-1
B.3 Cualidades de vuelo V-B-2
B.4 Estabilidad y control V-B-2

Página

SUBPARTE C. Estructuras V-C-1
C.1 Generalidades V-C-1
C.2 Masa y su distribución V-C-1
C.3 Cargas límites V-C-1
C.4 Deformación y resistencia a la rotura V-C-1
C.5 Velocidades aerodinámicas V-C-1
C.6 Resistencia V-C-1
C.7 Supervivencia V-C-1
C.8 Duración estructural V-C-2

SUBPARTE D. Diseño y construcción V-D-1
D.1 Generalidades V-D-1
D.2 Características de diseño de los sistemas V-D-1
D.3 Aeroelasticidad V-D-2
D.4 Comodidad de los ocupantes V-D-2
D.5 Conexión eléctrica y protección contra los rayos y la electricidad estática V-D-2
D.6 Medidas para el aterrizaje de emergencia V-D-2
D.7 Manejo en tierra V-D-2

SUBPARTE E. Sistema motopropulsor V-E-1
E.1 Motores V-E-1
E.2 Hélices V-E-1
E.3 Instalación de sistemas motopropulsores V-E-1

SUBPARTE F. Sistemas y equipo V-F-1
F.1 Generalidades V-F-1
F.2 Instalación V-F-1
F.3 Equipo de seguridad y supervivencia V-F-1
F.4 Luces de navegación y luces anticolisión V-F-1
F.5 Protección contra la interferencia electromagnética V-F-1
F.6 Protección contra el hielo V-F-1

SUBPARTE G. Limitaciones de utilización e información V-G-1
G.1 Generalidades V-G-1
G.2 Limitaciones de utilización V-G-1
G.3 Información y procedimientos de utilización V-G-1
G.4 Información referente a la performance V-G-2
G.5 Manual de vuelo V-G-2
G.6 Indicaciones y letreros V-G-2
G.7 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento..... V-G-2

SUBPARTE H. Soportes lógicos de los sistemas V-H-1

SUBPARTE I. Resistencia al impacto y seguridad de la cabina V-I-1
I.1 Generalidades V-I-1
I.2 Especificaciones de las cargas de los aterrizajes de emergencia V-I-1
I.3 Protección de la cabina contra incendios V-I-1
I.4 Evacuación V-I-1
I.5 Iluminación y señales V-I-1

Página

SUBPARTE J. Ambiente operativo y factores humanos V-J-1
J.1 Generalidades V-J-1
J.2 Tripulación de vuelo V-J-1
J.3 Ergonomía V-J-1
J.4 Factores ambientales relativos al funcionamiento V-J-1

PARTE VI. MOTORES VI-A-1

SUBPARTE A. Generalidades VI-A-1
A.1 Aplicación VI-A-1
A.2 Instalación del motor e interfaces VI-A-1
A.3 Homologación, condiciones y limitaciones declaradas VI-A-1
A.4 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento VI-A-1

SUBPARTE B. Diseño y construcción VI-B-1
B.1 Funcionamiento VI-B-1
B.2 Análisis de fallas VI-B-1
B.3 Materiales y métodos de fabricación VI-B-2
B.4 Integridad VI-B-2

SUBPARTE C. Ensayos VI-C-1

PARTE VII. HÉLICES VII-A-1

SUBPARTE A. Generalidades VII-A-1
A.1 Aplicación VII-A-1
A.2 Homologación, condiciones y limitaciones declaradas VII-A-1
A.4 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento VII-A-1

SUBPARTE B. Diseño y construcción VII-B-1
B.1 Generalidades VII-B-1
B.2 Análisis de fallas VII-B-1
B.3 Materiales y métodos de fabricación VII-B-1
B.4 Mando e indicación del paso VII-B-1

SUBPARTE C. Ensayos e inspecciones VII-C-1
C.1 Ensayo de retención de las palas VII-C-1
C.2 Ensayos operacionales y de resistencia VII-C-1

PREÁMBULO

Antecedentes

El 1° de marzo de 1949, el Consejo adoptó normas y métodos recomendados relativos a aeronavegabilidad, de conformidad con las disposiciones del Artículo 37 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago, 1944) y a los que designó Anexo 8 al Convenio.

El Anexo contenía, en la Parte II, procedimientos generales de aeronavegabilidad aplicables a todas las aeronaves y en la Parte III se especificaban las características mínimas de aeronavegabilidad para aviones que están provistos o que se proveerán de certificados de aeronavegabilidad que los clasifique en alguna de las categorías establecidas por la OACI. En la Parte I figuraban las definiciones.

El Departamento de Aeronavegabilidad, en su cuarta reunión, en colaboración con el Departamento de Operaciones formuló recomendaciones referentes al uso de un código de performance como alternativa al contenido en el Anexo, en el que los valores relativos a la subida tenían el carácter de métodos recomendados. Además, el Departamento de Aeronavegabilidad hizo recomendaciones referentes a ciertos aspectos de la certificación en las categorías OACI. Como resultado de dichas recomendaciones, el Consejo aprobó la inclusión del código alternativo de performance como Adjunto A, pero expresó la creencia de que en vista de que todavía no se había llegado a un acuerdo acerca de las normas relativas a performance, no existía base alguna para la expedición de certificados en la Categoría A de la OACI. Instó a los Estados contratantes a que se abstuviesen de pedir tales certificados hasta que las normas de performance comenzaran a surtir efecto o hasta que el Consejo decidiese los criterios básicos que habían de seguirse en cuanto a aeronavegabilidad.

La Asamblea, en su séptimo período de sesiones (junio de 1953), respaldó las medidas que ya habían tomado el Consejo y la Comisión de Aeronavegación para que se iniciase un estudio fundamental del criterio de la OACI respecto a aeronavegabilidad internacional, y encargó al Consejo que completase dicho estudio lo más rápidamente posible.

La Comisión de Aeronavegación, al proseguir tal estudio, fue ayudada por un grupo internacional de peritos al que se designó con el nombre de "Grupo Aeronavegabilidad", que contribuyó a la preparación de los trabajos de la Tercera Conferencia de navegación aérea.

Como resultado de esos estudios se elaboró una nueva política en materia de aeronavegabilidad internacional, que fue aprobada por el Consejo en 1956. De conformidad con esa política se abandonó el principio de certificación en una de las categorías OACI. En su lugar, el Anexo 8 incluyó normas de gran amplitud que definían completamente, para su aplicación por las autoridades nacionales competentes, la base mínima internacional para el reconocimiento por los Estados de los certificados de aeronavegabilidad, a fin de que las aeronaves de otros Estados pudiesen entrar en sus territorios o sobrevolarlos, logrando de esta forma, entre otros fines, la protección de otras aeronaves, terceros y propiedad. Se consideraba que con esto la Organización cumplía con la obligación impuesta por el Artículo 37 del Convenio, de adoptar normas internacionales de aeronavegabilidad.

Se reconoció que las normas OACI de aeronavegabilidad no remplazarían a los reglamentos nacionales, y que los códigos nacionales de aeronavegabilidad que tuviesen todo el alcance y amplitud de detalle que considerasen necesario los diferentes Estados, serían necesarios como base para la certificación de las distintas aeronaves. Cada Estado establecería su propio código amplio y detallado de aeronavegabilidad, o seleccionaría un código amplio y detallado establecido por otro Estado contratante. El nivel de aeronavegabilidad definido por este código se indicaría en las normas, complementadas, de ser necesario, por medios aceptables de cumplimiento.

En la aplicación de estos principios, se declaró que el Anexo contenía las normas mínimas para los fines del Artículo 33. Se reconoció también que podría ocurrir que el Anexo, en su fecha de adopción, no incluyese normas técnicas relativas a todas las clases de aeronaves ni incluso relativas a todas las clases de aviones, si el Consejo opinase que no se requieren en ese momento normas técnicas para aplicar las disposiciones del Artículo 33. Además, la adopción o enmienda del Anexo respecto del cual se declaró que era completo para los fines del Artículo 33, no constituía la finalidad del trabajo de la OACI en el campo de la aeronavegabilidad, ya que era necesario continuar la colaboración internacional en cuestiones de aeronavegabilidad.

Se preparó un texto revisado del Anexo 8 de acuerdo con los principios descritos, a base de las recomendaciones hechas por la Tercera Conferencia de navegación aérea (Montreal, septiembre-octubre de 1956). La Parte III del Anexo se limitaba a normas de gran amplitud que describían los objetivos y no los métodos para alcanzarlos. Sin embargo, a fin de indicar mediante ejemplos el nivel de aeronavegabilidad previsto por algunas de esas normas, se incluyeron especificaciones de naturaleza más detallada y cuantitativa bajo el título "Medios aceptables de cumplimiento". El objeto de esas especificaciones era el de ayudar a los Estados contratantes a establecer y aplicar códigos nacionales de aeronavegabilidad amplios y detallados.

Se consideraba que adoptar un código que diese un nivel de aeronavegabilidad apreciablemente inferior al indicado en el medio de cumplimiento, constituía una violación de la norma complementada por dicho medio aceptable de cumplimiento.

El texto revisado del Anexo 8 fue incluido en la cuarta edición del Anexo, que sustituyó y anuló la primera, segunda y tercera ediciones.

Otra recomendación de la Tercera Conferencia de navegación aérea llevó al Consejo a establecer en 1957 el Comité de Aeronavegabilidad, integrado por expertos de gran experiencia en la materia, elegidos de entre los Estados contratantes y organismos internacionales dispuestos a contribuir.

Política actual en materia de aeronavegabilidad internacional. Se había manifestado cierta preocupación acerca de los lentos progresos efectuados en largo tiempo con respecto a la elaboración de especificaciones suplementarias de aeronavegabilidad en forma de medios aceptables de cumplimiento. Se observó que la mayoría de los medios aceptables de cumplimiento de los Anexos 6 y 8 habían sido elaborados en 1957 y eran por lo tanto aplicables solamente a aquellos tipos de aviones que operaban en aquel entonces. Ni se había tratado de actualizar las especificaciones de estos medios aceptables de cumplimiento, ni el Comité de Aeronavegabilidad había hecho ninguna recomendación para elevar de categoría ninguno de los medios aceptables de cumplimiento provisionales, que habían sido elaborados como texto que eventualmente podría transformarse en medios aceptables de cumplimiento propiamente dichos. Por lo tanto, la Comisión de Aeronavegación solicitó del Comité de Aeronavegabilidad que examinara los progresos que había logrado desde su creación con miras a determinar si se habían logrado los resultados deseados y recomendar los cambios necesarios para mejorar el proceso de elaboración de especificaciones detalladas en materia de aeronavegabilidad.

Durante su Novena Reunión (Montreal, noviembre/diciembre de 1970) el Comité de Aeronavegabilidad llevó a cabo un estudio detallado de los problemas y recomendó que se abandonase el concepto de elaborar especificaciones sobre aeronavegabilidad en forma de medios aceptables de cumplimiento y de medios aceptables de cumplimiento provisionales; recomendó además que se tomasen disposiciones con miras a que la OACI preparase y publicase un manual técnico de aeronavegabilidad que contuviese textos de orientación destinados a facilitar la preparación por los Estados contratantes de códigos nacionales de aeronavegabilidad, así como la uniformidad de tales códigos.

La Comisión de Aeronavegación examinó las recomendaciones del Comité de Aeronavegabilidad a la luz de la historia de la elaboración de la política en materia de aeronavegabilidad aprobada por el Consejo en 1956. Llegó a la conclusión de que los objetivos fundamentales de la política de la OACI en materia de aeronavegabilidad y los principios sobre los cuales ésta se había basado eran acertados y que no era necesario introducir modificaciones de importancia. También se llegó a la conclusión de que la principal razón por el lento progreso efectuado en la elaboración de especificaciones sobre aeronavegabilidad en forma de medios aceptables de cumplimiento y de medios aceptables de cumplimiento provisionales residía en la cierta obligatoriedad indirectamente atribuida a los primeros por la siguiente declaración incluida en los Preámbulos de la cuarta y quinta ediciones del Anexo 8:

> "Adoptar un código que dé un nivel de aeronavegabilidad apreciablemente inferior al indicado en el medio aceptable de cumplimiento, constituiría una violación de la norma complementada por dicho medio aceptable de cumplimiento."

La Comisión de Aeronavegación examinó varios criterios para eliminar esa dificultad. Por último llegó a la conclusión de que debería abandonarse la idea de elaborar especificaciones sobre aeronavegabilidad en forma de medios aceptables de cumplimiento y medios aceptables de cumplimiento provisionales, y que la OACI debería declarar que las obligaciones de los Estados, a los efectos del Artículo 33 del Convenio, quedarían satisfechas con el cumplimiento de las normas generales del Anexo 8 suplementadas, según fuese necesario, por los textos de orientación técnicos sobre aeronavegabilidad, desprovistos de toda obligación implícita o explícita. Recomendó también conservar el requisito de que cada Estado contratante debería establecer su propio código de aeronavegabilidad amplio y detallado, o bien seleccionar un código amplio y detallado establecido por otro Estado contratante.

El 15 de marzo de 1972 el Consejo aprobó el criterio indicado como base de la actual política de la OACI en materia de aeronavegabilidad. Según dicha política:

a) el objetivo de las normas de aeronavegabilidad internacionales es definir, para su aplicación por las autoridades nacionales competentes, el nivel mínimo de aeronavegabilidad que constituye la base internacional para el reconocimiento por los Estados, con arreglo al Artículo 33 del Convenio, de certificados de aeronavegabilidad para fines del vuelo de aeronaves de otros Estados a sus territorios o sobre los mismos, logrando así, entre otras cosas, la protección de otras aeronaves, terceros y propiedades;

b) el Consejo considera que las normas estudiadas para lograr el objetivo expresado en a) cumplen, en el alcance y detalle necesarios, con las obligaciones de la Organización de acuerdo con el Artículo 37 del Convenio, en cuanto a adoptar normas de aeronavegabilidad internacionales;

c) se reconoce que las normas de aeronavegabilidad internacionales adoptadas por el Consejo constituyen el código internacional completo necesario para la puesta en vigor y aplicación de los derechos y obligaciones dimanantes del Artículo 33 del Convenio;

d) las normas técnicas de aeronavegabilidad del Anexo 8 se presentarán como especificaciones de carácter general en las que se declaren los objetivos, más que los medios de realizarlos; la OACI reconoce que los códigos nacionales de aeronavegabilidad que contiene todo el alcance y extensión de detalle considerado necesario por los Estados, se necesitan como base para la certificación por los Estados de la aeronavegabilidad de cada aeronave;

e) para ayudar a los Estados en la aplicación de las normas del Anexo 8 y en la elaboración de sus propios códigos nacionales amplios de manera uniforme, se prepararán textos de orientación detallados y se publicarán sin demora en los idiomas de la Organización.

El Consejo también aprobó la publicación de los textos de orientación sobre aeronavegabilidad bajo el título de *Manual técnico de aeronavegabilidad*. Quedó entendido que, antes de su publicación, los textos de orientación serían examinados por la Comisión de Aeronavegación. No obstante, no tendrán categoría oficial y su principal propósito será el de servir de orientación a los Estados contratantes en la elaboración de los requisitos de aeronavegabilidad apropiados mencionados en 3.2.2 de la Parte II del Anexo.

La Comisión de Aeronavegación preparó un texto del Anexo 8 que estaba de acuerdo con la política en materia de aeronavegabilidad internacional aprobada por el Consejo el 15 de marzo de 1972.

En la Tabla A se indica el origen de las enmiendas, junto con una lista de los temas principales a que se refieren y las fechas en que el Consejo adoptó o aprobó el Anexo y las enmiendas, las fechas en que surtieron efecto y las de aplicación.

El 6 de junio de 2000, la Comisión de Aeronavegación examinó la recomendación del Grupo de expertos sobre mantenimiento de la aeronavegabilidad y del Grupo de estudio de la aeronavegabilidad de que se incorporara el concepto de certificado de tipo en consonancia con la introducción del proceso para la certificación de tipos. La Comisión llegó a la conclusión de que este certificado, empleado y conocido internacionalmente estaba ya incorporado en el *Manual técnico de aeronavegabilidad* (Doc 9051) y que su introducción complementaba el proceso de la certificación de tipo, conformando así el texto del Anexo 8 con el uso que se hace internacionalmente del mismo en lo tocante a la aeronavegabilidad.

Se tomó nota además de que el Estado de matrícula, que está a cargo del otorgamiento o validación de los certificados de aeronavegabilidad en virtud del Artículo 31 del Convenio, y el Estado de diseño pueden ser diferentes, con funciones y obligaciones separadas y con dos responsabilidades independientes. En consecuencia, los requisitos a los que se ajusta el otorgamiento de certificados de tipo de conformidad con las disposiciones aplicables del Anexo 8 no forman parte de "las normas mínimas" que rigen el otorgamiento o validación de certificados de aeronavegabilidad, lo que lleva al reconocimiento de su validez conforme al Artículo 33 del Convenio.

El 7 de octubre de 2003, la Comisión de Aeronavegación recibió las recomendaciones del Grupo de expertos sobre aeronavegabilidad y teniendo en cuenta la observación de que en la navegación aérea internacional participan más aeronaves pequeñas de masa máxima certificada de despegue superior a 750 kg pero inferior a 5 700 kg, convino en incluir en el Anexo, por primera vez, normas de aeronavegabilidad para aviones pequeños, compatibilizando así el texto del Anexo 8 con su uso internacional.

Aplicación

La aplicación de las normas se indica en 1.1, 2.1, 3.1 y 4.1 de la Parte II, en 1.1 de las Partes IIIA y IVA, y en A.1 de las Partes IIIB, IVB, V, VI y VII. Las fechas establecidas tienen en cuenta las disposiciones del Artículo 41 del Convenio. Sin embargo, el Consejo ha recomendado que, en la medida de lo posible, se apliquen fechas anteriores.

Normas conexas del Anexo 6, Parte I. El Capítulo 5 del Anexo 6, Parte I, que trata de las limitaciones de utilización de la performance del avión, contiene normas complementarias de las normas de aeronavegabilidad del Anexo 8. Ambas expresan objetivos amplios. Las normas del Capítulo 5 del Anexo 6, Parte I, están suplementadas por textos de orientación presentados en forma de Adjuntos en hojas verdes que indican, mediante ejemplos, el nivel de performance previsto por las normas.

El Consejo ha instado a los Estados contratantes a que no impongan a los aviones visitantes requisitos de utilización que no sean los establecidos por el Estado de matrícula, siempre que esos requisitos no sean inferiores a las normas del Capítulo 5 del Anexo 6, Parte I, tal como fueron enmendadas por la Enmienda 2, 2.2 de la Parte IIIA y B.2 de las Partes IIIB, IVB y V de esta edición del Anexo 8.

Medidas a tomar por los Estados contratantes

Notificación de diferencias: Se señala a la atención de los Estados contratantes la obligación que les impone el Artículo 38 del Convenio, en virtud del cual se pide a los Estados contratantes que notifiquen a la Organización cualquier diferencia entre sus reglamentos y métodos nacionales y las normas internacionales contenidas en este Anexo y en las enmiendas del mismo. Se invita a los Estados contratantes a que mantengan a la Organización debidamente informada de todas las diferencias subsiguientes, o de la eliminación de cualquiera de ellas notificada previamente. Inmediatamente después de la adopción de cada enmienda de este Anexo, se enviará a los Estados contratantes una solicitud específica para la notificación de diferencias.

Uso del texto del Anexo en los reglamentos nacionales. El Consejo, el 13 de abril de 1948, adoptó una resolución en la que hacía presente a los Estados contratantes la conveniencia de que, en la medida de lo posible, emplearan en sus propios reglamentos nacionales la misma redacción de las normas de la OACI que tiene carácter reglamentario, y que indicaran también cuándo se han apartado del texto de las normas, así como las demás disposiciones nacionales que tengan importancia para la seguridad y regularidad de la navegación aérea. Siempre que ha sido posible, las disposiciones de la Parte II de este Anexo se han redactado de tal forma que faciliten su incorporación en la legislación nacional sin tener que hacer cambios importantes en el texto. Por otro lado, las disposiciones de las Partes IIIA y IIIB de este Anexo son aplicables a los aviones por medio de códigos nacionales más amplios y detallados que las normas, de forma que la resolución del Consejo del 13 de abril de 1948 no se aplica a las Partes IIIA y IIIB.

Información concerniente a los códigos nacionales que cumplan con lo dispuesto en el Anexo: Se invita a los Estados a que notifiquen a la Organización acerca del establecimiento o la selección de los requisitos de aeronavegabilidad completos y apropiados que se mencionan en 3.2.2 de la Parte II. Se invita a los Estados que establezcan dichos códigos a enviar un ejemplar de cada uno junto con sus sucesivas enmiendas, así como todo documento adecuado para su interpretación. Se invita a los Estados que seleccionen códigos de otros Estados contratantes para cumplir lo dispuesto en 3.2.2 de la Parte II, a que indiquen cuáles son los códigos que tienen intención de utilizar.

Uso del texto de orientación que figura en el Manual de aeronavegabilidad (Doc 9760). Se invita a los Estados contratantes a tomar nota de que el objeto del texto del *Manual de aeronavegabilidad* es servirles de guía en la preparación de sus códigos nacionales amplios y detallados con el fin de introducir la uniformidad en dichos códigos. Dicho texto no tiene carácter obligatorio y los Estados contratantes tienen entera libertad de discrepar en cuanto a detalles o métodos. Los Estados tampoco están obligados a notificar las diferencias que puedan existir entre sus reglamentos y métodos nacionales detallados y el texto pertinente del *Manual de aeronavegabilidad*.

Carácter de cada una de las partes componentes del Anexo

Los Anexos constan de las siguientes partes, aunque no necesariamente, y cada una de ellas tiene el carácter que se indica:

1.— *Texto que constituye el Anexo propiamente dicho*

a) *Normas* y *Métodos recomendados* que el Consejo ha adoptado de conformidad con las disposiciones del Convenio. Su definición es la siguiente:

Norma: Toda especificación de características físicas, configuración, material, performance, personal o procedimiento, cuya aplicación uniforme se considera necesaria para la seguridad o regularidad de la navegación aérea internacional y a la que, de acuerdo con el Convenio, se ajustarán los Estados contratantes. En el caso de que sea imposible su cumplimiento, el Artículo 38 del Convenio estipula que es obligatorio hacer la correspondiente notificación al Consejo.

Método recomendado: Toda especificación de características físicas, configuración, material, performance, personal o procedimiento, cuya aplicación uniforme se considera conveniente por razones de seguridad, regularidad o eficiencia de la navegación aérea internacional, y a la cual, de acuerdo con el Convenio, tratarán de ajustarse los Estados contratantes.

b) *Apéndices* con texto que por conveniencia se agrupa por separado, pero que forma parte de las normas y métodos recomendados que ha adoptado el Consejo.

c) *Definiciones* de la terminología empleada en las normas y métodos recomendados, que no es explícita porque no tiene el significado corriente. Las definiciones no tienen carácter independiente pues son parte esencial de cada una de las normas y métodos recomendados en que se usa la terminología, ya que cualquier cambio en el significado de ésta afectaría la disposición.

d) *Tablas* y *Figuras* que aclaran o ilustran una norma o método recomendado y a las cuales éstos hacen referencia, forman parte de la norma o método recomendado correspondientes y tienen el mismo carácter.

2.— *Texto aprobado por el Consejo para su publicación en relación con las normas y métodos recomendados*

a) *Preámbulos* que comprenden antecedentes históricos y textos explicativos basados en las medidas del Consejo, y que incluyen una explicación de las obligaciones de los Estados, dimanantes del Convenio y de las resoluciones de adopción, en cuanto a la aplicación de las normas y métodos recomendados.

b) *Introducciones* que contienen texto explicativo al principio de las partes, capítulos y secciones de los Anexos, a fin de facilitar la comprensión de la aplicación del texto.

c) *Notas* intercaladas en el texto, cuando corresponde, que proporcionan datos o referencias acerca de las normas o métodos recomendados de que se trate, sin formar parte de tales normas o métodos recomendados.

d) *Adjuntos* que contienen texto suplementario a las normas y métodos recomendados o que sirven de guía para su aplicación.

Elección de idiomas

Este Anexo se ha adoptado en seis idiomas —español, árabe, chino, francés, inglés y ruso. Se pide a cada uno de los Estados contratantes que elija uno de esos textos para los fines de aplicación nacional y demás efectos previstos en el Convenio, ya sea para utilizarlo directamente o mediante traducción a su propio idioma, y que notifique su preferencia a la Organización.

Presentación editorial

Para facilitar la lectura e indicar su condición respectiva, las *Normas* aparecen en tipo corriente; los *Métodos recomendados* en letra bastardilla, precedidos de la palabra **Recomendación**; y las *Notas* en letra bastardilla, precedidas de la palabra *Nota*.

Al redactar las especificaciones se ha seguido la práctica de utilizar el futuro del verbo cuando se trata de las “Normas” y el auxiliar “debería” en el caso de los “Métodos recomendados”.

Las unidades de medida utilizadas en el presente documento se ajustan al Sistema Internacional de Unidades (SI) especificadas en el Anexo 5. En los casos en que el Anexo 5 permite la utilización de unidades de alternativa que no pertenecen al Sistema SI, éstas se indican entre paréntesis a continuación de las unidades básicas. Cuando se indiquen dos conjuntos de unidades, no debe suponerse que los pares de valores son iguales e intercambiables. No obstante, puede inferirse que se logra un nivel de seguridad equivalente cuando se utiliza exclusivamente uno u otro conjunto.

Toda referencia hecha a cualquier parte de este documento, identificada por un número o un título, comprende todas las subdivisiones de dicha parte.

Tabla A. Enmiendas del Anexo 8

Enmienda	*Origen*	*Temas*	*Adoptada/aprobada* *Surtió efecto* *Aplicable*
1ª edición	Primera y Segunda Conferencias del Departamento de aeronavegabilidad (1946 y 1947)	—	1 de marzo de 1949 1 de agosto de 1949 1 de septiembre de 1949
1 a 63 (2ª edición)	Tercera y Cuarta Conferencias del Departamento de aeronavegabilidad (1949 y 1951)	—	26 de enero de 1950 1 de enero de 1951 1 de febrero de 1951
64 a 83	Tercera y Cuarta Conferencias del Departamento de aeronavegabilidad (1949 y 1951)	—	13 de noviembre de 1951 15 de abril de l952 15 de mayo de 1952
84 (3ª edición)	Cuarta Conferencia del Departamento de aeronavegabilidad (1951)	Inclusión del código alternativo de performance como Adjunto.	2 de diciembre de 1952 1 de mayo de 1953 1 de junio de 1953
85 (4ª edición)	Tercera Conferencia de navegación aérea (1956)	Texto revisado de conformidad con la nueva política en materia de aeronavegabilidad internacional aprobada por el Consejo. La Parte III del Anexo 8 se limitaba a normas de carácter general y describía meramente los objetivos, y con esta enmienda se incluyeron ejemplos más detallados del nivel de aeronavegabilidad previsto bajo el título de "Medios aceptables de cumplimiento".	13 de junio de 1957 1 de octubre de 1957 1 de diciembre de 1957 *o* 13 de junio de 1960 según la fecha de aplicación de la certificación del avión
86 (5ª edición)	Cuarta Reunión del Comité de Aeronavegabilidad	Enmienda de las normas relativas a las luces de navegación e introducción de requisitos relativos a las luces anticolisión.	13 de diciembre de 1961 1 de abril de 1962 13 de diciembre de 1964
87	Propuesta del Comité para la extensión de la atmósfera tipo, Estados Unidos	Nueva definición de la atmósfera tipo.	12 de noviembre de 1963 1 de abril de 1964 12 de noviembre de 1966
88	Consecuencia de la Enmienda 2 del Anexo 7	Nueva definición del término aeronave y revisión de 2.2.3.2 b), Parte III, para incluir aviones trimotores.	8 de noviembre de 1967 8 de marzo de 1968 22 de agosto de 1968
89	Consecuencia de la adopción del Anexo 16	Introducción de una referencia a las normas de homologación en cuanto al ruido en el Anexo 16 y en el Anexo 6.	2 de abril de 1971 2 de agosto de 1971 6 de enero de 1972
90	Novena Reunión del Comité de Aeronavegabilidad (1970)	Supresión en la quinta edición del Anexo de dos medios aceptables de cumplimiento sobre performance del avión.	10 de diciembre de 1971 10 de abril de 1972 7 de diciembre de 1972
91 (6ª edición)	Decisión del Consejo consecuente con la Novena Reunión del Comité de Aeronavegabilidad	Nuevo texto de acuerdo con la nueva política en materia de aeronavegabilidad internacional. Supresión de los Medios aceptables de cumplimiento; publicación de aquí en adelante de un texto de orientación en el *Manual técnico de aeronavegabilidad*.	16 de marzo de 1973 30 de julio de 1973 23 de mayo de 1974
92	Décima Reunión del Comité de Aeronavegabilidad	Introducción de disposiciones relacionadas con la transmisión de información sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad. Adición de una nota relativa al arrendamiento, fletamento e intercambio de aeronaves.	3 de abril de 1974 3 de agosto de 1974 27 de febrero de 1975

Enmienda	*Origen*	*Temas*	*Adoptada/aprobada* *Surtió efecto* *Aplicable*
93	Estudio llevado a cabo por la Comisión de Aeronavegación	Revisión de las disposiciones relativas a luces exteriores para que armonicen con las nuevas disposiciones de los Anexos 2 y 6.	22 de marzo de 1982 22 de julio de 1982 22 de marzo de 1985
94 (7ª edición)	Decimocuarta Reunión del Comité de Aeronavegabilidad (1981)	Introducción de una nueva disposición sobre la información relativa a fallas, mal funcionamiento, defectos y otros sucesos, e inclusión de las unidades SI, de conformidad con las disposiciones del Anexo 5.	6 de diciembre de 1982 6 de abril de 1983 24 de noviembre de 1983
95 (8ª edición)	Propuestas de algunos Estados; estudios del Consejo y de la Comisión de Aeronavegación; Tercera reunión del grupo HELIOPS	Ampliación de la atmósfera tipo; refuerzo de disposiciones relativas a la supervivencia en caso de accidente y a la protección contra incendios; incorporación de disposiciones sobre aeronavegabilidad de los helicópteros.	22 de marzo de 1988 31 de julio de 1988 22 de marzo de 1991
96	Tercera reunión del Grupo de expertos sobre mantenimiento de la aeronavegabilidad (CAP/3)	Incorporación y definición de las competencias del Estado de diseño; revisión de las competencias de las partes que intervienen en comunicar la información relativa al mantenimiento de la aeronavegabilidad; inclusión de nuevos requisitos respecto al suministro de información sobre el mantenimiento.	22 de marzo de 1994 25 de julio de 1994 10 de noviembre de 1994
97	Estudio de la Secretaría con la asistencia del Grupo de estudio ISAD	Cambios en las características de proyecto; identificación de un lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba y adición de un nuevo Capítulo 11 con disposiciones relativas a seguridad.	12 de marzo de 1997 21 de julio de 1997 6 de noviembre de 1997; 12 de marzo de 2000
98 (9ª edición)	Quinta reunión del Grupo de expertos sobre mantenimiento de la aeronavegabilidad (CAP/5); estudios de la Comisión de Aeronavegación	a) nuevas definiciones de principios relativos a factores humanos, actuación humana, mantenimiento, reparación y certificado de tipo; b) reestructuración de la Parte II en cuatro capítulos: Certificado de tipo, Producción, Certificado de aeronavegabilidad y Mantenimiento de la aeronavegabilidad; c) revisión de las disposiciones de la Parte II para introducir el concepto de certificado de tipo y control de la producción; d) reestructuración de la Parte III en Parte IIIA (las mismas disposiciones que las que figuran en la actual Parte III del Anexo 8, octava edición, incluyendo la Enmienda 97, salvo las cláusulas de aplicación y las referencias) y Parte IIIB (nueva); e) revisión de las disposiciones (antigua Parte III) en la Parte IIIB relativa a performance, estabilidad, control y protección del compartimiento de carga contra incendios y nuevas disposiciones relativas a cabina, continuidad eléctrica, aterrizajes de emergencia, interferencia electromagnética, protección contra el hielo y soportes lógicos de los sistemas; f) disposición de traducción al inglés de certificados de aeronavegbilidad; y g) nuevas disposiciones sobre factores humanos.	2 de marzo de 2001 16 de julio de 2001 2 de marzo de 2004
99	Estudio de la Comisión de Aeronavegación	a) revisión del título de la Parte IIIA; b) revisión de las disposiciones sobre aplicabilidad para que reflejen la introducción de los métodos recomendados en el Anexo 8 y para cambiar la aplicabilidad de las Partes IIIA y IIIB con el fin de que algunas disposiciones se apliquen solamente a aviones grandes de masa máxima certificada de despegue y capacidad para asientos de pasajeros específicas;	20 de mayo de 2003 13 de octubre de 2003 20 de mayo de 2006

Enmienda	*Origen*	*Temas*	*Adoptada/aprobada Surtió efecto Aplicable*
		c) revisión del diseño, construcción y disposiciones de seguridad en el Anexo 8, Partes IIIA y IIIB con respecto a aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con capacidad para más de 60 asientos de pasajeros y para los que se solicitó la certificación respectivamente el 12 de marzo de 2000 y el 2 de marzo de 2004 o después, e introducción de métodos recomendados para aeronaves de masa máxima certificada de despegue entre 5 700 kg y 45 500 kg; d) introducción de métodos recomendados en relación con las disposiciones sobre seguridad para aplicarse a aviones dedicados a operaciones comerciales del interior; e) introducción de disposiciones de seguridad para todos los aviones que en el Anexo 6 se requiere tengan una puerta aprobada para el compartimiento de la tripulación de vuelo que proporcione protección adicional para que se requiera también protección adicional en los mamparos, pisos y techos; y f) adición de disposiciones en la Parte IIIB de información y procedimientos de operación para exigir la determinación de un lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba.	
100 (10ª edición)	Primera reunión del Grupo de expertos sobre aeronavegabilidad	a) nuevas definiciones de Categoría A, Categoría B, daño de fuente discreta, incombustible, motor, nueva nota relativa a grupo crítico; prueba satisfactoria y resistente al fuego; b) enmienda de la definición de reparación; c) revisión de las disposiciones de la Parte II para permitir la introducción de nuevas partes en el Anexo, enmienda del Capítulo 3 para aclarar las disposiciones relativas a las condiciones límites en que se permite a una aeronave dañada efectuar vuelos no comerciales hasta un aeródromo en el que puedan ser restablecidas sus condiciones de aeronavegabilidad y reorganización del Capítulo 4 para aclarar las responsabilidades de los Estados; d) revisión de las disposiciones de la Parte IIIA relativas a la aplicación y las limitaciones operacionales y pruebas de conformidad; e) revisión de las disposiciones de la Parte IIIB relativas a la aplicación, limitaciones operacionales, performance, estabilidad, estructura, diseño y construcción, sistema motopropulsor, limitaciones operacionales, resistencia al impacto y seguridad de la cabina, ambiente operativo y factores humanos; f) reestructuración de la Parte IV en Parte IVA (las mismas disposiciones que figuran en la Parte IV del Anexo 8, novena edición, hasta la Enmienda 99 inclusive, excepto las cláusulas de aplicación y las referencias) y Parte IVB (nueva); g) introducción de nuevas Parte V — *Motores* y Parte VII — *Hélices.*	13 de diciembre de 2004 13 de abril de 2005 13 de diciembre de 2007

NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS INTERNACIONALES

PARTE I. DEFINICIONES

Cuando los términos y expresiones indicados a continuación se emplean en las normas de aeronavegabilidad, tienen los significados siguientes:

Actuación humana. Capacidades y limitaciones humanas que repercuten en la seguridad y eficiencia de las operaciones aeronáuticas.

Aeronave. Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

Altitud de presión. Expresión de la presión atmosférica mediante la altitud que corresponde a esa presión en la atmósfera tipo.

Aprobado. Aceptado por un Estado contratante, por ser idóneo para un fin determinado.

Área de aproximación final y de despegue (FATO). Área definida en la que termina la fase final de la maniobra de aproximación hasta el vuelo estacionario o el aterrizaje y a partir de la cual empieza la maniobra de despegue. Cuando la FATO esté destinada a helicópteros de la Clase de performance 1, el área definida comprenderá el área de despegue rechazado disponible.

Atmósfera tipo. Una atmósfera definida como sigue:

a) el aire es un gas perfecto seco;

b) las constantes físicas son:

— Masa molar media al nivel del mar:
$M_0 = 28{,}964420 \times 10^{-3}$ kg mol^{-1}

— Presión atmosférica al nivel del mar:
$P_0 = 1013{,}25$ hPa

— Temperatura al nivel del mar:
$t_0 = 15°C$
$T_0 = 288{,}15$ K

— Densidad atmosférica al nivel del mar:
$\rho_0 = 1{,}2250$ kg/m^{-3}

— Temperatura de fusión del hielo:
$T_i = 273{,}15$ K

— Constante universal de los gases perfectos:
$R^* = 8{,}31432$ JK^{-1}mol^{-1}

c) los gradientes térmicos son:

Altitud geopotencial (km) De	A	*Gradiente térmico (Kelvin por kilómetro geopotencial patrón)*
−5,0	11,0	−6,5
11,0	20,0	0,0
20,0	32,0	+1,0
32,0	47,0	+2,8
47,0	51,0	0,0
51,0	71,0	−2,8
71,0	80,0	−2,0

Nota 1.— El metro geopotencial patrón vale 9,80665 m^2 s^{-2}.

Nota 2.— Véase el Doc 7488 para la relación entre las variables y para las tablas que dan los valores correspondientes de temperatura, presión, densidad y geopotencial.

Nota 3.— El Doc 7488 da también peso específico, viscosidad dinámica, viscosidad cinemática y velocidad del sonido a varias altitudes.

Avión (aeroplano). Aerodino propulsado por motor, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.

Carga de rotura. La carga límite multiplicada por el coeficiente de seguridad apropiado.

Cargas límites. Cargas máximas que se supone se presentan en las condiciones previstas de utilización.

Categoría A. Con respecto a los helicópteros, significa un helicóptero multimotor diseñado con las características de aislamiento de los motores y sistemas especificadas en la Parte IVB, apto para ser utilizado en operaciones en que se usen datos de despegue y aterrizaje anotados bajo el concepto de falla de motor crítico que aseguren un área de superficie designada suficiente y capacidad de performance suficiente para continuar el vuelo seguro o un despegue abortado seguro.

Categoría B. Con respecto a los helicópteros, significa un helicóptero monomotor o multimotor que no cumpla con las normas de la Categoría A. Los helicópteros de la Categoría B no tienen capacidad garantizada para continuar el vuelo seguro en caso de falla de un motor y se presume un aterrizaje forzoso.

Certificado de tipo. Documento expedido por un Estado contratante para definir el diseño de un tipo de aeronave y

certificar que dicho diseño satisface los requisitos pertinentes de aeronavegabilidad del Estado.

Coeficiente de seguridad. Factor de cálculo que se emplea para prever la posibilidad de que puedan producirse cargas superiores a las supuestas y para tomar en consideración las incertidumbres de cálculo y fabricación.

Condiciones de utilización previstas. Las condiciones conocidas por la experiencia obtenida o que de un modo razonable puede preverse que se produzcan durante la vida de servicio de la aeronave, teniendo en cuenta la utilización para la cual la aeronave se ha declarado elegible. Estas condiciones se refieren al estado meteorológico de la atmósfera, a la configuración del terreno, al funcionamiento de la aeronave, a la eficiencia del personal y a todos los demás factores que afectan a la seguridad de vuelo. Las condiciones de utilización previstas no incluyen:

a) las condiciones extremas que pueden evitarse de un modo efectivo por medio de procedimientos de utilización; y

b) las condiciones extremas que se presentan con tan poca frecuencia, que exigir el cumplimiento de las normas en tales condiciones equivaldría a un nivel más elevado de aeronavegabilidad que el que la experiencia ha demostrado necesario y factible.

Configuración (aplicada al avión). Combinación especial de las posiciones de los elementos móviles, tales como flaps, tren de aterrizaje, etc., que influyan en las características aerodinámicas del avión.

Convalidación (de un certificado de aeronavegabilidad). La resolución tomada por un Estado contratante, como alternativa al otorgamiento de su propio certificado de aeronavegabilidad de aceptar el certificado concedido por cualquier otro Estado contratante, equiparándolo al suyo propio.

Daño de fuente discreta. Daño estructural del avión que probablemente sea resultado de un choque con un ave, una avería no contenida de álabe de la soplante, una avería de motor no contenida, una avería no contenida de un mecanismo giratorio de alta energía o causas semejantes.

Estado de diseño. El Estado que tiene jurisdicción sobre la entidad responsable del diseño de tipo.

Estado de fabricación. El Estado que tiene jurisdicción sobre la entidad responsable del montaje final de la aeronave.

Estado de matrícula. Estado en el cual está matriculada la aeronave.

