

# Material guía y medios aceptables para demostrar el cumplimiento de requisitos técnicos

## [CERTIFICACIÓN DE TIPO ULM]

G-DC-TCNO-0.1 1.0

© AESA

AGENCIA ESTATAL DE SEGURIDAD AÉREA

*Este documento se acoge al amparo del Derecho de la Propiedad Intelectual. Quedan reservados todos los derechos inherentes a que ampara la Ley, así como los de traducción, reimpresión, transmisión radiofónica, de televisión, Internet (página web), de reproducción en forma fotomecánica o en cualquier otra forma y de almacenamiento en instalaciones de procesamiento de datos, aun cuando no se utilice más que parcialmente.*

*Cualquier copia impresa o en soporte informático, total o parcial de este documento se considera como copia no controlada y siempre debe ser contrastada con su versión vigente en la web.*

## Índice

<b>1.</b>	<b>INTRODUCCIÓN</b>	
1.1	Objeto y alcance .....	1
1.2	Interpretación.....	1
1.3	Revisiones y fechas de aplicabilidad.....	1
1.4	Abreviaturas y definiciones .....	1
<b>2.</b>	<b>SECCIÓN B: VUELO</b>	
2.1	General .....	1
2.2	Pérdidas .....	2
<b>3.</b>	<b>SECCIÓN C: ESTRUCTURAS</b>	
3.1	General .....	1
3.2	Cargas de Vuelo .....	2
3.3	Cargas de Superficies y Sistema de Control.....	7
3.4	Superficies estabilizadoras horizontales.....	9
3.5	Superficies estabilizadoras verticales .....	10
3.6	Alerones.....	10
3.7	Cargas en Tierra.....	11
3.8	Condiciones de Aterrizaje de Emergencia .....	12
3.9	Evaluación de fatiga.....	13
3.10	Otras Cargas .....	13
<b>4.</b>	<b>SECCIÓN D: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN</b>	
4.1	General .....	1
4.2	Superficies de Control .....	5
4.3	Sistemas de Control.....	5
4.4	Tren de Aterrizaje .....	8
4.5	Diseño de Cabina del Piloto.....	8
4.6	Protección contra el fuego .....	10
4.7	Misceláneo .....	11
<b>5.</b>	<b>SECCIÓN E: PLANTA DE POTENCIA</b>	
5.1	Sistema de combustible .....	1
5.2	Sistema de lubricación.....	1
<b>6.</b>	<b>SECCIÓN F: EQUIPAMIENTO</b>	
6.1	General .....	1
<b>7.</b>	<b>SECCIÓN G: LIMITACIONES OPERACIONALES</b>	
7.1	General .....	1
7.2	Marcas y placas .....	1
<b>8.</b>	<b>SECCIÓN K: SISTEMAS DE PARACAIDAS DE EMERGENCIA</b>	
8.1	Marcas y placas .....	1

**Estado de revisión:**

Sección	Revisión	Fecha	Modificación
Introducción	1.0	28/11/2019	Edición inicial
B: Vuelo	1.0	28/11/2019	Edición inicial
C: Estructuras	1.0	28/11/2019	Edición inicial
D: Diseño y construcción	1.0	28/11/2019	Edición inicial
E: Planta de potencia	1.0	28/11/2019	Edición inicial
F: Equipamiento	1.0	28/11/2019	Edición inicial
G: Limitaciones operacionales:	1.0	28/11/2019	Edición inicial
K: Sistemas de paracaídas de emergencia ULM	1.0	28/11/2019	Edición inicial

## 1. INTRODUCCIÓN

### 1.1 OBJETO Y ALCANCE

Este documento se ha elaborado como una guía para la justificación del cumplimiento con los requisitos técnicos establecidos en la Orden Ministerial de 14 de noviembre de 1988, por la que se establecen los requisitos de aeronavegabilidad para las Aeronaves Ultraligeras Motorizadas (ULM).

Todo lo expuesto se considera aplicable únicamente a las aeronaves de estructura ultraligera (ultraligeros) definidas en el Artículo primero del Real Decreto 1591/1999.

### 1.2 INTERPRETACIÓN

En base a la experiencia de la División de Certificación de AESA y a distintas especificaciones de certificación reconocidas internacionalmente, se han establecido los medios aceptables de cumplimiento y el material guía para la demostración de cumplimiento con dichos requisitos técnicos que se recogen en la presente Guía. No obstante, se podrá demostrar cumplimiento con los requisitos técnicos aplicables por otros medios, siempre que garanticen un nivel de seguridad equivalente.

El contenido de esta Guía está desarrollado, hasta el momento, solo para aviones ultraligeros de ala fija convencionales, por lo que deberá adaptarse cuando el ULM a certificar o alguno de sus componentes o características no se ajuste a esta categoría.

### 1.3 REVISIONES Y FECHAS DE APLICABILIDAD

La versión vigente en cada momento de esta guía es la publicada en la web de AESA.

Para facilitar su mejora y actualización, las distintas secciones tienen su propio estado de revisión. Se mantiene el histórico de las fechas de modificación atendiendo a la posible no aplicabilidad de cambios introducidos durante la tramitación de un certificado de tipo.

### 1.4 ABREVIATURAS Y DEFINICIONES

(a desarrollar)

## 2. SECCIÓN B: VUELO

### 2.1 GENERAL

Deberá demostrarse que las características de vuelo son satisfactorias para todas las combinaciones de peso y centro de gravedad autorizadas según lo determinado en los párrafos S 23 y S 25.

#### S 23 Límites de distribución de carga

- a) Los rangos de peso y centro de gravedad (c.g.) dentro de los cuales el avión puede ser operado de manera segura deben ser seleccionados por el solicitante.
- b) El margen de centrado será no menor que el que corresponda al peso de cada ocupante, variando entre un mínimo de 55 kg para un solo ocupante y el máximo previsto (no menor de 85 kg por persona), junto con una variación en el contenido de combustible entre 0 y completamente lleno.

La utilización de lastre desmontable con el fin de demostrar cumplimiento con este requisito no es aceptable.

#### S 25 Límites de peso

- a) El peso máximo autorizado debe ser:
  - 1) No mayor que:
    - i) el peso máximo seleccionado por el solicitante;
    - ii) el peso máximo de diseño, que es el peso máximo que cumple con todos los requisitos estructurales y requisitos de vuelo aplicables.
  - 2) No menor que el peso que resulta de sumar el peso en vacío del avión, más el peso de el/los ocupantes de 70 kg para un avión monoplaza o 140 kg para un avión biplaza, más 5 Kg de combustible.
  - 3) No menor que el peso que resulta de sumar el peso en vacío del avión, más el peso del piloto (70 kg.), más el peso de la máxima carga de combustible.

#### NOTA:

Máximo combustible es una cantidad variable que tiene que establecerse y marcarse. En el momento de la fabricación del avión, máximo combustible es lo mismo que lleno de combustible (p. ej. la capacidad del depósito).

- b) En ningún caso el peso máximo autorizado podrá ser superior a los límites establecidos en el R.D. 1591/1999.

#### S 29 Peso y c.g. en vacío

- a) El peso y c.g. en vacío deben determinarse pesando el avión:
  - 1) con:
    - i) lastre fijo;
    - ii) todo su equipo; y
    - iii) combustible no consumible, máximo nivel de aceite lubricante y, cuando sea apropiado, máximo nivel de líquido refrigerante del motor y fluido hidráulico; y
  - 2) excluyendo el peso de los ocupantes.
- b) Las condiciones de la aeronave en el momento de determinar el peso en vacío deben estar bien definidas y ser fácilmente repetibles, y deben ser especificadas en el informe de la pesada con el que se demuestra el cumplimiento con este requisito.

## 2.2 PÉRDIDAS

### S 207 Recuperación de la pérdida

- a) Un avión que no de aviso de la aproximación de la pérdida puede ser aceptable siempre que cuando la pérdida ocurra en vuelo recto:
  - 1) sea posible producir y corregir el alabeo utilizando el control de alabeo, con el control de guiñada mantenido en posición neutral; y
  - 2) no ocurra una caída de ala apreciable cuando tanto el control de alabeo como el de guiñada se mantengan en posición neutral.
- b) Un avión que no cumpla con las condiciones de a) debe proporcionar un aviso de pérdida claro e identificable con los flaps y el tren de aterrizaje en cualquier posición normal, tanto en vuelo recto como en viraje. El aviso de pérdida no debe ocurrir a velocidades de operación normal, pero debe ocurrir suficientemente antes de la entrada en pérdida para permitir al piloto recuperar de forma segura. El aviso de pérdida puede ser proporcionado por las condiciones aerodinámicas inherentes (p. ej. flameo) o por un dispositivo que dé indicaciones claramente distinguibles.
- c) Los aviones con superficies sustentadoras flexibles deben ser diseñados para asegurar que:
  - 1) Si la superficie se deforma debido a turbulencia o a cualquier maniobra, la superficie debe recuperar su forma rápidamente para no retrasar significativamente la recuperación de vuelo normal nivelado.
  - 2) La aplicación de deflexión(es) de control sostenida(s) completa(s), no causará ninguna dificultad de control.

### 3. SECCIÓN C: ESTRUCTURAS

#### 3.1 GENERAL

Los estándares estructurales contenidos en la Sección C no constituyen todos los requisitos estructurales con los que es necesario demostrar cumplimiento.

##### **S 301 Cargas**

- a) Los requisitos de resistencia se especifican en términos de cargas límite (las cargas máximas esperadas en servicio) y cargas últimas (cargas límite multiplicadas por los factores de seguridad prescritos). A menos que se especifique de otra manera, las cargas prescritas serán cargas límite.
- b) A menos que se disponga de otra manera, las cargas de vuelo y de tierra se deben poner en equilibrio con las cargas de inercia, considerando cada elemento importante de la masa de la aeronave. La distribución de estas cargas debe representar la condición real de carga o una aproximación conservativa a la misma.
- c) Si las deflexiones bajo carga cambiaran significativamente la distribución de cargas externas o internas, esta redistribución deberá ser tomada en cuenta.
- d) Los criterios de integridad estructural son aplicables a aeronaves cuya máxima velocidad de diseño VD no supere los 140 nudos EAS. En caso de que dicha velocidad sea superior al valor indicado, el criterio de integridad estructural será el señalado en las subpartes C, D y los párrafos 1505, 1511, 1545 y 1583 a) de las CS-VLA. Se consultará al personal técnico de AESA sobre la utilización de códigos alternativos.

##### **S 303 Factor de seguridad**

A menos que se especifique de otra manera, se deberá utilizar un factor de seguridad de 1.5

##### **S 305 Resistencia y deformación**

- a) La estructura debe poder soportar cargas límite sin deformación permanente. La deformación no debe interferir con la operación segura hasta carga límite.
- b) La estructura debe poder soportar cargas últimas sin fallo por lo menos durante tres segundos. Sin embargo, cuando la prueba de resistencia sea demostrada por ensayos dinámicos simulando condiciones de carga reales, el límite de tres segundos no aplica.

##### **S 307 Prueba de la estructura**

- a) Se debe demostrar cumplimiento con los requisitos de resistencia y deformación de S 305 para cada caso crítico de carga. Se pueden utilizar análisis teóricos estructurales sólo si la estructura es conforme a otras en las que la experiencia ha demostrado que este método es fiable. En otros casos, los requisitos se deben demostrar por ensayos.
- b) Ciertas partes de la estructura se deben ensayar según lo especificado en la Sección D.

#### **NOTAS:**

- 1) Los ensayos de carga de acuerdo con este párrafo se realizarán normalmente hasta carga última.
- 2) Los resultados obtenidos de los ensayos de resistencia deben ser corregidos teniendo en cuenta las variaciones de propiedades mecánicas y dimensiones asumidas en los cálculos de diseño para establecer que la probabilidad de que cualquier estructura tenga una resistencia menor que el valor de diseño, debido a la variación de materiales y dimensiones, sea extremadamente remota.



