



**ANAC**

Administración Nacional  
de Aviación Civil  
Argentina

**CIRCULAR DE ASESORAMIENTO  
N° 103-2 Cambio 1**

**CERTIFICACIÓN Y OPERACIÓN DE ULTRALIVIANOS  
MOTORIZADOS (ULM) FABRICADOS EN SERIE**

19 de diciembre de 2011

INDICE

	<u>Página N°</u>
1. PROPOSITO	1
2. CANCELACIONES	1
3. VIGENCIA	2
4. APLICABILIDAD	2
5. ENCUADRE JURIDICO	2
6. CATEGORIAS DEL ULM	3
7. ETAPAS DE CERTIFICACION	3
8. REQUISITOS BASICOS Y DEFINICIONES	3
9. SOLICITUD DE CERTIFICADO DE APROBACION DE MODELO (CAM)	7
10. MANTENIMIENTO	12
11. PINTADO E IDENTIFICACION DEL ULM	14
12. EXCEPCIONES A LA PRESENTE C.A.	14
13. (RESERVADO)	14
14. PRODUCCION BAJO CERTIFICADO DE APROBACION DE MODELO	14
15. CERTIFICADO DE PRODUCCION.	18
16. REFERENCIAS	22

APENDICE A: ESTANDARES DE AERONAVEGABILIDAD PARA ULMSUBPARTE A: GENERALIDADES

1. Generalidades

SUBPARTE B: ESTRUCTURAS

1. Generalidades
2. Cargas de Vuelo
3. Cargas de Tierra

SUBPARTE C: DISEÑO Y CONSTRUCCION

1. Materiales
2. Fabricación
3. Especificaciones de los procesos
4. Tuercas autofrenantes
5. Accesibilidad
6. Ubicación de las personas y carga

CA: 103-2 Cambio 1

SUBPARTE D: PLANTA MOTRIZ

1. Generalidades
2. Motores
3. Sistemas de combustible

SUBPARTE E: EQUIPOS

SUBPARTE F: VUELO

1. Generalidades
2. Performance
3. Controlabilidad y maniobrabilidad
4. Estabilidad longitudinal
5. Compensación longitudinal
6. Velocidad de pérdida de sustentación
7. Tirabuzón
8. Características de alta velocidad
9. Maniobrabilidad en tierra

SUBPARTE G: LIMITACIONES OPERACIONALES E INFORMACION

1. Velocidad
2. Performances
3. Identificación del ULM
4. Peso y CG
5. Lista de Equipo
6. Planta Motriz
7. Mantenimiento
8. Colocación de Equipaje, Lastre, etc.
9. Marcas y Placas
10. Factores de Carga
11. Procedimientos de Operación

APENDICE B: FORMULARIO DE SOLICITUD DE APROBACIÓN DE MODELO O APROBACIÓN DE MODELO SUPLEMENTARIO PARA ULTRALIVIANOS MOTORIZADOS, Y MOTORES Y HÉLICES PARA ULTRALIVIANOS

APENDICE C: CONDICIONES BASICAS DE ATERRIZAJE

1. Introducción
2. Condiciones Suplementarias sobre aterrizaje

APENDICE D: DETERMINACION DE LA VELOCIDAD DE PERDIDA SIN POTENCIA EN LOS ULM

APENDICE E: DETERMINACION DE LA VELOCIDAD DE PERDIDA SIN POTENCIA EN LOS ULM.

APENDICE F: DETERMINACION DE LA COMBA DE LA SUPERFICIE SUPERIOR DEL ALA

APENDICE G: INSPECCION ANUAL DE ULM

APENDICE H: SOLICITUD DEL CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD



**DIRECCION NACIONAL  
DE AERONAVEGABILIDAD  
REPUBLICA ARGENTINA**

# **CIRCULAR DE ASESORAMIENTO**

CA: 103-2

FECHA: 15 DIC 1991

INICIADO POR: DCABA

---

**TEMA:** CERTIFICACIÓN Y OPERACIÓN DE ULTRALIVIANOS MOTORIZADOS (ULM)  
FABRICADOS EN SERIE.

## **1. PROPÓSITO**

- 1.1. Esta Circular de Asesoramiento (CA) contiene los requisitos y procedimientos exigibles para demostración de cumplimiento del DNAR 103.
- 1.2. En tal sentido se formulan los requisitos y procedimientos que deben cumplirse para la emisión del Certificado de Aprobación de Modelo (CAM), Certificado de Producción (CP) y Certificado de Aeronavegabilidad Original de Ultraliviano Motorizado (ULM), fabricados en serie como así también para su Registro, Matriculación y Mantenimiento.
- 1.3. En el establecimiento de tales requisitos se han tenido en cuenta los criterios y recomendaciones de algunas de las principales organizaciones de aeronavegabilidad del mundo, tales como la FAA de los Estados Unidos, CAA de Gran Bretaña, Transporte de Canada, CTA y DAC de Brasil, como también se han considerado los estándares definidos por reconocidas organizaciones tales como LAMA, PUMA, NASAD y UMAC.

## **2. CANCELACIONES**

BIN 10-19 y su Orden Ampliatoria, Ultralivianos Motorizados ULM con fecha 1 de Marzo de 1988.

Página 1

CA: 103-2

BIN 10-15, Certificado de Producción (C.P.) para Aeronaves Ultralivianas Motorizadas (ULM), y/o sus correspondientes motores y hélices fabricadas en serie, efectivo desde 4 de septiembre de 1986.

### 3. VIGENCIA

La vigencia de la presente CA se iniciará a partir de las 00:00 horas del día 1 de noviembre de 1991.

### 4. APLICABILIDAD

4.1. Constructores de aeronaves Ultralivianas y/o sus partes.

4.2. Instituciones aerodeportivas.

4.3. Operadores de ULM.

4.4. Personal aeronáutico en general.

### 5. ENCUADRE JURÍDICO

5.1. Desde el punto de vista jurídico los ULM son las aeronaves definidas en la DNAR 103 "Vehículos Ultralivianos Motorizados", del Subcapítulo "F" "Tráfico Aéreo y Reglas Generales de Operación" del Reglamento de Aeronavegabilidad de la República Argentina.

5.2. Consecuentemente y en concordancia con los criterios sustentados en los demás países del mundo, no es mandatorio que los ULM cumplan con los requisitos para las categorías de aeronaves, sus motores y hélices, contenidos en las Partes que constituye el Subcapítulo "C" "Aeronaves" de los Reglamentos de Aeronavegabilidad.

5.3. Sin embargo, en salvaguarda del bien público en general, como así también de los bienes, personas e intereses de terceros en la superficie, jugarán, con relación al fabricante en serie de los ULM debidamente autorizado por la DNA para llevar a cabo su construcción, los principios de la responsabilidad extracontractual del derecho común, debidamente concordados con la responsabilidad contractual del fabricante, en cuanto a los productos elaborados y que causaren daños o perjuicios a los terceros y usuarios de los mismos, conformando así un sistema de base subjetiva, con reparación integral de los daños.

## 6. CATEGORÍAS DEL ULM

6.1. Los Certificados de Aprobación de Modelo (CAM) serán emitidos para los ULM en las categorías normal y restringida.

6.1.1. Categoría Normal: Son ULM monoplazas o biplazas utilizados con fines recreacionales, deportivos o de instrucción, únicamente.

6.1.2. Categoría Restringida: Son los ULM para propósitos especiales, considerando como tales: trabajos agrícolas, conservación de la flora y fauna, relevamiento aéreo, y aquellos que estando autorizados por la Dirección de Fomento y Habilidadación y el Director Nacional considere factibles de realizar por un ULM y determine que deba pertenecer a Categoría Restringida.

6.2. Los Certificados de Aeronavegabilidad de ULM podrán ser Estándar o Especial.

6.2.1. Los Certificados de Aeronavegabilidad de ULM "Estándar" corresponden a los ULM con CAM de Categoría Normal.

6.2.2. Los Certificados de Aeronavegabilidad de ULM "Especial" corresponden a los ULM con CAM de Categoría Restringida y a los Permisos Especiales de Vuelo.

## 7. ETAPAS DE CERTIFICACIÓN

A los fines de la emisión del CAM serán seguidos los procedimientos normalizados por la DNA.

## 8. REQUISITOS BASICOS Y DEFINICIONES

8.1. A los fines de esta CA se consideran ULM a los que, cumpliendo con los estándares de aeronavegabilidad contenidos en el Apéndice A, adopten la configuración de ala fija y satisfagan los siguientes requisitos:

8.1.1. Un ULM monoplaza es aquel que:

- a) Por su diseño y construcción permita la ubicación de un solo ocupante.
- b) Sea comandado en los tres ejes mediante controles aerodinámicos accionados por las manos y/o los pies del ocupante.