Nota.— En el caso de matrícula de aeronaves de una agencia internacional de explotación sobre una base que no sea nacional, los Estados que constituyan la agencia están obligados conjunta y solidariamente a asumir las obligaciones que, en virtud del Convenio de Chicago, corresponden al Estado de matrícula. Véase al respecto la Resolución del Consejo del 14 de diciembre de 1967 sobre nacionalidad y matrícula de aeronaves explotadas por agencias internacionales de explotación, que puede encontrarse en los Criterios y texto de orientación sobre la reglamentación económica del transporte aéreo internacional *(Doc 9587).*

Factor de carga. La relación entre una carga especificada y el peso de la aeronave, expresándose la carga especificada en función de las fuerzas aerodinámicas, fuerzas de inercia o reacciones por choque con el terreno.

Grupo motor. Conjunto compuesto de uno o más motores y elementos auxiliares, que juntos son necesarios para producir tracción, independientemente del funcionamiento continuo de cualquier otro grupo motor o grupos motores, pero que no incluye los dispositivos que produzcan tracción durante cortos períodos.

Grupo motor crítico. El grupo motor cuya falla produce el efecto más adverso en las características de la aeronave relacionadas con el caso de vuelo de que se trate.

Nota.— En algunas aeronaves puede haber más de un grupo motor igualmente crítico. En ese caso, la expresión "el grupo motor crítico" significa uno de esos grupos motores críticos.

Helicóptero. Aerodino que se mantiene en vuelo principalmente en virtud de la reacción del aire sobre uno o más rotores propulsados por motor, que giran alrededor de ejes verticales o casi verticales.

Helicóptero de Clase de performance 1. Helicóptero con performance tal que, en caso de falla de motor, puede aterrizar en la zona de despegue interrumpido o continuar el vuelo en condiciones de seguridad hasta un área de aterrizaje apropiada.

Helicóptero de Clase de performance 2. Helicóptero con performance tal que, en caso de falla de motor, puede continuar el vuelo en condiciones de seguridad, salvo cuando la falla tiene lugar antes de un punto definido después del despegue o después de un punto definido antes del aterrizaje, en cuyos casos puede ser necesario realizar un aterrizaje forzoso.

Helicóptero de Clase de performance 3. Helicóptero con performance tal que, en caso de falla de motor en cualquier punto del perfil de vuelo, debe realizar un aterrizaje forzoso.

Incombustible. La capacidad de soportar la aplicación de calor producido por una llama por un período de 15 minutos.

Nota.— En la ISO 2685 figuran las características de una llama aceptable.

Mantenimiento. Ejecución de los trabajos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las siguientes tareas: reacondicionamiento, inspección, remplazo de piezas, rectificación de defectos e incorporación de una modificación o reparación.

Masa de cálculo para el aterrizaje. Masa máxima de la aeronave que, para fines de cálculo estructural, se supone que se preverá para aterrizar.

Masa de cálculo para el despegue. Masa máxima de la aeronave que, para fines de cálculo estructural, se supone que tendrá al comienzo del recorrido de despegue.

Masa de cálculo para el rodaje. Masa máxima de la aeronave para la cual se calcula la estructura con la carga susceptible de producirse durante la utilización de la aeronave en el suelo antes de iniciar el despegue.

Motor. Una unidad que se utiliza o se tiene la intención de utilizar para propulsar una aeronave. Consiste, como mínimo, en aquellos componentes y equipos necesarios para el funcionamiento y control, pero excluye la hélice (si corresponde).

Principios relativos a factores humanos. Principios que se aplican al diseño, certificación, instrucción, operaciones y mantenimiento aeronáuticos y cuyo objeto consiste en establecer una interfaz segura entre los componentes humano y de otro tipo del sistema mediante la debida consideración de la actuación humana.

Prueba satisfactoria. Un conjunto de documentos o actividades que un Estado contratante acepta como suficiente para demostrar que cumple un requisito de aeronavegabilidad.

Reparación. Restauración de un producto aeronáutico a su condición de aeronavegabilidad según la definición de los requisitos de aeronavegabilidad apropiados.

Requisitos adecuados de aeronavegabilidad. Códigos de aeronavegabilidad completos y detallados, establecidos, adoptados o aceptados por un Estado contratante, para la clase de aeronave, de motor o de hélice en cuestión (véase 3.2.2 de la Parte II de este Anexo).

Resistente al fuego. La capacidad de soportar la aplicación de calor producido por una llama por un período de 5 minutos.

Nota.— En la ISO 2685 figuran las características de una llama aceptable.

Superficie de aterrizaje. La parte de la superficie del aeródromo que la jefatura del mismo haya declarado como utilizable para el recorrido normal en tierra o en el agua de las aeronaves que aterricen o amaren en un sentido determinado.

Superficie de despegue. La parte de la superficie del aeródromo que la jefatura del mismo haya declarado como utilizable para el recorrido normal en tierra o en el agua de las aeronaves que despeguen en un sentido determinado.

PARTE II. PROCEDIMIENTOS PARA LA CERTIFICACIÓN Y EL MANTENIMIENTO DE LA AERONAVEGABILIDAD

Nota.— Aunque el Convenio sobre Aviación Civil Internacional asigna al Estado de matrícula ciertas funciones que dicho Estado tiene facultad para desempeñar, o está obligado a desempeñar, según el caso, la Asamblea reconoció, en la Resolución A23-13, que el Estado de matrícula tal vez no pudiera cumplir debidamente sus obligaciones en los casos en que las aeronaves han sido arrendadas, fletadas o intercambiadas — especialmente sin tripulación — por un explotador de otro Estado, y que el Convenio quizás no especifique en forma adecuada los derechos y obligaciones del Estado de un explotador en tales casos hasta tanto haya entrado en vigor el Artículo 83 bis del Convenio. Por consiguiente, el Consejo, instó a que, si en los casos arriba mencionados el Estado de matrícula se ve en la imposibilidad de desempeñar en forma adecuada las funciones que le asigna el Convenio, delegue en el Estado del explotador, a reserva de la aceptación de este último Estado, las funciones del Estado de matrícula que puedan ser desempeñadas en forma más adecuada por el Estado del explotador. Quedó entendido que hasta tanto no entrara en vigor el Artículo 83 bis del Convenio esta medida sólo se adoptaría por razones prácticas y no afectaría a las disposiciones del Convenio de Chicago, que prescriben las obligaciones del Estado de matrícula, ni a terceros Estados. Ahora bien, como el Artículo 83 bis entró en vigor el 20 de junio de 1997, los citados acuerdos de transferencia surtirán efecto en aquellos Estados contratantes que hayan ratificado el Protocolo correspondiente (Doc 9318) *cuando se hayan cumplido las condiciones estipuladas en el Artículo 83 bis.*

CAPÍTULO 1. CERTIFICACIÓN DE TIPO

1.1 Aplicación

Las normas de este capítulo se aplicarán a todos los tipos de aeronave cuya certificación haya sido solicitada al Estado contratante el 13 de junio de 1960 o después, pero las disposiciones de 1.4 de esta parte se aplicarán únicamente a los tipos de aeronave cuya solicitud para el certificado de tipo haya sido presentada al Estado de diseño el 2 de marzo de 2004 o más tarde.

Nota.— Normalmente el fabricante somete una solicitud de certificado de tipo cuando se prevea producir el tipo de aeronave en serie.

1.2 Aspectos de diseño de los requisitos adecuados de aeronavegabilidad

1.2.1 Los aspectos de diseño de los requisitos adecuados de aeronavegabilidad que empleen los Estados contratantes para la certificación de tipo de una clase de aeronave, o bien para efectuar algún cambio a dicha certificación de tipo, será de tal naturaleza que su cumplimiento también garantice el cumplimiento de las normas de la Parte II de este Anexo y, cuando corresponda, las normas de las Partes III, IV, V, VI o VII de este Anexo.

1.2.2 El diseño no tendrá ninguna peculiaridad ni característica que reste seguridad a la aeronave en las condiciones de explotación previstas.

1.2.3 Cuando debido a las características de diseño de una aeronave en particular resulten inapropiados algunos de los aspectos de diseño de los requisitos adecuados de aeronavegabilidad o las normas de las Partes III, V, VI o VII, el Estado contratante impondrá los requisitos necesarios para obtener un nivel de seguridad por lo menos equivalente.

1.2.4 Cuando debido a las características de diseño de una aeronave en particular resulten inapropiados algunos de los aspectos de diseño de los requisitos adecuados de aeronavegabilidad o las normas de las Partes III, IV, V, VI o VII, se aplicarán los requisitos técnicos adicionales que el Estado contratante considere que proporcionan un nivel de seguridad equivalente.

Nota.— La OACI ha publicado un Manual de aeronavegabilidad (Doc 9760) que contiene textos de orientación.

1.3 Prueba de cumplimiento de los requisitos adecuados de aeronavegabilidad

1.3.1 Se dispondrá del diseño aprobado que constará de los dibujos, especificaciones, memorias y datos documentales que sean necesarios para definir el diseño de la aeronave y demostrar que se ajusta a los aspectos de diseño correspondientes a los requisitos adecuados de aeronavegabilidad.

Nota.— En algunos Estados se facilita la aprobación del diseño aprobando al organismo de diseño.

1.3.2 El Estado someterá la aeronave a las inspecciones y pruebas en tierra y en vuelo que estime necesarias para demostrar que se ajusta a los aspectos de diseño correspondientes a los requisitos adecuados de aeronavegabilidad.

1.3.3 Además de determinar la conformidad con los aspectos de diseño correspondientes a los requisitos adecuados de aeronavegabilidad que atañen a una aeronave, los Estados

contratantes tomarán todas las demás medidas que estimen necesarias para garantizar que no se conceda la aprobación del diseño si se sabe o se sospecha que la aeronave tiene características peligrosas no específicamente previstas por aquellas normas.

1.3.4 Todo Estado contratante que dé su aprobación al diseño para una modificación, reparación o repuesto, lo hará después de haber obtenido pruebas satisfactorias de que la aeronave cumple los requisitos de aeronavegabilidad empleados para la expedición del certificado de tipo, sus enmiendas o requisitos posteriores cuando lo determine un Estado.

Nota 1.— Si bien una reparación puede completarse ajustándose al conjunto original de reglas que se había seleccionado para la certificación de tipo original de la aeronave, es posible que haya que demostrar que algunas reparaciones deban ajustarse a los requisitos de aprobación más recientes. En tales casos, los Estados pueden expedir una aprobación del diseño de reparación acorde con el conjunto de requisitos más recientes para ese tipo de aeronave.

Nota 2.— En algunos Estados la expedición de un certificado de tipo suplementario o enmendado es señal de ue se ha aparobado el proyecto de modificación de una aeronave.

1.4 Certificado de tipo

1.4.1 Al recibir pruebas satisfactorias de que la aeronave cumple los aspectos de diseño correspondientes a los requisitos adecuados de aeronavegabilidad, el Estado de diseño expedirá un certificado de tipo para definir el diseño e indicar que lo aprueba para ese tipo de aeronave.

Nota.— Algunos Estados contratantes también expiden certificados de tipo para motores y hélices.

1.4.2 Cuando un Estado contratante, distinto del Estado de diseño, expida un certificado de tipo, lo hará después de haber obtenido pruebas satisfactorias de que el tipo de aeronave cumple los aspectos de diseño correspondientes a los requisitos adecuados de aeronavegabilidad.

CAPÍTULO 2. PRODUCCIÓN

2.1 Aplicación

Las normas de este capítulo se aplican a todas las aeronaves.

2.2 Producción

2.2.1 Producción de aeronaves

El Estado de fabricación se asegurará de que cada aeronave, incluidas las piezas fabricadas por subcontratistas, se ajuste al diseño aprobado.

2.2.2 Producción de piezas

El Estado contratante, asumiendo responsabilidad por la producción de piezas fabricadas conforme al diseño aprobado que se cita en 1.3.4 de la Parte II, se asegurará de que las piezas se ajusten al diseño aprobado.

2.2.3 Control de la producción

Al aprobar la producción de aeronaves o de piezas de aeronaves, el Estado contratante se asegurará de que la producción se haga de manera controlada e incluya un sistema de control de la calidad de manera que la construcción y el montaje sean satisfactorios.

Nota.— En algunos Estados se facilita la supervisión de la producción aprobando al organismo de producción.

2.2.4 Individualización

Se mantendrá un registro de manera que puedan individualizarse la aeronave y las piezas con respecto a las correspondientes aprobaciones de diseño.

CAPÍTULO 3. CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD

Nota.— El certificado de aeronavegabilidad que se usa en estas normas es el que se cita en el Artículo 31 del Convenio.

3.1 Aplicación

Las normas de este capítulo se aplican a todas las aeronaves, salvo las que figuran en 3.3 y 3.4 que no son aplicables a las aeronaves cuyo prototipo fue presentado antes del 13 de junio de 1960 a las autoridades nacionales competentes para su certificación.

3.2 Expedición y mantenimiento de la validez de certificados de aeronavegabilidad

3.2.1 El Estado contratante otorgará el certificado de aeronavegabilidad, basándose en pruebas satisfactorias de que la aeronave se ajusta a los aspectos de diseño correspondientes a los requisitos adecuados de aeronavegabilidad.

3.2.2 Ningún Estado contratante otorgará ni convalidará un certificado de aeronavegabilidad respecto al cual se proponga obtener el reconocimiento de conformidad con el Artículo 33 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional, a menos que tenga pruebas satisfactorias de que la aeronave cumple las normas aplicables del presente Anexo mediante el cumplimiento de los requisitos de aeronavegabilidad apropiados.

3.2.3 El certificado de aeronavegabilidad se renovará o continuará en vigencia, de acuerdo con las leyes del Estado de matrícula, siempre que dicho Estado requiera que el mantenimiento de la aeronave en condiciones de aeronavegabilidad se determine por medio de inspecciones periódicas a intervalos adecuados, teniendo en cuenta el tiempo transcurrido y el tipo de servicio o, alternativamente, por medio de inspecciones aprobadas por el Estado, que den, cuando menos, un resultado equivalente.

3.2.4 Cuando una aeronave que posea un certificado válido de aeronavegabilidad otorgado por un Estado contratante se inscriba en el registro de otro Estado contratante, el nuevo Estado de matrícula, al otorgar su certificado de aeronavegabilidad puede considerar el certificado previo, como prueba parcial o totalmente satisfactoria de las condiciones de aeronavegabilidad de la aeronave, el certificado de que cumple las normas aplicables de este Anexo mediante el cumplimiento de los requisitos adecuados de aeronavegabilidad.

Nota.— Algunos Estados contratantes facilitan la transferencia de aeronaves al registro de otro Estado expidiendo un "Certificado de Aeronavegabilidad para exportación" o un documento de similar denominación. Si bien no es válido para fines de vuelo, en dicho documento el Estado exportador confirma haber efectuado un examen reciente y satisfactorio de la condición de aeronavegabilidad de la aeronave. En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) figura orientación sobre la expedición de un "Certificado de Aeronavegabilidad para exportación".*

3.2.5 Cuando un Estado de matrícula convalide un certificado de aeronavegabilidad otorgado por otro Estado contratante, como alternativa a la expedición de su propio certificado de aeronavegabilidad, establecerá la validez mediante una autorización adecuada que se llevará con el anterior certificado de aeronavegabilidad aceptándolo como equivalente al certificado previo. La validez de la autorización no trascenderá el plazo de validez que tenga el certificado de aeronavegabilidad. El Estado de matrícula asegurará que el mantenimiento de la aeronavegabilidad se determine de conformidad con 3.2.3.

3.3 Certificado de aeronavegabilidad (reglamentario)

3.3.1 El certificado de aeronavegabilidad contendrá la información que se indica en la Figura 1 y, por regla general, será similar a la misma.

3.3.2 Cuando el certificado de aeronavegabilidad se expida en un idioma que no sea el inglés, se incluirá una traducción a dicho idioma.

Nota.— El Artículo 29 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional prescribe que el certificado de aeronavegabilidad se conserve a bordo de toda aeronave utilizada para la navegación aérea internacional.

3.4 Limitaciones de la aeronave e información

Se proveerá a cada aeronave de un manual de vuelo, de rótulos indicadores u otros documentos en que consten las limitaciones aprobadas, dentro de las cuales la aeronave se considera aeronavegable de acuerdo con los requisitos que la atañen, y otras instrucciones e información necesarias para la utilización segura de la aeronave.

3.5 Pérdida temporal de la aeronavegabilidad

Cualquier omisión en el mantenimiento de la aeronavegabilidad de una aeronave, en la forma definida en las normas de aeronavegabilidad que le atañen, hará que no sea apta para su utilización hasta que dicha aeronave se vuelva a poner en condiciones de aeronavegabilidad.

3.6 Daños a la aeronave

3.6.1 Cuando una aeronave haya sufrido daños, el Estado de matrícula decidirá si son de tal naturaleza que la aeronave ya no reúne las condiciones de aeronavegabilidad definidas en las normas que le atañen.

3.6.2 Si la aeronave sufre averías o éstas se descubren mientras se halla en el territorio de otro Estado contratante, las autoridades de este otro Estado tendrán la facultad de impedir que la aeronave continúe su vuelo, siempre que se lo hagan saber inmediatamente al Estado de matrícula, comunicándole todos los detalles necesarios para que pueda decidir respecto a lo establecido en 3.6.1.

3.6.3 Cuando el Estado de matrícula considere que el daño sufrido es de naturaleza tal que la aeronave no está en condiciones de aeronavegabilidad, prohibirá que la aeronave continúe el vuelo hasta que vuelva a estar en condiciones de aeronavegabilidad. Sin embargo, el Estado de matrícula podrá, en circunstancias excepcionales, establecer restricciones y permitir que la aeronave vuele en una operación de transporte aéreo no comercial hasta un aeródromo en que se restablezcan sus condiciones de aeronavegabilidad. Al prescribir limitaciones particulares, el Estado de matrícula tendrá en cuenta todas las limitaciones propuestas por el Estado contratante que, en un principio, de acuerdo con 3.6.2, haya impedido que la aeronave reanude el vuelo. Ese Estado contratante permitirá que este vuelo se efectúe dentro de las limitaciones prescritas.

3.6.4 Cuando el Estado de matrícula considere que los daños sufridos son tales que no afectan a las condiciones de aeronavegabilidad de la aeronave, se permitirá a ésta que reanude su vuelo.

*	*Estado de matrícula* *Autoridad que lo otorga*	*

CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD

1. Nacionalidad y matrícula	2. Fabricante y designación dada por éste a la aeronave**	3. Número de serie de la aeronave
....	....	....

4. Categorías u operación*** .....

5. El presente certificado de aeronavegabilidad se otorga de acuerdo con el Convenio sobre Aviación Civil Internacional de fecha 7 de diciembre de 1944 y † ..... para la aeronave antes mencionada que se considerará que reúne condiciones de aeronavegabilidad, mientras se mantenga y utilice de acuerdo con lo que antecede y las limitaciones de utilización pertinentes.

Fecha de otorgamiento..... Firma .....

† Hágase referencia al código de aeronavegabilidad aplicable.

6. ****

* Para observaciones o marcas del Estado de matrícula.

** En la designación que el fabricante haga de la aeronave debería incluir el tipo y modelo de la misma.

*** Este espacio se emplea normalmente para indicar las bases de la certificación, es decir, el código de certificación que corresponde a la aeronave en cuestión y su categoría operacional permitida, por ejemplo, transporte aéreo comercial, trabajos aéreos o transporte privado.

**** Este espacio se empleará o bien para la habilitación periódica (dando la fecha de expiración), o bien para certificar que la aeronave se somete a continuas inspecciones.

Figura 1

CAPÍTULO 4. MANTENIMIENTO DE LA AERONAVEGABILIDAD

4.1 Aplicación

Las normas de este capítulo se aplican a todas las aeronaves.

4.2 Responsabilidades de los Estados contratantes con respecto al mantenimiento de la aeronavegabilidad

Nota.— Los textos de orientación relativos a los requisitos de mantenimiento de la aeronavegabilidad figuran en el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760).*

4.2.1 Estado de diseño

4.2.1.1 El Estado de diseño de una aeronave:

a) transmitirá a todo Estado contratante que, de acuerdo con 4.2.3 a), haya comunicado al Estado de diseño que ha inscrito la aeronave en su registro de matrícula, y a cualquier otro Estado contratante que lo solicite, la información de aplicación general que considere necesaria para el mantenimiento de la aeronave en condiciones de aeronavegabilidad, incluyendo sus motores y hélices cuando corresponda, y para la operación segura de la misma (de aquí en adelante llamada información obligatoria sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad), y notificará la suspensión o revocación de un certificado de tipo.

Nota 1.— En la expresión "información obligatoria sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad" están incluidos los requisitos obligatorios para la modificación, cambio de piezas o inspección de la aeronave y enmienda de los procedimientos y limitaciones de operación. Entre dicha información se encuentra la publicada frecuentemente por los Estados contratantes como directrices de aeronavegabilidad.

Nota 2.— En la Circular 95 denominada Mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves en servicio*, se proporciona la información necesaria para ayudar a los Estados contratantes a establecer contacto con las autoridades competentes de otros Estados contratantes, con el fin de asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves en servicio.*

b) asegurará que exista, para los aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a 5 700 kg y los helicópteros de más de 3 175 kg, un sistema para:

i) recibir información transmitida de conformidad con 4.2.3 f);

ii) decidir en respuesta a ella si hay que tomar medidas relacionadas con la aeronavegabilidad y cuándo;

iii) preparar las medidas necesarias en materia de aeronavegabilidad; y

iv) publicar la información sobre dichas medidas, incluso las que se exigen en 4.2.1.1 a);

c) asegurará que, con respecto a los aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a 5 700 kg, exista un programa de mantenimiento de la integridad estructural para garantizar la aeronavegabilidad del avión. El programa incluirá información específica sobre la prevención y control de la corrosión; y

d) asegurará que, cuando el Estado de fabricación de una aeronave no sea el Estado de diseño, exista un acuerdo aceptable para ambos Estados con el fin de asegurar que la entidad fabricante coopere con la entidad responsable del diseño de tipo en la evaluación de la información recibida sobre la experiencia con el funcionamiento de la aeronave.

4.2.1.2 El Estado de diseño de un motor o una hélice, cuando no sea el Estado de diseño de la aeronave, transmitirá toda información relativa al mantenimiento de la aeronavegabilidad, al Estado de diseño de la aeronave y a cualquier otro Estado contratante que lo solicite.

4.2.2 Estado de fabricación

El Estado de fabricación de una aeronave asegurará, cuando no sea el Estado de diseño, que exista un acuerdo aceptable para ambos Estados a fin de garantizar que la organización fabricante coopere con la organización responsable del diseño de tipo al evaluar la información recibida sobre la experiencia con el funcionamiento de la aeronave.

4.2.3 Estado de matrícula

El Estado de matrícula:

a) se asegurará de que cuando matricule por primera vez una aeronave de un tipo determinado de la cual no sea Estado de diseño y emita o convalide un certificado de aeronavegabilidad de conformidad con 3.2 de esta parte, comunicará al Estado de diseño que dicha aeronave ha quedado inscrita en su registro de matrícula;

b) determinará el mantenimiento de la aeronavegabilidad de una aeronave, de acuerdo con las normas que respecto a esa aeronave estén en vigor;

c) determinará o adoptará requisitos que garanticen el mantenimiento de la aeronavegabilidad durante la vida útil de la aeronave, lo que comprende los necesarios para asegurar que la aeronave:

PARTE III. AVIONES GRANDES

PARTE IIIA. AVIONES DE MÁS DE 5 700 KG PARA LOS QUE SE SOLICITÓ LA CERTIFICACIÓN EL 13 DE JUNIO DE 1960 O MÁS TARDE PERO ANTES DEL 2 DE MARZO DE 2004

Nota.— Las disposiciones de la Parte IIIA son las mismas que las de la Parte III del Anexo 8, novena edición (incluida la Enmienda 99), salvo las cláusulas de aplicación modificadas y las referencias recíprocas.

CAPÍTULO 1. GENERALIDADES

1.1 Aplicación

1.1.1 Las normas de esta parte, excepto las especificadas en 8.4, son aplicables a todos los aviones indicados en 1.1.3, cuyo prototipo se haya sometido a las autoridades competentes nacionales para su certificación el 13 de junio de 1960 o después de esa fecha, pero antes del 2 de marzo de 2004.

1.1.2 Las normas especificadas en 8.4 de esta parte son aplicables a todos los aviones indicados en 1.1.3, cuyo prototipo se haya sometido a las autoridades competentes nacionales para su certificación el 22 de marzo de 1985 o después de esa fecha, pero antes del 2 de marzo de 2004.

1.1.3 Excepto en las normas y métodos recomendados en que se especifica una aplicación diferente, las normas y métodos recomendados de esta parte se aplicarán a los aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, destinados al transporte de pasajeros, carga o correo en la navegación aérea internacional.

Nota.— Las normas siguientes no incluyen especificaciones cuantitativas comparables a las contenidas en los códigos nacionales de aeronavegabilidad. De acuerdo con 1.2.1 de la Parte II, estas normas serán suplementadas por requisitos establecidos, adoptados o aceptados por los Estados contratantes.

1.1.4 El nivel de aeronavegabilidad definido en las partes apropiadas del código nacional amplio y detallado, mencionado en 1.2.1 de la Parte II, relativo a los aviones indicados en 1.1.3, equivaldrá, al menos en gran parte, al nivel general al que están dirigidas las normas generales de esta parte.

1.1.5 A menos que se indique de otro modo, las normas se aplican a la totalidad del avión, incluso los grupos motores, sistemas y equipo.

1.2 Número de grupos motores

El avión no tendrá menos de dos grupos motores.

1.3 Limitaciones operacionales

1.3.1 Se establecerán condiciones límites de utilización para el avión, sus grupos motores y su equipo (véase 9.2). La conformidad con las normas de esta parte se establecerá suponiendo que el avión se utilice dentro de las limitaciones especificadas. Las limitaciones se establecerán, con un margen suficiente, respecto a condiciones que pongan en peligro la seguridad del avión, a fin de que sea extremadamente remota la posibilidad de un accidente.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) figuran textos de orientación relativos a la expresión "extremadamente remota".*

1.3.2 Los valores límites de todo parámetro cuya variación pueda comprometer la operación segura del avión, p. ej., la masa, la posición del centro de gravedad, la repartición de cargas, las velocidades y la altitud o altitud de presión, se establecerán de tal forma que se demuestre que se cumplen todas las normas pertinentes de esta parte, si bien no es necesario considerar aquellas combinaciones de condiciones que fundamentalmente sea imposible que se presenten.

Nota 1.— La masa máxima de utilización y los límites del centro de gravedad podrán variar, por ejemplo, para cada altitud y para cada condición de operación, p. ej., despegue, en ruta, aterrizaje.

Nota 2.— Los siguientes aspectos, por ejemplo, pueden considerarse como limitaciones básicas del avión:

— *masa máxima certificada de despegue;*

— *masa máxima certificada de rodaje;*

— *masa máxima certificada de aterrizaje;*

— *masa máxima certificada sin combustible; y*

— *posiciones del centro de gravedad más adelantado y más retrasado para diversas configuraciones (despegue, en ruta, aterrizaje).*

Nota 3.— La masa máxima de utilización puede ser objeto de limitación al aplicar las normas de homologación en cuanto al ruido (véanse Anexo 16, Volumen I, y Anexo 6, Partes I y II).

1.4 Características que pueden comprometer la seguridad

En las condiciones de utilización previstas, el avión no tendrá ninguna característica susceptible de comprometer la seguridad.

1.5 Pruebas de conformidad

1.5.1 La conformidad con las normas apropiadas de aeronavegabilidad se basará en resultados obtenidos en ensayos, en cálculos, o en cálculos basados en ensayos, siempre que en cada caso la precisión alcanzada garantice un nivel de aeronavegabilidad igual al que se habría obtenido mediante ensayos directos.

1.5.2 Los ensayos indicados en 1.5.1 serán tales que proporcionen una seguridad razonable de que el avión, sus componentes y el equipo son confiables y funcionan correctamente en las condiciones de utilización previstas.

i) continúa satisfaciendo los requisitos apropiados de aeronavegabilidad después de haber sido modificada, reparada o de la instalación de un repuesto; y

ii) sigue en condiciones de aeronavegabilidad y cumple los requisitos de mantenimiento del Anexo 6, así como los de las Partes III, IV y V del presente Anexo cuando corresponda;

d) al recibir la información obligatoria sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad del Estado de diseño, adoptará directamente la información obligatoria o evaluará la información recibida y tomará las medidas apropiadas;

e) se asegurará de que se transmita al Estado de diseño toda la información obligatoria sobre el mantenimiento de aeronavegabilidad originada en el citado Estado contratante con respecto a dicha aeronave; y

f) asegurará que, con respecto a los aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a 5 700 kg y a los helicópteros de más de 3 175 kg, exista un sistema por el cual se transmitan a la organización responsable del diseño del tipo de esa aeronave las fallas, casos de mal funcionamiento, defectos y otros sucesos que tengan o pudieran tener efectos adversos sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) figura orientación sobre la interpretación de "la organización responsable del diseño del tipo".*

4.2.4 Todos los Estados contratantes

Cada Estado contratante establecerá, con respecto a las aeronaves cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a 5 700 kg y los helicópteros de más de 3 175 kg, el tipo de información sobre el servicio que deberán comunicar los explotadores, las entidades responsables del diseño de tipo y las entidades de mantenimiento a las autoridades encargadas de la aeronavegabilidad. También se establecerán los procedimientos para comunicar dicha información.

CAPÍTULO 2. VUELO

2.1 Generalidades

2.1.1 El cumplimiento de las normas prescritas en el Capítulo 2 se demostrará mediante ensayos en vuelo u otros ensayos llevados a cabo con un avión, o aviones, del tipo para el cual se desea el certificado de aeronavegabilidad, o bien por medio de cálculos basados en tales ensayos, siempre que los resultados obtenidos por los cálculos tengan una precisión igual o incluso mayor a la que se obtiene por ensayo directo.

2.1.2 La conformidad con cada norma se establecerá para todas las combinaciones aplicables de masa y posición del centro de gravedad del avión, dentro de las condiciones de carga para las cuales se desea obtener el certificado.

2.1.3 Cuando sea necesario, se establecerán configuraciones apropiadas del avión para determinar la performance en las diferentes fases del vuelo y para investigar sus cualidades de vuelo.

2.2 Performance

2.2.1 Generalidades

2.2.1.1 Se establecerán y anotarán en el manual de vuelo del avión datos de performance del avión suficientes para proporcionar a los explotadores la información necesaria a fin de determinar la masa total del avión a base de los valores, apropiados para el vuelo propuesto, de los parámetros pertinentes de utilización, con objeto de que el vuelo pueda realizarse con una certidumbre razonable de que el avión alcanzará la performance mínima segura para dicho vuelo.

2.2.1.2 El logro de la performance anotada para el avión tendrá en cuenta la actuación humana y en particular no requerirá habilidad ni vigilancia excepcionales por parte de la tripulación de vuelo.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre actuación humana.*

2.2.1.3 La performance anotada para el avión será compatible con el cumplimiento de 1.3.1 y con el funcionamiento, en combinaciones lógicas de aquellas instalaciones y equipo del avión, cuya utilización pueda afectar a la performance.

2.2.2 Performance mínima

Con las masas máximas (véase 2.2.3) de despegue y aterrizaje anotadas en función de la elevación del aeródromo, o de la altitud de presión, bien en atmósfera tipo o bien en condiciones meteorológicas especificadas con aire en calma, y, para hidroaviones, en condiciones especificadas de agua tranquila, el avión podrá realizar las performances mínimas especificadas en 2.2.2.1 y 2.2.2.2 respectivamente, sin tener en cuenta los obstáculos, ni la longitud del recorrido en la pista o de deslice en el agua.

Nota.— Esta norma permite que se anoten en el manual de vuelo del avión la masa máxima de despegue y la masa máxima de aterrizaje respecto, por ejemplo:

— *a la elevación del aeródromo, o*

— *a la altitud de presión al nivel del aeródromo, o*

— *a la altitud de presión y temperatura atmosférica al nivel del aeródromo,*

de manera que sean fácilmente utilizables cuando se apliquen los códigos nacionales sobre limitaciones de utilización de la performance del avión.

2.2.2.1 *Despegue*

a) El avión podrá despegar suponiendo que falle el grupo motor crítico (véase 2.2.3), funcionando los otros grupos motores dentro de las limitaciones de potencia de despegue.

b) Después de terminar el período durante el que puede utilizarse la potencia de despegue, el avión podrá continuar subiendo con el grupo motor crítico inactivo y los grupos motores restantes funcionando dentro de sus limitaciones de potencia continua máxima hasta una altura que pueda mantener y en la cual pueda seguir el circuito del aeródromo.

c) La performance mínima en todas las fases de despegue y ascenso será suficiente para asegurar que, en condiciones de utilización que se aparten ligeramente de las ideales para las cuales se anotan los datos (véase 2.2.3), la diferencia respecto a los valores anotados no sea desproporcionada.

2.2.2.2 *Aterrizaje*

a) Partiendo de la configuración de aproximación y con el grupo motor crítico inactivo, el avión podrá, en caso de aproximación frustrada, continuar el vuelo hasta el punto desde el cual pueda iniciar una nueva aproximación.

b) Partiendo de la configuración de aterrizaje, el avión podrá, en caso de aterrizaje frustrado, elevarse de nuevo con todos los grupos motores funcionando.

2.2.3 Anotación de los datos de performance

Se establecerán los datos de performance y anotarán en el manual de vuelo, de forma que su aplicación mediante las reglas de utilización, de acuerdo con las cuales ha de usarse el avión, de conformidad con 5.2 de la Parte I del Anexo 6,

proporcione una relación satisfactoria entre la performance del avión y los aeródromos y rutas aéreas en que puede utilizarse. Los datos de performance se establecerán y anotarán para las fases que se indican a continuación dentro de los límites de masa, altitud o altitud de presión, velocidad del viento, pendiente de la superficie de despegue y de aterrizaje para aviones terrestres; condiciones de la superficie del agua, densidad del agua y fuerza de la corriente para hidroaviones; y cualesquier otras variables de utilización para las cuales ha de certificarse el avión.

2.2.3.1 *Despegue*. Los datos de performance de despegue incluirán la distancia de aceleración-parada y la trayectoria de despegue.

2.2.3.1.1 *Distancia de aceleración-parada*. La distancia de aceleración-parada será la distancia requerida para acelerar y parar, o, para hidroaviones, acelerar y llegar a una velocidad reducida que sea satisfactoria, suponiendo que el grupo motor crítico falle repentinamente en un punto no más cercano al comienzo del despegue que el que se supuso al determinar la trayectoria de despegue (véase 2.2.3.1.2).

2.2.3.1.2 *Trayectoria de despegue*. La trayectoria de despegue comprenderá el recorrido en tierra o en agua, la subida inicial y el ascenso, suponiendo que el grupo motor crítico falle repentinamente durante el despegue (véase 2.2.3.1.1). La trayectoria de despegue se anotará hasta una altura que el avión pueda mantener y en la cual pueda seguir el circuito del aeródromo. El ascenso se hará a una velocidad no inferior a la velocidad de despegue con margen de seguridad determinada de conformidad con 2.3.1.3.

2.2.3.2 *En ruta.* La performance en ruta será la performance de ascenso (o descenso) con el avión en la configuración de en ruta con:

a) el grupo motor crítico inactivo; y

b) los dos grupos motores críticos inactivos en el caso de aviones de tres o más grupos motores.

Los motores en funcionamiento no sobrepasarán la potencia continua máxima.

2.2.3.3 *Aterrizaje*. La distancia de aterrizaje será la distancia horizontal recorrida por el avión desde un punto de la trayectoria de vuelo de aproximación, a una altura seleccionada por encima de la superficie de aterrizaje, hasta el punto de dicha superficie en que el avión queda completamente parado, o, para un hidroavión, cuando llegue a una velocidad reducida que sea satisfactoria. El punto seleccionado por encima de la superficie de aterrizaje y la velocidad de aproximación guardarán la relación apropiada con tales procedimientos de utilización. Esta distancia puede complementarse con el margen de distancia que sea necesario. En este caso, la altura seleccionada sobre la superficie de aterrizaje, la velocidad de aproximación y el margen de distancia estarán adecuadamente relacionados entre sí y preverán tanto los métodos normales de utilización como las variaciones razonables de los mismos.

Nota.— Si la distancia de aterrizaje incluye el margen de distancia especificado en esta norma, no es necesario tener en cuenta las variaciones previstas en las técnicas de aproximación y aterrizaje, al aplicar 5.2.11 del Anexo 6, Parte I.

2.3 Cualidades de vuelo

El avión cumplirá las normas de 2.3 a todas las altitudes, hasta la altitud máxima prevista pertinente al requisito aplicable, en todas las condiciones de temperatura correspondientes a la altitud en cuestión y para las cuales se ha aprobado el avión.

2.3.1 Manejabilidad

El avión se gobernará y maniobrará en todas las condiciones de utilización previstas y se podrá pasar sin brusquedad de un régimen de vuelo a otro (p. ej., virajes, resbalamientos o derrapes, cambios de potencia del motor, y variaciones de configuración del avión), sin requerir habilidad, vigilancia ni fuerza excepcionales por parte del piloto, incluso en caso de falla de cualquier grupo motor. Se establecerá una técnica para gobernar con seguridad el avión durante las fases de vuelo y en todas las configuraciones del avión para las que está anotada la performance.

Nota.— Esta norma tiene por objeto, entre otras cosas, prever el caso de que el vuelo se efectúe en una atmósfera sin turbulencia perceptible y, también, asegurar que las cualidades de vuelo no disminuyen en forma excesiva con aire turbulento.

2.3.1.1 *Manejabilidad en tierra (o agua)*. El avión podrá gobernarse en tierra (o sobre el agua) durante el rodaje (o deslice), despegue y aterrizaje (o amaraje) en las condiciones de utilización previstas.

2.3.1.2 *Manejabilidad en el despegue*. El avión podrá gobernarse en caso de falla repentina del grupo motor crítico en cualquier punto del despegue, cuando el avión se maneje en la forma correspondiente a las trayectorias de despegue y distancias de aceleración-parada anotadas.

2.3.1.3 *Velocidad de despegue con margen de seguridad*. Las velocidades de despegue con margen de seguridad supuestas para determinar la performance del avión durante el despegue (después de abandonar el suelo o el agua), proporcionarán un margen adecuado por encima de la velocidad de pérdida y de la velocidad mínima a que el avión continúa siendo gobernable después de la falla súbita del grupo motor crítico.

2.3.2 Compensación

Las características de compensación del avión y otras serán tales que el esfuerzo de atención y habilidad que se exija al piloto para mantener la condición de vuelo deseada, no sea excesivo teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. Esto se aplicará tanto en la utilización normal como en las condiciones inherentes a la falla de uno o más grupos motores para los que se han establecido características de performance.

2.3.3 Estabilidad

La estabilidad del avión en relación con sus demás características de vuelo, performance, resistencia estructural y condiciones de utilización más probables (p. ej., configuraciones y límites de velocidades del avión) será tal que garantice que el

esfuerzo de concentración que se exija al piloto no sea excesivo, teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. No obstante, la estabilidad del avión no será tal que exija fuerzas excesivas por parte del piloto, ni que resulte perjudicada la seguridad del avión por falta de maniobrabilidad en casos de emergencia.

2.3.4 Pérdida

2.3.4.1 *Aviso de entrada en pérdida*. Cuando el avión se aproxime a una pérdida, tanto en vuelo en línea recta como en los virajes, con todos los grupos motores funcionando o con un grupo motor inactivo, el piloto dispondrá de una indicación clara e inconfundible de entrada en pérdida con el avión en todas las configuraciones y regímenes de potencia permisibles, excepto en aquéllos que no se consideran esenciales para el vuelo seguro. El aviso de entrada en pérdida y otras características del avión serán tales que permitan al piloto evitar la pérdida después de recibir el aviso de entrada en la misma y, sin alterar la potencia del motor, seguir gobernando completamente el avión.

2.3.4.2 *Comportamiento después de la pérdida*. En cualquier configuración y potencia en que se considere que la facilidad de restablecimiento de una pérdida es fundamental, el comportamiento del avión inmediatamente después de la pérdida no será tal que haga difícil un restablecimiento rápido sin sobrepasar los límites de velocidad aerodinámica o de resistencia del avión. Será aceptable reducir gases en los grupos motores en funcionamiento, durante el restablecimiento de una pérdida.

2.3.4.3 *Velocidades de pérdida*. Se establecerán las velocidades de pérdida o velocidades mínimas de vuelo uniforme en las configuraciones correspondientes a cada fase de vuelo (p. ej., despegue, en ruta, aterrizaje). Uno de los valores de potencia utilizados al establecer las velocidades de pérdida no será mayor que el necesario para producir una tracción nula a una velocidad un poco superior a la de pérdida.

2.3.5 Flameo y vibraciones

Se demostrará mediante ensayos adecuados que ninguna parte del avión está expuesta a flameo ni a excesiva vibración cualquiera que sea la configuración del avión, y en todas las condiciones de velocidad, dentro de los límites de utilización del avión (véase 1.3.2). No habrá sacudidas tan fuertes que perturben el mando del avión, causen daños en su estructura, o produzcan excesiva fatiga a la tripulación de vuelo.

Nota.— Las sacudidas que sirven de aviso de la pérdida se consideran convenientes y no es ésta la clase de sacudidas que se trata de eliminar.