## 3.2 CARGAS DE VUELO

### S 321 General

- a) Los factores de carga de vuelo representan el ratio de la componente normal de la fuerza aerodinámica (actuando en la normal a la trayectoria de la aeronave) frente al peso de la aeronave. Un factor de carga de vuelo positivo será aquel en el que la fuerza aerodinámica actúa hacia arriba, con respecto a la aeronave.
- b) La conformidad con los requisitos de las cargas de vuelo se deberá demostrar:
  - 1) para cada altitud crítica dentro de la gama en la que se espere que opere la aeronave; y
  - 2) para cada combinación practicable de peso y carga disponible dentro de las limitaciones operacionales especificadas en el Manual de Vuelo.

### NOTAS:

Se considera aceptable el cumplimiento con los párrafos 321 a 459 de la regulación CS VLA en lugar de con los párrafos S 321 a S 455.

La altitud no es crítica normalmente para las cargas de vuelo; el par de la hélice y el empuje son superiores normalmente a nivel de mar.

### S 331 Condiciones de vuelo simétricas

- a) Al determinar las cargas alares y las cargas de inercia correspondientes a cualquiera de las condiciones de vuelo simétricas especificadas en S 333 a S 345, se deben considerar de modo conservador las cargas de alabeo apropiadas sobre las superficies estabilizadoras horizontales.
- b) La inercia angular del avión debe reaccionar a las cargas incrementales en las superficies estabilizadoras horizontales debidas a las maniobras de una manera racional o conservadora.
- c) Al calcular las cargas que aparecen en las condiciones prescritas, se supone que el ángulo de ataque cambia repentinamente sin pérdida de velocidad de vuelo hasta que se alcanza el factor de carga prescrito. Las aceleraciones angulares pueden descartarse.
- d) Los datos aerodinámicos requeridos para el establecimiento de las condiciones de carga deben verificarse mediante pruebas, cálculos o estimaciones conservadoras.
  - 1) En ausencia de mejor información, se considerará un coeficiente de sustentación máximo de  $-0.8$  para superficies sustentadoras rígidas en configuración normal. Para superficies sustentadoras flexibles, se consultará con AESA.
  - 2) Si el coeficiente de momento de cabeceo de sustentación cero  $C_{m0}$  es menor que  $\pm 0.025$ , se debe usar un coeficiente de al menos  $\pm 0.025$  para el ala y las superficies estabilizadoras horizontales.
  - 3) En la Condición A y Condición G de la envolvente de vuelo, en lugar de un valor inferior justificado por análisis racional, debe aplicarse sobre el ala en dirección hacia adelante una carga igual al 25% de la fuerza de sustentación que actúa sobre el ala, paralela a la línea de la cuerda del ala en una distribución de envergadura adecuada (ver S 337 para distribuciones adecuadas).

### S 333 Envolvente de vuelo

- a) El cumplimiento con los requisitos de resistencia debe demostrarse en cualquier combinación de velocidad del aire y factor de carga en y dentro de los límites del diagrama V-n, especificado por los criterios de maniobra y ráfaga de los apartados b) y c) de este párrafo.

- b) Diagrama V-n para cargas de maniobra. (ver Figura 1)

Condición: flaps en cualquier posición aceptada hasta  $V_D$

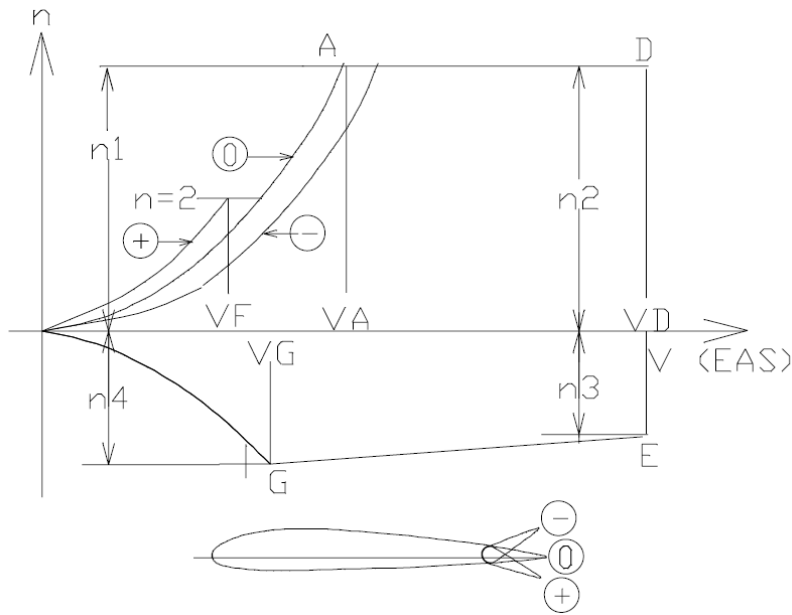


Figura 1

c) Diagrama V-n para cargas de ráfaga. (ver Figura 2)

Condición: flaps en cualquier posición aceptada hasta  $V_D$

- 1) A la velocidad de diseño  $V_B$  el avión debe ser capaz de aguantar ráfagas positivas (hacia arriba) y negativas (hacia abajo) de 15 m/s actuando verticalmente a la trayectoria de vuelo.
- 2) A la velocidad máxima de diseño  $V_D$  el avión debe ser capaz de aguantar ráfagas positivas (hacia arriba) y negativas (hacia abajo) de 7.5 m/s actuando verticalmente a la trayectoria de vuelo.

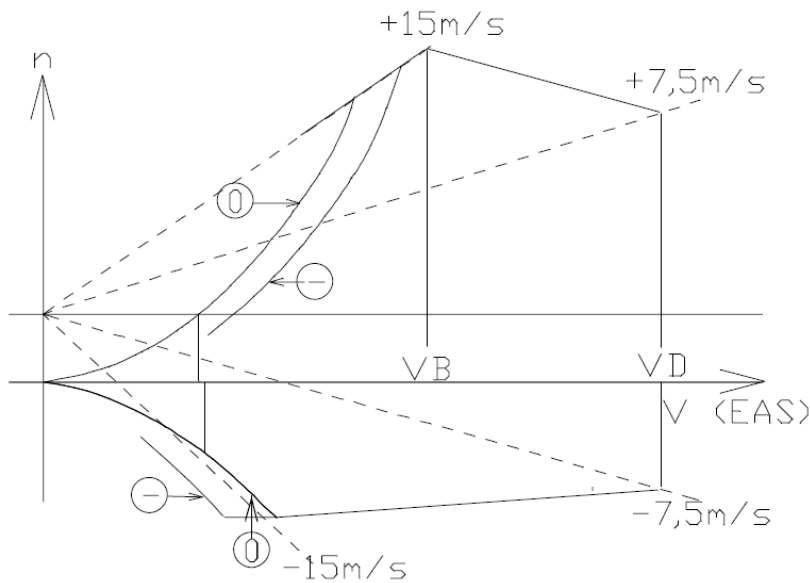


Figura 2

G-DC-TCNO-01.1.0

### S 335 Velocidades aerodinámicas de diseño

Las velocidades aerodinámicas de diseño seleccionadas son velocidades del aire equivalentes (EAS)

a) Velocidad de maniobra de diseño  $V_A$

$$V_A = V_{S1} \sqrt{n1}$$

donde:

$V_{S1}$  = velocidad de pérdida estimada a peso máximo de diseño, con flaps retraídos y motor a ralentí

b) Velocidad de flaps de diseño  $V_F$

1) Para cada configuración de aterrizaje,  $V_F$  no será superior a:

- i)  $1.4 V_S$ , siendo  $V_S$  la velocidad de pérdida calculada con flaps retraídos y con peso máximo;
- ii)  $1.8 V_{SF}$ , siendo  $V_{SF}$  la velocidad de pérdida calculada con flaps completamente extendidos y con peso máximo;

b) Velocidad de diseño para máxima intensidad de ráfaga  $V_D$ .

1)  $V_D$  puede ser elegida por el solicitante, pero no será inferior a:

- i)  $1.2 V_H$ , siendo  $V_H$  la velocidad máxima a máxima potencia continua.
- ii)  $1.5 V_A$

c) Velocidad de diseño para máxima intensidad de ráfaga  $V_B$ .

1)  $V_B$  puede ser elegida por el solicitante, pero no será inferior a:

- i)  $0.9 V_H$
- ii)  $V_A$

### S 337 Factor de carga límite de maniobra

Los factores de carga de maniobra límites del diagrama V-n (ver Figura 1) deben tener al menos los siguientes valores:

Categoría	No acrobático
n 1	+4.0
n 2	+4.0
n 3	-1.5
n 4	-2.0

Los factores de carga de maniobra negativos para aviones con superficies sustentadoras flexibles que tengan capacidad limitada de soportar aceleraciones negativas en vuelo deben ser acordados con AESA.

A menos que se utilice una distribución de cargas de sustentación más racional, lo siguiente debe ser utilizado. Para todos los casos, se podrá tener en cuenta el alivio de inercia adecuadamente distribuido:

1) Avión de ala rígida:

- a) La distribución sobre la envergadura se debe suponer proporcional a la cuerda del ala.
- b) La distribución sobre la cuerda debe ser la que dé la condición más crítica dentro de los siguientes rangos de centro de presión:
  - i) Para casos de carga positivos, del 20% al 60% de la cuerda;
  - ii) Para casos de carga negativos, del borde de ataque al 25% de la cuerda.

2) Aviones de ala flexible:

- a) La distribución sobre la envergadura se debe suponer proporcional a la variación de la cuerda del ala y, tanto para casos de carga positivos como negativos, la posición del centro de presión debe estar en el 50% de la cuerda.
- b) La deformación de las alas flexibles puede conllevar cambios significantes en la envolvente de vuelo aplicables y el punto A puede no ser alcanzable por debajo de  $V_D$ . Cuando se demuestre uno de esos casos, el factor de carga límite podría ser disminuido al máximo valor alcanzable por debajo de  $V_D$ .

**S 341 Cargas de ráfaga**

En ausencia de un análisis más racional, los factores de carga de ráfagas tienen que calcularse de la siguiente forma:

$$n = 1 \pm \frac{1/2 \rho_0 V a k U}{M g/S}$$

a) donde:

$k = \frac{0.88 \mu}{5.3 + \mu}$  = factor de ráfaga;

$\mu = \frac{2(M/S)}{\rho \bar{c} a}$  = relación de masa del avión;

$U$  = velocidades de ráfaga derivada (m/s);

$\rho$  = densidad del aire (kg/m<sup>3</sup>);

$M/S$  = carga alar (kg/m<sup>2</sup>);

$\bar{c}$  = cuerda media geométrica (m);

$g$  = aceleración por la gravedad (m/s<sup>2</sup>);

$V$  = velocidad equivalente del avión (m/s); y

$a$  = pendiente de la curva del coeficiente de fuerza normal del avión  $C_{NA}$  por radian, si las cargas de ráfaga se aplican a las alas y a las superficies de cola horizontal simultáneamente mediante un método racional. La pendiente de la curva de sustentación alar  $C_L$  por radian podrá ser utilizada cuando la carga de ráfaga se aplique solo a las alas y las cargas de ráfagas de la cola horizontal sean tratadas como una condición separada.

**S 345 Cargas con flaps extendidos**

- a) Si el avión dispone de flaps, se debe asumir que el avión está sometido a maniobras hasta un factor de carga límite positivo de 2.0 en todas las posiciones de flap posibles, desde la posición retraída hasta su máxima deflexión, a velocidades hasta  $V_F$ .
- b) Se debe asumir que, el avión con los flaps retraídos, hasta la deflexión máxima negativa, cumple tanto con los requisitos S 321 y S 331 como con los requisitos S 333 hasta S 337.