CAPÍTULO 3. ESTRUCTURAS

3.1 Generalidades

Las normas del Capítulo 3 se aplican a la estructura del avión, integrada por todas las partes de éste cuya rotura lo pondría en grave peligro.

3.1.1 Masa y su distribución

A menos que se especifique de otro modo, se cumplirán todas las normas estructurales cuando se varíe la masa entre los límites aplicables y se distribuya en la forma más desfavorable, dentro de las condiciones de utilización para las cuales se desea obtener el certificado.

3.1.2 Cargas límites

A menos que se haga constar de otro modo, las cargas exteriores y las correspondientes cargas de inercia, o las reacciones resultantes de los diferentes casos de carga prescritos en 3.3, 3.4 y 3.5, se considerarán como cargas límites.

3.1.3 Resistencia y deformación

En los diferentes casos de carga prescritos en 3.3, 3.4 y 3.5, ninguna parte de la estructura del avión sufrirá deformaciones perjudiciales aplicando todas las cargas, incluso la carga límite, y la estructura del avión podrá soportar la carga de rotura.

3.2 Velocidades aerodinámicas

3.2.1 Velocidades aerodinámicas de cálculo

Se establecerán velocidades aerodinámicas de cálculo para las cuales se haya diseñado que la estructura del avión pueda resistir las correspondientes cargas que resulten de las maniobras y ráfagas, de conformidad con 3.3. Al establecer las velocidades aerodinámicas de cálculo se tendrán en cuenta las velocidades siguientes:

a) V_A: velocidad de cálculo para las maniobras;

b) V_B: velocidad a la que puede resistir la ráfaga vertical de velocidad máxima supuesta de acuerdo con 3.3.2;

c) V_C: la velocidad que no se espera sobrepasar en vuelo normal de crucero, teniendo en cuenta los posibles efectos de las alteraciones cuando se vuela en condiciones turbulentas;

d) V_D: la velocidad máxima de picado será lo suficientemente mayor que la indicada en c) para que sea improbable que tal velocidad de cálculo se sobrepase como resultado de aumentos inadvertidos de velocidades en las condiciones de utilización previstas, teniendo en cuenta las cualidades de vuelo y otras características del avión;

e) V_{E_1} a V_{E_n}, velocidades máximas a las que los flaps y los trenes de aterrizaje podrán desplegarse o efectuarse otros cambios de configuración.

Las velocidades V_A, V_B, V_C, y V_E de a), b), c) y e) excederán lo suficiente de la velocidad de pérdida del avión, para impedir la pérdida de mando de éste en aire turbulento.

3.2.2 Velocidades aerodinámicas límites

En el manual de vuelo del avión, como parte de los límites de utilización, se incluirán velocidades aerodinámicas límites, basadas en las correspondientes velocidades de cálculo, con márgenes de seguridad cuando se considere apropiado, de conformidad con 1.3.1 (véase 9.2.2).

3.3 Cargas de vuelo

Se tendrán en cuenta los casos de cargas de vuelo de 3.3.1, 3.3.2 y 3.5 para los límites de masa y distribución de la misma prescritos en 3.1.1, y a las velocidades aerodinámicas establecidas de conformidad con 3.2.1. Se tendrán en cuenta tanto los casos de cargas simétricas como los de cargas asimétricas. La distribución de las cargas aerodinámicas, de inercia y otras que resulten de las condiciones especificadas de carga, se hará ateniéndose lo más posible a las condiciones reales, o a condiciones equivalentes con margen de seguridad.

3.3.1 Cargas de maniobras

Las cargas de maniobras se calcularán a base de los factores de cargas de maniobras apropiados a las maniobras permitidas por los límites de utilización. No serán inferiores a los valores que la experiencia ha indicado que serán satisfactorios en las condiciones de utilización previstas.

3.3.2 Cargas debidas a ráfagas

Las cargas debidas a ráfagas se calcularán para velocidades verticales y horizontales de ráfagas y gradientes del viento, cuyas estadísticas u otra información disponible indiquen que serán adecuadas en las condiciones de utilización previstas.

3.4 Cargas en tierra y en el agua

La estructura podrá soportar las cargas debidas a las reacciones de la superficie del suelo y del agua que puedan producirse durante el rodaje, el despegue y el aterrizaje.

3.4.1 Condiciones de aterrizaje (o amaraje)

Entre las condiciones de aterrizaje o amaraje con la masa de cálculo para el despegue y la masa de cálculo para el aterrizaje o amaraje, se incluirán las actitudes simétricas y asimétricas del avión al ponerse en contacto con la tierra o el agua, las velocidades de descenso y cualesquier otros factores que afecten a las cargas que actúan sobre la estructura y que podrían presentarse en las condiciones de utilización previstas.

3.5 Cargas diversas

Además de las cargas debidas a ráfagas y de las cargas de maniobras, así como de las cargas en tierra y en el agua, o en relación con ellas se considerarán todas las demás cargas (cargas en los mandos de vuelo, presiones en la cabina, efectos del funcionamiento de los motores, cargas debidas a cambios de configuración, etc.) que sea probable que se presenten en las condiciones de utilización previstas.

3.6 Flameo, deformación y vibraciones

La estructura del avión se proyectará de modo que no se produzca flameo, ni divergencia estructural (es decir, deformación estructural inestable debida a cargas aerodinámicas), ni pérdida de mando debida a deformación estructural, a las velocidades comprendidas en las limitaciones de utilización y a velocidades superiores a dichas limitaciones, hasta un valor suficiente para cumplir con 1.3.1. Se proporcionará una resistencia adecuada para soportar las vibraciones y sacudidas que puedan producirse en las condiciones de utilización previstas.

3.7 Resistencia a la fatiga

La resistencia y la construcción del avión serán tales que aseguren que bajo la acción de las cargas repetidas y de cargas debidas a vibraciones, en las condiciones de utilización previstas, la probabilidad de rotura por fatiga, de consecuencias desastrosas para la estructura del avión, sea extremadamente remota.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) figuran textos de orientación relativos a la expresión "extremadamente remota".*

CAPÍTULO 4. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

4.1 Generalidades

Los detalles de diseño y construcción serán tales que proporcionen una seguridad razonable de que todos los componentes del avión funcionarán de un modo eficaz y seguro en las condiciones de utilización previstas. Se basarán en prácticas que la experiencia haya demostrado que son satisfactorias, o se hayan verificado por ensayos especiales u otras investigaciones, o ambas. En ellos se considerarán también los principios relativos a factores humanos.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre principios relativos a factores humanos.*

4.1.1 Ensayos de verificación

El funcionamiento de todas las partes móviles indispensables para la utilización del avión en condiciones de seguridad, se demostrará por medio de ensayos adecuados para asegurarse de que dichas partes móviles funcionarán correctamente en todas las condiciones de utilización de tales partes.

4.1.2 Materiales

Todos los materiales empleados en partes del avión que son esenciales para su utilización en condiciones de seguridad, se ajustarán a especificaciones aprobadas. Estas últimas serán tales que los materiales aceptados de conformidad con ellas posean las propiedades esenciales supuestas en el diseño.

4.1.3 Métodos de fabricación

Los métodos de fabricación y montaje serán tales que permitan obtener una estructura sólida y homogénea que sea confiable respecto al mantenimiento de la resistencia en servicio.

4.1.4 Protección

La estructura estará convenientemente protegida contra el deterioro o pérdida de resistencia en servicio causados por los agentes atmosféricos, corrosión, abrasión u otras causas que pudieran pasar desapercibidas, teniendo en cuenta el mantenimiento de que será objeto el avión.

4.1.5 Inspección

Se tomarán medidas que permitan realizar todo examen necesario, sustitución o reacondicionamiento de las partes del avión que requieran tales atenciones, ya sea periódicamente o después de vuelos en condiciones excepcionalmente rigurosas.

4.1.6 Características de diseño de sistemas

Se prestará atención especial a las características de diseño que influyan en la aptitud de la tripulación para mantener el mando del avión en vuelo. Estas comprenderán, por lo menos, lo siguiente:

a) *Mandos y sistemas de mandos*. Los mandos y sistemas de mandos se diseñarán de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de agarrotamiento, accionamiento inadvertido y fijación no intencionada de los dispositivos de inmovilización de las superficies de mando.

b) *Capacidad de supervivencia de los sistemas.*

   1) En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60 y para los que se presentó la solicitud de aplicación el 12 de marzo de 2000 o después, los sistemas de los aviones se diseñarán, dispondrán y separarán físicamente a fin de maximizar la capacidad para continuar en vuelo seguro y aterrizar después de cualquier acontecimiento que produzca daños a la estructura o los sistemas del avión.

   2) **Recomendación.—** *En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, pero no a 45 500 kg, y para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, los sistemas de los aviones deberían diseñarse, disponerse y separarse físicamente para maximizar la capacidad para continuar en vuelo seguro y aterrizar después de cualquier acontecimiento que produzca daños a la estructura o los sistemas del avión.*

c) *Compartimiento de la tripulación*. El compartimiento de la tripulación de vuelo se diseñará de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de accionamiento incorrecto o incompleto de los mandos por parte de la tripulación, debido a la fatiga, confusión o entorpecimientos. Se tendrá en cuenta, por lo menos, lo siguiente: disposición e identificación de los mandos e instrumentos, rápida identificación de los casos de emergencia, sentido de los mandos, ventilación, calefacción y ruidos.

d) *Campo visual del piloto*. La disposición del puesto de pilotaje permitirá obtener un campo visual, claro y sin distorsiones, para facilitar el manejo seguro del avión, evitando deslumbramiento y reflejos que entorpezcan la visión del piloto. Las características del diseño del parabrisas del puesto de pilotaje permitirán, en condiciones de precipitación atmosférica, una visibilidad suficiente para la realización normal del vuelo y para la ejecución de aproximaciones y aterrizajes.

e) *Casos de emergencia*. Se proporcionarán medios que o bien impidan automáticamente o bien permitan a la

tripulación de vuelo hacer frente a los casos de emergencia resultantes de fallas previsibles del equipo y de los sistemas, que pudieran poner en peligro el avión. Se dispondrá lo conveniente para que las instalaciones esenciales puedan continuar funcionando después de la falla de un grupo motor o sistema en la medida en que tal falla esté prevista en las normas sobre la performance y limitaciones de utilización de este Anexo y del Anexo 6, Partes I y II.

f) *Precauciones contra incendios*. El avión y los materiales utilizados para su construcción, comprendidos los que se utilizan en remodelaciones de importancia para sustituir el mobiliario y accesorios del interior de la cabina se diseñarán de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de incendios en vuelo y en tierra y las emanaciones de humo y gases tóxicos en caso de incendio. Se tomarán las medidas necesarias para combatir o detectar y dominar — sin originar riesgos adicionales para el avión — los incendios que pudieran producirse.

g) *Extinción de incendios*. En el caso de aviones para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, los sistemas de extinción de incendios, y sus agentes extintores, instalados en el compartimiento de carga estarán diseñados previendo un incendio repentino y extendido como el que podrían causar un artefacto explosivo o incendiario o mercancías peligrosas.

h) *Protección de los ocupantes.*

1) En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60 y para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, en el diseño se tomarán precauciones para la protección contra posibles casos de descompresión accidental de la cabina y contra la presencia de humo u otros gases tóxicos, incluso los causados por artefactos explosivos o incendiarios o mercancías peligrosas, que puedan incapacitar a los ocupantes del avión.

2) **Recomendación.—** *En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, pero no a 45 500 kg, y para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, en el diseño se tomarán precauciones para la protección contra posibles casos de descompresión accidental de la cabina y contra la presencia de humo u otros gases tóxicos, incluso los causados por artefactos explosivos o incendiarios o mercancías peligrosas, que puedan incapacitar a los ocupantes del avión.*

i) *Protección del compartimiento de la tripulación de vuelo contra humo y gases.*

1) En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60 y para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, se proveerán los medios para impedir que en el compartimiento de la tripulación de vuelo penetren humo, gases o vapores nocivos generados por una explosión o incendio en el avión.

2) **Recomendación.—** *En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, pero no a 45 500 kg, y para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, deberían proveerse los medios para impedir que en el compartimiento de la tripulación de vuelo penetren humo, gases o vapores nocivos generados por una explosión o incendio en el avión.*

4.1.7 Medidas para el aterrizaje de emergencia

4.1.7.1 En el diseño del avión se tomarán medidas para proteger a los ocupantes, en caso de aterrizaje de emergencia, contra los incendios, el humo, los gases tóxicos y los efectos directos de las fuerzas de deceleración, así como contra las lesiones que puedan producirse por el efecto de las fuerzas de deceleración en el equipo interior del avión.

4.1.7.2 Se proveerán medios para la rápida evacuación del avión en las condiciones que probablemente se presentarían después de un aterrizaje de emergencia. Dichos medios guardarán relación con la capacidad del avión en cuanto a pasajeros y tripulación.

4.1.7.3 La disposición interior de la cabina y la ubicación y número de salidas de emergencia, así como los medios para localizar e iluminar los corredores y salidas de evacuación, deberán ser tales que se facilite la evacuación rápida del avión en las condiciones que probablemente se presentarían después de un aterrizaje de emergencia.

4.1.7.4 En el diseño de los aviones certificados para amarajes forzosos se tomarán medidas para dar la máxima garantía práctica de que puede realizarse la evacuación de los pasajeros y de la tripulación, en condiciones de seguridad, en caso de amaraje forzoso.

4.1.8 Manejo en tierra

Se adoptarán las medidas adecuadas en el diseño para reducir al mínimo el riesgo de que las operaciones de manejo en tierra, (p. ej., remolque, levantamiento con gatos) puedan causar daños, que podrían pasar inadvertidos, en las partes del avión esenciales para su operación segura. Puede tenerse en cuenta la protección que puedan proporcionar cualesquier limitaciones e instrucciones para tales operaciones.

CAPÍTULO 5. MOTORES

5.1 Objeto

Las normas del Capítulo 5 se aplicarán a los motores de todos los tipos que se utilizan en el avión como unidades principales de propulsión.

5.2 Diseño, construcción y funcionamiento

El motor completo con sus accesorios se diseñará y construirá de forma que funcione con seguridad dentro de sus límites de utilización, de conformidad con las condiciones de utilización previstas, cuando esté debidamente instalado en el avión de acuerdo con el Capítulo 7 y, si corresponde, equipado con una hélice apropiada.

5.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas

Se declararán las potencias homologadas y las condiciones de la atmósfera en las que se basan y todas las condiciones y limitaciones de utilización previstas para gobernar el funcionamiento del motor.

5.4 Ensayos

El motor tipo completará satisfactoriamente los ensayos que se estimen necesarios para verificar la validez de las homologaciones, limitaciones y condiciones declaradas, y para cerciorarse de que funcionará satisfactoriamente y con seguridad. Los ensayos comprenderán, por lo menos, las pruebas siguientes:

a) *Calibración de potencia*. Se llevarán a cabo ensayos para establecer las características de potencia o tracción del motor cuando éste sea nuevo y después de realizar los ensayos b) y c). A la terminación de todos los ensayos especificados, no se habrá reducido excesivamente la potencia.

b) *Funcionamiento*. Se realizarán ensayos para asegurar que las características de arranque, marcha lenta, aceleración, vibración, sobrevelocidad y otras, son satisfactorias, y para demostrar la existencia de márgenes para evitar la detonación, resonancia y otras anomalías de funcionamiento que puedan afectar al tipo de motor considerado.

c) *Resistencia a la fatiga*. Se realizarán ensayos de duración suficiente a los regímenes de potencia, tracción, velocidad y en otras condiciones de utilización, que sean necesarios para demostrar la seguridad y estabilidad del motor. Estos ensayos comprenderán períodos de funcionamiento en los cuales se sobrepasarán los límites declarados, en la medida que tales límites pueden sobrepasarse en el servicio real.

CAPÍTULO 6. HÉLICES

6.1 Objeto

Las normas del Capítulo 6 se aplicarán a todos los tipos de hélices.

6.2 Diseño, construcción y funcionamiento

El conjunto completo de la hélice y de sus accesorios, se diseñará y construirá de forma que funcione con seguridad dentro de sus límites de utilización y de acuerdo con las condiciones de utilización previstas, cuando se monte adecuadamente en el motor y se instale en el avión de conformidad con el Capítulo 7.

6.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas

Se declararán las potencias homologadas y todas las limitaciones y condiciones de utilización previstas para gobernar el funcionamiento de la hélice.

6.4 Ensayos

La hélice tipo completará satisfactoriamente los ensayos que se consideren necesarios para garantizar que funcione satisfactoriamente y con seguridad dentro de las homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas. Los ensayos comprenderán por lo menos las pruebas siguientes:

a) *Funcionamiento*. Se realizarán ensayos para asegurar que las características de resistencia a la vibración y a la sobrevelocidad son satisfactorias, y para demostrar el funcionamiento apropiado y seguro de los mecanismos de cambio de paso y de mando.

b) *Resistencia a la fatiga*. Se realizarán ensayos de duración suficiente a los de regímenes de potencia de velocidad y en otras condiciones de utilización, que sean necesarios para demostrar la fiabilidad y estabilidad de la hélice.

CAPÍTULO 7. INSTALACIONES DEL SISTEMA MOTOPROPULSOR

7.1 Generalidades

7.1.1 Normas aplicables

La instalación del sistema motopropulsor se ajustará a las normas del Capítulo 4 y a las de este capítulo.

7.1.2 Cumplimiento de las limitaciones de la hélice y del motor

La instalación del sistema motopropulsor se diseñará de tal forma que los motores y las hélices (cuando las haya) puedan funcionar en las condiciones de utilización previstas. En las condiciones establecidas en el manual de vuelo del avión, el avión podrá funcionar sin exceder las limitaciones establecidas para los motores y hélices, de conformidad con los Capítulos 5, 6 y 7.

7.1.3 Control de la rotación de los motores

En las instalaciones en que, después de la falla de un motor, si continuara rotando pudiera aumentar el riesgo de incendio o de una grave falla estructural, se tomarán las medidas adecuadas para que la tripulación pueda detener la rotación del motor en vuelo o reducirla a un valor seguro.

7.1.4 Nueva puesta en marcha del motor

Se proveerán los medios necesarios para poder arrancar de nuevo el motor en vuelo a altitudes inferiores a la altitud máxima declarada.

7.2 Disposición y funcionamiento

7.2.1 Independencia de los grupos motores

El sistema motopropulsor se dispondrá e instalará de tal forma que cada grupo motor junto con sus sistemas asociados pueda controlarse y funcionar independientemente de los otros grupos y de forma que haya por lo menos una disposición del sistema motopropulsor, y de los demás sistemas en la que cualquier falla — a menos que la probabilidad de que se produzca sea extremadamente remota — no pueda tener como resultado una pérdida de potencia mayor que la que resultaría de la falla completa del grupo motor crítico.

7.2.2 Vibración de la hélice

Se determinarán los esfuerzos de vibración de la hélice y no excederán de los valores que se ha comprobado que son seguros para el funcionamiento dentro de los límites de utilización establecidos para el avión.

7.2.3 Refrigeración

El sistema de refrigeración será tal que puedan mantenerse las temperaturas del sistema motopropulsor dentro de los límites establecidos (véase 7.1.2) a temperaturas del aire ambiente inferiores a la temperatura máxima del aire correspondiente a las operaciones previstas del avión. En el manual de vuelo del avión se anotarán la temperatura máxima y, si fuera necesario, la temperatura mínima del aire ambiente que se hayan establecido como adecuadas para el funcionamiento del sistema motopropulsor.

7.2.4 Sistemas asociados

Los sistemas de combustible, aceite, admisión de aire y otros sistemas asociados del sistema motopropulsor, podrán alimentar cada motor de conformidad con los requisitos establecidos para todas las condiciones que afectan al funcionamiento de los sistemas (p. ej., potencia del motor, actitudes del avión y aceleraciones, condiciones atmosféricas, temperaturas de los líquidos) en las condiciones de utilización previstas.

7.2.5 Protección contra incendios

En las partes del sistema motopropulsor en que el posible riesgo de incendio sea especialmente grave debido a la proximidad de fuentes de ignición y materiales combustibles, además de la norma general de 4.1.6 e) se aplicará lo siguiente:

a) *Aislamiento*. Estas partes se aislarán, con materiales resistentes al fuego, de otras partes del avión en que la presencia de un incendio comprometería la continuación del vuelo, teniendo en cuenta los puntos de origen y trayectorias probables de propagación del incendio.

b) *Líquidos inflamables*. Los componentes del sistema de líquidos inflamables, situados en dichas partes, no dejarán salir el líquido en caso de incendio. Se proveerán medios para que la tripulación, en caso de incendio, pueda cerrar el paso de los líquidos inflamables a dichas partes.

c) *Detección de incendios*. Se dispondrá de un número suficiente de detectores de incendios, y se colocarán de tal forma que aseguren la rápida detección de cualquier incendio que pudiera declararse en tales partes.

d) *Extinción de incendios*. Se dotará a tales partes de un sistema extintor de incendios con capacidad suficiente para extinguir cualquier incendio que pueda declararse en ellas, a menos que el grado de aislamiento, la cantidad de combustible, la resistencia de la estructura al fuego y otros factores sean tales que cualquier incendio que pudiera declararse en dichas partes no comprometa la seguridad del avión.

CAPÍTULO 8. INSTRUMENTOS Y EQUIPO

8.1 Instrumentos y equipo necesarios

Se dotará al avión de los instrumentos y equipo aprobados, necesarios para el empleo seguro del avión en las condiciones de utilización previstas. Comprenderán los instrumentos y el equipo necesarios para que la tripulación pueda manejar el avión dentro de sus límites de utilización.

Nota 1.— Además de los instrumentos y equipo mínimos, necesarios para la obtención del certificado de aeronavegabilidad, en el Anexo 6, Partes I y II se prescribe equipo adicional para circunstancias especiales o para determinadas rutas.

Nota 2.— Se observarán los principios relativos a factores humanos en los instrumentos, el equipo y el diseño.

Nota 3.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) y en las* Directrices sobre factores humanos para los sistemas de gestión del tránsito aéreo (ATM) *(Doc 9758) figuran textos de orientación relativos a factores humanos.*

8.2 Instalación

Las instalaciones de instrumentos y equipo se ajustarán a las normas del Capítulo 4.

8.3 Equipo de seguridad y supervivencia

El equipo de seguridad y supervivencia prescrito, que la tripulación o los pasajeros habrán de utilizar o manejar en caso de emergencia, será confiable, fácilmente accesible, podrá identificarse rápidamente, y su forma de empleo estará claramente indicada.

*8.4 Luces de navegación y luces anticolisión

8.4.1 Las luces prescritas en el Anexo 2 — *Reglamento del aire* que deben ostentar los aviones en vuelo o que operen movimiento de los aeródromos tendrán intensidades, colores, haces de cobertura y otras características tales que suministren al piloto de otra aeronave o al personal de tierra tanto tiempo como sea posible para la interpretación de las mismas y para las maniobras subsiguientes necesarias a fin de evitar una colisión. Al diseñar dichas luces, se tomarán debidamente en cuenta las condiciones bajo las cuales se espere razonablemente que éstas han de desempeñar tales funciones.

Nota 1.— Es probable que las luces se vean contra una diversidad de fondos, tales como iluminación típica de la ciudad, cielo claro estrellado, aguas iluminadas por la luna y condiciones diurnas de baja luminancia de fondo. Además, con toda probabilidad ocurrirán situaciones con riesgo de colisión en áreas de control terminal en las cuales las aeronaves maniobran en los niveles intermedios y bajos de vuelo a velocidades de acercamiento que probablemente no excedan de 900 km/h (500 kt).

Nota 2.— Véase el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) en el que figuran especificaciones técnicas detalladas sobre las luces exteriores de los aviones.*

8.4.2 Las luces de los aviones se instalarán de manera que se reduzca a un mínimo la posibilidad de que éstas:

a) afecten adversamente el desempeño satisfactorio de las obligaciones de las tripulaciones de vuelo; o

b) expongan a los observadores externos a deslumbramiento perjudicial.

Nota.— A fin de evitar los efectos mencionados en 8.4.2, será necesario en algunos casos proporcionar los medios por los cuales el piloto pueda apagar o reducir la intensidad de las luces de destellos.

* Véase 1.1.2 de esta parte.

CAPÍTULO 9. LIMITACIONES DE UTILIZACIÓN E INFORMACIÓN

9.1 Generalidades

Las limitaciones de utilización, dentro de las cuales se determina el cumplimiento de las normas de este Anexo, junto con cualquier otra información necesaria para la utilización segura del avión, se pondrán a disposición de los interesados por medio del manual de vuelo del avión, por indicaciones y letreros, y por cualesquier otros medios que puedan servir para la consecución eficaz de este fin. Las limitaciones e información comprenderán por lo menos las prescritas en 9.2, 9.3 y 9.4.

9.2 Limitaciones de utilización

Las limitaciones que haya riesgo de sobrepasar en vuelo y que se definen cuantitativamente, se expresarán en unidades apropiadas y se corregirán, si fuera necesario, los errores de medición a fin de que la tripulación de vuelo pueda, por la simple lectura de los instrumentos disponibles, determinar fácilmente cuándo se han alcanzado dichas limitaciones.

9.2.1 Limitaciones de carga

Las limitaciones de carga comprenderán todas las masas límite, posiciones del centro de gravedad, distribución de la masa y cargas aplicables al piso del avión (véase 1.3.2).

9.2.2 Limitaciones de velocidad aerodinámica

Las limitaciones de velocidad aerodinámica comprenderán todas las velocidades límites (véase 3.2) desde el punto de vista de la solidez estructural o cualidades de vuelo del avión, o atendiendo a otras consideraciones. Estas velocidades se identificarán respecto a las configuraciones apropiadas del avión y otros factores pertinentes.

9.2.3 Limitaciones del sistema motopropulsor

Las limitaciones del sistema motopropulsor comprenderán todas las establecidas para los diversos componentes del sistema instalados en el avión (véanse 7.1.2 y 7.2.3).

9.2.4 Limitaciones relativas al equipo y a los sistemas

Las limitaciones relativas al equipo y a los sistemas comprenderán todas las establecidas para los diversos equipos y sistemas instalados en el avión.

9.2.5 Limitaciones diversas

Las limitaciones diversas comprenderán aquéllas que sean necesarias respecto a las condiciones que se haya comprobado que son perjudiciales a la seguridad del avión (véase 1.3.1).

9.2.6 Limitaciones referentes a la tripulación de vuelo

Las limitaciones referentes a la tripulación de vuelo comprenderán el número mínimo de personal de tripulación de vuelo necesario para la utilización del avión, teniendo en cuenta, entre otras cosas, las posibilidades de acceso de los miembros de la tripulación a todos los mandos e instrumentos necesarios y de ejecución de los procedimientos de emergencia establecidos.

Nota.— Véanse en el Anexo 6 — Operación de Aeronaves, *Partes I y II, las circunstancias en las cuales la tripulación de vuelo incluirá más personal del que comprende la tripulación de vuelo mínima definida en este Anexo.*

9.2.7 Limitación del tiempo de vuelo después de una falla de los sistemas o de un grupo motor

Entre las limitaciones relativas a los sistemas se incluirá el tiempo máximo de vuelo durante el cual se haya establecido que los sistemas son confiables en relación con la aprobación de las operaciones de aviones con dos grupos motores de turbina, más allá del umbral de tiempo establecido de conformidad con 4.7 del Anexo 6, Parte I.

Nota.— El tiempo máximo establecido de conformidad con 4.7 del Anexo 6, Parte I, para una ruta específica, puede ser menor que el determinado de conformidad con 9.2.7 por motivos de índole operacional.

9.3 Información y procedimientos de utilización

9.3.1 Tipos de operaciones elegibles

Se hará una lista de los tipos especiales de operaciones, tal como estén definidos en las Partes I y II, del Anexo 6 o que sean de aceptación general, respecto a los cuales el avión ha demostrado que posee las cualidades necesarias para cumplir las normas de aeronavegabilidad pertinentes.

9.3.2 Información referente a la carga

La información referente a la carga comprenderá la masa en vacío del avión junto con la indicación de la condición del avión en el momento de pesarlo, la posición correspondiente del centro de gravedad y los puntos y líneas de referencia con que se relacionan los límites del centro de gravedad.

Nota.— Usualmente la masa en vacío excluye la masa de la tripulación, la carga de pago, el combustible utilizable y el aceite que puede vaciarse; incluye la masa de todo el lastre fijo,

el combustible no utilizable, el aceite que no puede vaciarse, la cantidad total de refrigerante del motor y la cantidad total de líquido hidráulico.

9.3.3 Procedimientos de utilización

Se hará una descripción de los procedimientos de utilización normales y de emergencia propios del tipo de avión considerado, y necesarios para su utilización segura. Estos procedimientos comprenderán los que han de seguirse en el caso de falla de uno o más grupos motores.

9.3.4 Información referente al manejo

Se dará información suficiente sobre cualquier característica importante poco usual del avión. Se anotarán las velocidades de pérdida o velocidades mínimas en vuelo uniforme que deben establecerse de conformidad con 2.3.4.3.

9.3.5 Lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba

En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60 y para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, se seleccionará en el avión un lugar de riesgo mínimo en el que pueda colocarse una bomba u otro artefacto explosivo a fin de minimizar sus efectos en caso de explosión.

9.4 Información referente a la performance

Se anotará la performance del avión de acuerdo con 2.2. Se incluirá información relativa a las diferentes configuraciones y potencias del avión de que se trate, y a las velocidades pertinentes, junto con información que ayude a la tripulación de vuelo a obtener la performance anotada.

9.5 Manual de vuelo del avión

Se dispondrá de un manual de vuelo. Este manual identificará claramente el avión o serie de aviones específicos a que se refiere. En el manual de vuelo se indicarán, por lo menos, las limitaciones, información y procedimientos que se especifican en este capítulo.

9.6 Indicaciones y letreros

9.6.1 Las indicaciones y letreros en los instrumentos, equipo, mandos, etc., comprenderán las limitaciones o información necesarias que ha de tener en cuenta la tripulación durante el vuelo.

9.6.2 Se proveerán indicaciones y letreros, o instrucciones, a fin de proporcionar al personal de tierra toda información fundamental con objeto de impedir que, en el servicio que se da al avión en tierra (p. ej., remolque, reaprovisionamiento de combustible) se cometan errores que pudieran pasar desapercibidos y que podrían comprometer la seguridad del avión en los vuelos subsiguientes.

CAPÍTULO 10. MANTENIMIENTO DE LA AERONAVEGABILIDAD — INFORMACIÓN SOBRE EL MANTENIMIENTO

10.1 Generalidades

Se dará información que permita desarrollar procedimientos para mantener el avión en condiciones de aeronavegabilidad. Esa información incluirá la que se describe en 10.2, 10.3 y 10.4.

10.2 Información sobre el mantenimiento

La información sobre el mantenimiento incluirá una descripción del avión y de los métodos recomendados para llevar a cabo el mantenimiento. Esa información incluirá orientación sobre el diagnóstico de defectos.

10.3 Información sobre el programa de mantenimiento

La información sobre el programa de mantenimiento incluirá los trabajos de mantenimiento y los intervalos recomendados para efectuarlos.

10.4 Información sobre el mantenimiento resultante de la aprobación del diseño de tipo

Se identificarán como tales los trabajos de mantenimiento y las frecuencias que el Estado de diseño haya especificado como obligatorias al aprobar el diseño de tipo.

CAPÍTULO 11. SEGURIDAD

11.1 Aviones utilizados para operaciones comerciales del interior

Recomendación.— *Todos los Estados contratantes deberían aplicar también las normas y métodos recomendados internacionales expuestos en el presente capítulo a los aviones que realizan operaciones comerciales del interior (servicios aéreos).*

11.2 Lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba

En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60 y para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, en el diseño de aviones se preverá un lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba, de manera de mitigar los efectos de una bomba para el avión y sus ocupantes.

11.3 Protección del compartimiento de la tripulación de vuelo

Recomendación.— *En todos los aviones que según el Anexo 6, Parte I, Capítulo 13, han de estar provistos de una puerta en el compartimiento de la tripulación de vuelo y para los cuales se presente ante la autoridad nacional competente una solicitud de enmienda del certificado de tipo para incluir un diseño de tipo derivado, debería considerarse la posibilidad de reforzar los mamparos, pisos y techos del compartimiento de forma tal que resistan la penetración de disparos de armas cortas y metralla de granadas, al igual que las intrusiones por la fuerza, cuando dichas áreas sean accesibles para los pasajeros y la tripulación de cabina durante el vuelo.*

Nota.— Las normas y los métodos recomendados aplicables a los requisitos relativos a la puerta del compartimiento de la tripulación de vuelo de todos los aviones comerciales de pasajeros figuran en el Anexo 6, Parte I, Capítulo 13.

11.4 Diseño interior

En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60 y para los que se presentó la solicitud de certificación el 12 de marzo de 2000 o después, se preverán características de diseño que impidan ocultar fácilmente armas, explosivos u otros objetos peligrosos a bordo y que faciliten los procedimientos de registro para localizar dichos objetos.

PARTE IIIB. AVIONES DE MÁS DE 5 700 KG PARA LOS QUE SE SOLICITÓ LA CERTIFICACIÓN EL 2 DE MARZO DE 2004 O MÁS TARDE

SUBPARTE A. GENERALIDADES

A.1 Aplicación

A.1.1 Las normas de esta parte son aplicables a todos los aviones indicados en A.1.2 cuyo certificado de tipo se haya solicitado a las autoridades competentes nacionales el 2 de marzo de 2004 o después de esa fecha.

A.1.2 Excepto en las normas y los métodos recomendados en que se especifica una aplicación diferente, las normas y métodos recomendados de esta parte se aplicarán a todos los aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, destinados al transporte de pasajeros, carga o correo en la navegación aérea internacional.

Nota 1.— A los aviones que se describen en A.1.2 se les conoce en algunos Estados como aviones de transporte.

Nota 2.— Las normas siguientes no incluyen especificaciones cuantitativas comparables a las contenidas en los códigos nacionales de aeronavegabilidad. De acuerdo con 1.2.1 de la Parte II, estas normas serán suplementadas por requisitos establecidos, adoptados o aceptados por los Estados contratantes.

A.1.3 El nivel de aeronavegabilidad definido en las partes apropiadas del código nacional amplio y detallado, mencionado en 1.2.1 de la Parte II, relativo a los aviones indicados en A.1.2, equivaldrá, al menos en gran parte, al nivel general al que están dirigidas las normas generales de esta parte.

A.1.4 A menos que se indique de otro modo, las normas se aplican a la totalidad del avión, incluso los grupos motores, sistemas y equipo.

A.2 Limitaciones operacionales

A.2.1 Se establecerán condiciones límites de utilización para el avión, sus grupos motores y su equipo (véase G.2). La conformidad con las normas de esta parte se establecerá suponiendo que el avión se utilice dentro de las limitaciones especificadas. Las limitaciones se establecerán con un margen de seguridad tal que resulte extremadamente remota la probabilidad de un accidente.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760), figuran textos de orientación sobre la expresión "extremadamente remota".*

A.2.2 Los valores límites de todo parámetro cuya variación pueda comprometer la operación segura de un avión, p. ej., masa, posición del centro de gravedad, repartición de cargas, velocidades, temperatura del aire ambiente y altitud o altitud de presión, se establecerán de tal forma que se demuestre que se cumplen todas las normas pertinentes de esta parte.

Nota.— La masa máxima de utilización puede ser objeto de limitación al aplicar las normas de homologación en cuanto al ruido (véanse Anexo 16, Volumen I, y Anexo 6, Partes I y II).

A.3 Características que pueden comprometer la seguridad

El avión no tendrá ninguna característica susceptible de comprometer la seguridad en las condiciones de utilización previstas.

A.4 Pruebas de conformidad

Los medios que demuestren la conformidad con las normas apropiadas de aeronavegabilidad asegurarán que en cada caso la precisión alcanzada sea tal que proporcione una seguridad razonable de que el avión, sus componentes y el equipo satisfacen los requisitos, son confiables y funcionan correctamente en las condiciones de utilización previstas.

SUBPARTE B. VUELO

B.1 Generalidades

B.1.1 El cumplimiento de las normas prescritas en esta Subparte se demostrará mediante ensayos en vuelo u otros ensayos llevados a cabo con un avión, o aviones, del tipo para el cual se desea el certificado de tipo, o bien por medio de cálculos basados en tales ensayos, siempre que los resultados obtenidos por los cálculos tengan una precisión igual o incluso mayor a la que se obtiene por ensayo directo.

B.1.2 La conformidad con cada norma se establecerá para todas las combinaciones aplicables de masa y posición del centro de gravedad del avión, dentro de las condiciones de carga para las cuales se desea obtener el certificado.

B.1.3 Cuando sea necesario, se establecerán configuraciones apropiadas del avión para determinar la performance en las diferentes fases del vuelo y para investigar sus cualidades de vuelo.

B.2 Parámetros del diseño de performance

B.2.1 Se establecerán y anotarán en el manual de vuelo del avión datos de performance del avión suficientes para proporcionar a los explotadores la información necesaria a fin de determinar la masa total del avión a base de los valores, apropiados para el vuelo propuesto, de los parámetros pertinentes de utilización, con objeto de que el vuelo pueda realizarse con una certidumbre razonable de que el avión alcanzará la performance mínima segura para dicho vuelo.

B.2.2 En el logro de la performance anotada para el avión se tendrá en cuenta la actuación humanan y, en particular, no se requerirá habilidad ni vigilancia excepcionales por parte de la tripulación de vuelo.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre actuación humana*.

B.2.3 La performance anotada para el avión será compatible con el cumplimiento de A.2.1 y con el funcionamiento, en combinaciones lógicas de aquellas instalaciones y equipo del avión cuya utilización pueda afectar a la performance.

B.2.4 Performance mínima

Con las masas máximas (véase B.2.7) de despegue y aterrizaje anotadas en función de la elevación del aeródromo, o de la altitud de presión, bien en atmósfera tipo o en condiciones meteorológicas especificadas con aire en calma, y, para hidroaviones, en condiciones especificadas de agua tranquila, el avión podrá realizar las performances mínimas especificadas en B.2.5 y B.2.6, respectivamente, sin tener en cuenta los obstáculos, ni la longitud del recorrido en la pista o de deslice en el agua.

Nota.— Esta norma permite que se anoten en el manual de vuelo del avión la masa máxima de despegue y la masa máxima de aterrizaje respecto, por ejemplo:

— a la elevación del aeródromo, o

— a la altitud de presión al nivel del aeródromo, o

— a la altitud de presión y temperatura atmosférica al nivel del aeródromo,

de manera que sean fácilmente utilizables cuando se apliquen los códigos nacionales sobre limitaciones de utilización de la performance del avión.

B.2.5 Despegue

a) El avión podrá despegar suponiendo que falle el grupo motor crítico (véase B.2.7), funcionando los otros grupos motores dentro de las limitaciones de potencia o empuje de despegue.

b) Después de terminar el período durante el que puede utilizarse la potencia o empuje de despegue, el avión podrá continuar subiendo con el grupo motor crítico inactivo y los grupos motores restantes funcionando dentro de sus limitaciones de potencia o de empuje continuo máximo hasta una altura que pueda mantener y en la cual pueda seguir volando con seguridad y aterrizar.

c) La performance mínima en todas las fases de despegue y ascenso será suficiente para asegurar que, en condiciones de utilización que se aparten ligeramente de las ideales para las cuales se anotan los datos (véase B.2.7), la diferencia respecto a los valores anotados no sea desproporcionada.

B.2.6 Aterrizaje

a) Partiendo de la configuración de aproximación y con el grupo motor crítico inactivo, el avión podrá, en caso de aproximación frustrada, continuar el vuelo hasta el punto desde el cual pueda iniciar otra aproximación.

b) Partiendo de la configuración de aterrizaje, el avión podrá, en caso de aterrizaje frustrado, elevarse de nuevo con todos los grupos motores funcionando.

B.2.7 Anotación de los datos de performance

Se establecerán los datos de performance y anotarán en el manual de vuelo, de forma que su aplicación mediante las reglas de utilización, de acuerdo con las cuales ha de usarse el

avión, de conformidad con 5.2 de la Parte I del Anexo 6, proporcione una relación satisfactoria entre la performance del avión y los aeródromos y rutas aéreas en que puede utilizarse. Los datos de performance se establecerán y anotarán para las fases que se indican a continuación dentro de los límites de masa, altitud o altitud de presión, velocidad del viento, pendiente de la superficie de despegue y de aterrizaje para aviones terrestres, condiciones de la superficie del agua, densidad del agua y fuerza de la corriente para hidroaviones; y cualesquier otras variables de utilización para las cuales ha de certificarse el avión.

a) *Despegue*. Los datos de performance de despegue incluirán la distancia de aceleración-parada y la trayectoria de despegue.

b) *Distancia de aceleración-parada*. La distancia de aceleración-parada será la distancia requerida para acelerar y parar, o, para hidroaviones, acelerar y llegar a una velocidad reducida que sea satisfactoria, suponiendo que el grupo motor crítico falle repentinamente en un punto no más cercano al comienzo del despegue que el que se supuso al determinar la trayectoria de despegue [véase B.2.7 c)]. Para los aviones terrestres, esta distancia se basará en operaciones con el dispositivo de frenado de todas las ruedas en el límite de desgaste máximo de su gama de desgaste admisible.

c) *Trayectoria de despegue*. La trayectoria de despegue comprenderá el recorrido en tierra o en agua, la subida inicial y el ascenso, suponiendo que el grupo motor crítico falle repentinamente durante el despegue [véase B.2.7 b)]. La trayectoria de despegue se anotará hasta una altura que el avión pueda seguir volando con seguridad y aterrizar. El ascenso se hará a una velocidad no inferior a la velocidad de despegue con margen de seguridad determinada de conformidad con B.3.2.4.

d) *En ruta*. La performance en ruta será la performance de ascenso (o descenso) con el avión en la configuración de en ruta con:

1) el grupo motor crítico inactivo; y

2) los dos grupos motores críticos inactivos en el caso de aviones de tres o más grupos motores.

Los motores en funcionamiento no sobrepasarán la potencia o empuje continuo máximo.

e) *Aterrizaje*. La distancia de aterrizaje será la distancia horizontal recorrida por el avión desde un punto de la trayectoria de vuelo de aproximación, a una altura seleccionada por encima de la superficie de aterrizaje, hasta el punto de dicha superficie en que el avión queda completamente parado, o, para un hidroavión, cuando llegue a una velocidad reducida que sea satisfactoria. El punto seleccionado por encima de la superficie de aterrizaje y la velocidad de aproximación guardarán la relación apropiada con tales procedimientos de utilización. Esta distancia puede complementarse con el margen de distancia que sea necesario; la altura seleccionada sobre la superficie de aterrizaje, la velocidad de aproximación y el margen de distancia estarán adecuadamente relacionados entre sí y preverán tanto los métodos normales de utilización como las variaciones razonables de los mismos. Para los aviones terrestres, esta distancia se basará en operaciones con el dispositivo de frenado de todas las ruedas en el límite de desgaste máximo de su gama de desgaste admisible.

Nota.— Si la distancia de aterrizaje incluye el margen de distancia especificado en esta norma, no es necesario tener en cuenta las variaciones previstas en las técnicas de aproximación y aterrizaje, al aplicar 5.2.11 del Anexo 6, Parte I.

B.3 Cualidades de vuelo

B.3.1 El avión cumplirá las normas de B.3 a todas las altitudes, hasta la altitud máxima prevista pertinente al requisito aplicable, en todas las condiciones de temperatura correspondientes a la altitud en cuestión y para las cuales se ha aprobado el avión.

B.3.2 Manejabilidad

B.3.2.1 El avión se gobernará y maniobrará en todas las condiciones de utilización previstas y se podrá pasar sin brusquedad de un régimen de vuelo a otro (p. ej., virajes, resbalamientos o derrapes, cambios de potencia o empuje del motor, variaciones de configuración del avión) sin requerir habilidad, vigilancia ni fuerza excepcionales por parte del piloto, incluso en caso de falla de cualquier grupo motor. Se establecerá una técnica para gobernar con seguridad el avión durante las fases de vuelo y en todas las configuraciones del avión para las que está anotada la performance.

Nota.— Esta norma tiene por objeto, entre otras cosas, prever el caso de que el vuelo se efectúe en una atmósfera sin turbulencia perceptible y, también, asegurar que las cualidades de vuelo no disminuyen en forma excesiva con aire turbulento.

B.3.2.2 *Manejabilidad en tierra (o agua)*. El avión podrá gobernarse en tierra (o sobre el agua) durante el rodaje, despegue y aterrizaje en las condiciones de utilización previstas.

B.3.2.3 *Manejabilidad en el despegue*. El avión podrá gobernarse en caso de falla repentina del grupo motor crítico en cualquier punto del despegue, cuando el avión se maneje en la forma correspondiente a las trayectorias de despegue y distancias de aceleración-parada anotadas.

B.3.2.4 *Velocidad de despegue con margen de seguridad*. Las velocidades de despegue con margen de seguridad supuestas para determinar la performance del avión durante el despegue (después de abandonar el suelo o el agua), proporcionarán un margen adecuado por encima de la velocidad de pérdida y de la velocidad mínima a que el avión continúa siendo gobernable después de la falla súbita del grupo motor crítico.

B.3.3 Compensación

Las características de compensación del avión y otras serán tales que el esfuerzo de atención y habilidad que se exija al piloto para mantener la condición de vuelo deseada, no sea excesivo teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. Esto se aplicará tanto en la utilización

normal como en las condiciones inherentes a la falla de uno o más grupos motores para los que se han establecido características de performance.

B.4 Estabilidad y control

B.4.1 Estabilidad

La estabilidad del avión en relación con sus demás características de vuelo, performance, resistencia estructural y condiciones de utilización más probables (p. ej., configuraciones y límites de velocidades del avión) será tal que garantice que el esfuerzo de concentración que se exija al piloto no sea excesivo, teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. Pero la estabilidad del avión no será tal que exija fuerzas excesivas por parte del piloto, ni que resulte perjudicada la seguridad del avión por falta de maniobrabilidad en casos de emergencia. Se probará que es sumamente improbable que se produzca una combinación de fallas u otras condiciones que exijan un grado excepcional de habilidad por parte del piloto. La estabilidad podrá lograrse por medios naturales o artificiales, o por una combinación de ambos. Si el cumplimiento de los requisitos de las características de vuelo depende de un sistema de aumento de la estabilidad o de cualquier otro sistema automático o motorizado, se demostrará el cumplimiento de D.2 de esta parte.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760), se proporciona orientación acerca de la expresión "sumamente improbable".*

B.4.2 Pérdida

B.4.2.1 *Aviso de entrada en pérdida*. Cuando el avión se aproxime a una pérdida, tanto en vuelo en línea recta como en los virajes, con todos los grupos motores funcionando, el piloto dispondrá de una indicación clara e inconfundible de entrada en pérdida con el avión en todas las configuraciones y regímenes de potencia o empuje permisibles, excepto en aquéllos que no se consideran esenciales para el vuelo seguro. El aviso de entrada en pérdida y otras características del avión serán tales que permitan al piloto evitar la pérdida después de recibir el aviso de entrada en la misma y, sin alterar la potencia o empuje del motor, seguir gobernando completamente el avión.

B.4.2.2 *Comportamiento después de la pérdida*. En cualquier configuración y en cualquier nivel de potencia o empuje en que se considere que la facilidad de restablecimiento de una pérdida es fundamental, el comportamiento del avión inmediatamente después de la pérdida no será tal que haga difícil un restablecimiento rápido sin sobrepasar los límites de velocidad aerodinámica o de resistencia del avión.

B.4.2.3 *Velocidades de pérdida*. Se establecerán las velocidades de pérdida o velocidades mínimas de vuelo uniforme en las configuraciones correspondientes a cada fase de vuelo (p. ej., despegue, en ruta, aterrizaje). Uno de los valores de potencia o empuje utilizados al establecer las velocidades de pérdida no será mayor que el necesario para producir una tracción nula a una velocidad un poco superior a la de pérdida.

B.4.3 Flameo y vibraciones

B.4.3.1 Se demostrará mediante ensayos, análisis adecuados o cualquier combinación de los mismos, que ninguna parte del avión está expuesta a flameo ni a excesiva vibración cualquiera que sea la configuración del avión, y en todas las condiciones de velocidad, dentro de los límites de utilización del avión (véase A.2.2). No habrá vibraciones ni sacudidas tan fuertes que causen daños en la estructura del avión.

B.4.3.2 No habrá vibraciones o sacudidas lo suficientemente fuertes como para dificultar el mando del avión o causar fatiga excesiva a la tripulación de vuelo.

Nota.— Las sacudidas que sirven de aviso de la pérdida se consideran convenientes y no es ésta la clase de sacudidas que se trata de eliminar.

SUBPARTE C. ESTRUCTURA

C.1 Generalidades

La estructura del avión estará diseñada, fabricada y dotada de las instrucciones para el mantenimiento y reparación del mismo con objeto de evitar fallas catastróficas durante su vida útil.

C.2 Masa y su distribución

A menos que se especifique de otro modo, se cumplirán todas las normas estructurales cuando se varíe la masa entre los límites aplicables y se distribuya en la forma más desfavorable, dentro de las condiciones de utilización para las cuales se desea obtener el certificado.

C.3 Cargas límites

A menos que se haga constar de otro modo, las cargas exteriores y las correspondientes cargas de inercia, o las reacciones resultantes de los diferentes casos de carga prescritos en C.6 se considerarán como cargas límites.

C.4 Deformación y resistencia de rotura

En los diferentes casos de carga prescritos en C.6, ninguna parte de la estructura del avión sufrirá deformaciones perjudiciales aplicando todas las cargas, incluso la carga límite, y la estructura del avión podrá soportar la carga de rotura.

C.5 Velocidades aerodinámicas

C.5.1 Velocidades aerodinámicas de diseño

Se establecerán velocidades aerodinámicas de diseño para las cuales se haya diseñado para que la estructura del avión pueda resistir las correspondientes cargas que resulten de las maniobras y ráfagas. Para evitar excesos involuntarios a causa de perturbaciones o variaciones atmosféricas, las velocidades aerodinámicas de cálculo proporcionarán margen suficiente para fijar velocidades aerodinámicas límites prácticas. Además, las velocidades aerodinámicas de diseño serán lo suficientemente superiores a la velocidad de pérdida del avión como para proteger contra la pérdida de control en aire turbulento. Se considerará cómo fijar una velocidad de diseño para maniobras, otra para el vuelo de crucero y otra para el vuelo en picado, además de otras velocidades aerodinámicas de diseño necesarias para configuraciones con dispositivos de supersustentación u otros especiales.

C.5.2 Velocidades aerodinámicas límites

En el manual de vuelo, como parte de los límites de utilización, se incluirán velocidades aerodinámicas límites, basadas en las correspondientes velocidades de cálculo, con márgenes de seguridad cuando se considere apropiado, de conformidad con A.2.1 (véase G.2).

C.6 Resistencia

C.6.1 Todos los componentes estructurales estarán diseñados para resistir las cargas máximas previstas en servicio, en todas las condiciones operativas previstas, sin ocasionar fallas, distorsiones permanentes o pérdida de la funcionalidad. Al calcular estas cargas se tendrá en cuenta lo siguiente:

a) la vida útil prevista del avión;

b) las perspectivas de ráfagas verticales y horizontales, tomando en consideración las variaciones que se esperen en las misiones a realizar y las configuraciones de carga;

c) la gama de maniobras, teniendo en cuenta la diversidad de misiones y las configuraciones de carga;

d) las cargas asimétricas y simétricas;

e) las cargas en tierra y en agua, lo que comprende las cargas que representan el rodaje, el aterrizaje, el despegue y el manejo en tierra o en agua;

f) la gama de velocidades del avión, teniendo en cuenta las características del mismo y las limitaciones operativas;

g) las cargas por vibración y sacudidas;

h) la corrosión u otra degradación a causa del mantenimiento que se haya dado o de otros factores operativos; e

i) toda otra carga, tales como las cargas de control de vuelo, de presurización de cabina, grupos motores, o las cargas dinámicas producidas por los cambios en la configuración del régimen estable.

C.6.2 Las cargas de aire, inercia y de otra índole resultantes de las condiciones específicas de carga se distribuirán de manera que se aproximen estrechamente a las condiciones reales o que las representen con un margen holgado.

C.7 Supervivencia

El avión estará diseñado de forma que ofrezca a sus ocupantes la protección máxima posible en el caso de falla estructural, o en el de daños a consecuencia del impacto con

tierra, aire u otro objeto. Como mínimo se tomará en cuenta lo siguiente:

a) la probabilidad de choque con aves;

b) la absorción de energía por parte de la célula, los asientos y sujeciones de los ocupantes;

c) el comportamiento probable del avión en caso de amaraje forzoso; y

d) la desocupación en el menor tiempo posible.

C.8 Duración estructural

El diseño y la construcción del avión se ajustarán, siempre que sea posible, a los principios de tolerancia a los daños y serán tales que garanticen que la probabilidad de una falla con resultados catastróficos durante la vida operativa del mismo sea extremadamente remota, teniendo en cuenta:

a) el lugar previsto y las condiciones;

b) las cargas previstas repetitivas que se aplican durante el servicio;

c) las vibraciones previstas como resultado de la interacción aerodinámica o de origen interno;

d) los ciclos térmicos;

e) los daños accidentales y de fuente discreta;

f) la posible corrosión u otra degradación;

g) el mantenimiento prescrito; y

h) las reparaciones estructurales probables.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760), se proporciona orientación acerca de la expresión "extremadamente remota".*

SUBPARTE D. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

D.1 Generalidades

D.1.1 Los detalles de diseño y construcción permitirán ofrecer garantía razonable de que todas las partes del avión funcionarán de modo eficaz y confiable en las condiciones de operación previstas. Se basarán en prácticas que la experiencia haya demostrado que son satisfactorias, o que estén fundadas por ensayos especiales o en otras investigaciones apropiadas, o que satisfagan ambas condiciones. También se tendrán en cuenta los principios relativos a factores humanos.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre actuación humana.*

D.1.2 Verificación de las partes móviles

El funcionamiento de todas las partes móviles indispensables para la utilización del avión en condiciones de seguridad, se demostrará por medio de ensayos adecuados para asegurarse de que dichas partes móviles funcionarán correctamente en todas las condiciones de utilización de tales partes.

D.1.3 Materiales

Todos los materiales empleados en partes del avión que son esenciales para su utilización en condiciones de seguridad, se ajustarán a especificaciones aprobadas. Las especificaciones aprobadas serán tales que los materiales aceptados de conformidad con ellas posean las propiedades esenciales supuestas en el diseño. Se tendrá en cuenta el efecto que en condiciones normales y en situaciones de emergencia puedan tener los materiales en los ocupantes del avión y en otras personas en tierra, así como en el medio ambiente en general.

D.1.4 Métodos de fabricación

Los métodos de fabricación y montaje serán tales que permitan obtener una estructura sólida y homogénea que sea confiable respecto al mantenimiento de la resistencia en servicio.

D.1.5 Protección

La estructura estará convenientemente protegida contra el deterioro o pérdida de resistencia en servicio causados por los agentes atmosféricos, corrosión, abrasión u otras causas, que pudieran pasar desapercibidas, teniendo en cuenta el mantenimiento de que será objeto el avión.

D.1.6 Inspección

Se tomarán medidas que permitan realizar todo examen, sustitución o reacondicionamiento necesario de las partes del avión que lo requieran, ya sea periódicamente o después de vuelos en condiciones excepcionalmente rigurosas.

D.2 Características de diseño de los sistemas

Se prestará atención especial a las características de diseño que influyan en la aptitud de la tripulación para mantener el mando del avión en vuelo. Estas comprenderán, por lo menos, lo siguiente:

a) *Mandos y sistemas de mandos*. Los mandos y sistemas de mandos se diseñarán de tal forma que:

1) cada mando y sistema de mandos funcionará con facilidad, suavidad y precisión apropiadas para su función;

2) el vuelo seguro continuo y el aterrizaje del avión no resulten afectados por:

i) cualquier avería que no se demuestre como extremadamente improbable del sistema de mandos; o

ii) cualquier suceso que provoque atascamiento de un mando de vuelo en una posición en que se encuentren normalmente los mandos de vuelo;

3) se reduzca a un mínimo la posibilidad de atascamiento, activación accidental y accionamiento indoluntario de los dispositivos de inmovilización de las superficies de control; y

4) cada elemento de cada sistema de mando de vuelo estará diseñado, o marcado de manera distintiva y permanente, para reducir al mínimo la probabilidad de que se arme incorrectamente y pueda provocar una falla del sistema.

b) *Capacidad de supervivencia de los sistemas*.

1) En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60, los sistemas de los aviones se diseñarán, dispondrán y separarán físicamente de tal forma que maximicen la capacidad para continuar en vuelo seguro y aterrizar después de cualquier acontecimiento que produzca daños a la estructura o los sistemas del avión.

2) **Recomendación.—** *En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, pero no a 45 500 kg, los sistemas de los aviones deberían diseñarse, disponerse y separarse físicamente de tal forma que maximicen la capacidad para continuar en vuelo seguro y aterrizar después de cualquier acontecimiento que produzca daños a la estructura o los sistemas del avión.*

c) *Compartimiento de la tripulación*. El compartimiento de la tripulación de vuelo se diseñará de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de accionamiento incorrecto o incompleto de los mandos por parte de la tripulación, debido a fatiga, confusión o interferencia. Se tendrá en cuenta, por lo menos, lo siguiente: disposición e identificación de los mandos e instrumentos, rápida identificación de los casos de emergencia, sentido de los mandos, ventilación, calefacción y ruidos.

d) *Campo visual del piloto*. La disposición del compartimiento de la tripulación de vuelo permitirá obtener un campo visual, claro y sin distorsiones, para facilitar el manejo seguro del avión, evitando deslumbramiento y reflejos que entorpezcan la visión del piloto. Las características de diseño del parabrisas permitirán, en condiciones de precipitación atmosférica, una visibilidad suficiente para la realización normal del vuelo y para la ejecución de aproximaciones y aterrizajes.

e) *Casos de emergencia*. Se proporcionarán medios que o bien impidan automáticamente o bien permitan a la tripulación de vuelo hacer frente a los casos de emergencia resultantes de fallas previsibles del equipo y de los sistemas, que pudieran poner en peligro el avión. Se dispondrá lo conveniente para que las instalaciones esenciales puedan continuar funcionando después de la falla de un grupo motor o sistema en la medida en que tal falla esté prevista en la performance y limitaciones especificadas en las normas de utilización de este Anexo y del Anexo 6, Partes I y II.

f) *Precauciones contra incendios*. El avión y los materiales utilizados para su construcción se diseñarán de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de incendios en vuelo o en tierra y las emanaciones de humo y gases tóxicos en caso de incendio, y que retarden la posibilidad de conflagración en la cabina. Se tomarán las medidas necesarias para combatir o detectar y dominar, sin originar riesgos adicionales para el avión, los incendios que pudieran producirse. Los lavabos de los aviones estarán equipados con detectores de humo y tendrán un extintor de incendios por cada receptáculo destinado a las toallas usadas, papel u otros desperdicios.

g) *Protección del compartimiento de carga:*

1) en los aviones de pasajeros, cada compartimiento de carga accesible a los miembros de la tripulación estará equipado con un sistema de extinción de incendios;

2) cada compartimiento de carga no accesible a los miembros de la tripulación estará equipado con un sistema interno de detección de incendios y otro sistema de supresión o asfixia de incendios; y

3) los sistemas de extinción de incendios, y sus agentes extintores, instalados en el compartimiento de carga estarán diseñados previendo un incendio repentino y extendido como el que podría causar un artefacto explosivo o incendiario o mercancías peligrosas.

h) *Protección de los ocupantes.*

1) En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60, en el diseño se tomarán precauciones para la protección contra posibles casos de descomprensión accidental de la cabina y contra la presencia de humo u otros gases tóxicos, inclusive los causados por artefactos explosivos o incendiarios o mercancías peligrosas, que puedan incapacitar a los ocupantes del avión.

2) **Recomendación.—** *En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, pero no a 45 500 kg, en el diseño se tomarán precauciones para la protección contra posibles casos de descomprensión accidental de la cabina y contra la presencia de humo u otros gases tóxicos, inclusive los causados por artefactos explosivos o incendiarios o mercancías peligrosas, que puedan incapacitar a los ocupantes del avión.*

i) *Protección del compartimiento de la tripulación de vuelo contra humo y gases.*

1) En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60, se proveerán los medios para impedir que en el compartimiento de la tripulación de vuelo penetren humo, gases o vapores nocivos generados por una explosión o un incendio en el avión.

2) **Recomendación.—** *En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, pero no a 45 500 kg, deberían proveerse los medios para impedir que en el compartimiento de la tripulación de vuelo penetren humo, gases o vapores nocivos generados por una explosión o un incendio en el avión.*

D.3 Aeroelasticidad

El avión no tendrá flameo, divergencia estructural o pérdida del control por deformación estructural y efectos aeroelásticos a cualquier velocidad prevista en el marco del diseño, o incluso más allá del mismo, de manera que se cumpla lo dispuesto en A.2.1. Se tendrán en cuenta las características del avión y las diferencias en habilidad y carga de trabajo de los pilotos. Se especificarán los límites permitidos para las superficies de mando aerodinámico, y cómo han de vigilarse dichos límites, a fin de asegurar que el avión no tenga problemas de aeroelasticidad durante su vida útil.

D.4 Comodidad de los ocupantes

D.4.1 Asientos y sujeciones

Teniendo en cuenta las cargas probables de vuelo y de aterrizaje de emergencia que puedan surgir, se proporcionará a los ocupantes asientos y sujeciones adecuados. Se prestará

atención a la forma de minimizar la posibilidad de lesiones a los ocupantes si entran en contacto con la estructura que les rodea durante las operaciones del avión.

D.4.2 La cabina

Los sistemas de ventilación, calefacción y presurización, cuando corresponda, estarán diseñados para proporcionar en la cabina un ambiente adecuado durante el vuelo y las operaciones previstas en tierra. Los sistemas estarán pensados teniendo también en cuenta las condiciones de emergencia posibles.

D.5 Conexión eléctrica y protección contra los rayos y la electricidad estática

D.5.1 La conexión eléctrica y la protección contra rayos y electricidad estática serán tales que:

a) protegerán al avión, a sus sistemas y a sus ocupantes y a quienes entren en contacto con el avión en tierra contra los efectos peligrosos de las descargas de rayos y los choques eléctricos;

b) impidan la acumulación peligrosa de carga electroestática.

D.5.2 El avión estará protegido también contra las consecuencias catastróficas de los rayos. Se tendrán debidamente en cuenta los materiales empleados en la construcción del avión.

D.6 Medidas para el aterrizaje de emergencia

D.6.1 En el diseño del avión se tomarán medidas para proteger a los ocupantes, en caso de aterrizaje de emergencia, contra los incendios, el humo, los gases tóxicos y los efectos directos de las fuerzas de deceleración, así como contra las lesiones que puedan producirse por el efecto de las fuerzas de deceleración en el equipo interior del avión.

D.6.2 Se proveerán medios para la rápida evacuación del avión en las condiciones que probablemente se presentarían después de un aterrizaje de emergencia. Dichos medios guardarán relación con la capacidad del avión en cuanto a pasajeros y tripulación y se demostrará que son adecuados para los fines a los que están destinados.

D.6.3 La disposición interior de la cabina y la ubicación y número de salidas de emergencia, así como los medios para localizar e iluminar los corredores y salidas de evacuación, deberán ser tales que se facilite la evacuación rápida del avión en las condiciones que probablemente se presentarían después de un aterrizaje de emergencia.

D.6.4 En el diseño de los aviones certificados para amarajes forzosos se tomarán medidas para dar la máxima garantía práctica de que puede realizarse la evacuación de los pasajeros y de la tripulación, en condiciones de seguridad, en caso de amaraje forzoso.

D.7 Manejo en tierra

Se adoptarán las medidas adecuadas en el diseño para reducir al mínimo el riesgo de que las operaciones de manejo en tierra (p. ej., remolque, levantamiento con gatos), puedan causar daños, que podrían pasar inadvertidos, en las partes del avión esenciales para su operación segura. Puede tenerse en cuenta la protección que puedan proporcionar cualesquier limitaciones e instrucciones para tales operaciones.

SUBPARTE E. SISTEMA MOTOPROPULSOR

E.1 Motores

Las normas de la Parte VI del presente Anexo se aplicarán a cada motor que se utiliza en el avión como unidad principal de propulsión.

E.2 Hélices

Las normas de la Parte VII de este Anexo se aplicarán a cada hélice que se utiliza en el avión.

E.3 Instalación de sistemas motopropulsores

E.3.1 Cumplimiento de las limitaciones de los motores y las hélices

La instalación del sistema motopropulsor se diseñará de tal forma que los motores y las hélices (cuando las haya) puedan funcionar de manera segura en las condiciones de utilización previstas. En las condiciones establecidas en su manual de vuelo, el avión podrá utilizarse sin exceder las limitaciones establecidas para los motores y las hélices, de conformidad con esta subparte.

E.3.2 Control de la rotación de los motores

En los casos en que la rotación continuada de un motor que ha fallado pudiera aumentar el riesgo de incendio o de una grave falla estructural, se tomarán las medidas adecuadas para que la tripulación pueda detener la rotación del motor en vuelo o reducirla a un valor seguro.

E.3.3 Motor de turbina

En el caso de un turbomotor:

a) el diseño reducirá al mínimo los peligros para el avión en el caso de que fallen las piezas giratorias del motor o que un incendio del motor se propague a la caja del mismo; y

b) el grupo motopropulsor, junto con los correspondientes dispositivos de control, sistemas e instrumentos, estarán concebidos para dar una seguridad razonable de que las limitaciones operacionales del motor que incidan negativamente en la integridad estructural de las partes giratorias no serán excedidas mientras el avión se halle en servicio.

E.3.4 Nueva puesta en marcha del motor

Se proveerán los medios necesarios para poder arrancar de nuevo el motor en vuelo a altitudes inferiores a la altitud máxima declarada.

E.3.5 Disposición y funcionamiento

E.3.5.1 *Independencia de los grupos motores*

El sistema motopropulsor se dispondrá e instalará de tal forma que cada grupo motor junto con sus sistemas asociados pueda controlarse y funcionar independientemente de los otros grupos y de forma que haya por lo menos una disposición del sistema motopropulsor, y de los demás sistemas en la que cualquier falla, a menos que la probabilidad de que se produzca sea extremadamente remota, no pueda tener como resultado una pérdida de potencia mayor que la que resultaría de la falla completa del grupo motor crítico.

E.3.5.2 *Vibración de la hélice*

Se determinarán los esfuerzos de vibración de la hélice y no excederán de los valores que se ha comprobado que son seguros para el funcionamiento dentro de los límites de utilización establecidos para el avión.

E.3.5.3 *Refrigeración*

El sistema de refrigeración será tal que pueda mantenerse la temperatura de los componentes y líquidos del sistema motopropulsor dentro de los límites establecidos (véase E.3.1) a temperaturas del aire ambiente inferiores a la temperatura máxima del aire correspondiente a las operaciones previstas del avión. En el manual de vuelo se anotarán la temperatura máxima y, si fuera necesario, la temperatura ambiente mínima del aire que se hayan establecido como adecuadas para el funcionamiento del sistema motopropulsor.

E.3.5.4 *Sistemas asociados*

Los sistemas de combustible, aceite, admisión de aire y otros sistemas asociados del grupo motopropulsor, podrán alimentar cada motor de conformidad con los requisitos establecidos para todas las condiciones que afectan al funcionamiento de los sistemas (p. ej., potencia o empuje del motor, actitudes del avión y aceleraciones, condiciones atmosféricas, temperaturas de los líquidos) en las condiciones de utilización previstas.

E.3.5.5 Protección contra incendios

En las partes del sistema motopropulsor en que el posible riesgo de incendio sea especialmente grave debido a la

proximidad de fuentes de ignición y materiales combustibles, además de la norma general de D.2 f) se aplicará lo siguiente:

a) *Aislamiento*. Estas partes se aislarán, con materiales incombustibles, de otras partes del avión en que la presencia de un incendio comprometería la continuación del vuelo, teniendo en cuenta los puntos de origen y trayectorias probables de propagación del incendio.

b) *Líquidos inflamables*. Los componentes del sistema de líquidos inflamables situados en dichas partes serán resistentes al fuego. Para minimizar el peligro que presente la falla de algún componente que contenga líquidos inflamables, cada una de las partes tendrá un medio de purga. Se proveerán medios para que la tripulación, en caso de incendio, pueda cerrar el paso de los líquidos inflamables a dichas partes. Cuando existan fuentes de líquidos inflamables en dichas partes, todo el sistema correspondiente dentro de la parte en cuestión, incluso las estructuras que lo sostienen, será incombustible o estará protegido de los efectos del fuego.

c) *Detección de incendios*. Se dispondrá de un número suficiente de detectores de incendios, y se colocarán de tal forma que aseguren la rápida detección de cualquier incendio que pudiera declararse en tales partes.

d) *Extinción de incendios*. Se dotará a tales partes de un sistema extintor de incendios con capacidad suficiente para extinguir cualquier incendio que pueda declararse en ellas, a menos que el grado de aislamiento, la cantidad de combustible, la resistencia de la estructura al fuego y otros factores sean tales que cualquier incendio que pudiera declararse en dichas partes no comprometa la seguridad del avión.

SUBPARTE F. SISTEMAS Y EQUIPO

F.1 Generalidades

F.1.1 Se dotará al avión de los instrumentos, equipo y sistemas, incluidos los de guía y gestión del vuelo, necesarios para el empleo seguro del avión en las condiciones de utilización previstas. Comprenderán los instrumentos y el equipo necesarios para que la tripulación pueda manejar el avión dentro de sus límites de utilización. En el diseño de instrumentos y equipo se observarán los principios relativos a factores humanos.

Nota 1.— Además de los instrumentos y equipo mínimos, necesarios para la obtención del certificado de aeronavegabilidad, en el Anexo 6, Partes I y II se prescribe equipo adicional para circunstancias especiales o para determinadas rutas.

Nota 2.— Con respecto a la evaluación de los sistemas de soporte lógico véase la Subparte H.

Nota 3.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683), y las* Directrices sobre factores humanos para los sistemas de gestión del tránsito aéreo (ATM) *(Doc 9758) figuran textos de orientación sobre actuación humana.*

F.1.2 El diseño de los instrumentos, equipo y sistemas prescritos en F.1.1 y la instalación de los mismos será tal que:

a) exista una relación inversa entre la probabilidad de que se produzca una falla y la gravedad del efecto que ésta tenga en la aeronave y sus ocupantes según, se determine mediante un procedimiento para evaluar la seguridad;

b) desempeñen su función en cualquier condición operativa prevista; y

c) se reduzca al mínimo la interferencia eléctrica entre ellos.

F.1.3 Se proporcionarán los medios de advertir a la tripulación del funcionamiento peligroso de cualquier sistema de manera que les permita tomar medidas correctivas.

F.1.4 La red de abastecimiento de energía eléctrica estará diseñada de tal forma que produzca la energía necesaria durante las operaciones normales del avión y la energía esencial cuando se produzcan fallas que afecten al sistema generador de electricidad, y también en determinadas condiciones medioambientales previstas.

F.2 Instalación

Las instalaciones de instrumentos y equipo se ajustarán a las normas de la Subparte D.

F.3 Equipo de seguridad y supervivencia

El equipo de seguridad y supervivencia prescrito, que la tripulación o los pasajeros habrán de utilizar o manejar en caso de emergencia, será confiable, fácilmente accesible, podrá identificarse rápidamente, y su forma de empleo estará claramente indicada.

F.4 Luces de navegación y luces anticolisión

F.4.1 Las luces prescritas en el Anexo 2 — *Reglamento del aire* que deben ostentar los aviones en vuelo o que operen en el área de movimiento de los aeródromos tendrán intensidades, colores, haces de cobertura y otras características tales que suministren al piloto de otra aeronave o al personal de tierra tanto tiempo como sea posible para la interpretación de las mismas y para las maniobras subsiguientes necesarias a fin de evitar una colisión. Al diseñar dichas luces se tomarán debidamente en cuenta las condiciones bajo las cuales se espere razonablemente que éstas han de desempeñar tales funciones.

Nota 1.— Es probable que las luces se vean contra una diversidad de fondos, tales como iluminación típica de la ciudad, cielo claro estrellado, aguas iluminadas por la luna y condiciones diurnas de baja luminancia de fondo. Además, con toda probabilidad ocurrirán situaciones con riesgo de colisión en áreas de control terminal en las cuales las aeronaves maniobran en los niveles intermedios y bajos de vuelo a velocidades de acercamiento que probablemente no excedan de 900 km/h (500 kt).

Nota 2.— Véase el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) en el que figuran especificaciones técnicas detalladas sobre las luces exteriores de los aviones.*

F.4.2 Las luces de los aviones se instalarán de manera que se reduzca a un mínimo la posibilidad de que éstas:

a) afecten adversamente el desempeño satisfactorio de las obligaciones de las tripulaciones de vuelo; o

b) expongan a cualquier persona fuera del avión a deslumbramiento perjudicial.

Nota.— A fin de evitar los efectos mencionados en F.4.2, será necesario en algunos casos proporcionar los medios por los cuales el piloto pueda apagar o reducir la intensidad de las luces de destellos.

F.5 Protección contra la interferencia electromagnética

Los sistemas electrónicos del avión, especialmente los sistemas críticos de vuelo y esenciales de vuelo, estarán protegidos contra la interferencia electromagnética dimanante de fuentes internas o externas.

F.6 Protección contra el hielo

Si se exige la certificación de vuelo en condiciones de engelamiento, se demostrará que el avión puede volar sin peligro en cualquier condición de engelamiento con que pueda encontrarse en todos los lugares de operación previstos.

SUBPARTE G. LIMITACIONES DE UTILIZACIÓN E INFORMACIÓN

G.1 Generalidades

Las limitaciones de utilización, dentro de las cuales se determina el cumplimiento de las normas de este Anexo, junto con cualquier otra información necesaria para la utilización segura del avión, se pondrán a disposición de los interesados por medio del manual de vuelo, por indicaciones y letreros, y por cualesquier otros medios que puedan servir para la consecución eficaz de este fin. Las limitaciones e información comprenderán por lo menos las prescritas en esta subparte.

G.2 Limitaciones de utilización

G.2.1 Las limitaciones que haya riesgo de sobrepasar en vuelo y que se definen cuantitativamente, se expresarán en unidades apropiadas y se corregirán, si fuera necesario, los errores de medición a fin de que la tripulación de vuelo pueda, por la simple lectura de los instrumentos disponibles, determinar fácilmente cuándo se han alcanzado dichas limitaciones.

G.2.2 Limitaciones de carga

Las limitaciones de carga comprenderán todas las masas límite, posiciones del centro de gravedad, distribución de la masa y cargas aplicables al piso del avión (véase A.2.2).

G.2.3 Limitaciones de velocidad aerodinámica

Las limitaciones de velocidad aerodinámica comprenderán todas las velocidades límites (véase C.5) desde el punto de vista de la solidez estructural o cualidades de vuelo del avión, o atendiendo a otras consideraciones. Estas velocidades se identificarán respecto a las configuraciones apropiadas del avión y otros factores pertinentes.

G.2.4 Limitaciones del sistema motopropulsor

Las limitaciones del sistema motopropulsor comprenderán todas las establecidas para los diversos componentes del sistema instalados en el avión (véanse E.3.1 y E.3.5.3).

G.2.5 Limitaciones relativas al equipo y a los sistemas

Las limitaciones relativas al equipo y a los sistemas comprenderán todas las establecidas para los diversos equipos y sistemas instalados en el avión.

G.2.6 Limitaciones diversas

Las limitaciones diversas comprenderán aquéllas que sean necesarias respecto a las condiciones que se haya comprobado que son perjudiciales a la seguridad del avión (véase A.2.1).

G.2.7 Limitaciones referentes a la tripulación de vuelo

Las limitaciones referentes a la tripulación de vuelo comprenderán el número mínimo de personal de tripulación de vuelo necesario para la utilización del avión, teniendo en cuenta, entre otras cosas, las posibilidades de acceso de los miembros de la tripulación a todos los mandos e instrumentos necesarios y de ejecución de los procedimientos de emergencia establecidos.

Nota.— Véanse en el Anexo 6 — Operación de Aeronaves, *Partes I y II, las circunstancias en las cuales la tripulación de vuelo incluirá más personal del que comprende la tripulación de vuelo mínima definida en este Anexo.*

G.2.8 Limitación del tiempo de vuelo después de una falla de los sistemas o de un grupo motor

Entre las limitaciones relativas a los sistemas se incluirá el tiempo máximo de vuelo durante el cual se haya establecido que los sistemas son confiables en relación con la aprobación de las operaciones de aviones con dos grupos motores de turbina, más allá del umbral de tiempo establecido de conformidad con 4.7 del Anexo 6, Parte I.

Nota.— El tiempo máximo establecido de conformidad con 4.7 del Anexo 6, Parte I, para una ruta específica, puede ser menor que el determinado de conformidad con G.2.8 por motivos de índole operacional.

G.3 Información y procedimientos de utilización

G.3.1 Tipos de operaciones admisibles

Se hará una lista de los tipos especiales de operaciones, respecto a los cuales el avión haya demostrado que posee las cualidades necesarias para cumplir las normas de aeronavegabilidad pertinentes.

G.3.2 Información referente a la carga

La información referente a la carga comprenderá la masa en vacío del avión junto con la indicación de la condición del avión en el momento de pesarlo, la posición correspondiente del centro de gravedad y los puntos y líneas de referencia con que se relacionan los límites del centro de gravedad.

Nota.— Usualmente la masa en vacío excluye la masa de la tripulación, la carga de pago, el combustible utilizable y el aceite que puede vaciarse; incluye la masa de todo el lastre fijo, el combustible no utilizable, el aceite que no puede vaciarse, la

cantidad total de refrigerante del motor y la cantidad total de líquido hidráulico.

G.3.3 Procedimientos de utilización

Se hará una descripción de los procedimientos de utilización normales y de emergencia propios del tipo de avión considerado, y necesarios para su utilización segura. Estos procedimientos comprenderán los que han de seguirse en el caso de falla de uno o más grupos motores.

G.3.4 Información referente al manejo

Se dará información suficiente sobre cualquier característica importante poco usual del avión. Se anotarán las velocidades de pérdida o velocidades mínimas en vuelo uniforme que deben establecerse de conformidad con B.4.2.3.

G.3.5 Lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba

En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60, se seleccionará en el avión un lugar de riesgo mínimo en el que pueda colocarse una bomba u otro artefacto explosivo a fin de minimizar sus efectos en caso de explosión.

G.4 Información referente a la performance

Se anotará la performance del avión de acuerdo con B.2. Se incluirá información relativa a las diferentes configuraciones y potencias o empujes del avión de que se trate, y a las velocidades pertinentes, junto con información que ayude a la tripulación de vuelo a obtener la performance anotada.

G.5 Manual de vuelo

Se dispondrá de un manual de vuelo. Este manual identificará claramente el avión o serie de aviones específicos a que se refiere. En el manual de vuelo se indicarán, por lo menos, las limitaciones, información y procedimientos que se especifican en G.2, G.3, G.4 y G.6.1.

G.6 Indicaciones y letreros

G.6.1 Las indicaciones y letreros en los instrumentos, equipo, mandos, etc., comprenderán las limitaciones o información necesarias que ha de tener en cuenta la tripulación durante el vuelo.

G.6.2 Se proveerán indicaciones y letreros, o instrucciones, a fin de proporcionar al personal de tierra toda información fundamental con objeto de impedir que, en el servicio que se da al avión en tierra (p. ej., remolque, reaprovisionamiento de combustible) se cometan errores que pudieran pasar desapercibidos y que podrían comprometer la seguridad del avión en los vuelos subsiguientes.

G.7 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento

G.7.1 Generalidades

Se dará información que permita desarrollar procedimientos para mantener el avión en condiciones de aeronavegabilidad. Esa información incluirá la que se describe en G.7.2, G.7.3 y G.7.4.

G.7.2 Información sobre el mantenimiento

La información sobre el mantenimiento incluirá una descripción del avión y de los métodos recomendados para llevar a cabo el mantenimiento. Esa información incluirá orientación sobre el diagnóstico de defectos.

G.7.3 Información sobre el programa de mantenimiento

La información sobre el programa de mantenimiento incluirá los trabajos de mantenimiento y los intervalos recomendados para efectuarlos.

Nota.— La preparación de información inicial sobre el programa de mantenimiento en la fecha de certificación del tipo de aeronave se denomina a veces proceso de la Junta de revisión del mantenimiento (MRB).

G.7.4 Requisitos obligatorios sobre el mantenimiento resultantes de la aprobación del diseño de tipo

Se identificarán como tales y se incluirán en la información de mantenimiento de G.7.3, los requisitos de mantenimiento obligatorios que el Estado de diseño haya especificado como parte de la aprobación del diseño de tipo.

Nota.— Los requisitos obligatorios identificados como parte de la aprobación del diseño de tipo suelen mencionarse como requisitos de mantenimiento para la certificación (CMR) o como limitaciones de la aeronavegabilidad.

SUBPARTE H. SOPORTES LÓGICOS DE LOS SISTEMAS

Los soportes lógicos de los sistemas estarán diseñados y convalidados para asegurar que los sistemas en los que se utiliza el soporte lógico ejecutan las funciones previstas con un grado de seguridad que satisfaga los requisitos de esta Parte, concretamente los de F.1.2 a) y F.1.3.

Nota.— Algunos Estados aceptan normas aeronáuticas nacionales o internacionales tales como RTCA/DO-178 o EUROCAE ED12, en lo tocante a la concepción y el ensayo de soportes lógicos para sistemas.

SUBPARTE I. RESISTENCIA AL IMPACTO Y SEGURIDAD DE LA CABINA

I.1 Generalidades

En el diseño de los aviones se tendrá en cuenta la resistencia al impacto (aterrizajes violentos) que tienda a aumentar las probabilidades de supervivencia de los ocupantes.