**S 347 Condiciones de vuelo asimétricas**

Se debe considerar que el avión esté sometido a las condiciones de vuelo asimétricas indicadas en S 349 y S 351. Los momentos aerodinámicos no equilibrados respecto del centro de gravedad deben responderse de manera racional o conservativa, teniendo en cuenta las masas principales que proporciona n las fuerzas de inercia de reacción.

Se asume que el avión es capaz de mantener su actitud desde que los controles han sido activados para iniciar un alabeo o guiñada hasta que las cargas incrementales resultantes han llegado a su valor máximo.

G-DC-TCNO-01.1.0

**S 349 Cargas con flaps extendidos**

El avión debe diseñarse para las cargas de alabeo resultantes de las deflexiones y velocidades de control del alabeo especificadas en S 455 en combinación con un factor de carga de al menos dos tercios de los factores de carga de maniobra positiva prescritos en S 337.

Únicamente para aviones pendulares: cada componente afectado debe ser diseñado para cumplir con la carga en la barra base y en los cables laterales debida a la máxima fuerza lateral introducida por el piloto posible sumada a la carga de vuelo en n 1.

**S 351 Condiciones de guiñada**

La aeronave debe estar diseñada para las cargas de guiñada sobre la superficie de cola vertical que se especifican en S 441.

**S 361 Par motor**

- a) La bancada del motor y su estructura de soporte se deben diseñar para los efectos de:
  - 1) el par límite correspondiente a la potencia de despegue y velocidad de la hélice, actuando simultáneamente con el 75% de las cargas límite de la condición de vuelo A de S 333 b) (e incluyendo los efectos del empuje del motor cuando esto es crítico);
  - 2) el par límite correspondiente a la potencia máxima continua y velocidad de la hélice, actuando simultáneamente con las cargas límite de la condición de vuelo A de S 333 b) (e incluyendo los efectos de del empuje del motor cuando esto es crítico).
- b) Para motores alternativos convencionales con transmisión positiva a la hélice, el par límite que tiene que considerarse para lo dispuesto en S 361 a) y se obtiene de multiplicar el par medio por el factor apropiado de las siguientes tablas:

cilindros	Motor de dos tiempos		
	1	2	3 o más
Factor	6	3	2

cilindros	Motor de cuatro tiempos				
	1	2	3	4	5 o más
Factor	8	4	3	2	1.33

**NOTA:**

“Transmisión positiva” incluye transmisión directa, transmisión por engranajes o correa dentada; para otras transmisiones (ej. embrague centrífugo) y motores no convencionales, el factor apropiado debe ser acordado con AESA.

**S 363 Carga lateral sobre la bancada del motor**

- a) La bancada del motor y su estructura de soporte deben estar diseñados para un factor de carga límite en una dirección lateral, no inferior a un tercio del factor de carga límite para la condición de vuelo A (1/3 n1).
- b) La carga lateral descrita en a) puede suponerse como independiente de otras condiciones de vuelo.

G-DC-TCNO-01.1.0

### 3.3 CARGAS DE SUPERFICIES Y SISTEMA DE CONTROL

#### S 391 Cargas en las superficies de control

- a) Se asume que las cargas en las superficies de control especificadas en S 397 a S 455 ocurren en las condiciones descritas en S 331 a S 351.
- b) Para determinar los requisitos detallados racionales de S 397 a S 455 se podrá utilizar el Apéndice B de la CS VLA, en los casos que lo permitan los párrafos, en vez de información concreta sobre las superficies de control.

#### S 395 Sistema de control primario

- a) Cada sistema de control de vuelo, junto con su estructura soporte y topes, debe estar diseñado de modo que pueda soportar cargas correspondientes al menos al 125% de los momentos de charnela de las superficies de control móviles en las condiciones prescritas en los párrafos S 421 al S 455. Asimismo:
  - 1) Las cargas límite del sistema no serán superiores a las cargas que pueda realizar el piloto. Las fuerzas del piloto empleadas para el diseño no deben exceder las fuerzas prescritas en S 397 a).
  - 2) El diseño del sistema de control y sus topes deberá ser, en cualquier caso, suficientemente resistente como para soportar el uso en servicio, considerando posibles agarrotamientos, ráfagas de viento, viento de cola en rodadura, cargas de inercia o fricción. La demostración del cumplimiento con este punto se podrá realizar por diseño para cargas que resulten de la aplicación del 60% de las cargas del piloto que se especifican en el punto S 397 a).
- b) En ultraligeros pendulares, los sistemas de control del avión sobre sus ejes de alabeo, cabeceo o guiñada (sistema de control principal) y sus puntos de apoyo deben estar diseñados de modo que puedan soportar en todo su recorrido, incluidos los topes, las cargas límite que provienen de las fuerzas del piloto que se indican en S 397 a).
- c) Se asume que las fuerzas que ejerce el piloto, de cara al diseño, actúan en sus correspondientes mandos del mismo modo que lo harían en vuelo, y que reaccionan en todas las uniones de la cadena de mando hasta las superficies de control.

#### S 397 Fuerzas límite del piloto en mandos de vuelo primarios

- a) Ninguna condición de vuelo debe requerir que el piloto utilice fuerzas superiores a las especificadas en la siguiente tabla. Al aplicar este criterio se tendrán en cuenta los efectos de aletas compensadoras u otros dispositivos aerodinámicos que puedan afectar a las cargas del sistema de control.

Control	Fuerza del piloto (daN)	Método de aplicación (asumiendo control único)
Cabeceo Palanca: Volante:	75 90	Empujar y tirar de la palanca de control Empujar y tirar del volante
Alabeo Palanca: Volante:	30 22.2D **	Mover la palanca hacia los lados Girar el volante
Guiñada y otros controles de pie	90	Aplicar presión sobre el pedal del timón hacia delante

Para sistemas de control no convencionales (p. ej. controles de palanca laterales) se pueden acordar con AESA fuerzas inferiores a las indicadas, siempre que pueda demostrarse que las fuerzas que se indican en la tabla no pueden ser aplicadas.

\* Las piezas críticas del sistema de control de alerones deben estar diseñadas para soportar una fuerza tangencial simple con un valor límite de 1.25 veces las fuerzas indicadas arriba.

\*\* D = diámetro del volante

- b) El sistema de control de guiñada debe estar diseñado para soportar una carga de 100 daN por pedal, cuando se actúa sobre ambos en dirección hacia delante.

**NOTA:**

Para sistemas de control no convencionales, las cargas de diseño deben reflejar el modo más razonable de operación para el control.

**S 399 Sistemas de mando doble**

Los sistemas de mando doble deben estar diseñados para soportar las cargas que resultan cuando cada piloto aplica 0.75 veces la carga especificada en S 397, con

- a) Los pilotos actuando conjuntamente en la misma dirección; y
- b) Los pilotos actuando en oposición.

**S 405 Sistemas de control secundarios**

Los sistemas de control secundarios, como los de los frenos, sistemas de compensación de fuerzas en mandos, etc., deben estar diseñados para soportar las fuerzas máximas que un piloto podría aplicar a estos mandos.

Las cargas producidas por manos y pies, asumidas en diseño, no deben ser menores que las siguientes:

- a) Cargas de mano en pequeñas ruedas, manivelas, etc., aplicadas con la fuerza de un dedo o muñeca:  $P = 15 \text{ daN}$ ;
- b) Cargas de mano en palancas y volantes aplicadas con la fuerza de un brazo no apoyado y sin hacer uso del peso del cuerpo:  $P = 35 \text{ daN}$ ;
- c) Cargas de mano en palancas y empuñaduras aplicadas con la fuerza de un brazo apoyado o haciendo uso del peso del cuerpo:  $P = 60 \text{ daN}$ ; y
- d) Cargas de pie aplicadas cuando el piloto está sentado con la espalda apoyada (p. ej. cargas del pedal de freno):  $P = 75 \text{ daN}$ .

**S 411 Rigidez y alargamiento del Sistema de control**

- a) La cantidad de movimiento de que dispone el piloto para cada superficie de control o compensador no se reducirá peligrosamente en ninguna condición por el estiramiento elástico de los circuitos de control.

Control	Fuerza ejercida por el piloto (daN)	Método de aplicación de fuerza (control por palanca simple)
Cabeceo	40	Empuje y tirada de la palanca desde su empuñadura
Alabeo	20	Mover lateralmente la palanca desde su empuñadura
Guiñada	45	Aplicación de presión hacia adelante sobre un pedal del timón

- b) En sistemas operados por cable, la tensión permisible del aparejo en los cables debe establecerse teniendo en cuenta las variaciones de temperatura que puedan ocurrir (ver S 689).

**NOTAS:**

- 1) Las deformaciones del sistema de control no deben afectar adversamente la controlabilidad del avión bajo la carga de aire máxima posible para cada sistema de control.
- 2) Para cada sistema de control, las deformaciones no deben impedir que las cargas sean transmitidas al punto donde normalmente serían reaccionadas bajo las cargas de diseño.

G-DC-TCNO-01 1.0

### 3.4 SUPERFICIES ESTABILIZADORAS HORIZONTALES

#### S 421 Cargas de equilibrado

- a) La carga de equilibrado de la superficie estabilizadora horizontal es la carga necesaria para mantener el equilibrio en cualquier condición de vuelo sin que exista aceleración de cabeceo.
- b) La superficie estabilizadora horizontal debe estar diseñada para las cargas de equilibrado que puedan aparecer en cualquier punto de la envolvente de maniobra límite y en las posiciones de flaps que se especifican en S 333 y S 345.

#### S 423 Cargas de maniobra

La superficie estabilizadora horizontal debe diseñarse para las cargas más severas que puedan ocurrir en las maniobras de cabeceo inducidas por el piloto, a todas las velocidades hasta  $V_D$ .

Las cargas deben ser calculadas para una deflexión instantánea del control de cabeceo, siendo considerados los siguientes casos:

- 1) Velocidad  $V_A$ , máxima deflexión hacia arriba;
- 2) Velocidad  $V_A$ , máxima deflexión hacia abajo;
- 3) Velocidad  $V_D$ , un tercio de la máxima deflexión hacia arriba;
- 4) Velocidad  $V_D$ , un tercio de la máxima deflexión hacia abajo.

Se debe asumir lo siguiente:

- a) El avión está volando nivelado inicialmente, y su actitud y velocidad no cambian;
- b) Las cargas se equilibran con las fuerzas de inercia.

#### S 425 Cargas de ráfaga

En ausencia de un análisis más racional, la carga incremental en la superficie de cola debida a ráfagas, debe ser calculada como:

$$P = P_0 + \frac{1}{2} \rho_0 a_H S_H U k_H V \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

donde:

- P = carga del elevador (N);
- $P_0$  = carga del elevador previa a la carga de ráfaga (N)
- $\rho_0$  = densidad del aire a nivel del mar ( $\text{kg}/\text{m}^3$ );
- $a_H$  = pendiente de la curva de sustentación de la superficie de cola por radián
- $S_H$  = superficie de cola horizontal ( $\text{m}^2$ );
- U = velocidad de ráfaga derivada (m/s);
- $k_H$  = factor de ráfaga, en ausencia de un análisis más racional se utilizará el mismo que para el ala
- V = velocidad (m/s); y
- $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  = proporción de cambio del ángulo aguas abajo con el ángulo de ataque

#### S 427 Cargas asimétricas

El efecto de la estela de la hélice en superficies fijas y en las cargas del timón de dirección debe tenerse en cuenta si tal carga es susceptible de aparecer.



### 3.5 SUPERFICIES ESTABILIZADORAS VERTICALES

#### S 441 Carga de maniobra

Las superficies estabilizadoras verticales deben estar diseñadas para maniobrar cargas impuestas por las siguientes condiciones:

- A velocidad  $V_A$ , deflexión total del control de guiñada;
- A velocidad  $V_D$ , un tercio de la deflexión total del control de guiñada.

#### S 443 Cargas de ráfaga

- Las superficies de cola verticales deben ser diseñadas para aguantar las ráfagas laterales tal y como están descritas en el párrafo S 333.
- En ausencia de un análisis más racional, la carga incremental en la superficie de cola debida a ráfagas, debe ser calculada como:

$$P_V = \frac{1}{2} \rho_0 a_V S_V U k_V V$$

donde:

- $P_V$  = carga de la cola vertical (N);
- $\rho_0$  = densidad del aire a nivel del mar ( $\text{kg}/\text{m}^3$ );
- $a_V$  = pendiente de la curva de sustentación de la superficie de cola vertical por radián
- $S_V$  = superficie de cola vertical ( $\text{m}^2$ );
- $U$  = velocidad de ráfaga derivada (m/s);
- $k_V$  =  $\frac{0.88 \mu}{5.3 + \mu}$  = factor de ráfaga;
- $\mu$  =  $\frac{2 (M/S_V)}{\rho_0 \bar{C}_V a_V}$  = relación de masa del avión;
- $M$  = masa del avión (kg)
- $\bar{C}_V$  = cuerda media geométrica de la superficie de cola (m)
- $V$  = velocidad (m/s); y

### 3.6 ALERONES

#### S 455 Alerones

Los alerones deben estar diseñados para cargas de control que correspondan a las siguientes condiciones:

- A velocidad  $V_A$ , deflexión total del control de alabeo; y
- A velocidad  $V_D$ , un tercio de la deflexión total del control de alabeo.

### 3.7 CARGAS EN TIERRA

#### S 471 General

Las cargas límite en tierra especificadas en esta Sección se consideran como cargas externas y fuerzas de inercia que actúan sobre la estructura del avión. En cada condición de aterrizaje especificada, las reacciones externas deben colocarse en equilibrio con las fuerzas de inercia lineales y angulares de forma racional o conservativa.

#### S 473 Tren de aterrizaje – Amortiguación

- a) Se determinará que el tren de aterrizaje es capaz de absorber la energía que resulte de la caída del avión, con su peso máximo permitido en el despegue, desde una altura de h (en metros), donde:

$$h=0.041 \left(\frac{W}{S}\right)^{1/2}$$

(siendo W el peso máximo permitido al despegue (en kg), S la superficie alar (en m<sup>2</sup>)) sin que se produzca el colapso de los neumáticos ni de los amortiguadores.

- b) Se deberá establecer el cumplimiento para los ángulos de cabeceo que representan:
- 1) La actitud nivelada con las ruedas principales y las de morro (en su caso) en contacto con el suelo;
  - 2) La actitud nivelada con las ruedas principales en contacto con el suelo y las de morro (en su caso) salvando justamente el mismo.
  - 3) La actitud de cola baja con la rueda de cola o estructura de la cola salvando justamente el suelo.
- c) Se determinará que el tren de aterrizaje delantero puede absorber energía en sentido longitudinal, según el eje del avión, hacia atrás en una cantidad equivalente al 100% de la energía que se exige que dicho tren absorba en sentido vertical de acuerdo con el apartado b) 2).

#### NOTAS:

- 1) Si las características de los amortiguadores no se ven afectadas en lo esencial por el índice de compresión, se podrán utilizar ensayos estáticos para establecer el cumplimiento con lo anterior.
- 2) A falta de un análisis mejor fundado, se podrá suponer que la energía que deberá absorber el tren de aterrizaje delantero, de acuerdo con lo dispuesto en el apartado c), es el 50% de la energía total vertical correspondiente a las condiciones referidas en el apartado b) ii).

#### S 474 Caso de aterrizaje – resistencia

- a) El avión deberá contar con factores de prueba y de rotura de 1.0 y 1.5, respectivamente, en un aterrizaje con sustentación en el aire (es decir, en que la sustentación del ala es igual a su peso) en el que se aplican las cargas a través de las ruedas de la siguiente manera, siendo W el peso máximo permitido en el despegue:

- 1) Aterrizaje con las ruedas principales sólo aterrizaje a 1 y 2 ruedas.

En todas las posiciones, desde morro totalmente hacia arriba a rueda de morro salvando justamente el suelo, con cargas en cada rueda dentro de los siguientes límites:

Vertical: hasta 2W.

Lateral: hasta 0.5W en cualquier sentido.

Hacia delante y hacia atrás: desde 0.25W hacia delante a 0.5W hacia atrás, para ruedas sin frenos ; desde 0.4W hacia delante a 0.8 W hacia atrás para ruedas con frenos.

Para aterrizaje sobre una rueda, aplicándose las cargas anteriores sólo a un lateral.

- 2) Aterrizaje tres puntos, en que la rueda de morro y las principales se posan simultáneamente sobre la pista - cargas de las ruedas principales y de morro entre los límites siguientes:

Vertical: 1.5 W en las 3 ruedas.

Lateral: hasta 0.5 W en la de morro, 0.375 W en las principales en cualquier sentido.

Hacia delante y hacia atrás: desde 0.25W hacia delante a 0.5W hacia atrás para ruedas de morro y desde 0.1875W hacia delante a 0.375W hacia atrás para las principales.

- b) Las ruedas y patines de cola han de ser menos resistentes que la estructura del avión a la que están sujetos.
- c) Trenes de aterrizaje en línea. Para las configuraciones de tren de aterrizaje que consten de ruedas en línea, se deberá considerar a la rueda más cercana al centro de gravedad de la aeronave como la principal y este elemento deberá someterse a cargas cuyo valor es 2 veces los valores especificados en a) 1) y 2). La otra rueda se deberá considerar como la de cola o de morro, en función de su situación relativa.

### S 493 Carrera de frenada – aviones con frenos en las ruedas

Para la carrera de frenada se aplicará lo siguiente:

- a) Un factor de carga límite vertical de 1.33 con los amortiguadores y ruedas en sus posiciones de equilibrio estático.
- b) Las actitudes y contacto con el suelo como en el aterrizaje nivelado con todas las ruedas en el suelo.
- c) El rozamiento igual a la reacción vertical multiplicada por un coeficiente de rozamiento de 0.8 aplicado en el punto de contacto de cada rueda con frenos con el suelo, excepto que no se necesita exceder el valor correspondiente al momento límite de frenado.

## 3.8 CONDICIONES DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA

### S 561 General

- a) El avión, aunque dañado en una situación de aterrizaje de emergencia, deberá contar con un diseño, según lo previsto en el presente apartado, que proteja a sus ocupantes en dichas condiciones.
- b) La estructura deberá proyectarse de forma que sea razonable esperar que, en las circunstancias de aterrizaje forzoso detalladas a continuación, ningún ocupante sufra heridas graves si se utilizan adecuadamente los cinturones y arneses previstos:
- 1) Cada ocupante experimenta, por separado, las fuerzas últimas de inercia que corresponden a las aceleraciones indicadas a continuación:

Dirección	Factor de carga
Ascendente	4.5
Hacia delante	9.0
Hacia el costado	3.0
Descendente	4.5

- c) Todo avión que tenga un tren de aterrizaje retráctil deberá contar con un diseño que proteja a todos los ocupantes en un aterrizaje con la(s) rueda(s) retraída(s) bajo las siguientes circunstancias:
- 1) Una fuerza límite de inercia descendente que corresponda a una aceleración de 3 g
- 2) Un coeficiente de rozamiento con el suelo de 0.5.
- d) La estructura de sujeción deberá proyectarse para retener, a cargas hasta los valores estipulados en el apartado b) 1) del presente párrafo, a todo objeto que pudiera herir a los ocupantes si se soltara durante un accidente leve.

- e) Si el fallo de toda o parte de la estructura de bancada del motor pudiera resultar en que éste atravesara en su trayectoria cualquier parte del espacio reservado a la tripulación o a los depósitos de combustible, la estructura de sujeción deberá proyectarse para soportar una fuerza de inercia correspondiente a una aceleración de 15 g en dicho sentido.
- f) Los depósitos de combustible, conductos de combustible, depósitos de aceite y conducciones de aceite, deberán tener capacidad para retener su contenido bajo las condiciones de inercia estipuladas en el apartado b) 1).

### 3.9 EVALUACIÓN DE FATIGA

#### S 572 Partes de la estructura críticas para la seguridad

- a) Cada parte de la estructura primaria cuyo fallo pueda ser considerado como crítico para la seguridad y que pueda poner en peligro a los ocupantes y/o conducir a la pérdida del avión debe ser identificado.

Al menos el larguero principal del ala, la cola horizontal y sus uniones al fuselaje deben ser investigados para determinar si sus niveles de esfuerzos exceden los valores dados en la tabla en el apartado b).

- b) Debe haber suficientes evidencias de que cada una de las partes identificadas bajo el apartado a) de este párrafo tiene la capacidad de resistencia para conseguir una adecuada vida segura.
  - 1) El uso de los siguientes niveles de esfuerzos puede ser considerado como evidencia suficiente, en conjunto con buenas prácticas de diseño, para eliminar concentraciones de esfuerzos, de que las partes estructurales tienen una adecuada vida segura:

Material utilizado	Nivel admisible de esfuerzo normal para carga límite máxima
- Fibras de vidrio en resina epoxy	25 daN/mm <sup>2</sup>
- Fibras de carbono en resina epoxy	40 daN/mm <sup>2</sup>
- Madera	De acuerdo con ANC-18*
- Aleaciones de aluminio	La mitad de la resistencia de rotura a tracción
- Aleaciones de acero	La mitad de la resistencia de rotura a tracción

\*ANC-18 es el Boletín ANC ‘Design of Wood aircraft structures’, publicado en junio de 1944 por el comité ‘Army-Navy-Civil Committee on Aircraft Design Criteria’ (USA).

- 2) Valores de esfuerzo superiores necesitan una investigación más extensa de fatiga utilizando uno o una combinación de los siguientes métodos:
  - i) Mediante un test de fatiga, basado en un espectro realista de operación.
  - ii) Mediante un análisis de fatiga, utilizando los valores de esfuerzos que han sido probados como suficientes en ensayos de fatiga de muestras o componentes.

### 3.10 OTRAS CARGAS

#### S 597 Cargas de masas unitarias

Los medios de sujeción para todas las masas unitarias que formen parte del equipo del avión (incluido el lastre) deberán proyectarse para soportar las cargas correspondientes a los factores de carga máxima nominal que resultan de las cargas de vuelo y terrestres establecidas, incluyendo las condiciones de aterrizaje de emergencia previstas en el párrafo S 561.

El lastre incluye (pero no está limitado a) lastre no fijado y debe ser considerado como parte del equipo del avión y de esta manera sujeto a cumplimiento con los requisitos exigibles.

G-DC-TCNO-01.1.0

## 4. SECCIÓN D: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

### 4.1 GENERAL

#### S 601 General

Deberá establecerse mediante ensayo la resistencia de cualquier pieza que tenga importancia para la seguridad y que no se pueda justificar mediante un simple análisis.

#### S 603 Materiales

La idoneidad y durabilidad de los materiales en piezas cuyo fallo pueda afectar adversamente a la seguridad, deben:

- a) Estar establecidas por experiencia o ensayos; y
- b) Cumplir especificaciones que aseguren que tienen la resistencia y otras propiedades que se le supongan en los datos de diseño.

#### S 605 Métodos de Fabricación

Los métodos de fabricación utilizados deben producir estructuras seguras y consistentes que deben ser fiables para mantener la resistencia original bajo condiciones de servicio razonables. Si un proceso de fabricación (como pegado, soldadura por puntos, tratamiento térmico o procesado materiales no metálicos) requiere un control estrecho para conseguir este objetivo, este proceso deberá realizarse bajo un procedimiento definido. Los métodos no convencionales de fabricación deberán sustanciarse mediante los ensayos adecuados.