I.2 Especificación de las cargas que presentan los aterrizajes forzosos

En todas las categorías de aviones se determinarán las cargas que presentan los aterrizajes de emergencia (violentos) a fin de poder diseñar el interior, los accesorios, la estructura de soporte y el equipo de seguridad de forma que maximicen las probabilidades de supervivencia de los ocupantes. Los elementos que deben considerarse incluirán:

a) los efectos dinámicos;

b) criterios respecto a la sujeción de artículos que podrían presentar un peligro;

c) la deformación del fuselaje en las salidas de emergencia;

d) la integridad y la posición de las células del combustible; y

e) la integridad de los sistemas eléctricos para evitar causas de combustión.

I.3 Protección de la cabina contra incendios

La cabina estará diseñada de manera que proteja a los ocupantes contra incendios si se produjera alguna falla de los sistemas en vuelo o en una situación de choque. Los elementos que deben considerarse incluirán:

a) la combustibilidad de los materiales del interior de la cabina;

b) la resistencia al fuego y la generación de humos y gases tóxicos;

c) medidas de seguridad para permitir la evacuación sin riesgos; y

d) el equipo de detección y extinción de incendios.

I.4 Evacuación

El avión tendrá las suficientes salidas de emergencia como para facilitar al máximo la evacuación de la cabina en un plazo de tiempo apropiado. Los elementos que deben considerarse incluirán:

a) el número de asientos y la configuración de éstos;

b) el número, el emplazamiento y el tamaño de las salidas;

c) el señalamiento de las salidas y las instrucciones para usarlas;

d) la probabilidad de embotellamiento de las salidas;

e) el funcionamiento de las salidas; y

f) la colocación y el peso del equipo de evacuación en las salidas, p. ej., toboganes y balsas.

I.5 Iluminación y señales

Se proporcionará iluminación de emergencia que tendrá las características siguientes:

a) será independiente del generador eléctrico principal;

b) se activará automáticamente en caso de pérdida de la energía normal o de choque;

c) habrá indicación visual del camino a las salidas de emergencia, cuando la cabina se haya llenado de humo;

d) habrá iluminación tanto en el interior como en el exterior del avión durante la evacuación; y

e) no ha de constituir un peligro más en el caso de derrame de combustible.

I.6 Equipo de supervivencia

El avión estará equipado de forma que ofrezca a la tripulación y a los ocupantes el máximo de probabilidades de sobrevivir durante un tiempo razonable en el ambiente externo previsto. Los elementos que deben considerarse incluirán:

a) balsas y chalecos salvavidas;

b) el equipo de supervivencia adecuado al ambiente previsto;

c) radios de emergencia y señales pirotécnicas de socorro; y

d) radiofaros de emergencia automáticos.

SUBPARTE J. AMBIENTE OPERATIVO Y FACTORES HUMANOS

J.1 Generalidades

El avión estará diseñado de manera que la operación del mismo sea segura pese a las limitaciones relacionadas con los pasajeros y los que vuelan, mantienen y atienden al avión.

Nota.— Ocurre frecuentemente que la relación hombre/máquina es el punto débil de los sistemas operativos, razón por la que es necesario asegurarse de que es gobernable en todas las fases del vuelo (lo que abarca cualquier degradación debido a fallas) y que ni la tripulación ni los pasajeros se vean perjudicados por el ambiente en el que han sido colocados durante el vuelo.

J.2 Tripulación de vuelo

J.2.1 El avión se diseñará de forma que la tripulación de vuelo pueda gobernarlo con seguridad y eficiencia. El diseño tendrá en cuenta las diferencias en la habilidad y fisiología de la tripulación de vuelo dentro de los límites establecidos para el otorgamiento de licencias a la tripulación. También se tendrán en cuenta las diferentes condiciones previstas al gobernar el avión en su ambiente, lo que comprende las dificultades ocasionadas por fallas.

J.2.2 El volumen de trabajo que el diseño del avión impone a la tripulación de vuelo será razonable en todas las etapas del mismo. Se tendrán especialmente en cuenta las etapas y momentos críticos del vuelo que puedan razonablemente preverse durante la vida útil del avión, tales como falla controlada de motor o encuentro con cizalladura del viento.

Nota.— El volumen de trabajo puede verse afectado por factores tanto cognitivos como fisiológicos.

J.3 Ergonomía

Al diseñar el avión, se tendrán en cuenta factores ergonómicos tales como:

a) la facilidad de uso y la prevención de uso incorrecto involuntario;

b) facilidad de acceso;

c) entorno de trabajo;

d) normalización y homogeneidad; y

e) facilidad de mantenimiento.

J.4 Factores ambientales que afectan a la tripulación

En el diseño del avión se tendrá en cuenta el ambiente en el que se desenvuelve la tripulación de vuelo, lo que comprende:

a) el efecto de factores aeromédicos tales como nivel de oxígeno, temperatura, humedad, ruido y vibraciones;

b) el efecto de las fuerzas físicas durante el vuelo normal;

c) el efecto de vuelos prolongados a gran altitud; y

d) el bienestar físico.

SUBPARTE K. SEGURIDAD

K.1 Aviones utilizados para operaciones comerciales del interior

Recomendación.— *Todos los Estados contratantes deberían aplicar también las normas y los métodos recomendados internacionales expuestos en el presente capítulo a los aviones que realizan operaciones comerciales del interior (servicios aéreos).*

K.2 Lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba

En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60, en el diseño de aviones se preverá un lugar de riesgo mínimo para colocar una bomba, de manera de mitigar los efectos de una bomba para el avión y sus ocupantes.

K.3 Protección del compartimiento de la tripulación de vuelo

K.3.1 En todos los aviones que según el Anexo 6, Parte I, Capítulo 13, han de estar provistos de una puerta aprobada en el compartimiento de la tripulación de vuelo y para los cuales se haya solicitado primero a la autoridad nacional que corresponda un certificado de tipo el 20 de mayo de 2006 o después de dicha fecha, los mamparos, pisos y techos del compartimiento de la tripulación de vuelo estarán diseñados de forma de resistir la penetración de disparos de armas cortas y metralla de granadas y las intrusiones por la fuerza, cuando dichas áreas sean accesibles para los pasajeros y la tripulación de cabina durante el vuelo.

K.3.2 **Recomendación.—** *En todos los aviones que según el Anexo 6, Parte I, Capítulo 13, han de estar provistos de una puerta en el compartimiento de la tripulación de vuelo y para los cuales se presente ante la autoridad nacional competente, el 20 de mayo o después, una solicitud de enmienda del certificado de tipo para incluir un diseño de tipo derivado, debería considerarse la posibilidad de reforzar los mamparos, pisos y techos del compartimiento de forma tal que resistan la penetración de disparos de armas cortas y metralla de granadas, al igual que las intrusiones por la fuerza, cuando dichas áreas sean accesibles para los pasajeros y la tripulación de cabina durante el vuelo.*

Nota.— Las normas y los métodos recomendados relativos a los requisitos de la puerta del compartimiento de la tripulación de vuelo en todos los aviones comerciales de pasajeros figuran en el Anexo 6, Parte I, Capítulo 13.

K.4 Diseño interior

En el caso de aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 45 500 kg o con una capacidad de asientos de pasajeros superior a 60, se preverán características de diseño que impidan ocultar fácilmente armas, explosivos u otros objetos peligrosos a bordo y que faciliten los procedimientos de registro para localizar dichos objetos.

PARTE IV. HELICÓPTEROS

PARTE IVA. HELICÓPTEROS PARA LOS QUE SE SOLICITÓ LA CERTIFICACIÓN EL 22 DE MARZO DE 1991 O POSTERIORMENTE, PERO ANTES DEL 13 DE DICIEMBRE DE 2007

Nota.— Las disposiciones de la Parte IVA son las mismas que las de la Parte IV del Anexo 8, novena edición, salvo las cláusulas de aplicación modificadas y las referencias recíprocas.

CAPÍTULO 1. GENERALIDADES

1.1 Aplicación

1.1.1 Las normas de esta parte son aplicables a todos los helicópteros indicados en 1.1.2, cuyo prototipo se haya sometido a las autoridades competentes nacionales para su certificación el 22 de marzo de 1991 o después de esa fecha, pero antes del 13 de diciembre de 2007.

1.1.2 Las normas de esta parte se aplicarán a los helicópteros destinados al transporte de pasajeros, carga o correo en la navegación aérea internacional.

Nota.— Las normas siguientes no incluyen especificaciones cuantitativas comparables a las contenidas en los códigos nacionales de aeronavegabilidad. De acuerdo con 1.2.1 de la Parte II, estas normas serán suplementadas por requisitos establecidos, adoptados y aceptados por los Estados contratantes.

1.1.3 El nivel de aeronavegabilidad definido en las partes apropiadas del código nacional amplio y detallado, mencionado en 1.2.1 de la Parte II relativo a los helicópteros indicados en 1.1.2, equivaldrá, al menos en gran parte, al nivel general al que están dirigidas las normas generales de esta parte.

1.1.4 A menos que se indique de otro modo, las normas se aplican a la totalidad del helicóptero, incluso los grupos motores, sistemas y equipo.

1.2 Limitaciones

1.2.1 Se establecerán condiciones límites de utilización para el helicóptero, sus grupos motores y su equipo (véase 9.2). La conformidad con las normas de esta Parte se establecerá suponiendo que el helicóptero se utilice dentro de las limitaciones especificadas. Las limitaciones se establecerán, con un margen suficiente, respecto a condiciones que pongan en peligro la seguridad del helicóptero, a fin de que sea extremadamente remota la posibilidad de un accidente.

1.2.2 Los valores límites de masa, posición del centro de gravedad, repartición de cargas, velocidades y condiciones ambientes, se establecerán de tal forma que se demuestre que se cumplen todas las normas pertinentes de esta Parte, si bien no es necesario considerar aquellas combinaciones de condiciones que fundamentalmente sea imposible que se presenten.

Nota 1.— La masa máxima de utilización y los límites del centro de gravedad podrán variar, por ejemplo, para cada altitud y para cada condición de operación que resulte posible esperar, p. ej., despegue, en ruta, aterrizaje.

Nota 2.— Los siguientes aspectos, por ejemplo, pueden considerarse como limitaciones básicas del helicóptero:

— *masa máxima certificada de despegue (incluida la elevación inicial);*

— *masa máxima certificada de rodaje en tierra;*

— *masa máxima certificada de aterrizaje;*

— *posiciones del centro de gravedad más adelantado, más retrasado y más hacia un lado para diversas configuraciones;*

— *masa máxima certificada de carga en eslinga.*

Nota 3.— La masa máxima de utilización puede ser objeto de limitación al aplicar las normas de homologación en cuanto al ruido (véanse Anexo 16, Volumen I, y Anexo 6, Parte III).

1.3 Características que pueden comprometer la seguridad

El helicóptero no tendrá ninguna característica susceptible de comprometer la seguridad en las condiciones de utilización previstas.

1.4 Pruebas de conformidad

1.4.1 La conformidad con las normas apropiadas de aeronavegabilidad se basará en resultados obtenidos en ensayos, en cálculos, en cálculos basados en ensayos, o en otros métodos, siempre que en cada caso la precisión alcanzada garantice un nivel de aeronavegabilidad igual al que se hubiera obtenido mediante ensayos directos.

1.4.2 Los ensayos indicados en 1.4.1 serán tales que proporcionen una seguridad razonable de que el helicóptero, sus componentes y el equipo son confiables y funcionan correctamente en las condiciones de utilización previstas.

CAPÍTULO 2. VUELO

2.1 Generalidades

2.1.1 El cumplimiento de las normas prescritas en el Capítulo 2 se demostrará mediante ensayos en vuelo u otros ensayos llevados a cabo con un helicóptero, o helicópteros, del tipo para el cual se desea el certificado de aeronavegabilidad, o bien por medio de cálculos (u otros métodos) basados en tales ensayos, siempre que los resultados obtenidos por los cálculos (u otros métodos) tengan una precisión igual o incluso mayor a la que se obtiene por ensayo directo.

2.1.2 La conformidad con cada norma se establecerá para todas las combinaciones aplicables de masa y posición del centro de gravedad del helicóptero, dentro de las condiciones de carga para las cuales se desea obtener el certificado.

2.1.3 Cuando sea necesario, se establecerán configuraciones apropiadas del helicóptero para determinar la performance en las diferentes fases del vuelo y para investigar sus cualidades de vuelo.

2.2 Performance

2.2.1 Generalidades

2.2.1.1 Se establecerán y anotarán en el manual de vuelo datos de performance del helicóptero suficientes para proporcionar a los explotadores la información necesaria a fin de determinar la masa total del helicóptero a base de los valores, apropiados para el vuelo propuesto, de los parámetros pertinentes de utilización, con objeto de que el vuelo pueda realizarse con una certidumbre razonable de que el helicóptero alcanzará la performance mínima segura para dicho vuelo.

2.2.1.2 El logro de la performance anotada para el helicóptero tendrá en cuenta la actuación humana y en particular no requerirá habilidad ni vigilancia excepcionales por parte del piloto.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre actuación humana*.

2.2.1.3 La performance anotada para el helicóptero será compatible con el cumplimiento de 1.2.1 y con el funcionamiento, en combinaciones lógicas de aquellas instalaciones y equipo del helicóptero, cuya utilización pueda afectar a la performance.

2.2.2 Performance mínima

Con las masas máximas (véase 2.2.3) de despegue y aterrizaje anotadas en función de la elevación del lugar de despegue o de aterrizaje, o de la altitud de presión, bien en atmósfera tipo o bien en condiciones meteorológicas especificadas con aire en calma, y, para operaciones acuáticas, en condiciones especificadas de agua tranquila, el helicóptero podrá realizar las performances mínimas especificadas en 2.2.2.1 y 2.2.2.2, respectivamente, sin tener en cuenta los obstáculos, ni la longitud de área de aproximación final y de despegue.

Nota.— Esta norma permite que se anoten en el manual de vuelo del helicóptero la masa máxima de despegue y la masa máxima de aterrizaje respecto, por ejemplo:

— *a la elevación del lugar de despegue o de aterrizaje, o*

— *a la altitud de presión, o*

— *a la altitud de presión y temperatura atmosférica,*

de manera que sean fácilmente utilizables cuando se apliquen los códigos nacionales sobre limitaciones de utilización de la performance de helicóptero.

2.2.2.1 *Despegue*

a) En caso de falla del grupo motor crítico en el punto de decisión de despegue o después del mismo (para la Categoría de performance 1) o en el punto definido después del despegue (para la Categoría de performance 2), los helicópteros de las Categorías de performance 1 y 2 podrán continuar el vuelo en condiciones de seguridad, funcionando los otros grupos motores dentro de las limitaciones aprobadas.

b) La performance mínima en todas las fases de despegue y ascenso será suficiente para asegurar que, en condiciones de utilización que se aparten ligeramente de las ideales para las cuales se anotan los datos (véase 2.2.3), la diferencia respecto a los valores anotados no sea desproporcionada.

2.2.2.2 *Aterrizaje*

a) Partiendo de la configuración de aproximación, en caso de falla del grupo motor crítico en el punto de decisión de aterrizaje o después del mismo (Categoría de performance 1) o en el punto definido después del aterrizaje (Categoría de performance 2), el helicóptero podrá continuar el vuelo en condiciones de seguridad, funcionando los otros grupos motores dentro de las limitaciones aprobadas.

b) Partiendo de la configuración de aterrizaje, el helicóptero podrá, en caso de aterrizaje frustrado, elevarse de nuevo con todos los grupos motores funcionando.

2.2.3 Anotación de los datos de performance

Se establecerán los datos de performance y anotarán en el manual de vuelo de forma que su aplicación mediante las reglas

de utilización, de acuerdo con las cuales ha de usarse el helicóptero, de conformidad con 5.1.2 de la Parte III del Anexo 6, proporcione una relación satisfactoria entre la performance del helicóptero y los aeródromos, helipuertos y rutas aéreas en que puede utilizarse. Los datos de performance se establecerán y anotarán para las fases que se indican a continuación dentro de los límites de masa, altitud o altitud de presión, velocidad del viento y demás condiciones ambientes, condición de la superficie del agua y fuerza de la corriente en el caso de anfibios, y cualesquier otras variables de utilización para los cuales ha de certificarse el helicóptero.

2.2.3.1 *Despegue*. Los datos de performance de despegue incluirán la distancia de despegue requerida y la trayectoria de despegue. En el caso de los helicópteros de la Categoría de performance 1 se incluirá también la distancia de despegue interrumpido requerida.

2.2.3.1.1 *Punto de decisión de despegue*. (Únicamente para helicópteros de la Categoría de performance 1). El punto de decisión de despegue será el punto utilizado en la fase de despegue para determinar la performance de despegue a partir del cual se puede interrumpir el despegue o continuarlo en condiciones de seguridad, con el grupo motor crítico inactivo.

2.2.3.1.2 *Distancia de despegue requerida*. (Únicamente para helicópteros de la Categoría de performance 1). La distancia de despegue requerida será la distancia horizontal entre el punto en que se inicia el despegue y el punto en que se alcancen $V_{(TOSS)}$, una altura seleccionada sobre la superficie de despegue y una pendiente de ascenso positiva después de una falla del grupo motor crítico en el punto de decisión de despegue, con los otros grupos motores funcionando dentro de los límites de utilización aprobados.

2.2.3.1.3 *Distancia de despegue interrumpido requerida*. (Únicamente para helicópteros de Categoría de performance 1). La distancia de despegue interrumpido requerida será la distancia horizontal entre el punto en que se inicia el despegue y el punto en que el helicóptero se detiene totalmente después de una falla del grupo motor y de la interrupción del despegue en el punto de decisión de despegue.

2.2.3.1.4 *Distancia de despegue requerida*. (Únicamente para helicópteros de las Categorías de performance 2 y 3). La distancia de despegue requerida será la distancia horizontal entre el punto en que se inicia el despegue y el punto en el que se alcanza la velocidad correspondiente al régimen de ascenso óptimo (V_y) o la velocidad correspondiente al ángulo de ascenso óptimo (V_x) (a reserva de que esta velocidad no entrañe volar dentro de las áreas que hayan de evitarse de los diagramas de altura-velocidad) y una altura seleccionada sobre la superficie de despegue, con todos los motores funcionando a la potencia de despegue.

2.2.3.2 *En ruta*. La performance en ruta será la performance de ascenso, crucero o descenso con:

a) el grupo motor crítico inactivo;

b) los dos grupos motores críticos inactivos en el caso de helicópteros de tres o más grupos motores; y

c) los motores en funcionamiento sin sobrepasar la potencia para la que están certificados.

2.2.3.3 *Aterrizaje*. Los datos de performance de aterrizaje incluirán la distancia de aterrizaje requerida y, para los helicópteros de la Categoría de performance 1, el punto de decisión de aterrizaje.

2.2.3.3.1 *Punto de decisión de aterrizaje*. (Únicamente para helicópteros de la Categoría de performance 1). El punto de decisión de aterrizaje será el último punto en la fase de aproximación desde el cual o bien puede efectuarse un aterrizaje o bien iniciarse un aterrizaje interrumpido (dar motor) en condiciones de seguridad, con el grupo motor crítico inactivo.

2.2.3.3.2 *Distancia de aterrizaje requerida*. La distancia de aterrizaje requerida será la distancia horizontal necesaria para aterrizar y detenerse totalmente a partir de un punto de la trayectoria de vuelo de aproximación a una altura seleccionada sobre la superficie de aterrizaje.

2.3 Cualidades de vuelo

El helicóptero cumplirá las normas de 2.3 a todas las altitudes, hasta la altitud máxima prevista pertinente al requisito aplicable, en todas las condiciones de temperatura correspondientes a la altitud en cuestión y para las cuales se ha aprobado el helicóptero.

2.3.1 Manejabilidad

El helicóptero se gobernará y maniobrará en todas las condiciones de utilización previstas y se podrá pasar sin brusquedad de un régimen de vuelo a otro (p. ej., virajes, resbalamientos o derrapes, cambios de potencia del motor, variaciones de configuración del helicóptero) sin requerir habilidad, vigilancia ni fuerza excepcionales por parte del piloto, incluso en caso de falla de cualquier grupo motor. Se establecerá una técnica para gobernar con seguridad el helicóptero durante las fases de vuelo y en todas las configuraciones del helicóptero para las que esté anotada la performance.

Nota.— Esta norma tiene por objeto, entre otras cosas, prever el caso de que el vuelo se efectúe en una atmósfera sin turbulencia perceptible y, también asegurar que las cualidades de vuelo no disminuyen en forma excesiva con aire turbulento.

2.3.1.1 *Manejabilidad en tierra (o agua)*. El helicóptero podrá gobernarse en tierra (o sobre el agua) durante el rodaje, despegue y aterrizaje en las condiciones de utilización previstas.

2.3.1.2 *Manejabilidad en el despegue*. El helicóptero podrá gobernarse en caso de falla repentina del grupo motor crítico en cualquier punto del despegue, cuando el helicóptero se maneje en la forma correspondiente a los datos de despegue anotados.

2.3.2 Compensación

Las características de compensación del helicóptero y las posibilidades de manejo serán tales que el esfuerzo de atención y habilidad que se exija al piloto para mantener la condición de

vuelo deseada, no sea excesivo teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. En caso de mal funcionamiento de los sistemas relacionados con los mandos de vuelo, no deberá haber ninguna disminución importante de las características de manejo.

2.3.3 Estabilidad

La estabilidad del helicóptero en relación con sus demás características de vuelo, performance, resistencia estructural y condiciones de utilización más probables (p. ej., configuraciones y límites de velocidades del helicóptero) será tal que garantice que el esfuerzo de concentración que se exija al piloto no sea excesivo, teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. Pero la estabilidad del helicóptero no será tal que exija fuerzas excesivas por parte del piloto, ni que resulte perjudicada la seguridad del helicóptero por falta de maniobrabilidad en casos de emergencia.

2.3.4 Autorrotación

2.3.4.1 *Control de la velocidad del rotor*. Las características de autorrotación del helicóptero serán tales que permitan al piloto controlar la velocidad del rotor dentro de los límites prescritos y mantener plenamente el mando del helicóptero.

2.3.4.2 *Comportamiento subsiguiente a una pérdida de potencia*. El comportamiento del helicóptero después de una pérdida de potencia no será tal que haga extremadamente difícil una recuperación pronta de la velocidad del rotor sin que se sobrepasen los límites de velocidad aerodinámica y de resistencia del helicóptero.

2.3.4.3 *Velocidades aerodinámicas de autorrotación*. Se establecerán las velocidades aerodinámicas de autorrotación recomendadas para alcance máximo y régimen mínimo de descenso.

2.3.5 Flameo y vibraciones

Se demostrará mediante ensayos adecuados que ninguna parte del helicóptero está expuesta a flameo ni a excesiva vibración cualquiera que sea la configuración del helicóptero, y en todas las condiciones de velocidad, dentro de los límites de utilización del helicóptero (véase 1.2.2). No habrá vibraciones tan fuertes que perturben el mando del helicóptero, causen daños en su estructura, o produzcan excesiva fatiga a la tripulación de vuelo.

CAPÍTULO 3. ESTRUCTURAS

3.1 Generalidades

Las normas del Capítulo 3 se aplican a la estructura del helicóptero, integrada por todas las partes de éste, cuya rotura lo pondría en grave peligro.

3.1.1 Masa y su distribución

A menos que se especifique de otro modo, se cumplirán todas las normas estructurales cuando se varíe la masa entre los límites aplicables y se distribuya en la forma más desfavorable, dentro de las condiciones de utilización para las cuales se desea obtener el certificado.

3.1.2 Cargas límites

A menos que se haga constar de otro modo, las cargas exteriores y las correspondientes cargas de inercia, o las reacciones resultantes de los diferentes casos de carga prescritos en 3.4, 3.5 y 3.6, se considerarán como cargas límites.

3.1.3 Resistencia y deformación

En los diferentes casos de carga prescritos en 3.4, 3.5 y 3.6, ninguna parte de la estructura del helicóptero sufrirá deformaciones perjudiciales aplicando todas las cargas, incluso la carga límite, y la estructura del helicóptero podrá soportar la carga de rotura.

3.2 Velocidades aerodinámicas

3.2.1 Velocidades aerodinámicas de cálculo

Se establecerán velocidades aerodinámicas de cálculo para las cuales se haya proyectado que la estructura del helicóptero pueda resistir las correspondientes cargas que resulten de las maniobras y ráfagas, de conformidad con 3.4.

3.2.2 Velocidades aerodinámicas límites

En el manual de vuelo del helicóptero, como parte de los límites de utilización, se incluirán velocidades aerodinámicas límites, basadas en las correspondientes velocidades aerodinámicas de cálculo, con márgenes de seguridad cuando se considere apropiado, de conformidad con 1.2.1 (véase 9.2.2). Cuando las velocidades aerodinámicas límites sean función de la masa, distribución de la masa, altitud, velocidad del rotor, potencia u otros factores, se establecerán tales velocidades límites basándose en la combinación crítica de estos factores.

3.3 Límites de las velocidades de giro de los rotores principales

Se establecerán valores de las velocidades de los rotores principales tales que:

a) con la potencia aplicada, se proporcione un margen adecuado para permitir variaciones de la velocidad del rotor en cualquier maniobra apropiada, y que sean compatibles con la clase de regulador o sincronizador utilizado; y

b) sin aplicación de la potencia puedan realizarse cada una de las maniobras de autorrotación apropiadas dentro de los valores de la velocidad aerodinámica relativa y de la masa para los cuales se solicita la certificación.

3.4 Cargas de vuelo

Se tendrán en cuenta los casos de cargas de vuelo de 3.4.1, 3.4.2 y 3.6 para los límites de masa y distribución de la masa prescritos en 3.1.1, y a las velocidades aerodinámicas establecidas de conformidad con 3.2.1. Se tendrán en cuenta tanto los casos de cargas simétricas como los de cargas asimétricas. La distribución de las cargas aerodinámicas, de inercia y otras que resulten de las condiciones especificadas de carga se hará ateniéndose lo más posible a las condiciones reales, o a condiciones equivalentes con margen de seguridad.

3.4.1 Cargas de maniobras

Las cargas de maniobras se calcularán a base de los factores de cargas de maniobras apropiados a las maniobras permitidas por los límites de utilización. No serán inferiores a los valores que la experiencia ha indicado que serán satisfactorios en las condiciones de utilización previstas.

3.4.2 Cargas debidas a ráfagas

Las cargas debidas a ráfagas se calcularán para velocidades verticales y horizontales de ráfagas, cuyas estadísticas u otra información disponible indiquen que serán adecuadas en las condiciones de utilización previstas.

3.5 Cargas en tierra y en el agua

La estructura podrá soportar las cargas debidas a las reacciones de la superficie del suelo y del agua que puedan producirse durante el arranque, el rodaje en tierra o en el deslizamiento en el agua, la elevación inicial, la toma de contacto y el frenado del rotor.

3.5.1 Condiciones de aterrizaje

Entre las condiciones de aterrizaje con la masa de cálculo para el despegue y la masa de cálculo para el aterrizaje, se incluirán las actitudes simétricas y asimétricas del helicóptero al ponerse en contacto con la tierra o el agua, las velocidades de descenso, y cualesquier otros factores que afecten a las cargas que actúan sobre la estructura y que podrían presentarse en las condiciones de utilización previstas.

3.6 Cargas diversas

Además de las cargas debidas a ráfagas y de las cargas de maniobras, así como de las cargas en tierra y en el agua, o en relación con ellas, se considerarán todas las demás cargas (cargas en los mandos de vuelo, presiones en la cabina, efectos del funcionamiento de los motores, cargas debidas a cambios de configuración, cargas debidas a la masa externa, etc.) que sea probable que se presenten en las condiciones de utilización previstas.

3.7 Flameo, deformación y vibraciones

Cada parte de la estructura del helicóptero estará libre de vibraciones u oscilaciones (resonancia del suelo, flameo, etc.) en las debidas condiciones de velocidad y potencia.

3.8 Resistencia a la fatiga

La resistencia y la construcción del helicóptero serán tales que aseguren que bajo la acción de las cargas repetidas y de cargas debidas a vibraciones, en las condiciones de utilización previstas, la probabilidad de rotura por fatiga, de consecuencias desastrosas para la estructura del helicóptero, sea extremadamente remota.

Nota 1.— Esta norma puede cumplirse mediante el establecimiento de características de "vida segura", o "a prueba de falla" de la estructura, teniendo en cuenta las magnitudes y frecuencias de carga que lógicamente cabe esperar en las condiciones de utilización y con los procedimientos de inspección previstos. Respecto a algunas partes de la estructura, quizás sea necesario establecer características "a prueba de falla" así como también de "vida segura".

Nota 2.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) figuran textos de orientación relativos a la expresión "extremadamente remota".*

CAPÍTULO 4. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

4.1 Generalidades

Los detalles de diseño y construcción serán tales que proporcionen una seguridad razonable de que todos los componentes del helicóptero funcionarán de un modo eficaz y seguro en las condiciones de utilización previstas. Se basarán en prácticas que la experiencia haya demostrado que son satisfactorias, o se hayan verificado por ensayos especiales u otras investigaciones, o ambas. En ellos se tendrán también en cuenta los principios relativos a factores humanos.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre principios relativos a factores humanos.*

4.1.1 Ensayos de verificación

El funcionamiento de todas las partes móviles esenciales para la utilización del helicóptero en condiciones de seguridad se demostrará por medio de ensayos adecuados para asegurarse de que dichas partes móviles funcionarán correctamente en todas las condiciones de utilización de tales partes.

4.1.2 Materiales

Todos los materiales empleados en partes del helicóptero que son esenciales para su utilización en condiciones de seguridad, se ajustarán a especificaciones aprobadas. Las especificaciones aprobadas serán tales que los materiales aceptados de conformidad con ellas posean las propiedades esenciales supuestas en el diseño.

4.1.3 Métodos de fabricación

Los métodos de fabricación y montaje serán tales que permitan obtener una estructura sólida y homogénea que sea confiable respecto al mantenimiento de la resistencia en servicio.

4.1.4 Protección

La estructura estará protegida contra el deterioro o pérdida de resistencia en servicio causados por los agentes atmosféricos, corrosión, abrasión u otras causas que pudieran pasar desapercibidas, teniendo en cuenta el mantenimiento de que será objeto el helicóptero.

4.1.5 Inspección

Se tomarán medidas que permitan realizar todo examen necesario, sustitución o reacondicionamiento de las partes del helicóptero que requieran tales atenciones, ya sea periódicamente o después de vuelos en condiciones excepcionalmente rigurosas.

4.1.6 Características de diseño de sistemas

Se prestará atención especial a las características de diseño que influyan en la aptitud de la tripulación para mantener el mando del helicóptero en vuelo. Estas comprenderán, por lo menos, lo siguiente:

a) *Mandos y sistemas de mando*. Los mandos y sistemas de mando se proyectarán de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de agarrotamiento, accionamiento inadvertido y fijación no intencionada de los dispositivos de inmovilización de las superficies de mando.

   1) Cada mando y sistema de mando deberá funcionar con la facilidad, suavidad y efectividad apropiadas para su función.

   2) Cada elemento de cada sistema de mando de vuelo deberá proyectarse de modo que reduzca al mínimo la probabilidad de todo montaje incorrecto que pueda provocar un mal funcionamiento del sistema.

b) *Compartimiento de la tripulación*. El compartimiento de la tripulación de vuelo se diseñará de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de accionamiento incorrecto o incompleto de los mandos por parte de la tripulación, debido a la fatiga, confusión o entorpecimientos. Se tendrá en cuenta, por lo menos, lo siguiente: disposición e identificación de los mandos e instrumentos, rápida identificación de los casos de emergencia, sentido de los mandos, ventilación, calefacción y ruidos.

c) *Campo visual del piloto*. La disposición del puesto de pilotaje permitirá obtener un campo visual, claro y sin distorsiones, para facilitar el manejo seguro del helicóptero, evitando deslumbramiento y reflejos que entorpezcan la visión del piloto. Las características de diseño del parabrisas del puesto de pilotaje permitirán, en condiciones de precipitación atmosférica, una visibilidad suficiente para la realización normal del vuelo y para la ejecución de aproximaciones y aterrizajes.

d) *Casos de emergencia*. Se proporcionarán medios que o bien impidan automáticamente o bien permitan a la tripulación de vuelo hacer frente a los casos de emergencia resultantes de fallas previsibles del equipo y de los sistemas, que pudieran poner en peligro al helicóptero. Se dispondrá lo conveniente para que las instalaciones esenciales puedan continuar funcionando después de la falla de un grupo motor o sistema en la medida en que tal falla esté prevista en las normas sobre la performance y limitaciones de utilización de este Anexo y del Anexo 6, Parte III.

e) *Precauciones contra incendios*. El helicóptero y los materiales utilizados para su construcción comprendidos los que se utilizan en remodelaciones de importancia, para sustituir el mobiliario y accesorios del

interior de la cabina se diseñarán de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de un incendio en vuelo o en tierra y las emanaciones de humo y de gases tóxicos en caso de incendio. Se tomarán las medidas necesarias para combatir o detectar y extinguir siempre que sea posible, sin originar riesgos adicionales para el helicóptero, los lugares accesibles de incendios que pudieran producirse.

f) *Protección de los ocupantes*. En el diseño se tomarán precauciones para la protección contra posibles casos de descompresión accidental de la cabina y contra la presencia de humo u otros gases tóxicos que puedan incapacitar a los ocupantes del helicóptero.

4.1.7 Medidas para el aterrizaje de emergencia

En el diseño del helicóptero se tomarán medidas para proteger a los ocupantes contra los incendios y efectos de la desaceleración en caso de aterrizaje de emergencia. Se proveerán medios para la rápida evacuación del helicóptero en las condiciones que probablemente se presentarán después de un aterrizaje de emergencia. Dichos medios guardarán relación con la capacidad del helicóptero en cuanto a pasajeros y tripulación. En el diseño de los helicópteros certificados para amarajes forzosos se tomarán igualmente medidas para dar la máxima garantía práctica de que puede realizarse la evacuación de los pasajeros y de la tripulación, en condiciones de seguridad, en caso de amaraje forzoso.

4.1.8 Manejo en tierra

Se adoptarán las medidas adecuadas en el diseño para reducir al mínimo el riesgo de que las operaciones de manejo en tierra (p. ej., remolque, levantamiento con gatos) puedan causar daños, que podrían pasar inadvertidos, en las partes del helicóptero esenciales para su operación segura. Puede tenerse en cuenta la protección que puedan proporcionar cualesquier limitaciones e instrucciones para tales operaciones.

CAPÍTULO 5. MOTORES

5.1 Objeto

Las normas del Capítulo 5 se aplicarán a los motores de todos los tipos que se utilizan en el helicóptero como unidades principales de propulsión.

5.2 Diseño, construcción y funcionamiento

El motor completo con sus accesorios se diseñarán y construirá de modo que funcione con seguridad dentro de sus límites de utilización, de conformidad con las condiciones de utilización previstas, cuando esté debidamente instalado en el helicóptero de acuerdo con el Capítulo 6 y equipado con la transmisión y rotor apropiados.

5.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas

Se declararán las potencias homologadas y las condiciones de la atmósfera en las que se basan y todas las condiciones y limitaciones de utilización previstas para gobernar el funcionamiento del motor.

5.4 Ensayos

El motor tipo completará satisfactoriamente los ensayos que se estimen necesarios para verificar la validez de las homologaciones, limitaciones y condiciones declaradas, y para cerciorarse de que funcionará satisfactoriamente y con seguridad. Los ensayos comprenderán, por lo menos, las pruebas siguientes:

a) *Calibración de potencia*. Se llevarán a cabo ensayos para establecer las características de potencia del motor cuando éste sea nuevo y después de realizar los ensayos b) y c). A la terminación de todos los ensayos especificados, no se habrá reducido excesivamente la potencia.

b) *Funcionamiento*. Se realizarán ensayos para asegurar que las características de arranque, marcha lenta, aceleración, vibración, sobrevelocidad y otras, son satisfactorias, y para demostrar la existencia de márgenes para evitar la detonación, resonancia y otras anomalías de funcionamiento que puedan afectar al tipo de motor considerado.

c) *Resistencia a la fatiga*. Se realizarán ensayos de duración suficiente a los regímenes de potencia, velocidades del motor y del rotor, y en otras condiciones de utilización, que sean necesarios para demostrar la seguridad y estabilidad del motor. Estos ensayos comprenderán períodos de funcionamiento en los cuales se sobrepasarán los límites declarados, en la medida que tales límites pueden sobrepasarse en el servicio real.

CAPÍTULO 6. SISTEMAS DEL ROTOR Y DE TRANSMISIÓN DE POTENCIA E INSTALACIÓN DEL SISTEMA MOTOPROPULSOR

6.1 Generalidades

La instalación del sistema motopropulsor, comprendidos los sistemas del rotor y de transmisión de potencia, se ajustará a las normas del Capítulo 4 y a las de este capítulo.

6.2 Diseño, construcción y funcionamiento

El conjunto completo de los sistemas del rotor y de transmisión de potencia y de sus accesorios, se diseñará y construirá de forma que funcione con seguridad dentro de sus límites de utilización y de acuerdo con las condiciones de utilización previstas, cuando se monte adecuadamente en el motor y se instale en el helicóptero de conformidad con el presente capítulo.

6.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas

Se declararán las potencias homologadas y todas las limitaciones y condiciones de utilización que deberán regir el funcionamiento de los sistemas del rotor y de transmisión de potencia.

6.3.1 Límites máximos y mínimos de las velocidades de giro del rotor

Se establecerán las velocidades máximas y mínimas de los rotores en condiciones de aplicación de potencia y sin potencia. Deberán declararse todas las condiciones de funcionamiento (p. ej., velocidad aerodinámica) que afecten a dichos máximos o mínimos.

6.3.2 Avisos de velocidad excesiva o insuficiente del rotor

Cuando la velocidad de giro del rotor del helicóptero se acerque a un valor límite, con o sin grupos motores inactivos, deberá darse al piloto un aviso claro y definido. Los avisos y las características iniciales de la condición serán tales que permitan al piloto detener su progreso después de que se produzca el aviso y hacer volver la velocidad de giro del rotor a los límites prescritos, así como mantener plenamente el mando del helicóptero.

6.4 Ensayos

Los sistemas del rotor y de transmisión de potencia completarán satisfactoriamente los ensayos que se consideran necesarios para garantizar que funcionan debidamente y con seguridad dentro de las homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas. Los ensayos comprenderán por lo menos las pruebas siguientes:

a) *Funcionamiento*. Se realizarán ensayos para asegurar que las características de resistencia, vibración y sobrevelocidad son satisfactorias, y para demostrar el funcionamiento apropiado y confiable de los mecanismos de cambio de paso y de mando así como de rueda libre.

b) *Resistencia a la fatiga*. Se realizarán ensayos de duración suficiente a los regímenes de potencia y a las velocidades de los motores y del rotor y en otras condiciones de utilización, que sean necesarios para demostrar la seguridad y estabilidad de los sistemas del rotor y de transmisión de potencia.

6.5 Cumplimiento de las limitaciones del motor y de los sistemas del rotor y de transmisión de potencia

La instalación del sistema motopropulsor se diseñará de tal forma que los motores y sistemas del rotor y de transmisión de potencia puedan funcionar en las condiciones de utilización previstas. El helicóptero podrá utilizarse en las condiciones establecidas en su manual de vuelo sin exceder las limitaciones establecidas para los motores y los sistemas del rotor y de transmisión de potencia de conformidad con los Capítulos 5 y 6.

6.6 Control de la rotación de los motores

En las instalaciones en que, después de la falla de un motor, si continuara rotando pudiera aumentar el riesgo de incendio o de una grave falla estructural, se tomarán las medidas adecuadas para que la tripulación pueda detener la rotación del motor en vuelo o reducirla a un valor seguro.

6.7 Nueva puesta en marcha del motor

Se proveerán los medios necesarios para poder arrancar de nuevo el motor en vuelo a altitudes inferiores a la altitud máxima declarada.

6.8 Disposición y funcionamiento

6.8.1 Independencia de los grupos motores

Para los helicópteros de las Categorías de performance 1 y 2, el sistema motopropulsor se dispondrá e instalará de tal forma

que cada grupo motor junto con sus sistemas asociados pueda controlarse y funcionar independientemente de los otros grupos; y de forma que haya por lo menos una disposición del sistema motopropulsor, y de los demás sistemas, en la que cualquier falla — a menos que la probabilidad de que se produzca sea extremadamente remota — no pueda tener como resultado una pérdida de potencia mayor que la que resultaría de la falla completa del grupo motor crítico.

6.8.2 Vibración de los sistemas del rotor y de transmisión de potencia

Se determinarán los esfuerzos de vibración para los sistemas del rotor y de transmisión de potencia y no excederán de los valores que se ha comprobado que son seguros para el funcionamiento dentro de los límites de utilización establecidos para el helicóptero.

6.8.3 Refrigeración

El sistema de refrigeración será tal que puedan mantenerse las temperaturas del sistema motopropulsor y de los sistemas de transmisión de potencia dentro de los límites establecidos (véase 6.5) a las temperaturas del aire ambiente aprobadas para las operaciones del helicóptero. En el manual de vuelo del helicóptero se anotarán las temperaturas máxima y mínima del aire que se hayan establecido como adecuadas para el funcionamiento del sistema motopropulsor y de los sistemas de transmisión de potencia.

6.8.4 Sistemas asociados

Los sistemas de combustible, aceite, admisión de aire y otros sistemas asociados de cada grupo motor, cada unidad de transmisión de potencia y de cada rotor podrán alimentar el grupo que corresponda de conformidad con los requisitos establecidos para todas las condiciones que afectan al funcionamiento de los sistemas (p. ej., reglaje de la potencia del motor, actitudes y aceleraciones del helicóptero, condiciones atmosféricas, temperaturas de los líquidos) en las condiciones de utilización previstas.

6.8.5 Protección contra incendios

En las zonas designadas de peligro de incendio en las que el riesgo sea especialmente grave debido a la proximidad de fuentes de ignición y materiales combustibles, además de la norma general de 4.1.6 e) se aplicará lo siguiente:

a) *Aislamiento*. Dichas zonas se aislarán con materiales resistentes al fuego, de otras zonas del helicóptero en que la presencia de un incendio comprometería la continuación del vuelo, teniendo en cuenta los puntos de origen y trayectorias probables de propagación del incendio.

b) *Líquidos inflamables*. Los componentes del sistema de líquidos inflamables, situados en dichas zonas, no dejarán salir el líquido en caso de incendio. Se proveerán medios para que la tripulación, en caso de incendio, pueda cerrar el paso de cantidades peligrosas de líquidos inflamables a dichas zonas.

c) *Detección de incendios*. Se dispondrá de un número suficiente de detectores de incendios, y se colocarán de tal forma que aseguren la rápida detección de cualquier incendio que pudiera declararse en dichas zonas.

d) *Extinción de incendios*. Se dotará a dichas zonas de un sistema extintor de incendios con capacidad suficiente para extinguir cualquier incendio que pueda declararse en ellas, a menos que el grado de aislamiento, la cantidad de combustibles, la resistencia de la estructura al fuego y otros factores sean tales que cualquier incendio que pudiera declararse en la zona no comprometa la seguridad del helicóptero.

CAPÍTULO 7. INSTRUMENTOS Y EQUIPO

7.1 Instrumentos y equipo necesarios

Se dotará al helicóptero de los instrumentos y equipo aprobados, necesarios para el empleo seguro del helicóptero en las condiciones de utilización previstas. Comprenderán los instrumentos y el equipo necesarios para que la tripulación pueda manejar el helicóptero dentro de sus límites de utilización. En el diseño de los instrumentos y el equipo se observarán los principios relativos a factores humanos.

Nota 1.— Además de los instrumentos y equipo mínimos, necesarios para la obtención del certificado de aeronavegabilidad, en el Anexo 6, Parte III, se prescribe equipo adicional para circunstancias especiales o para determinadas rutas.

Nota 2.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) y en las* Directrices sobre factores humanos para los sistemas de gestión del tránsito aéreo (ATM) *(Doc 9758) figuran textos de orientación sobre principios relativos a factores humanos.*

7.2 Instalación

Las instalaciones de instrumentos y equipo se ajustarán a las normas del Capítulo 4.

7.3 Equipo de seguridad y supervivencia

El equipo de seguridad y supervivencia prescrito que se prevé hayan de utilizar o manejar la tripulación o los pasajeros será confiable y fácilmente accesible, podrá identificarse rápidamente, y su forma de empleo estará claramente indicada.

7.4 Luces de navegación y luces anticolisión

7.4.1 Las luces prescritas en el Anexo 2 — *Reglamento del aire* que deben ostentar los helicópteros en vuelo o que operen en el área de movimiento de los aeródromos o helipuertos tendrán las intensidades, colores, haces de cobertura y otras características tales que suministren al piloto de otra aeronave o al personal de tierra tanto tiempo como sea posible para la interpretación de las mismas y para las maniobras subsiguientes necesarias a fin de evitar una colisión. Al diseñar dichas luces se tomarán debidamente en cuenta las condiciones bajo las cuales se espere razonablemente que éstas han de desempeñar tales funciones.

Nota 1.— Es probable que las luces se vean contra una diversidad de fondos, tales como iluminación típica de la ciudad, cielo claro estrellado, aguas iluminadas por la luna y condiciones diurnas de baja luminancia de fondo. Además, con toda probabilidad ocurrirán situaciones con riesgo de colisión en áreas de control terminal en las cuales las aeronaves maniobran en los niveles intermedios y bajos de vuelo a velocidades de acercamiento que probablemente no excedan de 900 km/h (500 kt).

Nota 2.— Véase el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760), en el que figuran especificaciones técnicas detalladas sobre las luces exteriores de los helicópteros.*

7.4.2 Las luces de los helicópteros se instalarán de manera que se reduzca a un mínimo la posibilidad de que éstas:

a) afecten adversamente el desempeño satisfactorio de las obligaciones de las tripulaciones de vuelo; o

b) expongan a los observadores externos a deslumbramiento perjudicial.

Nota.— A fin de evitar los efectos mencionados en 7.4.2, será necesario en algunos casos proporcionar los medios por los cuales el piloto pueda apagar o reducir la intensidad de las luces de destellos.

CAPÍTULO 8. SISTEMAS ELÉCTRICOS

El sistema eléctrico se diseñará e instalará de manera tal que se asegure que cumplirá sus funciones en toda condición operacional previsible.

CAPÍTULO 9. LIMITACIONES DE UTILIZACIÓN E INFORMACIÓN

9.1 Generalidades

Las limitaciones de utilización, dentro de las cuales se determina el cumplimiento de las normas de este Anexo, junto con cualquier otra información necesaria para la utilización segura del helicóptero, se pondrán a disposición de los interesados por medio del manual de vuelo del helicóptero, por indicaciones y letreros, y por cualesquier otros medios que puedan servir para la consecución eficaz de este fin. Las limitaciones e información comprenderán por lo menos las prescritas en 9.2, 9.3 y 9.4.

9.2 Limitaciones de utilización

Las limitaciones que haya riesgo de sobrepasar en vuelo y que se definen cuantitativamente, se expresarán en unidades apropiadas y se corregirán, si fuera necesario, los errores de medición a fin de que la tripulación de vuelo pueda, por la simple lectura de los instrumentos disponibles, determinar fácilmente cuándo se han alcanzado dichas limitaciones.

9.2.1 Limitaciones de carga

Las limitaciones de carga comprenderán todas las masas límite, posiciones del centro de gravedad, distribución de la masa y cargas aplicables al piso del helicóptero (véase 1.2.2).

9.2.2 Limitaciones de velocidad aerodinámica

Las limitaciones de velocidad aerodinámica comprenderán todas las velocidades límites (véase 3.2) desde el punto de vista de la solidez estructural o cualidades de vuelo del helicóptero, o atendiendo a otras consideraciones. Estas velocidades se identificarán respecto a las configuraciones apropiadas del helicóptero y otros factores pertinentes.

9.2.3 Limitaciones de los sistemas motopropulsor y de transmisión de potencia

Las limitaciones del sistema motopropulsor comprenderán todas las establecidas para los diversos componentes de los sistemas motopropulsor y de transmisión instalados en el helicóptero (véanse 6.5 y 6.6).

9.2.4 Limitaciones del rotor

Las limitaciones de velocidad del rotor comprenderán las velocidades máxima y mínima del rotor en condiciones de motor parado (autorrotación) y de motor en marcha.

9.2.5 Limitaciones relativas al equipo y a los sistemas

Las limitaciones relativas al equipo y a los sistemas comprenderán todas las establecidas para los diferentes sistemas y equipos instalados en el helicóptero.

9.2.6 Limitaciones diversas

Las limitaciones diversas comprenderán aquéllas que sean necesarias respecto a las condiciones que se haya comprobado que son perjudiciales a la seguridad del helicóptero (véase 1.2.1).

9.2.7 Limitaciones referentes a la tripulación de vuelo

Las limitaciones referentes a la tripulación de vuelo comprenderán el número mínimo de personal de tripulación de vuelo necesario para la utilización del helicóptero, teniendo en cuenta, entre otras cosas, las posibilidades de acceso de los miembros de la tripulación a todos los mandos e instrumentos necesarios y de ejecución de los procedimientos de emergencia establecidos.

Nota.— Véase en el Anexo 6 — Operación de Aeronaves, *Parte III, las circunstancias en las cuales la tripulación de vuelo incluirá más personal del que comprende la tripulación de vuelo mínima definida en este Anexo.*

9.3 Información y procedimientos de utilización

9.3.1 Tipos de operaciones elegibles

Se hará una lista de los tipos especiales de operaciones, tal como estén definidos en el Anexo 6, Parte III o que sean de aceptación general, respecto a los cuales el helicóptero ha demostrado que posee las cualidades necesarias para cumplir las normas de aeronavegabilidad pertinentes.

9.3.2 Información referente a la carga

La información referente a la carga comprenderá la masa en vacío del helicóptero, junto con la indicación de la condición del helicóptero en el momento de pesarlo, la posición correspondiente del centro de gravedad y los puntos y las líneas de referencia con que se relacionan los límites del centro de gravedad.

Nota.— Usualmente la masa en vacío excluye la masa de la tripulación, la carga de pago, el combustible utilizable y el aceite que puede vaciarse; incluye la masa de todo el lastre fijo,

el combustible no utilizable, el aceite que no puede vaciarse, la cantidad total de refrigerante del motor y la cantidad total de líquido hidráulico.

9.3.3 Procedimientos de utilización

Se hará una descripción de los procedimientos de utilización normales y de emergencia propios del tipo de helicóptero considerado y necesarios para su utilización segura. Estos procedimientos comprenderán los que han de seguirse en el caso de falla de uno o más grupos motores.

9.3.4 Información referente al manejo

Se dará información suficiente sobre cualquier característica importante o poco usual del helicóptero.

9.4 Información referente a la performance

Se anotará la performance del helicóptero de acuerdo con 2.2. Se incluirá información relativa a las diferentes configuraciones y potencias del helicóptero de que se trate, y a las velocidades pertinentes, junto con información que ayude a la tripulación de vuelo a obtener la performance anotada.

9.5 Manual de vuelo del helicóptero

Se dispondrá de un manual de vuelo. Este manual identificará claramente el helicóptero o serie de helicópteros específicos a que se refiere. En el manual de vuelo se indicarán, por lo menos, las limitaciones, información y procedimientos que se especifican en este capítulo.

9.6 Indicaciones y letreros

9.6.1 Las indicaciones y letreros en los instrumentos, equipo, mandos, etc., comprenderán las limitaciones o información necesarias que ha de tener en cuenta la tripulación durante el vuelo.

9.6.2 Se proveerán indicaciones y letreros, o instrucciones, a fin de proporcionar al personal de tierra toda información fundamental con objeto de impedir que, en el servicio que se da al avión en tierra (p. ej., remolque, reaprovisionamiento de combustible) se cometan errores que pudieran pasar desapercibidos y que podrían comprometer la seguridad del helicóptero en los vuelos subsiguientes.

PARTE IVB. HELICÓPTEROS PARA LOS QUE SE SOLICITÓ LA CERTIFICACIÓN EL 13 DE DICIEMBRE DE 2007 O MÁS TARDE

SUBPARTE A. GENERALIDADES

A.1 Aplicación

A.1.1 Las normas de esta parte son aplicables a todos los helicópteros indicados en A.1.2 cuyo certificado de tipo haya sido solicitado a las autoridades competentes nacionales el 13 de diciembre de 2007 o después de esa fecha.

A.1.2 Las normas de esta parte se aplicarán a los helicópteros de más de 750 kg de masa máxima certificada de despegue destinados al transporte de pasajeros, carga o correo en la navegación aérea internacional.

Nota.— Las normas siguientes no incluyen especificaciones cuantitativas comparables a las contenidas en los códigos nacionales de aeronavegabilidad. De acuerdo con 1.2.1 de la Parte II, estas normas serán suplementadas por requisitos establecidos, adoptados o aceptados por los Estados contratantes.

A.1.3 El nivel de aeronavegabilidad definido en las partes apropiadas del código nacional amplio y detallado mencionado en 1.2.1 de la Parte II, relativo a los helicópteros indicados en A.1.2, equivaldrá, al menos en gran parte, al nivel general al que están dirigidas las normas generales de esta parte.

A.1.4 A menos que se indique de otro modo, las normas se aplican a la totalidad del helicóptero, comprendidos los grupos motores, sistemas y equipo.

A.2 Limitaciones operacionales

A.2.1 Se establecerán condiciones límites de utilización para el helicóptero, sus motores y su equipo (véase G.2). La conformidad con las normas de esta parte se establecerá suponiendo que el helicóptero se utilice dentro de las limitaciones especificadas. Se tendrán en cuenta las consecuencias para la seguridad operacional de exceder esas limitaciones de utilización.

A.2.2 Los valores límites de todo parámetro cuya variación pueda comprometer la operación segura del helicóptero, p. ej., la masa, la posición del centro de gravedad, la repartición de cargas, las velocidades, la temperatura del aire ambiente y la altitud, se establecerán de tal forma que se demuestre que se cumplen todas las normas pertinentes de esta parte.

Nota 1.— La masa máxima de utilización y los límites del centro de gravedad podrán variar, p. ej., para cada altitud y para condición de operación que resulte prácticamente posible esperar, p. ej., despegue, en ruta, aterrizaje.

Nota 2.— La masa máxima de utilización puede ser objeto de limitación al aplicar las normas de homologación en cuanto al ruido (véanse el Anexo 16, Volumen I y el Anexo 6, Parte III).

A.3 Características que pueden comprometer la seguridad

En todas las condiciones de utilización previstas, el helicóptero no tendrá ninguna característica susceptible de comprometer su seguridad.

A.4 Pruebas de cumplimiento

Los medios que demuestren el cumplimiento con los requisitos apropiados de aeronavegabilidad asegurarán que en cada caso la precisión alcanzada proporcione una garantía razonable de que el helicóptero, sus componentes y el equipo se ajustan a los requisitos, son confiables y funcionan correctamente en las condiciones de utilización previstas.

SUBPARTE B. VUELO

B.1 Generalidades

B.1.1 El cumplimiento de las normas prescritas en esta subparte se demostrará mediante ensayos en vuelo u otros ensayos llevados a cabo con uno o más helicópteros del tipo para el cual se desea el certificado de tipo, o bien por medio de cálculos (u otros métodos) basados en tales ensayos, siempre que los resultados obtenidos por los cálculos (u otros métodos) tengan una precisión igual o incluso mayor a la que se obtiene por ensayo directo.

B.1.2 El cumplimiento de cada norma se establecerá para todas las combinaciones aplicables de masa y posición del centro de gravedad del helicóptero, dentro de las condiciones de carga para las cuales se desea obtener el certificado.

B.1.3 Cuando sea necesario, se establecerán configuraciones apropiadas del helicóptero para determinar la performance en las diferentes fases del vuelo y para investigar sus cualidades de vuelo.

B.2 Performance

B.2.1 Se establecerán y anotarán en el manual de vuelo suficientes datos de performance del helicóptero para proporcionar a los explotadores la información necesaria a fin de determinar la masa total del helicóptero a base de los valores, apropiados para el vuelo propuesto, de los parámetros pertinentes de utilización, con objeto de que el vuelo pueda realizarse con una certidumbre razonable de que el helicóptero alcanzará la performance mínima segura para dicho vuelo.

B.2.2 Para alcanzar la performance anotada para el helicóptero se tendrá en cuenta la actuación humana y en particular no se requerirán habilidad ni vigilancia excepcionales por parte de la tripulación de vuelo.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre actuación humana.*

B.2.3 La performance anotada del helicóptero será compatible con el cumplimiento de A.2.1 y con el funcionamiento en combinaciones lógicas de los sistemas y equipo del helicóptero cuya utilización pueda afectar a la performance.

B.2.4 Performance mínima

Con las masas máximas anotadas (véase B.2.7) de despegue y aterrizaje en función de la altitud de presión y la temperatura en condiciones de aire en calma en el lugar de despegue o de aterrizaje y, para las operaciones acuáticas, en condiciones especificadas de agua tranquila, el helicóptero podrá realizar las performances mínimas especificadas en B.2.5 y B.2.6, respectivamente, sin tener en cuenta los obstáculos, ni la longitud del área de aproximación final y de despegue.

B.2.5 Despegue

a) La performance en todas las fases de despegue y ascenso será suficiente para asegurar que, en condiciones de utilización que se aparten ligeramente de las ideales para las cuales se han anotado los datos (véase B.2.7), la diferencia respecto a los valores anotados no sea desproporcionada.

b) Para los helicópteros de Categoría A, en caso de falla del motor crítico en el punto de decisión de despegue o después del mismo, el helicóptero podrá continuar el vuelo en condiciones de seguridad, funcionando los otros motores dentro de las limitaciones aprobadas.

B.2.6 Aterrizaje

a) Se podrá efectuar un aterrizaje seguro en una superficie de aterrizaje preparada después de una falla de motor que se produzca durante vuelo de crucero normal.

b) Para los helicópteros de Categoría A, partiendo de la configuración de aterrizaje, en caso de falla del motor crítico en el punto de decisión de aterrizaje o antes del mismo, el helicóptero podrá continuar el vuelo seguro, funcionando los otros motores dentro de las limitaciones aprobadas.

B.2.7 Anotación de los datos de performance

Se establecerán los datos de performance y se anotarán en el manual de vuelo del modo siguiente, dentro de los límites de masa, altitud, temperatura y otras variables de utilización para los cuales ha de certificarse el helicóptero, y además, en el caso de anfibios, se incluirán las condiciones del agua en la superficie y la fuerza de la corriente.

a) *Performance en vuelo estacionario*. Se determinará la performance en vuelo estacionario con y sin efecto de suelo, con todos los motores en funcionamiento.

b) *Ascenso*. Se establecerá la velocidad vertical regular de ascenso con los motores en funcionamiento en o dentro de los límites aprobados.

c) *Envolvente altura-velocidad*. Si existe alguna combinación de altura y velocidad hacia adelante (incluso en vuelo estacionario) con la cual no pueda practicarse un aterrizaje seguro después de una falla del motor crítico y con los motores restantes (si es el caso) funcionando dentro de los límites aprobados, se establecerá una envolvente altura-velocidad.

d) *Distancia de despegue — todos los motores en funcionamiento*. Cuando lo requieran las reglas de funcionamiento, la distancia de despegue — con todos los motores funcionando — será la distancia horizontal

requerida desde el despegue inicial hasta el punto en que se alcanzan la velocidad seleccionada, hasta llegar a la mayor velocidad vertical de ascenso (Vy), y la altura seleccionada sobre la superficie de despegue, con todos los motores en funcionamiento y con la potencia de despegue necesaria aprobada.

Además, para los helicópteros de Categoría A:

e) *Performance mínima*. Se establecerá la performance ascensional mínima para el despegue y el aterrizaje.

f) *Punto de decisión de despegue*. El punto de decisión de despegue será el punto utilizado en la fase de despegue para determinar la performance de despegue y a partir del cual se puede interrumpir el despegue o continuarlo en condiciones de seguridad, con el motor crítico inactivo.

g) *Distancia de despegue requerida*. La distancia de despegue requerida será la distancia horizontal entre el punto en que se inicia el despegue y el punto en que se alcancen la velocidad de despegue con margen de seguridad (V_{TOSS}), una altura seleccionada sobre la superficie de despegue y una pendiente de ascenso positiva después de una falla del motor crítico en el punto de decisión de despegue, con los otros motores funcionando dentro de los límites de utilización aprobados. Si los procedimientos requieren un vuelo hacia atrás, deberá incluirse la distancia de retroceso.

h) *Distancia de despegue interrumpido requerida*. La distancia de despegue interrumpido requerida será la distancia horizontal entre el punto en que se inicia el despegue y el punto en que el helicóptero se detiene totalmente después de una falla de motor y de la interrupción del despegue en el punto de decisión de despegue.

i) *Trayectoria de despegue — pendientes ascensionales*. Las trayectorias de despegue – pendientes ascensionales serán las pendientes regulares de ascenso para las configuraciones apropiadas con el motor crítico inactivo desde el final de la distancia de despegue requerida hasta un punto definido sobre la superficie de despegue.

j) *Ascenso con un motor inactivo*. El ascenso con un motor inactivo será la velocidad vertical regular de ascenso/descenso con el motor crítico inactivo y los motores en funcionamiento que no excedan de la potencia para la cual fueron certificados.

k) *Punto de decisión de aterrizaje*. El punto de decisión de aterrizaje será el último punto en la fase de aproximación desde el cual puede efectuarse un aterrizaje o bien iniciarse un aterrizaje interrumpido "motor y al aire" en condiciones de seguridad, con el motor crítico inactivo.

l) *Distancia de aterrizaje requerida*. La distancia de aterrizaje requerida será la distancia horizontal necesaria para aterrizar y detenerse totalmente a partir de un punto de la trayectoria de vuelo de aproximación a una altura seleccionada sobre la superficie de aterrizaje con el motor crítico inactivo.

B.3 Cualidades de vuelo

B.3.1 El helicóptero cumplirá las normas de este párrafo a todas las altitudes, hasta la altitud máxima prevista pertinente al requisito aplicable, en todas las condiciones de temperatura correspondientes a la altitud en cuestión y para las cuales se ha aprobado el helicóptero.

B.3.2 Manejabilidad

B.3.2.1 El helicóptero se gobernará y maniobrará en todas las condiciones de utilización previstas y se podrá pasar sin brusquedad de un régimen de vuelo a otro (p. ej., virajes, resbalamientos o derrapes, cambios de potencia del motor, variaciones de configuración del helicóptero) sin requerir habilidad, vigilancia ni fuerza excepcionales por parte del piloto, incluso en caso de falla de cualquier motor. Se establecerá una técnica para gobernar con seguridad el helicóptero durante las fases de vuelo y en todas las configuraciones del helicóptero para las que esté anotada la performance.

Nota.— Esta norma tiene por objeto, entre otras cosas, prever el caso de que el vuelo se efectúe en una atmósfera sin turbulencia perceptible y también asegurar que las cualidades de vuelo no disminuyen en forma excesiva con aire turbulento.

B.3.2.2 *Manejabilidad en tierra (o agua)*. El helicóptero podrá gobernarse en tierra (o sobre el agua) durante el rodaje, despegue y aterrizaje en las condiciones de utilización previstas.

B.3.2.3 *Manejabilidad en el despegue*. El helicóptero podrá gobernarse en caso de falla repentina del motor crítico en cualquier punto de despegue, cuando el helicóptero se maneje en la forma correspondiente a los datos de despegue anotados.

B.3.3 Compensación

Las características de compensación del helicóptero y las posibilidades de manejo serán tales que el esfuerzo de atención y habilidad que se exija al piloto para mantener la condición de vuelo deseada no sea excesivo, teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. En caso de mal funcionamiento de los sistemas relacionados con los mandos de vuelo, no deberá haber ninguna disminución importante de las características de manejo.

B.4 Estabilidad y control

B.4.1 Estabilidad

La estabilidad del helicóptero en relación con sus demás características de vuelo, performance, resistencia estructural y condiciones de utilización más probables (p. ej., configuraciones y límites de velocidad del helicóptero) será tal que garantice que el esfuerzo de concentración que se exija al piloto no sea excesivo, teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. Pero la estabilidad del helicóptero no será tal que exija fuerza excesiva por parte del

piloto ni que resulte perjudicada la seguridad del helicóptero por falta de maniobrabilidad en casos de emergencia.

B.4.2 Autorrotación

B.4.2.1 *Control de la velocidad del rotor*. Las características de autorrotación del helicóptero serán tales que permitan al piloto controlar la velocidad del rotor dentro de los límites prescritos y mantener plenamente el mando del helicóptero.

B.4.2.2 *Comportamiento subsiguiente a una pérdida de potencia*. El comportamiento del helicóptero después de una pérdida de potencia no será tal que haga difícil una pronta recuperación de la velocidad del rotor sin que se sobrepasen los límites de velocidad aerodinámica y de resistencia del helicóptero.

B.4.2.3 *Velocidades aerodinámicas de autorrotación*. Para los helicópteros de Categoría A, se establecerán las velocidades aerodinámicas de autorrotación recomendadas para el alcance máximo y el régimen mínimo de descenso.

B.4.3 Vibraciones

No habrá vibraciones ni sacudidas tan fuertes que perturben el mando del helicóptero.

B.4.4 Resonancia en tierra

El helicóptero no manifestará ninguna tendencia peligrosa a oscilar en tierra con el rotor girando.

SUBPARTE C. ESTRUCTURA

C.1 Generalidades

La estructura del helicóptero estará diseñada, fabricada y dotada de las instrucciones para el mantenimiento del mismo, con el objeto de evitar fallas catastróficas durante su vida útil.

Nota.— La estructura comprende la célula, el tren de aterrizaje, el sistema de control, las palas y el cubo del rotor, el mástil del rotor y las superficies auxiliares de sustentación.

C.2 Masa y su distribución

A menos que se especifique de otro modo, se cumplirán todas las normas estructurales cuando se varíe la masa entre los límites aplicables y se distribuya en la forma más desfavorable, dentro de las condiciones de utilización para las cuales se desea obtener el certificado.

C.3 Cargas límites

A menos que se haga constar de otro modo, las cargas exteriores y las correspondientes cargas de inercia, o las reacciones resultantes de los diferentes casos de carga prescritos en C.7, C.8 y C.9, se considerarán como cargas límites.

C.4 Resistencia y deformación

En los diferentes casos de carga prescritos en C.7, C.8 y C.9, ninguna parte de la estructura del helicóptero sufrirá deformaciones perjudiciales aplicando todas las cargas, incluso la carga límite, y la estructura del helicóptero podrá soportar la carga de rotura.

C.5 Velocidades aerodinámicas

C.5.1 Velocidades aerodinámicas de diseño

Se establecerán velocidades aerodinámicas de diseño para las cuales se haya proyectado que la estructura del helicóptero puede resistir las correspondientes cargas que resulten de las maniobras y ráfagas, de conformidad con C.7.

C.5.2 Velocidades aerodinámicas límites

En el manual de vuelo se incluirán, como parte de los límites de utilización (véase G.2.3), las velocidades aerodinámicas límites, basadas en las correspondientes velocidades de cálculo, con márgenes de seguridad cuando se considere apropiado, de conformidad con A.2.1. Cuando las velocidades aerodinámicas límites sean función de la masa, la distribución de la masa, la altitud, la velocidad del rotor, la potencia u otros factores, se establecerán tales velocidades límites basándose en la combinación crítica de esos factores.

C.6 Límites de las velocidades de giro de los rotores principales

Se establecerán valores de las velocidades de los rotores principales, tales que:

a) con la potencia aplicada, se proporcione un margen suficiente para permitir variaciones de la velocidad del rotor en cualquier maniobra apropiada, que sean compatibles con la clase de regulador o sincronizador utilizado; y

b) sin aplicación de la potencia, puedan realizarse cada una de las maniobras de autorrotación apropiadas dentro de los valores de la velocidad aerodinámica relativa y de la masa para los cuales se solicita la certificación.

C.7 Cargas

C.7.1 En los casos de cargas de C.7, C.8. y C.9, se tendrán en cuenta los límites de masa y distribución de la masa prescritos en C.2, los límites de rpm del rotor principal establecidos en C.6 y las velocidades aerodinámicas establecidas de conformidad con C.5.1. Se tendrán en cuenta tanto los casos de cargas simétricas como los de cargas asimétricas. La distribución de las cargas aerodinámicas, de inercia y otras que resulten de las condiciones específicas de carga se hará ateniéndose lo más posible a las condiciones reales o a condiciones equivalentes con margen de seguridad.

C.7.2 Cargas de maniobras

Las cargas de maniobras se calcularán a base de los factores de cargas de maniobras apropiados a las maniobras permitidas por los límites de utilización. No serán inferiores a los valores que la experiencia indica que serán satisfactorios en las condiciones de utilización previstas.

C.7.3 Cargas debidas a ráfagas

Las cargas debidas a ráfagas se calcularán para velocidades verticales y horizontales de ráfagas, cuyas estadísticas u otra información disponible indiquen que serán adecuadas en las condiciones de utilización previstas.

C.8 Cargas en tierra y en el agua

C.8.1 La estructura podrá soportar las cargas debidas a las reacciones de la superficie del suelo y del agua que puedan producirse durante el arranque, el rodaje en tierra o en el deslizamiento en el agua, la elevación inicial, la toma de contacto y el frenado del rotor.

C.8.2 Condiciones de aterrizaje

Entre las condiciones de aterrizaje con la masa máxima certificada de despegue y la masa máxima certificada de aterrizaje, se incluirán las actitudes simétricas y asimétricas del helicóptero al ponerse en contacto con la tierra o el agua, las velocidades de descenso, y todo otro factor que afecte a las cargas que actúan sobre la estructura y que podría presentarse en las condiciones de utilización previstas.

C.9 Cargas diversas

Además de las cargas en las maniobras y de las cargas debidas a ráfagas, así como de las cargas en tierra y en el agua, o en relación con ellas, se considerarán todas las demás cargas (cargas en los mandos de vuelo, el peso de los pilotos, el par motor, las cargas debidas a cambios de configuración, las cargas debidas a la masa externa, etc.) que probablemente se presenten en las condiciones de utilización previstas.

C.10 Resistencia a la fatiga

La resistencia y la técnica de construcción de la estructura del helicóptero serán tales que eviten, bajo la acción de las cargas repetidas y de las cargas debidas a vibraciones, en las condiciones de utilización previstas, las fallas por fatiga catastróficas. Se tendrán en cuenta la degradación del medio ambiente, los daños accidentales y otras fallas probables.

C.11 Factores especiales

Se tendrán en cuenta, aplicando un factor apropiado, las características de diseño (p. ej., fundiciones, cojinetes, conexiones), cuya resistencia esté sujeta a variabilidad en los procesos de fabricación, deterioro durante el servicio o cualquier otra causa.

SUBPARTE D. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

D.1 Generalidades

D.1.1 Los detalles de diseño y la construcción serán tales que proporcionen una seguridad razonable de que todos los componentes del helicóptero funcionarán de modo eficaz y seguro en las condiciones de utilización previstas. Se basarán en prácticas que la experiencia haya demostrado que son satisfactorias o se hayan verificado por ensayos especiales u otras investigaciones, o de ambos modos. En ellos se tendrán en cuenta los principios relativos a factores humanos.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre los principios relativos a factores humanos.*

D.1.2 Verificación de las partes móviles

Se demostrará el funcionamiento de todas las partes móviles indispensables para la utilización segura del helicóptero, con el fin de asegurarse de que funcionarán correctamente en todas las condiciones de utilización de dichas partes.

D.1.3 Materiales

Todos los materiales empleados en partes del helicóptero que son esenciales para su utilización en condiciones de seguridad se ajustarán a especificaciones aprobadas. Las especificaciones aprobadas serán tales que los materiales aceptados de conformidad con ellas posean las propiedades esenciales supuestas en el diseño.

D.1.4 Métodos de fabricación

Los métodos de fabricación y montaje serán tales que permitan obtener una estructura sólida y homogénea que sea confiable con respecto al mantenimiento de la resistencia en servicio.

D.1.5 Protección

La estructura estará protegida contra el deterioro o la pérdida de resistencia en servicio causados por los agentes atmosféricos, corrosión, abrasión u otras causas que pudieran pasar desapercibidas, teniendo en cuenta el mantenimiento de que será objeto el helicóptero.

D.1.6 Inspección

Se tomarán medidas que permitan realizar todo examen, sustitución o reacondicionamiento necesarios de las partes del helicóptero que lo requieran, ya sea periódicamente o después de vuelos en condiciones excepcionales rigurosas.

D.1.7 Partes críticas

Todas las partes críticas usadas en el helicóptero serán identificadas y se establecerán procedimientos para asegurar que se controle el nivel requerido de integridad de las partes críticas durante el diseño, la fabricación y toda la vida útil de dichas partes.

D.2 Características de diseño de los sistemas

Se prestará especial atención a las características de diseño que influyan en la aptitud de la tripulación para mantener el mando del helicóptero en vuelo. Estas comprenderán, por lo menos, lo siguiente:

a) *Mandos y sistemas de mandos*. Los mandos y sistemas de mandos se diseñarán de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de atascamiento, activación accidental y accionamiento involuntario de los dispositivos de inmovilización de las superficies de control.

   1) Cada mando y sistema de mando funcionará con la facilidad, suavidad y precisión apropiadas para su función.

   2) Cada elemento de cada sistema de mando de vuelo estará diseñado o marcado de manera distintiva y permanente, para reducir al mínimo la probabilidad de todo montaje incorrecto que pueda provocar un mal funcionamiento del sistema.

b) *Compartimiento de la tripulación*. El compartimiento de la tripulación de vuelo se diseñará de tal forma que permita el accionamiento de los mandos por parte de la tripulación sin exigir concentración ni provocar fatiga excesivas.

c) *Campo visual del piloto*. La disposición del compartimiento de la tripulación de vuelo permitirá obtener un campo visual lo bastante amplio, claro y sin distorsiones como para facilitar el manejo seguro del helicóptero en todas las condiciones de utilización previsibles para las cuales se requiere certificación.

d) *Casos de emergencia*. Se proporcionarán medios que o bien impidan automáticamente o bien permitan a la tripulación de vuelo hacer frente a los casos de emergencia resultantes de fallas previsibles del equipo y de los sistemas, que pudieran poner en peligro el helicóptero.

e) *Precauciones contra incendios*. El helicóptero contará con la protección apropiada contra incendios.

f) *Incapacitación de la tripulación*. En el diseño se tomarán precauciones para la protección contra posibles casos de descompresión accidental de la cabina y contra la presencia de gases tóxicos que en condiciones normales de funcionamiento puedan incapacitar la tripulación.

D.3 Flameo

Cada superficie aerodinámica del helicóptero estará exenta de flameo en las condiciones apropiadas de velocidad y potencia.

D.4 Comodidad de los ocupantes

D.4.1 Asientos y sujeciones

Teniendo en cuenta las cargas probables de vuelo y de aterrizaje de emergencia que puedan surgir, se proporcionará a los ocupantes asientos y sujeciones apropiados. Se prestará atención a la forma de minimizar la posibilidad de lesiones a los ocupantes si entran en contacto con la estructura que les rodea durante la utilización del helicóptero.

D.4.2 El ambiente en la cabina

Los sistemas de ventilación estarán diseñados para proporcionar en la cabina un ambiente adecuado en las condiciones de utilización previstas durante el vuelo y en tierra.

D.5 Conexión eléctrica y protección contra los rayos y la electricidad estática

D.5.1 La conexión eléctrica y la protección contra los rayos y la electricidad estática serán tales que:

a) protegerán al helicóptero, a sus sistemas y a sus ocupantes y a quienes entren en contacto con el helicóptero en tierra o en agua, contra los efectos peligrosos de las descargas de rayos y los choques eléctricos; y

b) impidan la acumulación peligrosa de carga electroestática.

D.5.2 El helicóptero estará protegido también contra las consecuencias catastróficas de los rayos. Se tendrán debidamente en cuenta los materiales empleados en la construcción del helicóptero.

D.6 Medidas para el aterrizaje de emergencia

D.6.1 En el diseño del helicóptero se tomarán medidas para proteger a los ocupantes, en caso de aterrizaje de emergencia, contra los incendios y los efectos de la deceleración.

D.6.2 Se proveerán medios para la rápida evacuación del helicóptero en las condiciones que probablemente se presentarían después de un aterrizaje de emergencia. Dichos medios guardarán relación con la capacidad del helicóptero en cuanto a pasajeros y tripulación. En el diseño de los helicópteros certificados para amarajes forzosos, se tomarán igualmente medidas para dar garantía razonable de que puede realizarse la evacuación de los pasajeros y de la tripulación, en condiciones de seguridad, en casos de amaraje forzoso.

D.7 Manejo en tierra

Se adoptarán las medidas apropiadas en el diseño para reducir al mínimo el riesgo de que las operaciones normales de manejo en tierra (p. ej., remolque, levantamiento con gatos) puedan causar daños, que podrían pasar inadvertidos, en las partes del helicóptero esenciales para su operación segura. Es posible tener en cuenta la protección que pueda proporcionar cualquier limitación e instrucción para tales operaciones.

SUBPARTE E. SISTEMA MOTOPROPULSOR

E.1 Motores

Las normas de la Parte VI del presente Anexo se aplicarán a los motores de todos los tipos que se utilizan en el helicóptero como unidades principales de propulsión.

E.2 Instalación de rotores y sistemas motopropulsores

E.2.1 Generalidades

La instalación del sistema motopropulsor y los rotores se ajustarán a las normas de la Subparte D y a las de E.2.

E.2.2 Diseño, construcción y funcionamiento

a) El conjunto completo de los rotores y los sistemas de transmisión de los rotores, así como sus accesorios, estará diseñado y construido de forma que funcione con seguridad dentro de los límites de utilización de acuerdo con las condiciones de utilización previstas, cuando se monte correctamente en el motor y se instale en el helicóptero de conformidad con la presente subparte.

b) Para los helicópteros de masa máxima certificada de despegue superior a 3 175 kg o los helicópteros certificados según las normas de Categoría A, se procederá a una evaluación de los rotores y de los sistemas de transmisión de los rotores, para asegurarse de que funcionen con seguridad durante todas las condiciones de utilización. Cuando en esa evaluación se identifique una falla que pueda impedir que continúe el vuelo o el aterrizaje con seguridad del helicóptero, se prescribirán los medios de reducir al mínimo la probabilidad de esa falla.

E.2.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas

Se declararán las potencias homologadas y todas las limitaciones y condiciones de utilización que deberán regir el funcionamiento de los rotores y de los sistemas de transmisión de los rotores.

a) *Límites máximos y mínimos de las velocidades de giro del rotor*. Se establecerán las velocidades máximas y mínimas de los rotores en condiciones de aplicación de potencia y sin potencia. Deberán declararse todas las condiciones de utilización (p. ej., velocidad aerodinámica) que afecten a dichos máximos o mínimos.

b) *Avisos de velocidad insuficiente para helicópteros monomotores y para helicópteros multimotores que no tengan un dispositivo aprobado para aumentar automáticamente la potencia cuando falla un motor*. Cuando la velocidad de giro del rotor del helicóptero se acerque a un valor límite, con o sin motores inactivos, deberá darse al piloto un aviso claro y definido. Los avisos o las características iniciales de la condición serán tales que permitan al piloto detener su progreso después de que se produzca el aviso y hacer volver la velocidad de giro del rotor a los límites prescritos, así como mantener plenamente el mando del helicóptero.

E.2.4 Ensayos

Los rotores y los sistemas de transmisión de los rotores completarán satisfactoriamente los ensayos que se consideran necesarios para garantizar que funcionan debidamente y con seguridad dentro de las homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas. Los ensayos comprenderán por lo menos las pruebas siguientes:

a) *Funcionamiento*. Se realizarán ensayos para asegurar que las características de resistencia y vibración son satisfactorias y para demostrar el funcionamiento apropiado y confiable de los mecanismos de cambio de paso y de mando, así como de rueda libre. Se demostrará que las características de sobrevelocidad son satisfactorias para los helicópteros de masa máxima certificada de despegue superior a 3 175 kg; y

b) *Resistencia a la fatiga*. Se realizarán los ensayos de duración suficiente, con los regímenes de potencia y con las velocidades de los motores y del rotor, y otras condiciones de utilización, que sean necesarios para demostrar la fiabilidad y estabilidad de los rotores y de los sistemas de transmisión de los rotores.

E.2.5 Cumplimiento de las limitaciones de los motores, los rotores y los sistemas de transmisión de los rotores

La instalación del sistema motopropulsor se diseñará de tal forma que los motores, los rotores y los sistemas de transmisión de los rotores puedan funcionar de manera segura en las condiciones de utilización previstas. En las condiciones establecidas en su manual de vuelo, el helicóptero podrá utilizarse, sin exceder las limitaciones establecidas para los motores, los rotores y los sistemas de transmisión de los rotores, de conformidad con esta subparte y con la Parte VI.

E.2.6 Control de la rotación de los motores

Para los helicópteros de masa máxima certificada superior a 3 175 kg y para los helicópteros certificados según la norma de Categoría A, cuando pudiera aumentar el riesgo de incendio o de una grave falla estructural después de la falla de un motor si éste continuara rotando, se proveerán los medios necesarios para que la tripulación pueda detener la rotación del motor averiado en vuelo o reducirla a un valor seguro.

E.2.7 Nueva puesta en marcha del motor

Para los helicópteros de masa máxima certificada superior a 3 175 kg y para los helicópteros certificados según la norma de Categoría A, se proveerán los medios necesarios para poder arrancar de nuevo el motor en vuelo a altitudes iguales o inferiores a la altitud máxima declarada.

E.2.8 Disposición y funcionamiento

E.2.8.1 *Independencia de los motores*. Para los helicópteros de la Categoría A, el sistema motopropulsor se dispondrá e instalará de tal forma que cada motor junto con sus sistemas asociados pueda controlarse y funcionar independientemente de los otros y de modo que haya por lo menos una disposición del sistema motopropulsor y de los demás sistemas en la que cualquier falla, a menos que la probabilidad de que se produzca sea extremadamente remota, no pueda tener como resultado una pérdida de potencia mayor que la que resultaría de la falla completa del motor crítico.