#### S 607 Bloqueo de conexiones

- a) Deberá proporcionarse un medio aceptable de bloqueo de todos los elementos de conexión en la estructura primaria y en los sistemas de control y otros sistemas mecánicos que sean esenciales para el funcionamiento seguro del avión.
- b) Se deberá utilizar un dispositivo de bloqueo sin fricción además del dispositivo autoblocante en cualquier ensamblaje sujeto a rotación en operación.

#### NOTA:

La combinación de tuerca rígida autoblocante y arandela, cuando están sujetas a rotación, pueden considerarse como medios aceptables cuando sean utilizadas conjuntamente con un lacrado de tuercas aplicado a la unión en circunstancias que:

- 1) No se aplican fuerzas cíclicas o continuas de torsión (en sentido opuesto al apriete) al ensamblaje conectado; y
- 2) Que el ensamblaje sea claramente visible para inspeccionar; y
- 3) Los casos de fallo tales como deformación de cojinete o manguito deben ser considerados durante la aplicación e interpretación del párrafo.

#### Definición e interpretación

##### Rotación:

Puede incluir pero no está limitado a:

- 1) Cualquier conexión que esté sujeta a rotación alrededor del eje de conexión de los elementos.
- 2) Cualquier conexión que esté sujeta a oscilación angular alrededor del eje de conexión de los elementos.

### Marca de apriete

- 1) Una marca de apriete es una línea continua claramente visible aplicada a y bajando a través del eje de elementos que conectan que mostrará, sin ambigüedad, si los elementos de conexión se han movido de su posición original.
- 2) Una marca de apriete no es un medio de bloqueo sino una ayuda a la inspección.
- 3) Una marca de apriete debe ser de un medio que pueda ser fácilmente aplicado e identificado.
- 4) Una marca de apriete debe ser adecuada para su propósito y no se debe desprender fácilmente durante condiciones normales de operación.

### **S 609 Protección de la estructura**

Cada parte de la estructura tiene que:

- a) Estar protegida adecuadamente contra el deterioro o pérdida de resistencia en servicio debido a cualquier causa, incluyendo:
  - 1) Degradación a la intemperie;
  - 2) Corrosión;
  - 3) Abrasión; y
- b) Tener ventilación y drenaje adecuados; y
- c) En el caso de un diseño que emplea estructura no metálica primaria, el solicitante deberá demostrar que la estructura no se degradará a causa de los efectos de los tubos de escape calientes y gases con la proximidad mínima permitida por el diseño.

### **S 611 Inspección**

Deberán proporcionarse medios para permitir la inspección (incluyendo inspección de los elementos estructurales principales y de los sistemas de control), revisión detallada, reparación y sustitución de cada pieza que requiera inspección periódica, mantenimiento, lubricación o ajustes para alineación y funcionamiento adecuados.

### **S 612 Provisiones para el montaje y ajuste y desmontaje**

El diseño debe ser tal que cuando el avión está:

- i) desmontado; y
- ii) durante el montaje/desmontaje

de acuerdo con los procedimientos del manual del operador, por personas con habilidad no mayor que la media, la posibilidad de daños o deformaciones permanentes, especialmente cuando no sean fácilmente visibles, sea improbable. El ensamblado y ajuste incorrecto debe evitarse con las precauciones de diseño apropiadas. Debe ser posible inspeccionar fácilmente el avión para verificar un montaje correcto.

### **S 613 Propiedades de resistencia de los materiales y valores de diseño**

- a) Las propiedades de resistencia de los materiales deben estar basadas en ensayos suficientes para establecer estadísticamente los valores de diseño.
- b) Los valores usados en diseño tienen que escogerse de manera que la probabilidad de que cualquier estructura presente falta de resistencia por variabilidad del material sea extremadamente remota.

Las especificaciones de los materiales deben ser aquellas contenidas en documentos aceptados ya sea específicamente por AESA o siendo preparados por una organización o persona que AESA acepte que tiene las capacidades necesarias. Al definir las propiedades de diseño, estos valores de la especificación de materiales deben ser modificados y/o extendidos por el constructor, cuanto sea necesario, para tener

en cuenta las prácticas de fabricación (p. ej., método de construcción, conformado, mecanizado y tratamiento térmico subsiguiente).

- c) Cuando la temperatura obtenida en un componente o estructura esencial en condiciones normales de operación tenga efecto significativo en su resistencia, ese efecto deberá ser tenido en cuenta.

Se considera que en condiciones de operación normal se alcanzan temperaturas de exposición solar de hasta 75°C.

- d) Cuando el material usado en estructura primaria pueda sufrir degradación de su resistencia y/o cambios de rigidez debidos a efectos medioambientales en servicio, estas características deberán ser tenidas en cuenta en el diseño.

### S 619 Factores Especiales

- a) El factor de seguridad prescrito en S 303 deberá multiplicarse por las combinaciones apropiadas de los factores especiales prescritos en S 619 b), S 621 a S 625, S 657 y S 693.

Las combinaciones apropiadas de factores especiales deben incluir todos los siguientes factores que sean apropiados para el elemento en cuestión:

- 1) El factor de fundición obtenido de acuerdo con S 621;
- 2) El factor especial pertinente más elevado de los prescritos en S 619 b), S 623, S 625, S 657, o S 693; y
- 3) El factor de charnela doble prescrito en S 625 e).

- b) Para cada parte de la estructura cuya resistencia sea:

- 1) incierta;
- 2) que pueda deteriorarse en servicio antes de su sustitución normal; o
- 3) esté sujeta a variabilidad apreciable debido a las incertidumbres en el proceso de fabricación o métodos de la inspección;

deberá escogerse el factor especial de modo que el fallo de la pieza debido a una resistencia inadecuada sea improbable.

- c) Para las estructuras de material compuesto, se debe utilizar un factor especial de ensayo que tenga en cuenta la variabilidad del material y los efectos de la temperatura y absorción de humedad.

A no ser que sean acordados con AESA medios más racionales, uno de los siguientes puede ser utilizado:

- 1) Un factor adicional de 1.2 para muestras con humedad ensayadas a máxima temperatura de servicio, siempre que se use un proceso bien establecido de fabricación y de control de calidad.
- 2) Un factor adicional de 1.5 para muestras ensayadas sin una asignación específica de humedad y temperatura.

### S 621 Factores de fundición

Para fundiciones cuya resistencia se justifique al menos por un ensayo estático y que sea inspeccionada por métodos visuales, se deberá aplicar un factor de fundición de 2.0. Este factor puede ser reducido a 1.25 siempre y cuando la reducción este sustentada por ensayos sobre no menos de tres fundiciones de muestra y si estas y todas las fundiciones de producción está sujetas a una inspección visual y radiográfica aceptada o a un método de inspección no destructivo equivalente autorizado.

### S 623 Factores de cojinete

- a) El factor de seguridad para cargas en cojinetes en uniones atornilladas o unidas por pernos, debe multiplicarse por un factor especial de 2.0 para tener en cuenta:

- 1) el movimiento relativo en operación; y

- 2) uniones con borde libre sujetas a martilleo y/o vibración
- b) Para charnelas de superficies de control y uniones del sistema de control, el cumplimiento con los factores prescritos en S 657 y S 693, respectivamente, asegura el cumplimiento con el apartado a) de este párrafo.

### S 625 Factores de junta

Para cada junta (parte o terminal usado para unir un elemento estructural con otro), se aplicará lo siguiente:

- a) Para cada junta cuya resistencia no sea demostrada por ensayos de carga límite y última en los cuales se simulen las condiciones reales de tensiones en la unión y estructura anexa, un factor de junta de al menos 1.15 debe ser aplicado a cada parte de:
  - 1) la junta;
  - 2) los medios de sujeción; y
  - 3) los apoyos de los elementos unidos.
- b) No se necesita usar el factor de junta para diseños de uniones basados en suficientes datos de ensayos (como juntas continuas en placas metálicas, uniones soldadas y juntas biseladas en madera).
- c) Para cada junta integral, la pieza debe ser tratada como una junta hasta el punto en el que las propiedades de la sección sean las típicas de ese elemento.
- d) Las uniones locales en el camino de carga entre el cinturón de seguridad o arnés y la estructura principal del avión tienen que demostrarse por medio de análisis, ensayos, o ambos, hasta al menos la resistencia necesaria para 1.33 veces las cargas de inercia correspondientes al aterrizaje de emergencia de S 561.
- e) Cuando se usen solamente dos charnelas para cada superficie de control, o flap, el factor de seguridad para estas charnelas y los elementos unidos de estructura primaria debe multiplicarse por un factor de 1.5.

### S 626 Cables y miembros no rígidos

- a) Se debe aplicar un factor último de seguridad de 2.0 en la resistencia nominal del cable a cables usados en aplicaciones estructurales y para todos los sistemas de control primarios.

La resistencia nominal del cable se define como la carga mínima de rotura para el tipo de cable en particular establecido en especificaciones reconocidas y aceptables para AESA. Se debe hacer referencia a la especificación pertinente en la documentación de diseño.

Estos criterios aplican a cables de acero. Las hipótesis de diseño para cables de otros materiales deben ser acordadas con AESA.

- b) Donde se utilice como elemento de carga principal (excluyendo la superficie sustentadora) un material no rígido, no metálico, p. ej. textil, se debe emplear un factor de seguridad último de 5.0.

### S 627 Resistencia a fatiga

La estructura debe ser diseñada, dentro de lo posible, para evitar puntos de concentraciones de esfuerzos y esfuerzos altos, y para tener en cuenta los efectos de vibración. Los materiales con propiedades pobres de propagación de grieta deben ser evitados y todos los ensamblajes, especialmente en la estructura primaria, deben ser fácilmente inspeccionables. Las pinturas o revestimientos flexibles no deben ser usados.

### S 629 Prevención de flameo y rigidez estructural

- a) El avión debe estar libre de flameo, divergencia de superficie sustentadora, e inversión de control en cualquier configuración y a cualquier velocidad apropiada hasta al menos  $V_{DF}$ . El control y la estabilidad del avión no deben ser peligrosamente sensibles a las distorsiones estructurales y se debe disponer de suficiente amortiguamiento a cualquier velocidad apropiada para que la vibración aeroelástica desaparezca rápidamente.



- b) El cumplimiento con el subpárrafo a) debe demostrarse por medio de:
- 1) ensayos de vuelo sistemáticos para inducir flameo a velocidades hasta  $V_{DF}$ . Estos ensayos deben demostrar que no hay una rápida disminución del amortiguamiento al aproximarse a  $V_{DF}$ .
  - 2) que los ensayos de vuelo muestren que al aproximarse a  $V_{DF}$ :
    - i) la efectividad de control alrededor de los tres ejes no decrece de una manera inusualmente rápida, y
    - ii) no hay signos de aproximarse a la divergencia de la superficie sustentadora de las alas, plano de cola y fuselaje como resultado de la tendencia de la estabilidad estática y condiciones de compensación de fuerza en mandos.

## 4.2 SUPERFICIES DE CONTROL

### S 655 Instalaciones de Superficies de Control

- a) Las superficies de control móviles tienen que estar instaladas de modo que no haya interferencia entre ninguna de las superficies o con sus abrazaderas cuando una superficie es mantenida en cualquier posición y las otras son operadas a lo largo de todo su movimiento angular. Este requisito se debe cumplir:
- 1) bajo condiciones de carga límite (positiva o negativa) para todas las superficies de control a lo largo de todo el rango de su movimiento angular.
  - 2) bajo carga límite en la estructura del avión diferente de las superficies de control.
- b) Si se utiliza un estabilizador ajustable, tiene que tener topes que limiten el rango de su movimiento permitiendo un vuelo y aterrizaje seguros.