E.2.8.2 *Vibración de los rotores y de los sistemas de transmisión de los rotores*. Se determinarán los esfuerzos de vibración de los rotores y de los sistemas de transmisión de los rotores, que no excederán de los valores que se ha comprobado que son seguros para el funcionamiento dentro de los límites de utilización establecidos para el helicóptero.

E.2.8.3 *Refrigeración*. El sistema de refrigeración será tal que puedan mantenerse las temperaturas del sistema motopropulsor dentro de los límites establecidos (véase E.2.5) con todas las temperaturas del aire ambiente aprobadas para las operaciones del helicóptero. En el manual de vuelo se anotarán las temperaturas máxima y mínima del aire ambiente que se hayan establecido como adecuadas para el funcionamiento del sistema motopropulsor.

E.2.8.4 *Sistemas asociados*. Los sistemas de combustible, aceite, admisión de aire y otros sistemas asociados con cada motor, cada sistema de transmisión del rotor y cada rotor podrán alimentar la unidad que corresponda, de conformidad con los requisitos establecidos para todas las condiciones que afectan el funcionamiento de los sistemas (p. ej., reglaje de la potencia del motor, actitudes y aceleraciones del helicóptero, condiciones atmosféricas, temperaturas de los líquidos) en las condiciones de utilización previstas.

E.2.8.5 *Protección contra incendios*. En las partes del sistema motopropulsor en que el posible riesgo de incendio sea especialmente grave debido a la proximidad de fuentes de ignición y materiales combustibles, además de la norma general de D.2 e) se aplicará lo siguiente:

a) *Aislamiento*. Esas partes se aislarán con materiales resistentes al fuego de otras partes del helicóptero en que la presencia de un incendio comprometería la continuación del vuelo y del aterrizaje (helicópteros de masa máxima certificada superior a 3 175 kg o de Categoría A) o pondría en peligro el aterrizaje seguro (otros helicópteros), teniendo en cuenta los puntos de origen y trayectorias probables de propagación del incendio.

b) *Líquidos inflamables*. Los componentes del sistema de líquidos inflamables situados en dichas partes serán resistentes al fuego. Para minimizar el peligro que presenta la falla de algún componente que contenga líquidos inflamables, cada una de las partes tendrá un medio de purga. Se proveerán medios para que la tripulación, en caso de incendio, pueda cerrar el paso de las partes de los líquidos inflamables a dichas partes. Cuando existan fuentes de líquidos inflamables en dichas partes, todo el sistema correspondiente dentro de esa parte, incluso la estructura de apoyo, será incombustible o estará protegido contra incendios.

c) *Detección de incendios*. En las instalaciones con motores de turbina, se dispondrá de un número suficiente de detectores de incendios, que se colocarán de forma que aseguren la rápida detección de cualquier incendio que pudiera declararse en tales partes, salvo que el fuego pueda ser observado rápidamente en vuelo por el piloto en el puesto de pilotaje.

d) *Extinción de incendios*. Para los helicópteros con motores de turbina de masa máxima certificada de despegue superior a 3 175 kg, se dotará a tales partes de un sistema extintor de incendios con capacidad suficiente para extinguir cualquier incendio que pueda declararse en ellas, a menos que el grado de aislamiento, la cantidad de combustible, la resistencia de la estructura al fuego y otros factores sean tales que cualquier incendio que pudiera declararse en dichas partes no comprometa la seguridad del helicóptero.

SUBPARTE F. SISTEMAS Y EQUIPO

F.1 Generalidades

F.1.1 Se dotará al helicóptero de los instrumentos, equipo y sistemas aprobados, necesarios para el empleo seguro del helicóptero en las condiciones de utilización previstas. Comprenderán los instrumentos y el equipo necesarios para que la tripulación pueda manejar el helicóptero dentro de sus límites de utilización. En el diseño de instrumentos y equipo se tendrán en cuenta los principios relativos a factores humanos.

Nota 1.— Además de los instrumentos y equipo mínimos necesarios para la obtención del certificado de aeronavegabilidad, en el Anexo 6, Parte III se prescriben otros adicionales para circunstancias especiales o para determinados tipos de rutas.

Nota 2.— Con respecto a la certificación del soporte lógico de los sistemas, véase la Subparte H.

Nota 3.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) y en las* Directrices sobre factores humanos para los sistemas de gestión del tránsito aéreo (ATM) *(Doc 9758) figuran textos de orientación sobre principios relativos a factores humanos.*

F.1.2 El diseño de los instrumentos, equipo y sistemas prescritos en F.1.1 y la instalación de los mismos serán tales que:

a) para los helicópteros de la Categoría A, exista una relación inversa entre la probabilidad de que se produzca una falla y la gravedad del efecto que ésta tenga en el helicóptero y sus ocupantes, según se determine mediante un procedimiento para evaluar la seguridad del sistema;

b) desempeñen sus funciones en cualquier condición operativa prevista; y

c) la interferencia eléctrica entre ellos no afecte negativamente las operaciones seguras.

F.1.3 Se proporcionarán los medios de advertir a la tripulación sobre condiciones de funcionamiento peligroso de cualquier sistema, de manera que les permita adoptar medidas correctivas.

F.1.4 El sistema de abastecimiento de energía eléctrica estará diseñado de tal modo que produzca la energía necesaria durante las operaciones normales y que ninguna falla o disfunción pueda afectar la capacidad del sistema para suministrar la energía indispensable para las operaciones seguras.

F.2 Instalación

Las instalaciones de instrumentos y equipo se ajustarán a las normas de la Subparte D.

F.3 Equipo de seguridad y supervivencia

El equipo de seguridad y supervivencia prescrito, que la tripulación o los pasajeros habrán de utilizar o manejar en caso de emergencia, será confiable, fácilmente accesible, podrá identificarse rápidamente y su forma de empleo estará claramente indicada.

F.4 Luces de navegación y luces anticolisión

F.4.1 Las luces prescritas en el Anexo 2 — *Reglamento del aire*, que deben ostentar los helicópteros en vuelo o que operen en el área de movimiento de los aeródromos o helipuertos tendrán intensidades, colores, haces de cobertura y otras características tales que suministren al piloto de otra aeronave o al personal de tierra tanto tiempo como sea posible para la interpretación de las mismas y para las maniobras subsiguientes necesarias a fin de evitar una colisión. Al diseñar dichas luces, se tomarán debidamente en cuenta las condiciones bajo las cuales se espere razonablemente que han de desempeñar tales funciones.

Nota 1.— Es probable que las luces se vean contra una diversidad de fondos, tales como la iluminación típica de una ciudad, cielo claro estrellado, aguas iluminadas por la luna y condiciones diurnas de baja luminancia de fondo. Además, con toda probabilidad ocurrirán situaciones con riesgo de colisión en áreas de control terminal en las cuales las aeronaves maniobran en los niveles intermedios y bajos de vuelo a velocidades de acercamiento que probablemente no excedan de 900 km/h (500 kt).

Nota 2.— Véase el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760), en el que figuran especificaciones técnicas detalladas sobre las luces exteriores de los helicópteros.*

F.4.2 Las luces de los helicópteros se instalarán de manera que se reduzca a un mínimo la posibilidad de que afecten negativamente el desempeño satisfactorio de las obligaciones de las tripulaciones de vuelo.

F.5 Protección contra la interferencia electromagnética

Los sistemas electrónicos de la aeronave, especialmente los sistemas críticos de vuelo y esenciales de vuelo, estarán protegidos como corresponda contra la interferencia electromagnética dimanante de fuentes internas y externas.

F.6 Protección contra el hielo

Si se exige la certificación de vuelo en condiciones de engelamiento, se demostrará que el helicóptero puede volar sin peligro en todas las condiciones de engelamiento con que pueda encontrarse en todos los lugares de operación previstos.

SUBPARTE G. LIMITACIONES DE UTILIZACIÓN E INFORMACIÓN

G.1 Generalidades

Las limitaciones de utilización dentro de las cuales se determina el cumplimiento de las normas de este Anexo, junto con cualquier otra información necesaria para la utilización segura del helicóptero, se pondrán a disposición de los interesados por medio de un manual de vuelo, indicaciones y letreros, y por todo otro medio que pueda servir para la consecución eficaz de este fin.

G.2 Limitaciones de utilización

G.2.1 Las limitaciones que puedan sobrepasarse en vuelo y que se definen cuantitativamente, se expresarán en unidades apropiadas. En esas limitaciones se corregirán, si fuera necesario, los errores de medición a fin de que la tripulación de vuelo pueda determinar fácilmente, por la simple lectura de los instrumentos disponibles, cuándo se han alcanzado dichas limitaciones.

G.2.2 Limitaciones de carga

Las limitaciones de carga comprenderán todas las masas límite, posiciones del centro de gravedad, distribución de la masa y cargas aplicables al piso del helicóptero (véase A.2.2).

G.2.3 Limitaciones de velocidad aerodinámica

Las limitaciones de velocidad aerodinámica comprenderán todas las velocidades límites (véase C.5.2) desde el punto de vista de la solidez estructural o las cualidades de vuelo del helicóptero o atendiendo a otras consideraciones. Estas velocidades se identificarán respecto a las configuraciones apropiadas del helicóptero y otros factores pertinentes.

G.2.4 Limitaciones del sistema motopropulsor

Las limitaciones del sistema motopropulsor comprenderán todas las establecidas para los diversos componentes del sistema instalado en el helicóptero (véase E.2.5 y E.2.8.3).

G.2.5 Limitaciones del rotor

Las limitaciones de velocidad del rotor comprenderán las velocidades máxima y mínima del rotor en condiciones de motor parado (autorrotación) y de motor en marcha.

G.2.6 Limitaciones relativas al equipo y a los sistemas

Las limitaciones relativas al equipo y a los sistemas comprenderán todas las establecidas para los diversos equipos y sistemas instalados en el helicóptero.

G.2.7 Limitaciones diversas

Deben incluirse todas las limitaciones diversas que sean necesarias con respecto a las condiciones que se haya comprobado que son perjudiciales para la seguridad del helicóptero (véase A.2.1).

G.2.8 Limitaciones referentes a la tripulación de vuelo

Las limitaciones referentes a la tripulación de vuelo comprenderán el número mínimo de personal de tripulación de vuelo necesario para la utilización del helicóptero, teniendo en cuenta, entre otras cosas, las posibilidades de acceso de los miembros de la tripulación que corresponda a todos los mandos e instrumentos necesarios y de ejecución de los procedimientos de emergencia establecidos.

Nota.— Véanse en el Anexo 6 — Operación de aeronaves, *Parte III, las circunstancias en las cuales la tripulación de vuelo debe incluir más personal del que comprende la tripulación de vuelo mínima definida en este Anexo.*

G.3 Información y procedimientos de utilización

G.3.1 Tipos de operaciones admisibles

Se hará una lista de los tipos especiales de operaciones respecto a los cuales el helicóptero haya demostrado que posee las cualidades necesarias para cumplir las normas de aeronavegabilidad pertinentes.

G.3.2 Información referente a la carga

La información referente a la carga comprenderá la masa en vacío del helicóptero, junto con la indicación de la condición del helicóptero en el momento de pesarlo, la posición correspondiente del centro de gravedad y los puntos y líneas de referencia con que se relacionan los límites del centro de gravedad.

Nota.— Habitualmente, la masa en vacío excluye la masa de la tripulación, la carga de pago y el combustible utilizable; incluye la masa de todo el lastre fijo, el combustible no utilizable y la cantidad total de aceite, refrigerante del motor y líquido hidráulico.

G.3.3 Procedimientos de utilización

Se hará una descripción de los procedimientos de utilización normales y de emergencia propios del tipo de helicóptero considerado y necesarios para su utilización segura. Estos

procedimientos comprenderán los que han de seguirse en el caso de falla de uno o más motores.

G.3.4 Información referente al manejo

Se dará información suficiente sobre cualquier característica importante o poco usual del helicóptero.

G.4 Información referente a la performance

Se anotará la performance del helicóptero de acuerdo con B.2. Se incluirá información relativa a las diferentes configuraciones y potencias del helicóptero de que se trate, y a las velocidades pertinentes, junto con información que ayude a la tripulación de vuelo a obtener la performance anotada.

G.5 Manual de vuelo

Se dispondrá de un manual de vuelo. En él se identificará claramente el helicóptero o serie de helicópteros específicos a los que se refiere. En el manual de vuelo se indicarán, por lo menos, las limitaciones, información y procedimientos que se especifican en G.2, G.3, G.4 y G.6.1.

G.6 Indicaciones y letreros

G.6.1 Las indicaciones y letreros en los instrumentos, equipo, mandos, etc., comprenderán las limitaciones o información necesarias que ha de tener en cuenta la tripulación durante el vuelo.

G.6.2 Se proveerán indicaciones y letreros o instrucciones, a fin de proporcionar al personal de tierra toda información fundamental con objeto de impedir que en el servicio en tierra (remolque, reaprovisionamiento de combustible, etc.) se cometan errores que pudieran pasar inadvertidos y que podrían comprometer la seguridad del helicóptero en los vuelos subsiguientes.

G.7 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento

G.7.1 Generalidades

Se dará información que permita elaborar procedimientos para mantener el helicóptero en condiciones de aeronavegabilidad. Esa información incluirá la que se describe en G.7.2, G.7.3 y G.7.4.

G.7.2 Información sobre el mantenimiento

La información sobre el mantenimiento incluirá una descripción del helicóptero y de los métodos recomendados para llevar a cabo el mantenimiento. Esa información incluirá orientación sobre el diagnóstico de defectos.

G.7.3 Información sobre el programa de mantenimiento

La información sobre el programa de mantenimiento incluirá los trabajos de mantenimiento y los intervalos recomendados para efectuarlos.

Nota.— La preparación de información inicial sobre el programa de mantenimiento en la fecha de certificación del tipo de helicóptero se denomina a veces proceso de la Junta de revisión del mantenimiento (MRB) *o proceso de preparación de instrucciones para el mantenimiento de la aeronavegabilidad.*

G.7.4 Requisitos obligatorios sobre el mantenimiento resultante de la aprobación del diseño de tipo

Se identificarán como tales y se incluirán en la información de mantenimiento de G.7.3 los requisitos de mantenimiento obligatorios que el Estado de diseño haya especificado como parte de la aprobación del diseño de tipo.

Nota.— Los requisitos obligatorios identificados como parte de la aprobación del diseño de tipo suelen mencionarse como requisitos de mantenimiento para la certificación (CMR) o como limitaciones de la aeronavegabilidad.

SUBPARTE H. SOPORTES LÓGICOS DE LOS SISTEMAS

Los soportes lógicos de los sistemas estarán diseñados y convalidados para asegurar que los sistemas de que se trate ejecutan las funciones previstas con un grado de seguridad que satisfaga los requisitos de esta parte.

Nota.— Algunos Estados aceptan normas nacionales o internacionales de la industria, tales como RTCA/DO-178 o EUROCAE ED12, en lo tocante al diseño y el ensayo de soportes lógicos para sistemas.

SUBPARTE I. RESISTENCIA AL IMPACTO Y SEGURIDAD DE LA CABINA

I.1 Generalidades

En el diseño de los helicópteros se tendrá en cuenta la resistencia al impacto, para aumentar las probabilidades de supervivencia de los ocupantes.

I.2 Diseño para condiciones de aterrizajes de emergencia

Se determinarán las cargas que presentan los aterrizajes de emergencia (violentos) con el fin de poder diseñar el interior, los accesorios, la estructura de soporte y el equipo de seguridad para proteger razonablemente a los ocupantes en condiciones de aterrizaje de emergencia. Los elementos que deben considerarse incluirán:

a) los efectos dinámicos;

b) criterios con respecto a la sujeción de artículos que podrían presentar un peligro;

c) la deformación del fuselaje en la zona de las salidas de emergencia;

d) la integridad y la posición de las células del combustible; y

e) la integridad de los sistemas eléctricos, para evitar causas de combustión en la zona de los componentes del combustible.

I.3 Protección de la cabina contra incendios

La cabina estará diseñada de manera que proteja a los ocupantes contra incendios si se produjera alguna falla de los sistemas en vuelo o en una situación de impacto. Los elementos que deben considerarse incluirán:

a) la combustibilidad de los materiales del interior de la cabina;

b) la resistencia al fuego y, para los helicópteros de una masa máxima certificada de despegue superior a 3 175 kg, la generación de humo;

c) medidas de seguridad para permitir la evacuación sin riesgos; y

d) el equipo de extinción de incendios.

I.4 Evacuación

El helicóptero tendrá las suficientes salidas de emergencia como para facilitar la evacuación de la cabina en un lapso apropiado. Los elementos que deben considerarse, en relación con el tamaño y categoría del helicóptero, incluirán:

a) la cantidad de asientos y la configuración de los mismos;

b) la cantidad, emplazamiento y tamaño de las salidas;

c) el señalamiento de las salidas y las instrucciones para usarlas;

d) la probabilidad de obstrucción de las salidas;

e) el funcionamiento de las salidas; y

f) la colocación y el peso del equipo de evacuación en las salidas, por ejemplo, toboganes y balsas.

I.5 Iluminación y señales

Para los helicópteros de 10 o más asientos de pasajeros, se proporcionará iluminación de emergencia con las características siguientes:

a) será independiente del generador eléctrico principal;

b) habrá indicación visual de las salidas de emergencia; y

c) habrá iluminación tanto en el interior como en el exterior del helicóptero durante la evacuación.

SUBPARTE J. AMBIENTE OPERATIVO Y FACTORES HUMANOS

J.1 Generalidades

El helicóptero estará diseñado de manera que la operación del mismo sea segura pese a las limitaciones relacionadas con la actuación de los usuarios, comprendidos la tripulación, los pasajeros y el personal de servicios de escala y de mantenimiento.

Nota.— Ocurre frecuentemente que la relación hombre máquina es el punto débil de los sistemas operativos, razón por la que es necesario asegurarse de que el helicóptero es gobernable en todas las fases del vuelo (lo que abarca cualquier degradación debido a fallas) y de que ni la tripulación ni los pasajeros se vean perjudicados por el ambiente en el que han sido ubicados durante el vuelo.

J.2 Tripulación de vuelo

J.2.1 El helicóptero estará diseñado de forma que la tripulación de vuelo pueda gobernarlo con seguridad y eficiencia. El diseño tendrá en cuenta las diferencias en la habilidad y fisiología correspondientes a las capacidades previstas de la tripulación de vuelo. Se tendrán especialmente en cuenta las diferentes condiciones de utilización del helicóptero previstas en su ambiente, incluso las dificultades ocasionadas por fallas.

J.2.2 El volumen de trabajo que el diseño del helicóptero impone a la tripulación de vuelo será razonable en todas las etapas del mismo. Se tendrán especialmente en cuenta las etapas y momentos críticos del vuelo que puedan preverse razonablemente durante la vida útil del helicóptero, tales como las fallas de motor.

Nota.— El volumen de trabajo puede verse afectado por factores tanto cognitivos como fisiológicos.

J.3 Ergonomía

Al diseñar el helicóptero, se tendrán en cuenta factores ergonómicos tales como:

a) la facilidad de uso y la prevención de uso incorrecto involuntario;

b) la facilidad de acceso;

c) el entorno de trabajo;

d) la normalización y el carácter común y corriente; y

e) la facilidad de mantenimiento.

J.4 Factores del ambiente operativo

En el diseño del helicóptero se tendrá en cuenta el ambiente en que desarrolla sus actividades la tripulación de vuelo, lo cual comprende:

a) el efecto de factores aeromédicos tales como el ruido y las vibraciones; y

b) el efecto de las fuerzas físicas durante el vuelo normal.

PARTE V. AVIONES PEQUEÑOS —

AVIONES DE MÁS DE 750 KG PERO QUE NO EXCEDAN DE 5 700 KG PARA LOS QUE SE SOLICITÓ LA CERTIFICACIÓN EL 13 DE DICIEMBRE DE 2007 O MÁS TARDE

SUBPARTE A. GENERALIDADES

A.1 Aplicación

A.1.1 Las normas de esta parte son aplicables a todos los aviones indicados en A.1.2 cuyo certificado de tipo haya sido solicitado a las autoridades competentes nacionales el 13 de diciembre de 2007 o después de esa fecha.

A.1.2 Las normas de esta parte se aplicarán a los aviones de masa máxima certificada de despegue superior a 750 kg pero inferior a 5 700 kg, destinados al transporte de pasajeros, carga o correo en la navegación aérea internacional.

Nota 1.— Los aviones que se describen en A.1.2 se conocen en algunos Estados como aviones normales, de servicios o de la categoría de acrobacias.

Nota 2.— Las normas siguientes no incluyen especificaciones cuantitativas comparables a las contenidas en los códigos nacionales de aeronavegabilidad. De acuerdo con 1.2.1 de la Parte II, estas normas serán suplementadas por requisitos establecidos, adoptados o aceptados por los Estados contratantes.

A.1.3 El nivel de aeronavegabilidad definido en las partes apropiadas del código nacional amplio y detallado mencionado en 1.2.1 de la Parte II, relativo a los aviones indicados en A.1.2, equivaldrá, al menos en gran parte, al nivel general al que están dirigidas las normas generales de esta parte.

A.1.4 A menos que se indique de otro modo, las normas se aplican a la totalidad del avión, comprendidos los grupos motores, sistemas y equipo.

A.2 Limitaciones operacionales

A.2.1 Se establecerán condiciones límites de utilización para el avión, sus grupos motores y su equipo (véase G.2). La conformidad con las normas de esta parte se establecerá suponiendo que el avión se utilice dentro de las limitaciones especificadas. Las limitaciones se establecerán con un margen de seguridad a fin de que sea extremadamente remota la posibilidad de un accidente.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) figuran textos de orientación relativos a la expresión "extremadamente remota".*

A.2.2 Los valores límites de todo parámetro que pueda comprometer la operación segura del avión, p. ej., la masa, la posición del centro de gravedad, la repartición de cargas, las velocidades, la temperatura del aire ambiente y la altitud o altitud de presión, se establecerán de tal forma que se demuestre que se cumplen todas las normas pertinentes de esta parte.

A.3 Características que pueden comprometer la seguridad

En todas las condiciones de utilización previstas, el avión no tendrá ninguna característica susceptible de comprometer su seguridad.

A.4 Pruebas de cumplimiento

Los medios por los que se demuestre el cumplimiento con los requisitos apropiados de aeronavegabilidad asegurarán que en cada caso la precisión alcanzada proporcione una garantía razonable de que el avión, sus componentes y el equipo se ajustan a los requisitos, son confiables y funcionan correctamente en las condiciones de utilización previstas.

SUBPARTE B. VUELO

B.1 Generalidades

B.1.1 El cumplimiento de las normas prescritas en esta subparte se demostrará mediante ensayos en vuelo u otros ensayos llevados a cabo con uno, o más aviones del tipo para el cual se desea el certificado de tipo, o bien mediante cálculos basados en tales ensayos, siempre que los resultados obtenidos por los cálculos tengan una precisión igual o incluso mayor a la que se obtiene por ensayo directo.

B.1.2 La conformidad con cada norma se establecerá para todas las combinaciones aplicables de masa y posición del centro de gravedad del avión, dentro de las condiciones de carga para las cuales se desea obtener el certificado.

B.1.3 Cuando sea necesario, se establecerán configuraciones apropiadas del avión para determinar la performance en las diferentes fases del vuelo y para investigar sus cualidades de vuelo.

B.1.4 En el caso de aviones con un grupo motor, o de aviones con más de un grupo motor que no puedan mantener una pendiente ascensional positiva después de una falla en un grupo motor, el diseño permitirá, en el caso de falla del motor, que el avión se pueda conducir hacia un aterrizaje forzoso seguro en condiciones favorables.

B.2 Performance

B.2.1 Se establecerán y anotarán en el manual de vuelo suficientes datos de performance del avión para proporcionar a los explotadores la información necesaria a fin de determinar la masa total del avión a base de los valores, apropiados para el vuelo propuesto, de los parámetros pertinentes de utilización, con objeto de que el vuelo pueda realizarse con una certidumbre razonable de que el avión alcanzará la performance mínima segura para dicho vuelo.

B.2.2 Para alcanzar la performance anotada para el avión se tendrá en cuenta la actuación humana y en particular no se requerirán habilidad ni vigilancia excepcionales por parte de la tripulación de vuelo.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre actuación humana.*

B.2.3 La performance anotada del avión será compatible con el cumplimiento de A.2.1 y con el funcionamiento en combinaciones lógicas de los sistemas y equipo del avión cuya utilización pueda afectar a la performance.

B.2.4 Performance mínima

Se anotará una performance mínima para aviones con más de un grupo motor propulsados por turbinas o que tienen una masa máxima certificada de despegue de más de 2 721 kg, de la manera siguiente:

a) con las masas anotadas máximas (véase B.2.7) de despegue y aterrizaje en función de la elevación del aeródromo, o de la altitud de presión, en atmósfera tipo o en condiciones meteorológicas especificadas con aire en calma; y

b) para hidroaviones, en condiciones especificadas de agua en calma,

el avión podrá realizar las performances mínimas especificadas en B.2.5 a) y B.2.6 a), respectivamente, sin tener en cuenta los obstáculos, ni la longitud del recorrido en la pista o en el agua.

Nota.— Esta norma permite que se anoten en el manual de vuelo del avión la masa máxima de despegue y la masa máxima de aterrizaje respecto, por ejemplo:

— *a la elevación del aeródromo, o*

— *a la altitud de presión a nivel del aeródromo, o*

— *a la altitud de presión y la temperatura atmosférica a nivel del aeródromo,*

de manera que sean fácilmente utilizables cuando se apliquen los códigos nacionales sobre limitaciones de utilización de la performance del avión.

B.2.5 Despegue

a) En el caso de aviones con más de un grupo motor propulsados por turbinas o que tienen una masa máxima certificada de despegue superior a 2 721 kg, después de terminar el período durante el cual puede utilizar la potencia o empuje de despegue, el avión podrá continuar subiendo con el grupo motor crítico inactivo y los grupos motores restantes funcionando dentro de sus limitaciones de potencia o empuje continuos máximos hasta una altura que pueda mantener y en la cual pueda seguir volando con seguridad y aterrizar.

b) La performance mínima en todas las fases de despegue y ascenso será suficiente para asegurar que, en condiciones de utilización que se aparten ligeramente de las ideales para las cuales se han anotado los datos (véase B.2.7), la diferencia respecto a los valores anotados no sea desproporcionada.

B.2.6 Aterrizaje

a) En el caso de aviones con más de un grupo motor propulsados por turbinas o que tienen una masa máxima certificada de despegue superior a 2 721 kg, partiendo

de la configuración de aproximación y con el grupo motor crítico inactivo, en caso de aproximación frustrada, el avión podrá continuar el vuelo hasta el punto desde el que pueda iniciar una nueva aproximación.

b) Partiendo de la configuración de aterrizaje, el avión podrá, en caso de aterrizaje frustrado, elevarse de nuevo con todos los grupos motores funcionando.

B.2.7 Anotación de los datos de performance

Se establecerán los datos de performance y se anotarán en el manual de vuelo para proporcionar una relación satisfactoria entre la performance del avión y los aeródromos y rutas aéreas en que puede utilizarse. Los datos de performance se establecerán y anotarán para las fases que se indican a continuación dentro de los límites de masa, altitud o altitud de presión, velocidad del viento, pendiente de la superficie de despegue y de aterrizaje para aviones terrestres; condiciones de la superficie del agua, densidad del agua y fuerza de la corriente para hidroaviones; y cualquier otra variable de utilización para la cual deba certificarse el avión.

a) *Despegue*. Los datos de performance de despegue incluirán la distancia necesaria para despegar y ascender hasta una altura seleccionada por encima de la superficie de despegue. Se deberá determinar para cada masa, altitud y temperatura dentro de los límites operacionales establecidos para despegue con:

— potencia de despegue en cada motor;

— flaps de ala en la posición de despegue; y

— tren de aterrizaje desplegado.

b) *En ruta*. En el caso de aviones con más de un grupo motor, la performance en ruta será la performance de ascenso (o descenso) con el avión en la configuración de en ruta con el grupo motor crítico inactivo. Los grupos motores en funcionamiento no sobrepasarán la potencia o el empuje continuos máximos.

c) *Aterrizaje*. La distancia de aterrizaje será la distancia horizontal recorrida por el avión desde un punto de la trayectoria de vuelo de aproximación, a una altura seleccionada por encima de la superficie de aterrizaje, hasta el punto de dicha superficie en que el avión queda completamente parado o, para un hidroavión, cuando llegue a una velocidad reducida que sea satisfactoria. El punto seleccionado por encima de la superficie de aterrizaje y la velocidad de aproximación guardarán la relación apropiada con tales procedimientos de utilización. Esta distancia puede complementarse con el margen de distancia que sea necesario. En este caso, la altura seleccionada sobre la superficie de aterrizaje, la velocidad de aproximación y el margen de distancia estarán adecuadamente relacionados entre sí y preverán tanto los métodos normales de utilización como las variaciones razonables de los mismos.

B.3 Cualidades de vuelo

B.3.1 El avión cumplirá con las normas de B.3 a todas las altitudes, hasta la altitud máxima prevista pertinente al requisito aplicable, en todas las condiciones de temperatura correspondientes a la altitud en cuestión y para las cuales se ha aprobado el avión.

B.3.2 Manejabilidad

B.3.2.1 El avión se gobernará y maniobrará en todas las condiciones de utilización previstas y se podrá pasar suavemente de un régimen de vuelo a otro (p. ej., virajes, resbalamientos o derrapes, cambios de potencia del motor, variaciones de configuración del avión), sin requerir habilidad, vigilancia ni fuerza excepcionales por parte del piloto, incluso en caso de falla de cualquier grupo motor. Se establecerá una técnica para gobernar con seguridad el avión durante las fases de vuelo y en todas las configuraciones del avión para las que esté anotada la performance.

Nota.— Esta norma tiene por objeto, entre otras cosas, prever el caso de que el vuelo se efectúe en una atmósfera sin turbulencia perceptible y también asegurar que las cualidades de vuelo no disminuyen en forma excesiva con aire turbulento.

B.3.2.2 *Manejabilidad en tierra (o agua)*. El avión podrá gobernarse en tierra (o sobre el agua) durante el rodaje (o deslice), despegue y aterrizaje (o amaraje) en las condiciones de utilización previstas.

B.3.2.3 *Manejabilidad en el despegue*. El avión podrá gobernarse en caso de falla repentina del grupo motor crítico en cualquier punto del despegue.

B.3.2.4 *Velocidad de despegue con margen de seguridad*. Las velocidades de despegue con margen de seguridad supuestas para determinar la performance del avión durante el despegue (después de abandonar el suelo o el agua), proporcionarán un margen adecuado por encima de la velocidad de pérdida y de la velocidad mínima a que el avión continúa siendo gobernable después de la falla súbita del grupo motor crítico.

B.3.3 Compensación

Las características de compensación del avión serán tales que el esfuerzo de atención y habilidad que se exija al piloto para mantener la condición de vuelo deseada no sea excesivo, teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. Esto se aplicará tanto en la utilización normal como en las condiciones inherentes a la falla de uno o más grupos motores para los que se han establecido características de performance.

B.4 Estabilidad y control

B.4.1 Estabilidad

La estabilidad del avión en relación con sus demás características de vuelo, performance, resistencia estructural y condiciones de utilización más probables (p. ej., configuraciones y

límites de velocidad del avión) será tal que garantice que el esfuerzo de concentración que se exija al piloto no sea excesivo, teniendo en cuenta la fase de vuelo en que se hace tal exigencia y su duración. Pero, la estabilidad del avión no será tal que exija fuerza excesiva por parte del piloto ni que resulte perjudicada la seguridad del avión por falta de maniobrabilidad en casos de emergencia. La estabilidad se puede alcanzar por medios naturales o artificiales, o una combinación de ambos. En los casos en que es necesaria la estabilidad artificial para mostrar conformidad con las normas de esta parte, se demostrará que es extremadamente improbable que se produzca una falla o condición que exija aptitudes o fuerza excepcionales del piloto para recuperar la estabilidad del avión.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) figuran textos de orientación relativos a la expresión "extremadamente improbable".*

B.4.2 Pérdida

B.4.2.1 *Aviso de entrada en pérdida*. Cuando el avión se aproxime a una pérdida, tanto en vuelo en línea recta como en los virajes, el piloto dispondrá de una indicación clara e inconfundible de entrada en pérdida con el avión en todas las configuraciones permisibles, excepto en aquellas que no se consideran esenciales para el vuelo seguro. El aviso de entrada en pérdida y otras características del avión serán tales que permitan al piloto evitar la pérdida después de recibir el aviso de entrada en la misma y, sin alterar la potencia o el empuje del motor, seguir gobernando completamente el avión.

B.4.2.2 *Comportamiento después de la pérdida*. En cualquier configuración y en cualquier nivel de potencia o empuje en que se considere que la facilidad de restablecimiento de una pérdida es fundamental, el comportamiento del avión inmediatamente después de la pérdida no será tal que haga difícil un restablecimiento rápido sin sobrepasar los límites de velocidad aerodinámica o de resistencia del avión.

B.4.2.3 *Velocidades de pérdida*. Se establecerán las velocidades de pérdida o velocidades mínimas de vuelo uniforme en las configuraciones correspondientes a cada fase de vuelo (p. ej., despegue, en ruta, aterrizaje). Uno de los valores de potencia o empuje utilizados al establecer las velocidades de pérdida no será mayor que el necesario para producir una tracción nula a una velocidad un poco superior a la de pérdida.

B.4.3 Flameo y vibraciones

B.4.3.1 Se demostrará mediante ensayos y análisis adecuados, o cualquier combinación aceptable de los mismos, que ninguna parte del avión está expuesta a flameo ni a vibración excesiva, cualquiera sea la configuración del avión, y en todas las condiciones de velocidad dentro de los límites de utilización del avión (véase A.2.2). No habrá vibraciones ni sacudidas tan fuertes que causen daños en la estructura del avión.

B.4.3.2 No habrá vibraciones o sacudidas tan fuertes que interfieran con el mando del avión o que produzcan fatiga excesiva a la tripulación de vuelo dentro de los límites de utilización del avión.

Nota.— Las sacudidas que sirven de aviso de entrada en pérdida se consideran convenientes y no se trata de eliminar este tipo de sacudidas.

B.4.4 Barrenamiento

Se demostrará que el avión no muestra tendencia alguna a entrar accidentalmente en barrena durante el vuelo normal. Si a causa del diseño se permite entrar en barrena o ello es accidentalmente posible en aviones con un solo grupo motor, se demostrará que con la utilización normal de los mandos y sin la utilización de aptitudes excepcionales del piloto el avión puede recuperarse dentro de los límites de recuperación adecuados.

SUBPARTE C. ESTRUCTURA

C.1 Generalidades

La estructura del avión estará diseñada, fabricada y dotada de las instrucciones para el mantenimiento y reparación del mismo, con objeto de evitar fallas catastróficas durante su vida útil.

C.2 Masa y su distribución

A menos que se especifique de otro modo se cumplirán todas las normas estructurales cuando se varíe la masa entre los límites aplicables y se distribuya en la forma más desfavorable, dentro de las condiciones de utilización para las cuales se desea obtener el certificado.

C.3 Cargas límites

A menos que se haga constar de otro modo, las cargas exteriores y las correspondientes cargas de inercia, o las reacciones resultantes de los diferentes casos de carga prescritos en C.6 se considerarán como cargas límites.

C.4 Deformación y resistencia a la rotura

En los diferentes casos de carga prescritos en C.6 ninguna parte de la estructura del avión sufrirá deformaciones perjudiciales aplicando todas las cargas, incluso la carga límite, y la estructura del avión podrá soportar la carga de rotura.

C.5 Velocidades aerodinámicas

C.5.1 Velocidades aerodinámicas de diseño

Se establecerán velocidades aerodinámicas de diseño para las cuales se haya proyectado que la estructura del avión puede resistir las correspondientes cargas que resulten de las maniobras y ráfagas. Para evitar excesos involuntarios a causa de perturbaciones o variaciones atmosféricas, las velocidades aerodinámicas de cálculo proporcionarán un margen suficiente para establecer velocidades aerodinámicas límites de utilización práctica. Además, las velocidades aerodinámicas de diseño serán lo suficientemente superiores a la velocidad de pérdida del avión, como para impedir la pérdida de control de éste en aire turbulento. Se debe prestar atención a la velocidad de diseño para maniobras, velocidad crucero, velocidad de picado, y todas las demás velocidades aerodinámicas de diseño necesarias para configuraciones con mando de ascenso rápido u otros dispositivos especiales.

C.5.2 Velocidades aerodinámicas límites

En el manual de vuelo se incluirán, como parte de los límites de utilización (véase G.2), las velocidades aerodinámicas límites basadas en las correspondientes velocidades de cálculo, con márgenes de seguridad cuando se considere apropiado, de conformidad con A.2.1.

C.6 Resistencia

C.6.1 Todos los componentes estructurales estarán diseñados para resistir las cargas máximas previstas en servicio bajo todas las condiciones de funcionamiento anticipadas sin ocasionar fallas, distorsiones permanentes o pérdida de la funcionalidad. Al determinar estas cargas se tendrá en cuenta lo siguiente:

a) la vida útil prevista del avión;

b) las perspectivas de ráfagas verticales y horizontales, tomando en consideración las variaciones que se esperen en las misiones a realizar y las configuraciones de la carga;

c) la gama de maniobras, teniendo en cuenta la diversidad de misiones, y las configuraciones de carga;

d) las cargas asimétricas y simétricas;

e) las cargas en tierra y en agua, lo que comprende las cargas que representan el rodaje, el aterrizaje, el despegue y el manejo en tierra o en agua;

f) la gama de velocidades del avión, teniendo en cuenta las características del mismo y las limitaciones operativas;

g) las cargas por vibración y sacudidas;

h) la corrosión u otra degradación, a causa del mantenimiento que se haya dado o de otros factores operativos; y

i) toda otra carga, tal como las cargas de control de vuelo, de presurización de cabina, de los motores, o las cargas dinámicas debidas a cambios en la configuración del régimen estable.

C.6.2 Las cargas de aire, inercia y de otra índole resultantes de las condiciones específicas de carga, se distribuirán de manera que se aproximen estrechamente a las condiciones reales o que las representen con un margen moderado.

C.7 Supervivencia

El avión estará diseñado de forma que ofrezca a sus ocupantes la protección máxima posible en el caso de falla

estructural, o en el de daños a consecuencia del impacto con tierra, agua o un objeto. Como mínimo, se tomará en cuenta lo siguiente:

a) la absorción de energía por la célula de la aeronave, los asientos y sujeciones de los ocupantes; y

b) que permita la evacuación en el plazo más corto posible.

C.8 Duración estructural

El diseño y la construcción del avión se ajustarán, siempre que sea posible, a los principios de tolerancia a los daños, vida segura o a prueba de fallas y deberán garantizar que la probabilidad de una falla con resultados catastróficos durante la vida útil sea extremadamente remota, teniendo en cuenta:

a) el medio ambiente previsto;

b) las cargas previstas repetitivas que se aplican durante el servicio;

c) las vibraciones previstas como resultado de la interacción aerodinámica o de origen interno;

d) los ciclos térmicos;

e) los daños accidentales y de fuente discreta;

f) la posible corrosión u otra degradación;

g) el mantenimiento prescrito; y

h) las reparaciones estructurales probables.

Nota.— En el Manual de aeronavegabilidad *(Doc 9760) figuran textos de orientación relativos a la expresión "extremadamente improbable".*

SUBPARTE D. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

D.1 Generalidades

D.1.1 Los detalles de diseño y la construcción serán tales que proporcionen una seguridad razonable de que todos los componentes del avión funcionarán de un modo eficaz y seguro en las condiciones de utilización previstas. Se basarán en prácticas que la experiencia haya demostrado que son satisfactorias o se hayan verificado por ensayos especiales u otras investigaciones, o de ambos modos. En ellos se tendrán en cuenta los principios relativos a factores humanos.

Nota.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) figuran textos de orientación sobre los principios relativos a factores humanos.*

D.1.2 Verificación de las partes móviles

Se demostrará el funcionamiento de todas las partes móviles indispensables para la utilización segura del avión, con el fin de asegurarse de que funcionarán correctamente en todas las condiciones de utilización de dichas partes.

D.1.3 Materiales

Todos los materiales empleados en partes del avión que son esenciales para su utilización en condiciones de seguridad se ajustarán a especificaciones aprobadas. Las especificaciones aprobadas serán tales que los materiales aceptados de conformidad con ellas posean las propiedades esenciales supuestas en el diseño.

D.1.4 Métodos de fabricación

Los métodos de fabricación y montaje serán tales que permitan obtener una estructura sólida y homogénea que sea confiable con respecto al mantenimiento de la resistencia en servicio.

D.1.5 Protección

La estructura estará convenientemente protegida contra el deterioro o pérdida de resistencia en servicio causados por los agentes atmosféricos, corrosión, abrasión u otras causas que pudieran pasar desapercibidas, teniendo en cuenta el mantenimiento de que será objeto el avión.