### S 657 Charnelas

- a) Las charnelas de las superficies de control, excepto las de cojinetes de bola y rodillo, tienen que tener un factor de seguridad de no menos que 6.67 con respecto a la resistencia última del material más blando usado como cojinete.
- b) Para charnelas con cojinetes de bola o de rodillo, no se deberá exceder el valor aprobado del cojinete.
- c) Las charnelas deben tener suficiente resistencia y rigidez para cargas paralelas a la línea de la charnela.
- Se puede demostrar cumplimiento aplicando las aceleraciones de S 659 c).

### S 659 Equilibrado másico

La estructura de soporte y las uniones de masas de equilibrado concentradas usadas en superficies de control deben estar diseñadas para:

- a) 24 g perpendiculares al plano de la superficie de control;
- b) 12 g hacia delante y hacia atrás; y
- c) 12 g paralelos a la línea de charnela.

## 4.3 SISTEMAS DE CONTROL

### S 671 General

Cada mando tiene que ser operado con la facilidad y suavidad suficiente y en el sentido intuitivo de movimiento para permitir una ejecución adecuada de sus funciones.

**S 673 Mandos de vuelo primarios**

- a) Los mandos de vuelo primarios son aquellos utilizados por el piloto para el control inmediato del cabeceo, alabeo y guiñada.
- b) El diseño de los mandos de vuelo primarios debe minimizar la probabilidad de fallo de cualquier elemento de conexión o transmisión en el sistema de control que pueda resultar en la pérdida del control en cualquier eje.

**S 675 Topes**

- a) Todo sistema de control debe estar provisto de topes que limiten al rango de movimiento de los controles del piloto.
- b) Cada tope debe estar situado de manera que el desgaste, las holguras o los ajustes no afecten negativamente las características de control del avión debido al cambio del rango de movimiento del control.
- c) Cada tope debe ser capaz de soportar cualquier carga correspondiente a las condiciones de diseño del sistema de control.
- d) En los sistemas de control por desplazamiento del centro de gravedad donde no se puedan instalar topes de control convencionales para reaccionar a las fuerzas de control introducidas por el piloto, se tiene que demostrar que el rango de desplazamiento del centro de gravedad o de movimiento de control es tal que el piloto no puede introducir cargas inseguras a la estructura de soporte.

**S 677 Sistema de compensación de fuerzas en mandos**

- a) Se deben adoptar las precauciones adecuadas para prevenir el funcionamiento inadvertido, inadecuado o brusco de los sistemas de compensación de fuerzas en mandos. Tienen que existir indicaciones visibles por el piloto próximas al control del compensador que indiquen la dirección del movimiento del control del compensador relativo al avión. Adicionalmente, tiene que haber un indicador para el piloto de la posición del compensador, con respecto a su rango de ajuste. Estos indicadores tienen que ser visibles para el piloto y tienen que estar situados y diseñados para evitar confusión.
- b) Los controles de aleta compensadora tienen que ser irreversibles a menos que la aleta esté correctamente equilibrada y no tenga características negativas de flameo. Los sistemas de aleta compensadora irreversibles deben tener una adecuada rigidez y fiabilidad en la parte del sistema desde la aleta hasta la unión de la unidad irreversible a la estructura del avión.

**S 679 Sistema de control de bloqueos**

Si hay un dispositivo para bloquear el sistema de control en tierra, tiene que haber medios para:

- a) dar al piloto un aviso inconfundible cuando el bloqueo está activado; y
- b) impedir que el bloqueo se active en vuelo.

**S 683 Pruebas funcionales**

Debe demostrarse por medio de ensayos funcionales que el sistema diseñado para las cargas especificadas en S 397 está libre de:

- a) bloqueo;
- b) fricción excesiva; y
- c) deformación excesiva;

cuando se operan los controles desde la cabina del piloto.

**S 685 Detalles del sistema de control**

- a) Cada detalle de todo sistema de control debe estar diseñado e instalado para prevenir bloqueos, rozamientos, aplastamientos o interferencias con el equipaje, pasajeros, objetos sueltos o escarcha.
- b) Tiene que haber medios en la cabina del piloto que prevengan la entrada de objetos extraños en lugares donde puedan bloquear el sistema.
- c) Debe haber medios para prevenir golpes de cables, tubos o barras contra otras partes.
- d) Cada elemento del sistema de control de vuelo debe tener características de diseño, o tiene que estar marcado de manera clara y permanente, para minimizar la posibilidad de ensamblaje incorrecto que pueda resultar en un mal funcionamiento del sistema de control.

**S 687 Dispositivos de muelle**

La fiabilidad de cualquier dispositivo de muelle usado en el sistema de control debe ser establecida mediante ensayos que simulen las condiciones en servicio a menos que el fallo del muelle no cause flameo o características en vuelo inseguras.

**S 689 Sistemas de cable**

- a) Cada cable, unión de cable, tensor, empalme y polea usada debe cumplir las especificaciones establecidas en el diseño. Adicionalmente:
  - 1) No se deben usar cables con diámetros menores de 3 mm en sistemas de control primarios;
  - 2) Todo sistema de cables debe estar diseñado de manera que no haya cambios peligrosos en la tensión del cable durante todo su rango de movimiento bajo condiciones de operación y variaciones de temperatura; y
  - 3) Debe haber medios para la inspección visual de cada guía, polea, terminal y tensor.
- b) Cada tipo y tamaño de polea tiene que ser adecuado al cable con el que se utiliza. Cada polea debe tener guardas ajustadas para evitar que los cables se coloquen mal o se enreden, incluso cuando estén flojos. Cada polea debe descansar en el plano en el cual se mueve el cable de manera que el cable no roce contra el borde de la polea.

El diámetro interno de la ranura de la polea no debe ser menor que 300 veces el diámetro de cada hebra elemental.

- c) Se deben instalar guías de manera que no causen cambios en la dirección del cable de más de 3°, excepto cuando ensayos o la experiencia indiquen que un valor mayor podría ser satisfactorio. El radio de curvatura de las guías no debe ser menor que el radio de una polea para el mismo cable.
- d) Los cables que tengan movimiento angular tienen que estar unidos por tensores de manera que se prevengan agarrotamientos en todo el rango de desplazamientos.

**S 693 Uniones**

Las uniones del sistema de control (en sistemas de empujar y tirar) que estén sujetas a movimiento angular, excepto sistemas de cojinetes de bola y rodillos, deben tener un factor especial de seguridad de no menos 3.33 con respecto a la resistencia última del material más blando usado como cojinete. Este factor podrá reducirse a 2.0 para uniones en sistemas de control por cable. Para cojinetes de bola y rodillo no se deberán exceder los valores aprobados.

**S 697 Controles de flap**

- a) Cada control de flap tiene que estar diseñado para que cuando el flap ha sido situado en cualquier posición sobre la cual este basado el cumplimiento con los requisitos de actuaciones, el flap no se mueva de esa posición excepto cuando se ajuste el control, a no ser que se demuestre que no es peligroso.

- b) Cada flap debe ser diseñado para prevenir su deflexión o movimiento inadvertido. Las fuerzas del piloto y el ratio de movimiento a cualquier velocidad de vuelo aprobada no deben ser tales que perjudiquen la operación segura del avión.

#### **S 701 Interconexiones de flap**

El movimiento de los flaps en los lados opuestos del plano de simetría tiene que estar sincronizado por una interconexión mecánica a no ser que el avión tenga características seguras de vuelo con los flaps retraídos en un lado y extendidos en el otro.

### **4.4 TREN DE ATERRIZAJE**

#### **S 721 General**

El avión tiene que estar diseñado de tal forma que pueda aterrizar en pistas cortas con superficie de hierba sin poner en peligro a sus ocupantes.

### **4.5 DISEÑO DE CABINA DEL PILOTO**

#### **S 771 General**

La cabina del piloto y sus equipos deben permitir a cada piloto realizar sus funciones sin una concentración o fatiga no razonable.

#### **S 773 Campo de visión del piloto**

La cabina del piloto debe estar libre de deslumbramientos y reflejos que puedan interferir con la visión del piloto, y debe estar diseñada de manera que:

- a) el campo de visión del piloto sea suficientemente amplio, claro y sin distorsiones para una operación segura;
- b) La lluvia no debe dificultar indebidamente la visión del piloto a lo largo de la trayectoria de vuelo en vuelo normal y durante el aterrizaje.
- c) El piloto sea capaz de establecer de manera sencilla la actitud de cabeceo por referencia a un punto fijo del fuselaje, mirando hacia adelante.
- d) El empañamiento interior de las ventanas pueda ser fácilmente limpiado por el piloto a menos que haya medios para evitar el empañamiento. Se puede demostrar cumplimiento mediante una apertura adecuada en el parabrisas.

#### **S 775 Parabrisas y ventanas**

Los parabrisas y ventanas, si están instalados, deben estar fabricados de un material que no se rompa en fragmentos peligrosos o se vuelva opaco cuando se dañe.

#### **S 777 Mandos en cabina del piloto**

- a) Cada mando en cabina debe estar dispuesto para permitir su correcta operación y para prevenir confusión y operación inadvertida.

Para sistemas de control no convencionales, la función y el sentido del control deben estar establecidos en una placa.

- b) Los mandos deben estar situados y dispuestos para que cada piloto, con el arnés de abrochado, tenga movimiento completo y sin restricciones de cada control sin interferencia ni de su ropa (incluida ropa de invierno) ni de la estructura de la cabina.
- c) En aviones de doble mando, debe ser posible operar cada uno de los siguientes controles secundarios en ambas direcciones desde cada uno de los dos asientos:
- 1) Palanca(s) de acelerado(s)
  - 2) Flaps

- 3) Sistema de compensación de fuerzas; y
- 4) Dispositivo de apertura y lanzamiento para el paracaídas.

Cuando hay instalado un sistema de compensación de fuerzas en mando de vuelo, se puede renunciar al requerimiento de que esté disponible para ambos pilotos si se puede demostrar que, con el sistema de compensación de fuerzas en la posición más adversa, las fuerzas de control son lo suficientemente pequeñas para que no haya dificultad en el control.

- d) Los sistemas de control secundarios (excluyendo controles de pie) deben mantenerse en la posición deseada sin requerir constante atención del piloto(s), y no deben tender a deslizarse bajo cargas o vibración. Los mandos deben tener la resistencia adecuada para soportar las cargas de operación sin fallo o deflexión excesiva.

**S 779 Movimiento y efecto de los controles de cabina del piloto**

Los controles de cabina del piloto deben estar diseñados para actuar de la siguiente manera:

- a) Para aviones con sistemas de control de 3 ejes:

Controles	Movimiento y efecto
Alabeo	Hacia la derecha (sentido horario) para ala derecha abajo
Cabeceo	Hacia atrás para morro arriba
Guiñada	Pedal derecho hacia adelante para morro hacia la derecha
Compensación de fuerzas	Correspondiente al sentido del movimiento de los controles
Flaps	Tirar para bajar o extender los flaps
Control de empuje	Hacia adelante para incrementar potencia
Paso de la hélice	Hacia arriba para incrementar (rpm)
Mezcla	Hacia adelante, o arriba, para enriquecer
Interruptores	Hacia abajo para apagar

- b) Para aviones con sistemas de control que no sean de 3 ejes el sentido del movimiento de los controles primarios debe estar definido en el manual de vuelo del piloto. Los controles secundarios deben cumplir con el sentido de operación especificado en S 779 a).

**S 780 Marcas de colores de los controles de cabina del piloto**

Los controles de emergencia deben estar pintados de rojo.

**S 783 Salidas**

Ninguna salida estará situada con respecto a la hélice de forma que se ponga en peligro a las personas que utilicen dicha salida.