D.1.6 Disposiciones sobre inspección

Se tomarán medidas que permitan realizar todo examen, sustitución o reacondicionamiento necesarios de las partes del avión que lo requieran, ya sea periódicamente o después de vuelos en condiciones excepcionalmente rigurosas.

D.2 Características de diseño de los sistemas

Se prestará especial atención a las características de diseño que influyan en la aptitud de la tripulación para mantener el mando del avión en vuelo. Éstas comprenderán, por lo menos, lo siguiente:

a) *Mandos y sistemas de mandos*. Los mandos y sistemas de mandos se diseñarán de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de atascamiento, activación accidental, inclusive la prevención de armado incorrecto, y accionamiento involuntario de los dispositivos de inmovilización de las superficies de control.

   1) Cada mando y sistema de mandos funcionará con facilidad, suavidad y precisión apropiadas para su función.

   2) Cada elemento de cada sistema de control de vuelo estará diseñado o marcado de manera distintiva y permanente, para reducir al mínimo la probabilidad de que se arme incorrectamente y que pueda provocar una falla del sistema.

b) *Capacidad de supervivencia de los sistemas*. Los sistemas de los aviones se diseñarán y dispondrán de manera de maximizar la capacidad para continuar en vuelo seguro y aterrizar después de cualquier acontecimiento que produzca daños a la estructura o a los sistemas del avión.

c) *Compartimiento de la tripulación*. El compartimiento de la tripulación de vuelo se diseñará de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de accionamiento incorrecto o incompleto de los mandos por parte de la tripulación debido a la fatiga, confusión o interferencia. Se tendrá en cuenta, por lo menos, lo siguiente: disposición e identificación de los mandos e instrumentos, rápida identificación de los casos de emergencia, sentido de los mandos, ventilación, calefacción y ruidos.

d) *Campo visual del piloto*. La disposición del compartimiento de la tripulación de vuelo permitirá obtener un campo visual lo bastante amplio, claro y sin distorsiones como para facilitar el manejo seguro del avión, evitando deslumbramientos y reflejos que entorpezcan la visión del piloto. Las características del diseño del parabrisas permitirán, en condiciones de precipitaciones de lluvia moderadas, una visibilidad suficiente para la realización normal del vuelo y para la ejecución de aproximaciones y aterrizajes.

e) *Casos de emergencia*. Se proporcionarán medios que o bien impidan automáticamente o bien permitan a la tripulación de vuelo hacer frente a los casos de emergencia resultantes de fallas previsibles del equipo y de los sistemas, que pudieran poner en peligro el avión. Se

dispondrá lo conveniente para que las instalaciones esenciales puedan continuar funcionando después de la falla de un grupo motor o de los sistemas, en la medida en que tal falla esté prevista en las limitaciones de performance y de operaciones específicas en las normas de este Anexo y del Anexo 6, Partes I y II.

f) *Precauciones contra incendios*. El avión y los materiales utilizados para su construcción se diseñarán de tal forma que se reduzca a un mínimo la posibilidad de incendios en vuelo o en tierra y las emanaciones de humo y gases tóxicos en caso de incendio, y que retarden la posibilidad de conflagración en la cabina.

g) *Protección del compartimiento de la carga*.

1) Las fuentes de calor dentro del compartimiento que puedan prender fuego a la carga o al equipaje deberán estar protegidas o aisladas para evitar la ignición.

2) Los compartimientos de carga y equipaje se construirán con materiales que sean como mínimo resistentes a las llamas.

h) *Protección de los ocupantes*. En el diseño se tomarán precauciones para la protección contra posibles casos de descompresión accidental de la cabina y contra la presencia de humo u otros gases tóxicos que puedan incapacitar a los ocupantes del avión.

D.3 Aeroelasticidad

El avión no tendrá flameo, divergencia estructural, inversión de los mandos, pérdida del control debido a deformaciones estructurales ni efectos aeroelásticos a cualquier velocidad prevista en el marco del diseño o incluso más allá del mismo, de manera que se cumpla lo dispuesto en A.2.1. Se tendrán en cuenta las características del avión.

D.4 Comodidad de los ocupantes

D.4.1 Asientos y sujeciones

Teniendo en cuenta las cargas probables de vuelo y de aterrizaje de emergencia que puedan surgir, se proporcionará a los ocupantes asientos y sujeciones adecuados. Se prestará atención a la forma de minimizar la posibilidad de lesiones a los ocupantes si entran en contacto con la estructura que les rodea durante las operaciones del avión.

D.4.2 La cabina

Los sistemas de ventilación, calefacción y presurización, cuando corresponda, estarán diseñados para proporcionar en la cabina un ambiente adecuado durante el vuelo y las operaciones previstas en tierra o en agua. Los sistemas estarán pensados teniendo también en cuenta las condiciones de emergencia posibles.

D.5 Conexión eléctrica y protección contra los rayos y la electricidad estática

D.5.1 La conexión eléctrica y la protección contra los rayos y la electricidad estática serán tales que:

a) protegerán al avión, a sus sistemas y, a sus ocupantes y a quienes entren en contacto con el avión en tierra o agua, contra los efectos peligrosos de las descargas de rayos y los choques eléctricos; y

b) impidan la acumulación peligrosa de carga electroestática.

D.5.2 El avión estará protegido también contra las consecuencias catastróficas de los rayos. Se tendrán debidamente en cuenta los materiales empleados en la construcción del avión.

D.6 Medidas para el aterrizaje de emergencia

D.6.1 En el diseño del avión se tomarán medidas para proteger a los ocupantes, en caso de aterrizaje de emergencia, contra los incendios y los efectos directos de las fuerzas de deceleración, así como contra las lesiones que puedan producirse por el efecto de las fuerzas de deceleración en el equipo interior del avión.

D.6.2 Se proveerán medios para la rápida evacuación del avión en las condiciones que probablemente se presentarían después de un aterrizaje de emergencia. Dichos medios guardarán relación con la capacidad del avión para pasajeros y tripulación y se demostrará que son adecuados para los fines a los que están destinados.

D.7 Manejo en tierra

Se definirán disposiciones y procedimientos en el diseño para el manejo seguro en tierra (p. ej., remolque, levantamiento con gatos). Puede tenerse en cuenta la protección que puedan proporcionar cualesquiera limitaciones e instrucciones para tales operaciones.

SUBPARTE E. SISTEMA MOTOPROPULSOR

E.1 Motores

Las normas de la Parte VI del presente Anexo se aplicarán a cada motor que se utiliza en el avión como unidad principal de propulsión.

E.2 Hélices

Las normas de la Parte VII de este Anexo se aplicarán a cada hélice que se utiliza en el avión.

E.3 Instalación de sistemas motopropulsores

E.3.1 Cumplimiento de las limitaciones de los motores y las hélices

La instalación del sistema motopropulsor se diseñará de tal forma que los motores y las hélices (cuando las haya) puedan funcionar de manera segura en las condiciones de utilización previstas. En las condiciones establecidas en el manual de vuelo, el avión podrá utilizarse sin exceder las limitaciones establecidas para los motores y las hélices, de conformidad con esta subparte.

E.3.2 Control de la rotación de los motores

En los casos en que la rotación continuada de un motor que ha fallado pudiera aumentar el riesgo de incendio o de una grave falla estructural, se tomarán las medidas adecuadas para que la tripulación pueda detener la rotación del motor en vuelo o reducirla a un valor seguro.

Nota.— En el caso de separación de una pala de la hélice quizás sea imposible detener la rotación del motor.

E.3.3 Motor de turbina

Para la instalación de un motor de turbina:

a) en el diseño se reducirán al mínimo los riesgos para el avión en el caso de que fallen las partes giratorias del motor o que un incendio del motor se propague a la caja del mismo; y

b) el grupo motor junto con los correspondientes dispositivos de control, sistemas e instrumentos estarán diseñados para dar una seguridad razonable de que mientras el avión se halle en servicio no se sobrepasarán las limitaciones operacionales del motor que indican negativamente en la integridad estructural de las partes giratorias.

E.3.4 Nueva puesta en marcha del motor

Se proveerán los medios necesarios para poder arrancar de nuevo el motor a altitudes inferiores a la altitud máxima declarada.

E.3.5 Disposición y funcionamiento

E.3.5.1 *Independencia de los grupos motores*. El sistema motopropulsor se dispondrá e instalará de tal forma que cada grupo motor junto con sus sistemas asociados pueda controlarse y funcionar independientemente de los otros grupos y de forma que haya por lo menos una disposición del sistema motopropulsor y de los demás sistemas en la que cualquier falla, a menos que la probabilidad de que se produzca sea extremadamente remota, no pueda tener como resultado una pérdida de potencia mayor que la que resultaría de la falla completa del grupo motor crítico.

E.3.5.2 *Vibración de la hélice*. Se determinarán los esfuerzos de vibración de la hélice y no excederán de los valores que se ha comprobado que son seguros para el funcionamiento dentro de los límites de utilización establecidos para el avión.

E.3.5.3 *Refrigeración*. El sistema de refrigeración estará en condiciones de mantener la temperatura de los componentes y líquidos del sistema motopropulsor dentro de los límites establecidos (véase E.3.1) a temperaturas del aire ambiente inferiores a la temperatura máxima del aire correspondiente a las operaciones previstas del avión.

E.3.5.4 *Sistemas asociados*. Los sistemas de combustible, aceite, admisión de aire y otros sistemas asociados con el grupo motor podrán alimentar cada motor de conformidad con los requisitos establecidos para todas las condiciones que afectan al funcionamiento de los sistemas (p. ej., potencia del motor, actitudes del avión y aceleraciones, condiciones atmosféricas, temperaturas de los líquidos) en las condiciones de utilización previstas.

E.3.5.5 *Protección contra incendios*. En las partes del sistema motopropulsor en que el posible riesgo de incendio sea especialmente grave debido a la proximidad de fuentes de ignición y materiales combustibles, además de la norma general que figura en D.2 f) se aplicará lo siguiente:

a) *Aislamiento*. Estas partes se aislarán, con materiales incombustibles, de otras partes del avión en que la presencia de un incendio comprometería la continuación del vuelo, teniendo en cuenta los puntos de origen y trayectorias probables de propagación del incendio.

b) *Líquidos inflamables*. Los componentes del sistema de líquidos inflamables situados en dichas partes serán resistentes al fuego. Para minimizar el peligro de la falla de algún componente que contenga líquidos inflamables,

cada una de las partes tendrá un medio de purga. Se proveerán medios para que la tripulación, en caso de incendio, pueda cerrar el paso de los líquidos inflamables a dichas partes. Cuando existan fuentes de líquidos inflamables en dichas partes, todo el sistema correspondiente dentro de esa parte, incluso la estructura de apoyo, será incombustible o estará protegido contra incendios.

c) *Detección de incendios*. Se dispondrá de un número suficiente de detectores de incendios y se colocarán de forma que aseguren la rápida detección de cualquier incendio que pudiera declararse en tales partes de los siguientes tipos de avión: aviones con más de un grupo motor propulsados por turbina o motores cargados por turbina, o aviones en que los motores no son fácilmente visibles desde el puesto de pilotaje.

SUBPARTE F. SISTEMAS Y EQUIPO

F.1 Generalidades

F.1.1 Se dotará al avión de los instrumentos, equipo y sistemas aprobados, incluidos los de guía y gestión del vuelo necesarios para el empleo seguro del avión en las condiciones de utilización previstas. Comprenderán los instrumentos y el equipo necesarios para que la tripulación pueda manejar el avión dentro de sus límites de utilización. En el diseño de instrumentos y equipo se tendrán en cuenta los principios relativos a factores humanos.

Nota 1.— Además de los instrumentos y equipo mínimos necesarios para la obtención del Certificado de aeronavegabilidad, en el Anexo 6, Partes I y II, se prescriben otros adicionales para circunstancias especiales o para determinados tipos de rutas.

Nota 2.— Con respecto a la evaluación del soporte lógico de los sistemas, véase la Subparte H.

Nota 3.— En el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683) y en las* Directrices sobre factores humanos para los sistemas de gestión de tránsito aéreo (ATM) *(Doc 9758) figuran textos de orientación sobre principios relativos a factores humanos.*

F.1.2 El diseño de los instrumentos, equipo y sistemas prescritos en F.1.1 y la instalación de los mismos serán tales que:

a) exista una relación inversa entre la probabilidad de que se produzca una falla y la gravedad del efecto que ésta tenga en el avión y sus ocupantes, según se determine mediante un procedimiento para evaluar la seguridad del sistema;

b) desempeñen sus funciones en cualquier condición de operación prevista; y

c) se reduzca al mínimo la interferencia electromagnética entre ellos.

F.1.3 Se proporcionarán medios de advertir a la tripulación sobre las condiciones de funcionamiento peligroso de cualquier sistema, de manera que les permita adoptar medidas correctivas.

F.1.4 El sistema de abastecimiento de energía eléctrica estará diseñado de tal modo que produzca la energía necesaria durante las operaciones normales y que ninguna falla o disfunción pueda afectar la capacidad del sistema para suministrar la energía indispensable para las operaciones seguras.

F.2 Instalación

Las instalaciones de instrumentos y equipo se ajustarán a las normas de la Subparte D.

F.3 Equipo de seguridad y supervivencia

El equipo de seguridad y supervivencia prescrito, que la tripulación o los pasajeros habrán de utilizar o manejar en caso de emergencia, será confiable, fácilmente accesible, podrá identificarse rápidamente y su forma de empleo estará claramente indicada.

F.4 Luces de navegación y luces anticolisión

F.4.1 Las luces prescritas en el Anexo 2 — *Reglamento del aire*, que deben exhibir los aviones en vuelo o que operen en el área de movimiento de los aeródromos tendrán intensidades, colores, haces de cobertura y otras características tales que suministren al piloto de otra aeronave o al personal de tierra tanto tiempo como sea posible para la interpretación de las mismas y para las maniobras subsiguientes necesarias a fin de evitar una colisión. Al diseñar dichas luces, se tomarán debidamente en cuenta las condiciones bajo las cuales se espere razonablemente que han de desempeñar tales funciones.

Nota.— Es probable que las luces se vean contra una diversidad de fondos, tales como la iluminación típica de una ciudad, cielo claro estrellado, aguas iluminadas por la luna y condiciones diurnas de baja luminancia de fondo. Además, con toda posibilidad ocurrirán situaciones con riesgo de colisión en áreas de control terminal, en las cuales las aeronaves maniobran en los niveles intermedios y bajos de vuelo a velocidades de acercamiento que probablemente no excedan de 900 km/h (500 kt).

F.4.2 Las luces de los aviones se instalarán de manera que se reduzca a un mínimo la posibilidad de que éstas afecten negativamente el desempeño satisfactorio de las obligaciones de las tripulaciones de vuelo.

Nota.— A fin de evitar los efectos mencionados en F.4.2, será necesario en algunos casos proporcionar los medios por los cuales el piloto pueda apagar o reducir la intensidad de las luces de destellos.

F.5 Protección contra la interferencia electromagnética

Los sistemas electrónicos del avión, en particular los sistemas críticos de vuelo y esenciales de vuelo estarán protegidos contra la interferencia electromagnética dimanante de fuentes internas y externas.

F.6 Protección contra el hielo

Si se exige la certificación de vuelo en condiciones de engelamiento, se demostrará que el avión puede volar sin peligro en las condiciones de engelamiento con que pueda encontrarse en todos los lugares de operación previstos.

SUBPARTE G. LIMITACIONES DE UTILIZACIÓN E INFORMACIÓN

G.1 Generalidades

Las limitaciones de utilización dentro de las cuales se determina el cumplimiento de las normas de este Anexo, junto con cualquier otra información necesaria para la utilización segura del avión, se pondrán a disposición de los interesados por medio de un manual de vuelo, indicaciones y letreros, y por todo otro medio que pueda servir para la consecución eficaz de este fin. Las limitaciones e información comprenderán por lo menos las prescritas en esta subparte.

G.2 Limitaciones de utilización

G.2.1 Las limitaciones que haya riesgo de sobrepasar en vuelo y que se definen cuantitativamente, se expresarán en unidades apropiadas y se corregirán, si fuera necesario, los errores de medición a fin de que la tripulación de vuelo pueda determinar fácilmente, por la simple lectura de los instrumentos disponibles, cuándo se han alcanzado dichas limitaciones.

G.2.2 Limitaciones de carga

Las limitaciones de carga comprenderán todas las masas límite, posiciones del centro de gravedad, distribución de la masa y cargas aplicables al piso del avión (véase A.2.2).

G.2.3 Limitaciones de velocidad aerodinámica

Las limitaciones de velocidad aerodinámica comprenderán todas las velocidades límite (véase C.5) desde el punto de vista de la solidez estructural o cualidades de vuelo del avión, o atendiendo a otras consideraciones. Estas velocidades se identificarán respecto a las configuraciones apropiadas del avión y otros factores pertinentes.

G.2.4 Limitaciones del sistema motopropulsor

Las limitaciones del sistema motopropulsor comprenderán todas las establecidas para los diversos componentes del sistema instalados en el avión (véase E.3.1 y E.3.5.3).

G.2.5 Limitaciones relativas al equipo y a los sistemas

Las limitaciones relativas al equipo y a los sistemas comprenderán todas las establecidas para los diversos equipos y sistemas instalados en el avión.

G.2.6 Limitaciones diversas

Las limitaciones diversas comprenderán aquellas que sean necesarias respecto a las condiciones que se haya comprobado que son perjudiciales para la seguridad del avión (véase A.2.1).

G.2.7 Limitaciones referentes a la tripulación de vuelo

Las limitaciones referentes a la tripulación de vuelo comprenderán el número mínimo de personal de tripulación de vuelo necesario para la utilización del avión, teniendo en cuenta entre otras cosas las posibilidades de acceso de los miembros de la tripulación que corresponda a todos los mandos e instrumentos necesarios y de ejecución de los procedimientos de emergencia establecidos.

Nota.— Véanse en el Anexo 6 — Operación de aeronaves*, Partes I y II, las circunstancias en las cuales la tripulación de vuelo incluirá más personal del que comprende la tripulación de vuelo mínima definida en este Anexo.*

G.3 Información y procedimientos de utilización

G.3.1 Tipos de operaciones admisibles

Se hará una lista de los tipos especiales de operaciones, respecto a los cuales el avión haya demostrado que posee las cualidades para cumplir las normas de aeronavegabilidad pertinentes.

G.3.2 Información referente a la carga

La información referente a la carga comprenderá la masa en vacío del avión, junto con la indicación de la condición del avión en el momento de pesarlo, la posición correspondiente del centro de gravedad y los puntos y líneas de referencia con que se relacionan los límites del centro de gravedad.

Nota.— Habitualmente, la masa en vacío excluye la masa de la tripulación, la carga de pago, el combustible utilizable y el aceite que puede vaciarse; incluye la masa de todo el lastre fijo, el combustible no utilizable, el aceite que no puede vaciarse, la cantidad total de refrigerante del motor y la cantidad total de líquido hidráulico.

G.3.3 Procedimientos de utilización

Se hará una descripción de los procedimientos de utilización normales y de emergencia propios del tipo de avión considerado y necesarios para su utilización segura. Estos

procedimientos comprenderán los que han de seguirse en el caso de falla de uno o más grupos motores.

G.3.4 Información referente al manejo

Se dará información suficiente sobre cualquier característica importante o poco usual del avión. Se anotarán las velocidades de pérdida o velocidades mínimas en vuelo uniforme que deben establecerse de conformidad con B.4.2.3.

G.4 Información referente a la performance

Se anotará la performance del avión de acuerdo con B.2. Se incluirá información relativa a las diferentes configuraciones y potencias o empujes del avión y a las velocidades pertinentes, junto con información que ayude a la tripulación de vuelo a obtener la performance anotada.

G.5 Manual de vuelo

Se dispondrá de un manual de vuelo. En él se identificará claramente el avión o serie de aviones específicos a los que se refiere. En el manual de vuelo se indicarán, por lo menos, las limitaciones, información y procedimientos que se especifican en G.2, G.3, G.4 y G.6.1.

G.6 Indicaciones y letreros

G.6.1 Las indicaciones y letreros en los instrumentos, equipo, mandos, etc., comprenderán las limitaciones o información necesarias que ha de tener en cuenta la tripulación durante el vuelo.

G.6.2 Se proveerán indicaciones y letreros o instrucciones, a fin de proporcionar al personal de tierra toda información fundamental con objeto de impedir que en el servicio en tierra (remolque, reaprovisionamiento de combustible, etc.) se cometan errores que pudieran pasar inadvertidos y que podrían comprometer la seguridad del avión en los vuelos subsiguientes.

G.7 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento

G.7.1 Generalidades

Se dará información que permita elaborar procedimientos para mantener el avión en condiciones de aeronavegabilidad. Esa información incluirá la que se describe en G.7.2, G.7.3 y G.7.4.

G.7.2 Información sobre el mantenimiento

La información sobre el mantenimiento incluirá una descripción del avión y de los métodos recomendados para llevar a cabo el mantenimiento. Esa información incluirá orientación sobre el diagnóstico de defectos.

G.7.3 Información sobre el programa de mantenimiento

La información sobre el programa de mantenimiento incluirá los trabajos de mantenimiento y los intervalos recomendados para efectuarlos.

Nota.— La preparación de información inicial sobre el programa de mantenimiento en la fecha de certificación del tipo de aeronave se denomina a veces proceso de la Junta de revisión del mantenimiento *(RBM) o proceso de* Instrucciones para el mantenimiento de la aeronavegabilidad.

G.7.4 Requisitos obligatorios sobre el mantenimiento resultantes de la aprobación del diseño de tipo

Se identificarán como tales y se incluirán en la información sobre mantenimiento de G.7.3 los requisitos de mantenimiento obligatorios que el Estado de diseño haya especificado como parte para la aprobación del diseño de tipo.

Nota.— Los requisitos obligatorios identificados como parte de la aprobación del diseño de tipo suelen mencionarse como requisitos de mantenimiento para la certificación (CMR) o como limitaciones de la aeronavegabilidad.

SUBPARTE H. SOPORTES LÓGICOS DE LOS SISTEMAS

Los soportes lógicos de los sistemas estarán diseñados y convalidados para asegurar que los sistemas de que se trate ejecutan las funciones previstas con un grado de seguridad que satisfaga los requisitos de esta parte, concretamente los de F.1.2 a) y F.1.3.

Nota.— Algunos Estados aceptan normas industriales nacionales o internacionales tales como RTCA/DO-178 o EUROCAE ED12, en lo tocante a la concepción y el ensayo de soportes lógicos para sistemas.

SUBPARTE I. RESISTENCIA AL IMPACTO Y SEGURIDAD DE LA CABINA

I.1 Generalidades

En el diseño de los aviones se tendrá en cuenta la resistencia al impacto para aumentar las probabilidades de supervivencia de los ocupantes.

I.2 Especificación de las cargas de los aterrizajes de emergencia

En todas las categorías de aviones se determinarán las cargas de los aterrizajes de emergencia (violentos) con el fin de poder diseñar el interior, los accesorios, la estructura de soporte y el equipo de seguridad de forma de elevar al máximo las probabilidades de supervivencia de los ocupantes. Los elementos que deben considerarse incluirán:

a) los efectos dinámicos;

b) criterios con respecto a la sujeción de artículos que podrían presentar un peligro;

c) la deformación del fuselaje en las zonas de las salidas de emergencia;

d) la integridad y posición de las células del combustible; y

e) la integridad de los sistemas eléctricos para evitar fuentes de ignición.

I.3 Protección de la cabina contra incendios

La cabina estará diseñada de manera que proteja a los ocupantes contra incendios si se produjera alguna falla de los sistemas de vuelo o en una situación de impacto. Los elementos que deben considerarse incluirán:

a) la combustibilidad de los materiales del interior de la cabina;

b) la resistencia al fuego y la generación de humos y gases tóxicos;

c) medidas de seguridad para permitir la evacuación sin riesgos; y

d) el equipo de detección y extinción de incendios.

I.4 Evacuación

El avión tendrá las suficientes salidas de emergencia como para facilitar la evacuación de la cabina en un lapso apropiado. Los elementos que deben considerarse, en relación con el tamaño del avión, incluirán:

a) la cantidad de asientos y la configuración de los mismos;

b) la cantidad, emplazamiento y tamaño de las salidas;

c) el señalamiento de las salidas y las instrucciones para usarlas;

d) la probabilidad de obstrucción de las salidas;

e) el funcionamiento de las salidas; y

f) la ubicación y el peso del equipo de evacuación en las salidas, por ejemplo, balsas.

I.5 Iluminación y señales

Si se instala iluminación de emergencia, tendrá las siguientes características:

a) será independiente del generador eléctrico principal;

b) se activará automáticamente en caso de pérdida de la energía normal o de choque;

c) habrá indicación visual de las salidas de emergencia;

d) habrá iluminación tanto en el interior como en el exterior del avión durante la evacuación; y

e) no ha de constituir un peligro más en el caso de derrame de combustible, aterrizajes de emergencia e impactos de escasa importancia.

SUBPARTE J. AMBIENTE OPERATIVO Y FACTORES HUMANOS

J.1 Generalidades

El avión estará diseñado de manera que la operación del mismo sea segura pese a las limitaciones relacionadas con los pasajeros y de quienes lo conducen, mantienen y atienden.

Nota.— Ocurre frecuentemente que la relación hombre-máquina es el punto débil de los sistemas operativos, razón por la que es necesario asegurarse de que el avión es gobernable en todas las fases del vuelo (lo que abarca cualquier degradación debido a fallas) y de que ni la tripulación ni los pasajeros se vean perjudicados por el ambiente en el que han sido ubicados durante el vuelo.

J.2 Tripulación de vuelo

J.2.1 El avión estará diseñado de forma que la tripulación pueda gobernarlo con seguridad y eficiencia. El diseño tendrá en cuenta las diferencias en la habilidad y fisiología de la tripulación de vuelo dentro de los límites establecidos para el otorgamiento de licencias de la tripulación de vuelo. Se tendrán en cuenta las diferentes condiciones de utilización del avión previstas en su ambiente, incluso las dificultades ocasionadas por fallas.

J.2.2 El volumen de trabajo que el diseño del avión impone a la tripulación de vuelo será razonable en todas las etapas del mismo. Se tendrán especialmente en cuenta las etapas y momentos críticos del vuelo y que puedan preverse razonablemente durante la vida útil del avión, tales como la falla controlada de motor o el encuentro con cizalladura del viento.

Nota.— El volumen de trabajo puede verse afectado por factores tanto cognitivos como fisiológicos.

J.3 Ergonomía

Al diseñar el avión, se tendrán en cuenta factores ergonómicos tales como:

a) la facilidad de uso y la prevención de uso incorrecto involuntario;

b) la facilidad del acceso;

c) el entorno de trabajo;

d) la normalización y homogeneidad; y

e) la facilidad de mantenimiento.

J.4 Factores ambientales relativos al funcionamiento

En el diseño del avión se tendrá en cuenta el ambiente en el que se desenvuelve la tripulación de vuelo, lo cual comprende:

a) el efecto de factores aeromédicos, tales como el nivel de oxígeno, la temperatura, la humedad, el ruido y las vibraciones;

b) el efecto de las fuerzas físicas durante el vuelo normal;

c) el efecto de los vuelos prolongados a gran altitud; y

d) el bienestar físico.

PARTE VI. MOTORES

SUBPARTE A. GENERALIDADES

A.1 Aplicación

A.1.1 Salvo por lo indicado a continuación, las normas de esta parte se aplican a los motores de todos los tipos que se utilizan como unidades principales de propulsión, según se exige en las Partes IIIB, IVB y V.

Nota.— Las normas siguientes no incluyen especificaciones cuantitativas comparables a las contenidas en los códigos nacionales de aeronavegabilidad. De acuerdo con 1.2.1 de la Parte II, estas normas serán suplementadas por requisitos establecidos, adoptados o aceptados por los Estados contratantes.

A.1.2 El nivel de aeronavegabilidad definido en las partes apropiadas del código nacional amplio y detallado mencionado en A.1.1, equivaldrá, al menos en gran parte, al nivel general al que están dirigidas las normas generales de esta parte.

A.2 Instalación del motor e interfaces

A.2.1 Se dará toda la información necesaria para la provisión de interfaces seguras y correctas entre el motor y la aeronave.

A.2.2 Las instrucciones de instalación especificarán las hipótesis relativas a las condiciones que pueden imponerse sobre el motor cuando se instale finalmente en una aeronave.

A.3 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas

A.3.1 Se declararán las potencias homologadas y las condiciones de la atmósfera en las que se basan y todas las condiciones y limitaciones de utilización previstas para gobernar el funcionamiento del motor.

A.3.2 Dentro de los límites establecidos en A.3.1, el motor producirá el empuje o la potencia que de él se exijan en todas las condiciones de vuelo requeridas, teniendo en cuenta los efectos y condiciones ambientales.

A.4 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento

A.4.1 Generalidades

Se dará información que permita desarrollar procedimientos para mantener el avión en condiciones de aeronavegabilidad. Esta información incluirá la que se describe en A.4.2, A.4.3 y A.4.4.

A.4.2 Información sobre el mantenimiento

La información sobre el mantenimiento incluirá una descripción del motor y de los métodos recomendados para llevar a cabo el mantenimiento. Esa información incluirá orientación sobre el diagnóstico de defectos.

A.4.3 Información sobre el programa de mantenimiento

La información sobre el programa de mantenimiento incluirá todos los trabajos de mantenimiento y los intervalos recomendados para efectuarlos.

A.4.4 Requisitos obligatorios de mantenimiento resultantes de la aprobación del diseño de tipo

Se identificarán como tales los requisitos de mantenimiento que el Estado de diseño haya especificado como obligatorios al aprobar el diseño de tipo y se incluirán en la información sobre mantenimiento indicada en A.4.3.

SUBPARTE B. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

B.1 Funcionamiento

El motor se diseñará y construirá de forma que funcione en condiciones de seguridad dentro de sus límites de utilización, de conformidad con las condiciones de utilización previstas, cuando esté debidamente instalado con arreglo a las Partes IIIB, IVB o V de este Anexo y, si corresponde, equipado con una hélice aprobada para la instalación.

B.2 Análisis de fallas

Para los motores de turbina, se realizará una evaluación de seguridad del motor para cerciorarse de que funciona en condiciones de seguridad en la gama completa de condiciones de utilización. Se elaborará un resumen de las fallas y combinaciones de fallas previsibles que puedan tener consecuencias peligrosas para el motor. Si la falla primaria de elementos individuales (p. ej., discos) puede provocar consecuencias peligrosas para el motor, deberá confiarse en la satisfacción de los requisitos de integridad prescritos.

B.3 Materiales y métodos de fabricación

La selección de materiales y de métodos y procesos de fabricación tendrá en cuenta el entorno operacional del motor previsto para el servicio. Los materiales y los métodos y procesos de fabricación utilizados en la construcción del motor darán como resultado un comportamiento estructural conocido y reproducible.

B.4 Integridad

La integridad del motor se demostrará a través de toda su envolvente de funcionamiento y se mantendrá durante su vida útil. Los efectos de la carga cíclica, la degradación ambiental y operacional y las probables fallas de partes subsiguientes no reducirán la integridad del motor por debajo de niveles aceptables. Se promulgarán todas las instrucciones necesarias para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad a este respecto.

SUBPARTE C. ENSAYOS

El motor tipo completará satisfactoriamente los ensayos que se estimen necesarios para verificar la validez de las homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas y para cerciorarse de que funcionará satisfactoriamente y con seguridad. Los ensayos comprenderán, por lo menos, las pruebas siguientes:

a) *Calibración de potencia*. Se llevarán a cabo ensayos para establecer las características de potencia o empuje del motor cuando éste sea nuevo y después de realizar los ensayos indicados en b) y c). A la terminación de todos los ensayos especificados no se habrá reducido excesivamente la potencia.

b) *Funcionamiento*. Se realizarán ensayos para asegurar que las características de arranque, marcha lenta, aceleración, vibración, sobrevelocidad y otras son satisfactorias y para demostrar la existencia de márgenes para evitar la detonación, resonancia y otras anomalías de funcionamiento que puedan afectar al tipo de motor considerado.

c) *Resistencia a la fatiga*. Se realizarán ensayos de duración suficiente a los regímenes de potencia, empuje, velocidad, temperatura y en otras condiciones de utilización que sean necesarios para demostrar la seguridad y estabilidad del motor. También comprenderán períodos de funcionamiento en los cuales se sobrepasarán los límites declarados, en la medida en que tales límites pueden sobrepasarse en el servicio real.

d) *Entorno operacional*. Se realizarán ensayos para asegurar que las características del motor son satisfactorias con respecto al entorno operacional.

Nota.— El entorno operacional puede incluir choques con aves, lluvia y granizo, interferencia electromagnética y descargas eléctricas atmosféricas.

PARTE VII. HÉLICES

SUBPARTE A. GENERALIDADES

A.1 Aplicación

A.1.1 Las normas de esta parte se aplicarán a todos los tipos de hélices, según se exige en las Partes IIIB y V.

Nota.— Las normas siguientes no incluyen especificaciones cuantitativas comparables a las contenidas en los códigos nacionales de aeronavegabilidad. De acuerdo con 1.2.1 de la Parte II, estas normas serán complementadas con requisitos establecidos, adoptados o aceptados por los Estados contratantes.

A.1.2 El nivel de aeronavegabilidad definido en las partes apropiadas del código nacional amplio y detallado mencionado en A.1.1, equivaldrá, al menos en gran parte, al nivel general al que están dirigidas las normas generales de esta parte.

A.2 Homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas

Se declararán las potencias homologadas y todas las limitaciones y condiciones de utilización previstas para gobernar el funcionamiento de la hélice.

A.3 Mantenimiento de la aeronavegabilidad — información sobre el mantenimiento

A.3.1 Generalidades

Se dará información que permita desarrollar procedimientos para mantener la hélice en condiciones de aeronavegabilidad. Esa información incluirá la que se describe en A.3.2, A.3.3 y A.3.4.

A.3.2 Información sobre el mantenimiento

La información sobre el mantenimiento incluirá una descripción de la hélice y de los métodos recomendados para llevar a cabo el mantenimiento. Esa información incluirá orientación sobre el diagnóstico de defectos.

A.3.3 Información sobre el programa de mantenimiento

La información sobre el programa de mantenimiento incluirá los trabajos de mantenimiento y los intervalos recomendados para efectuarlos.

A.3.4 Requisitos de mantenimiento obligatorios resultantes de la aprobación del diseño de tipo

Se identificarán como tales los requisitos de mantenimiento que el Estado de diseño haya especificado como obligatorios al aprobar el diseño de tipo y se incluirán en la información sobre mantenimiento indicada en A.3.3.

SUBPARTE B. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

B.1 Generalidades

El conjunto completo de la hélice se diseñará y construirá de forma que funcione en condiciones de seguridad dentro de sus límites de utilización y de acuerdo con las condiciones de utilización previstas, cuando se instale con arreglo a las Partes IIIB o V de este Anexo y se demuestre que no es peligroso.

B.2 Análisis de fallas

Se realizará una evaluación de seguridad de la hélice para cerciorarse de que funciona en condiciones de seguridad en la gama completa de condiciones de utilización. Se elaborará un resumen de las fallas que podrían tener consecuencias peligrosas para la hélice. Si la falla primaria de elementos individuales (p. ej., palas) puede provocar consecuencias peligrosas para la hélice, deberá confiarse en la satisfacción de los requisitos de integridad prescritos.

B.3 Materiales y métodos de fabricación

La selección de materiales y de métodos y procesos de fabricación tendrá en cuenta el entorno operacional de la hélice previsto para el servicio. Los materiales y métodos y los procesos de fabricación utilizados en la construcción de la hélice darán como resultado un comportamiento estructural conocido y reproducible.

B.4 Mando e indicación del paso

B.4.1 Ninguna pérdida del mando del paso normal de la hélice provocará una sobrevelocidad peligrosa en las condiciones de utilización previstas.

B.4.2 Ninguna falla o malfuncionamiento individual del sistema de control de la hélice durante el funcionamiento normal o de emergencia dará como resultado un desplazamiento no intencional de las palas de la hélice a una posición por debajo de la posición de paso mínimo durante el vuelo. La falla de elementos estructurales no debe considerarse si se demuestra que la ocurrencia de dicha falla es extremadamente remota.

SUBPARTE C. ENSAYOS E INSPECCIONES

C.1 Ensayo de retención de las palas

Los conjuntos completos de hélice con palas desmontables se someterán a una carga centrífuga con suficiente margen para cerciorarse de que el sistema de retención del cubo y las palas funcionará satisfactoriamente y en condiciones de seguridad con las cargas previstas para el servicio en todas las condiciones de funcionamiento previstas.

C.2 Ensayos operacionales y de resistencia

La hélice completará satisfactoriamente los ensayos que se consideren necesarios para garantizar que funcione satisfactoriamente y con seguridad dentro de las homologaciones, condiciones y limitaciones declaradas. Los ensayos comprenderán, por lo menos, las pruebas siguientes:

a) *Funcionamiento*. Se realizarán ensayos para demostrar que el sistema de mando del paso funciona en forma adecuada y fiable.

b) *Resistencia a la fatiga*. Se realizarán ensayos de duración suficiente a los regímenes de potencia, velocidad y en otras condiciones de utilización, que sean necesarios para demostrar la fiabilidad y estabilidad de la hélice.

c) *Entorno operacional*. Excepto para las hélices de madera de paso fijo, se demostrará, mediante ensayos o análisis basados en pruebas o experiencia con diseños similares, que la hélice es capaz de soportar el impacto probable de un ave o un rayo sin provocar un efecto peligroso para la hélice.

— FIN —

PUBLICACIONES TÉCNICAS DE LA OACI

Este resumen explica el carácter, a la vez que describe, en términos generales, el contenido de las distintas series de publicaciones técnicas editadas por la Organización de Aviación Civil Internacional. No incluye las publicaciones especializadas que no encajan específicamente en una de las series, como por ejemplo el Catálogo de cartas aeronáuticas, *o las* Tablas meteorológicas para la navegación aérea internacional.

Normas y métodos recomendados internacionales. El Consejo los adopta de conformidad con los Artículos 54, 37 y 90 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional, y por conveniencia se han designado como Anexos al citado Convenio. Para conseguir la seguridad o regularidad de la navegación aérea internacional, se considera que los Estados contratantes deben aplicar uniformemente las especificaciones de las normas internacionales. Para conseguir la seguridad, regularidad o eficiencia, también se considera conveniente que los propios Estados se ajusten a los métodos recomendados internacionales. Si se desea lograr la seguridad y regularidad de la navegación aérea internacional es esencial tener conocimiento de cualesquier diferencias que puedan existir entre los reglamentos y métodos nacionales de cada uno de los Estados y las normas internacionales. Si, por algún motivo, un Estado no puede ajustarse, en todo o en parte, a determinada norma internacional, tiene de hecho la obligación, según el Artículo 38 del Convenio, de notificar al Consejo toda diferencia o discrepancia. Las diferencias que puedan existir con un método recomendado internacional también pueden ser significativas para la seguridad de la navegación aérea, y si bien el Convenio no impone obligación alguna al respecto, el Consejo ha invitado a los Estados contratantes a que notifiquen toda diferencia además de aquéllas que atañan directamente, como se deja apuntado, a las normas internacionales.

Procedimientos para los servicios de navegación aérea (PANS). El Consejo los aprueba para su aplicación mundial. Comprenden, en su mayor parte, procedimientos de operación cuyo grado de desarrollo no se estima suficiente para su adopción como normas o métodos recomendados internacionales, así como también materias de un carácter más permanente que se consideran demasiado detalladas para su inclusión en un Anexo, o que son susceptibles de frecuentes enmiendas, por lo que los procedimientos previstos en el Convenio resultarían demasiado complejos.

Procedimientos suplementarios regionales (SUPPS). Tienen carácter similar al de los procedimientos para los servicios de navegación aérea ya que han de ser aprobados por el Consejo, pero únicamente para su aplicación en las respectivas regiones. Se publican englobados en un mismo volumen, puesto que algunos de estos procedimientos afectan a regiones con áreas comunes, o se siguen en dos o más regiones.

Las publicaciones que se indican a continuación se preparan bajo la responsabilidad del Secretario General, de acuerdo con los principios y criterios previamente aprobados por el Consejo.

Manuales técnicos. Proporcionan orientación e información más detallada sobre las normas, métodos recomendados y procedimientos internacionales para los servicios de navegación aérea, para facilitar su aplicación.

Planes de navegación aérea. Detallan las instalaciones y servicios que se requieren para los vuelos internacionales en las distintas regiones de navegación aérea establecidas por la OACI. Se preparan por decisión del Secretario General, a base de las recomendaciones formuladas por las conferencias regionales de navegación aérea y de las decisiones tomadas por el Consejo acerca de dichas recomendaciones. Los planes se enmiendan periódicamente para que reflejen todo cambio en cuanto a los requisitos, así como al estado de ejecución de las instalaciones y servicios recomendados.

Circulares de la OACI. Facilitan información especializada de interés para los Estados contratantes. Comprenden estudios de carácter técnico.

© OACI 2005
5/05, S/P1/250

Núm. de pedido AN 8
Impreso en la OACI

ISBN 92-9194-515-3