**S 785 Asientos y cinturones de seguridad**

- a) Cada asiento y su estructura de soporte deben estar diseñados para un peso de ocupante no menor del especificado en S 25 a)2), a no ser que un peso superior sea seleccionado por el solicitante, y para los factores de carga máximos correspondientes a condiciones en vuelo y en tierra, incluyendo las condiciones de aterrizaje de emergencia prescritas en S 561 b).

Aunque el peso mínimo por piloto para el diseño es de 85 kg, el peso típico de una tripulación equipada y más pesada debe ser considerado.

- b) Los asientos, incluyendo almohadillas, no deben deformarse bajo las cargas de vuelo de S 333 hasta tal punto que el piloto sea incapaz de alcanzar los mandos con seguridad, o que opere los controles equivocados.

G-DC-TCNO-01.1.0

- c) La resistencia de los cinturones de seguridad no debe ser menos que la que resulta de aplicar condiciones de carga últimas de vuelo y de tierra y las condiciones de aterrizaje de emergencia de acuerdo con S 561 b), teniendo en cuenta la geometría de los arneses y la disposición del asiento.

Este requisito debe considerarse en conjunto con el párrafo S 1307.

- d) Cada cinturón de seguridad debe estar sujeto de tal manera que el ocupante sea retenido de manera segura en su posición inicial sentado bajo las aceleraciones de vuelo y de aterrizaje de emergencia.

Este requisito debe considerarse en conjunto con el párrafo S 1307.

#### **S 786 Protección contra lesiones**

- a) Cada asiento y su estructura de soporte deben diseñarse de manera que en caso de colapso de una parte o todo el tren de aterrizaje, se minimice el riesgo para el ocupante de resultar herido de gravedad.

La estructura de soporte del asiento debe diseñarse, en la medida que sea posible, para prevenir daños en la columna vertebral u otras lesiones graves para el ocupante en un aterrizaje violento menor en el cual se haya podido producir el colapso del tren de aterrizaje. Se recomienda que los componentes estructurales rígidos no estén situados en una posición que pueda herir a los ocupantes en un aterrizaje violento y se deben usar materiales absorbentes de energía bajo la estructura del asiento para reducir las cargas de impacto en la columna del ocupante.

- b) Los componentes estructurales rígidos, o elementos de equipos montados rígidamente, deben estar acolchados donde sea necesario para proteger al ocupante(s) de daños en un aterrizaje violento menor.

#### **S 787 Compartimento de equipaje**

- a) Cada compartimento de equipaje debe estar diseñado para el peso máximo que figura en las placas y para las distribuciones críticas de carga a los factores de carga máximos apropiados correspondientes a las condiciones de vuelo y tierra de esta Sección.

- b) Se deben proporcionar medios para proteger a los ocupantes de lesiones causadas por el movimiento del contenido de los compartimentos de equipaje cuando están sujetos a las fuerzas últimas de inercia correspondientes a las aceleraciones prescritas en S 561 b).

#### **S 807 Salida de emergencia**

- a) La cabina debe estar diseñada de modo que permita a los ocupantes un escape rápido y sin impedimentos en caso de emergencia.

- b) Cuando la cabina del piloto esté cerrada, el sistema de apertura debe estar diseñado para un funcionamiento sencillo y fácil. Debe funcionar rápidamente y estar diseñado para que pueda ser operado por cada ocupante atrapado en su asiento y también desde fuera de la cabina del piloto.

#### **S 831 Ventilación**

- a) Cuando la cabina del piloto sea cerrada, debe estar diseñada para proporcionar una ventilación adecuada bajo condiciones normales de vuelo.

- b) La concentración de monóxido de carbono no debe superar una parte por 20 000 partes de aire.

### **4.6 PROTECCIÓN CONTRA EL FUEGO**

#### **S 857 Conexión eléctrica**

- a) Se garantizará continuidad eléctrica para prevenir la existencia de diferencia de potencial entre componentes de la planta de potencia, incluyendo el combustible y otros tanques, y otras partes significativas del avión que sean eléctricamente conductores.

- b) Si están hechos de cobre, el área de la sección transversal de los conductores no debe ser menor de 1.3mm.

- c) Debe haber disposiciones para unir eléctricamente el avión al equipamiento de abastecimiento de combustible en tierra.

#### 4.7 MISCELÁNEO

##### **S 871 Medios de nivelado**

Tiene que haber medios para determinar cuando el avión está en una posición nivelada en el suelo.

## 5. SECCIÓN E: PLANTA DE POTENCIA

### 5.1 SISTEMA DE COMBUSTIBLE

#### S 963 Depósitos de combustible: General

- a) Cada depósito de combustible tiene que soportar sin fallos las cargas de inercia, de fluidos y estructurales a las cuales pueda estar sometido en operación normal.
- b) Cuando el movimiento del combustible dentro del depósito pueda provocar cambios importantes en el centro de gravedad del avión, deberán proporcionarse medios para reducir ese movimiento a límites aceptables.

#### S 965 Ensayo del depósito de combustible

Cada depósito de combustible tiene que soportar una presión de 1½ psi sin fallos ni fugas de combustible.

#### S 967 Instalación del depósito de combustible

- a) Cada depósito de combustible debe estar apoyado de manera que las cargas que resulten del peso del combustible no estén concentradas. Además:
  - 1) Tiene que haber almohadillas, si es necesario, para evitar la fricción entre cada depósito y sus soportes; y
  - 2) Los materiales empleados para apoyar el depósito o almohadillar los elementos de soporte no deben ser absorbentes o deberán estar tratados para evitar la absorción de combustible.
- b) Todo compartimento que contenga un depósito de combustible debe estar ventilado y drenado para evitar la acumulación de fluidos y vapores inflamables. Cada compartimento adyacente a un depósito debe tratarse de manera similar.
- c) Ningún depósito de combustible deberá estar situado donde el incendio de un motor pudiera afectarle.
- d) Se debe demostrar que la presencia del tanque no interferirá con la operación de ninguna de las partes del avión, ni del movimiento normal de los ocupantes y que ninguna fuga de combustible cae directamente en cualquiera de los ocupantes.
- e) Los daños estructurales que pudieran provocarse por un aterrizaje duro que supere la capacidad última del tren de aterrizaje, pero dentro de las condiciones de aterrizaje de emergencia de S 561, no debe provocar la ruptura del depósito o de las tuberías de combustible.

### 5.2 SISTEMA DE LUBRICACIÓN

#### S 1015 Ensayo del depósito de aceite

Los depósitos de aceite tienen que ser sometidos al ensayo especificado en S 965 para los depósitos de combustible, excepto que en los ensayos de presión debe aplicarse una presión de 5 psi.



## 6. SECCIÓN F: EQUIPAMIENTO

### 6.1 GENERAL

#### S 1301 Función e instalación

- a) Todo elemento del equipo requerido tiene que:
- 1) ser de un tipo y diseño adecuado a la función que tiene que realizar;
  - 2) estar instalado de acuerdo a las limitaciones para ese equipo; y
  - 3) funcionar adecuadamente una vez instalado.
    - i) El correcto funcionamiento no debe ser impedido por temperaturas bajo cero, lluvia intensa o alta humedad.
    - ii) Cuando un equipo de radio sea instalado, se debe demostrar que el sistema eléctrico es tal que la operación de este equipo no se ve adversamente afectada.
- b) Los instrumentos y otros equipos no pueden por sí mismos, o por sus efectos en el avión, suponer un peligro para la operación segura de la aeronave.
- c) Cuando para mostrar los parámetros de alguno o de todos los equipos de vuelo y navegación y planta de potencia requeridos se utilice un único monitor electrónico, se debe aplicar lo siguiente:
- 1) los parámetros requeridos del instrumento deben estar expuestos al piloto en todo momento;
  - 2) el monitor debe ser capaz de operar de forma continua y fiable durante un mínimo de 20 minutos tras un fallo del sistema de generación eléctrica.
  - 3) si se ha instalado un sistema de aviso de pérdida de acuerdo con lo indicado en S 207 b), este debe ser independiente del monitor electrónico; y
  - 4) el fallo de un sensor no debe afectar adversamente a los parámetros mostrados que son independientes de ese sensor.

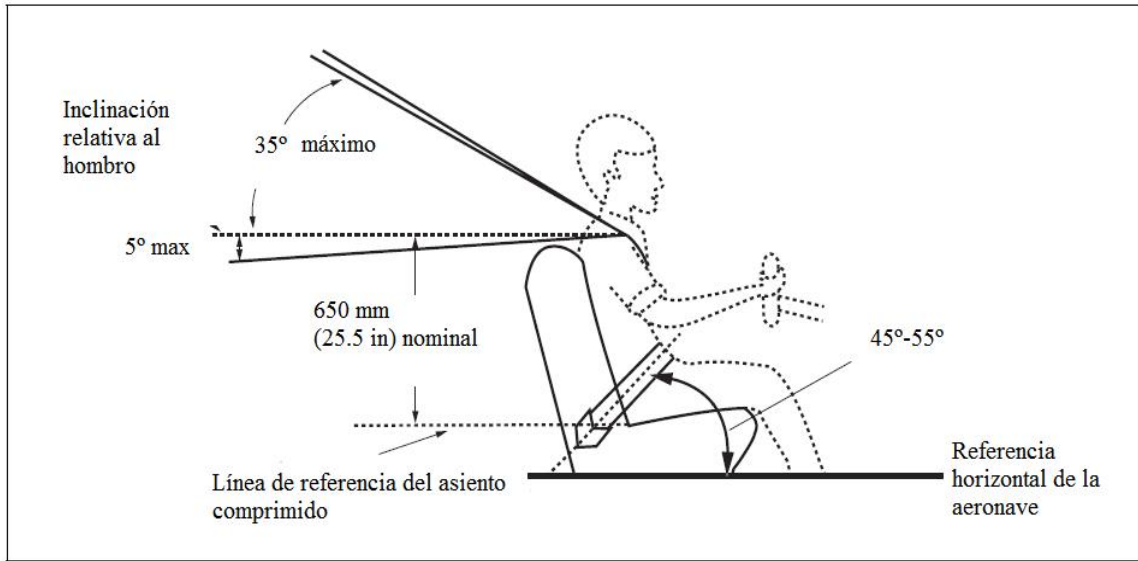
Cuando para mostrar los parámetros de alguno o de todos los equipos requeridos de vuelo y navegación y planta de potencia se utilice un único monitor electrónico, se debe demostrar que la fiabilidad del monitor electrónico es al menos equivalente a la de los instrumentos tradicionales.

#### S 1307 Equipo misceláneo

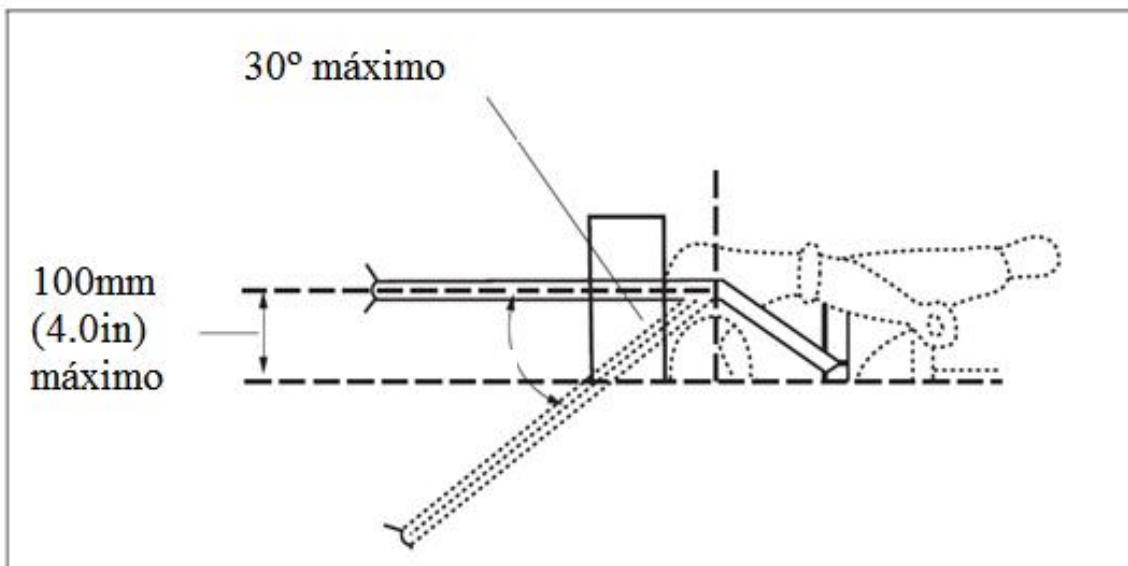
- a) Deberá estar disponible un arnés de seguridad subabdominal y de retención de torso superior para cada ocupante, capaz de retenerle contra las fuerzas provocadas por las aceleraciones prescritas para las condiciones de aterrizaje de emergencia en S 561. (Ver S 625 d)), excepto para los ocupantes del asiento delantero de aviones pendulares, donde solo es necesario disponer de un arnés subabdominal).

##### **Instalación del arnés de hombro**

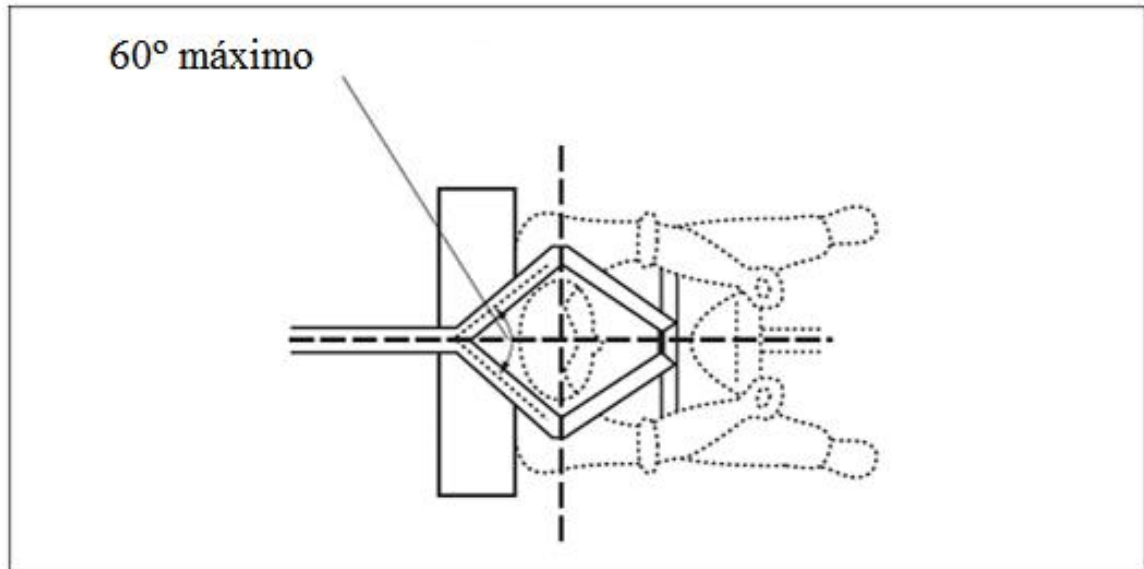
Las figuras 1, 2 y 3 muestran la geometría de la instalación recomendada para este tipo de sujeción.



**Figura 1**



**Figura 2** Ángulo máximo de la correa del hombro



**Figura 3**

b) No debe ser posible para un arnés de seguridad desatado tener contacto con la hélice.

**NOTAS:**

- 1) Cuando sea posible se recomienda la provisión de un arnés para g negativas o de ingle, de otra manera durante deceleraciones abruptas, el arnés de hombro tiende a subir la porción de cinturón (a menos que esté estrechamente ajustado) desde alrededor de la cadera hasta el estómago, permitiendo así que el ocupante se deslice debajo de la porción subabdominal del cinturón.
- 2) Cuando haya más de 152mm de cinta entre el punto de sujeción de la correa del hombro y la parte superior del respaldo del asiento, deben proporcionarse medios adecuados para limitar su desplazamiento lateral, por ejemplo mediante anillas guía, para garantizar una separación adecuada de la correa del hombro con el fin de reducir al mínimo los posibles daños o golpes en el cuello del ocupante.
- 3) Cuando el respaldo del asiento tenga la resistencia adecuada y tenga una altura que permita que la geometría del arnés con relación al hombro sea conforme con la figura anterior (por ejemplo, 650 mm), se permitirá sujetar las correas del hombro al suelo del avión guiadas por anillas fijadas al respaldo del asiento.
- 4) Donde el respaldo del asiento sea de resistencia adecuada, el uso de medios, por ejemplo anillas guía de adecuada resistencia, limitará el movimiento lateral durante las aceleraciones de aterrizaje de emergencia de S 561.

## 7. SECCIÓN G: LIMITACIONES OPERACIONALES

### 7.1 GENERAL

#### S 1519 Peso y c.g.

- a) El peso máximo determinado de acuerdo a S 25 tiene que estar establecido como limitación operacional.
- b) Los límites de c.g. determinados de acuerdo a S 23 tienen que estar establecidos como limitaciones operacionales.
- c) El peso en vacío y la posición del c.g. asociada tienen que estar determinados de acuerdo a S 29.

### 7.2 MARCAS Y PLACAS

#### S 1541 General

- a) El avión tiene que estar marcado con:
  - 1) las marcas y placas especificadas desde S 1542 hasta S 1557; y
  - 2) cualquier información adicional, marcas de instrumentos, y placas necesarias para una operación segura.
- b) Cada marca y placa prescrita en el apartado a) de este párrafo:
  - 1) tienen que estar dispuesta en un lugar visible; y
  - 2) no podrá borrarse, desfigurarse u oscurecerse fácilmente.
- c) Las unidades de medida utilizadas en las placas para mostrar las velocidades indicadas tienen que coincidir con las unidades de medida de los instrumentos.

#### S 1542 Placas de limitaciones operacionales

La siguiente información debe estar establecida en una placa plenamente visible para el piloto:

- a) Limitaciones de velocidad
  - 1) La velocidad de nunca exceder  $V_{NE}$ , y en los casos aplicables;
  - 2) La máxima(s) velocidad(es) con flaps extendidos,  $V_{FE}$ ;
  - 3) La máxima velocidad para el tren de aterrizaje desplegado,  $V_{LO}$ .
  - 4) La máxima velocidad de maniobra,  $V_A$ .
- b) Limitaciones de planta de potencia: presión, temperatura, rpm y otras limitaciones.

#### S 1545 Indicador de velocidad

El indicador de velocidad tiene que tener las siguientes marcas:

- a) Una línea roja radial a  $V_{NE}$ ; y
  - b) Un arco blanco desde  $V_{SO}$  a  $V_{FE}$ ;
- u otros medios acordados con AESA.

En el caso de indicadores de velocidad digitales/no analógicos, la forma de marcado deberá ser acordada con AESA.

#### S 1547 Brújula

A menos que la desviación en cualquier rumbo sea inferior a 5 grados, los valores de desviación del rumbo magnético tienen que estar mostrados en una placa cerca de la brújula en incrementos de rumbo como máximo de 30 grados.

### S 1549 Instrumentos de planta de potencia

Para cada instrumento de planta de potencia requerido, debe estar marcado, de forma adecuada al tipo instrumento, su límite máximo y en caso de ser aplicable, mínimo, para una operación segura.

### S 1553 Indicador de cantidad de combustible

Cada indicador de cantidad de combustible tiene que estar calibrado para indicar “cero” durante vuelo nivelado, cuando la cantidad de combustible en el depósito de combustible sea igual a la cantidad de combustible no usable determinada.

### S 1555 Marcas en los mandos

- a) Cada mando en cabina, aparte de los mandos de vuelo primarios, tiene que estar claramente marcado de acuerdo a su función y forma de operación.
- b) Las marcas de color de los mandos de cabina tienen que ser conformes a lo especificado en el párrafo S 780.
- c) Requisitos para los mandos de combustible de la planta de potencia:
  - 1) Cada mando de selección del depósito de combustible tiene que estar marcado para que indique la posición correspondiente a cada depósito de combustible; y
  - 2) Si la operación segura del avión requiere el uso de los depósitos de combustible en una secuencia fija, esta secuencia tiene que estar marcada en los selectores de dichos depósitos de combustible o próximo a ellos.

### S 1557 Placas y marcas misceláneas

- a) **Compartimento de equipaje.** Cada compartimento de equipaje tiene que tener una placa especificando sus límites de carga.
- b) **Boca de llenado de los depósitos de aceite y combustible.** Se aplicará lo siguiente:
  - 1) Las bocas de llenado del combustible tienen que tener marcados en el tapón o cerca del tapón los tipos de combustible permitidos, y si es aplicable, la proporción combustible / aceite;
  - 2) Las bocas de llenado del aceite tienen que tener marcados en el tapón o cerca del tapón:
    - i) el grado del aceite; y
    - ii) si el tipo de aceite es detergente o no detergente.
- c) **Depósitos de combustible.** La capacidad de combustible usable en cada depósito tiene que estar marcada en el selector o en el indicador de combustible (cuando exista), o en el depósito si este es translúcido y visible para el piloto en vuelo.
- d) **Arranque de motor en vuelo.** Una placa debe establecer cualquier limitación que deba ser considerada durante el arranque del motor en vuelo.
- e) **Carga.**
  - 1) Los aviones deben tener placas de limitaciones plenamente visibles para el piloto con los siguientes datos:
    - i) Peso en vacío (real);
    - ii) Peso máximo;
    - iii) Carga en cabina máxima y mínima
    - iv) Carga en cabina máxima y mínima permitida en cada asiento;
    - v) Condiciones de carga en cabinas biplaza con un único piloto; y

- vi) Limitaciones de carga de combustible para el rango permitido de condiciones de carga en cabina.
- 2) **Lastre no fijo.** Si se utiliza lastre no fijo, el lugar para llevarle tiene que tener una placa con las instrucciones para su correcta colocación y sujeción, para cada condición de carga que requiera su empleo.
- f) **Maniobras acrobáticas.** Tiene que haber una placa plenamente visible para el piloto prohibiendo las maniobras acrobáticas.
- g) **Monitores electrónicos.** Cuando se utilice un único monitor electrónico para mostrar los instrumentos requeridos, debe haber una placa plenamente visible para el piloto que indique que debe aterrizar tan pronto como sea posible en el caso de fallo del monitor electrónico.

## 8. SECCIÓN K: SISTEMAS DE PARACAIDAS DE EMERGENCIA

### 8.1 MARCAS Y PLACAS

#### S 2041 Marcas y placas

- a) La función de cada sistema de control del paracaídas debe de estar claramente identificada mediante código de color y placas.
- b) El sistema de lanzamiento debe ser de color rojo.
- c) La siguiente placa debe estar instalada al lado del control de lanzamiento:

#### **ADVERTENCIA – PARACAIDAS DE EMERGENCIA**

**(Acción a tomar)**

#### **Equipamiento no aprobado – ver Manual de Vuelo**

- d) Se deben instalar placas de advertencia en el exterior del avión cerca del dispositivo de energía almacenada y del punto de salida, que sean fácilmente distinguibles por el personal de tierra, avisando del peligro potencial. Para maximizar la posibilidad de ser conscientes del peligro que representa un sistema de emergencia después de un accidente, las placas deben ser instaladas a una parte fija permanente de la estructura del avión, de forma que al menos una de ellas permanezca visible independientemente de la actitud estacionaria del avión.