- c) Su peso vacío sea mayor de 70 kgs. y no exceda de 150 kgs. excluyendo paracaídas, flotadores, esquís y opcionales. Estos últimos no podrán exceder el 10% del peso vacío. Su peso máximo de despegue no exceda de 290 kgs. Para los ULM monoplazas Categoría Restringida, empleados en tareas agrícolas valen las consideraciones establecidas para los ULM biplazas, punto 8.1.2.c) y d), de esta CA.
- d) La capacidad máxima del tanque de combustible no debe exceder los 50 lts. siempre y cuando no se sobrepasen los pesos establecidos en el punto 8.1.1.c) de esta CA.
- e) Su velocidad calibrada de pérdida sin potencia sea igual o menor de 45 Km/h en condiciones de atmósfera estándar y con peso máximo.
- f) Su velocidad calibrada máxima a nivel del mar en atmósfera estándar en vuelo nivelado no exceda de 150 Km/h, a máxima potencia.
- g) Su régimen mínimo de ascenso sea tal que permita alcanzar 300 mts. de altura en 5 (cinco) minutos.
- h) La cabina debe ser diseñada de forma tal que la estructura absorba energía en su deformación, y evite producir lesiones al o los ocupantes. (Ver Apéndice A).
- i) El diseño de la cabina debe permitir una rápida y fácil evacuación, por parte de su o sus ocupantes.
- j) La ubicación del o los ocupantes debe ser tal que minimice la acción de grandes masas sobre ellos, como por ejemplo motor, batería, etc. (Ver Apéndice A).
- k) Los anclajes de todos los elementos ubicados por detrás, encima y por delante del o los ocupantes deben ser capaces de resistir de acuerdo a lo estipulado en el Apéndice A.
- l) El tanque de combustible debe tener un drenaje.
- m) El sistema de combustible debe poseer un filtro en lugar accesible para realizar el drenaje, limpieza y recambio.
- n) Se debe prever un venteo del tanque de combustible, para evitar el sifonado.
- o) Los conductos de combustible deben ser flexibles e ignífugos.



- p) Los conductores de los sistemas eléctricos, deben canalizarse separados de las tuberías que conducen líquidos inflamables.
  - q) Se debe evitar, en caso de derramamiento de líquidos inflamables, que estos tomen contacto con fuentes de calor.
  - r) En todos los casos, la DNA podrá requerir ampliación de información y/o verificaciones que a su juicio garanticen la seguridad del producto, como así también para los que se certifiquen en Categoría Restringida.
- 8.1.2. Un ULM biplaza es aquel que, cumpliendo lo establecido en los incisos b), g) y de h) hasta r) del punto 8.1.1., además:
- a) Por su diseño y construcción permita la ubicación de sólo dos ocupantes.
  - b) En caso de ser destinado a la Instrucción deberá estar equipado con comandos duales para el alumno y el instructor. (Ver Apéndice A).
  - c) Su peso vacío no exceda de 225 kgs. excluyendo paracaídas, flotadores, esquís y opcionales. Estos últimos no podrán exceder el 10% del peso vacío. Su peso máximo de despegue no exceda de 450 kgs.
  - d) La capacidad máxima del tanque de combustible no debe exceder los 50 lts., siempre y cuando no sobrepasen los pesos estipulados en el punto 8.1.2.c), de esta CA.
  - e) Su velocidad calibrada de pérdida sin potencia sea igual o menor de 55 km/h en condiciones de atmósfera estándar y con peso máximo.
  - f) Su velocidad calibrada máxima a nivel del mar en atmósfera estándar en vuelos nivelados no exceda de 165 km/h, a máxima potencia.
- 8.1.3. Todos los ULM deberán tener fijada a su estructura, en lugar visible para el piloto, con inscripciones inalterables, las siguientes leyendas:
- "PESO MÁXIMO DE DESPEGUE AUTORIZADO .... KGS" "ESTE ULM NO ESTA AUTORIZADO A REALIZAR MANIOBRAS ACROBÁTICAS. EL PILOTO ES RESPONSABLE DE EFECTUAR LA CARGA DE ACUERDO AL PESO Y BALANCEO AUTORIZADO".**

## 8.2 Equipamiento

8.2.1. El equipamiento mínimo que deberán poseer los ULM, estará compuesto por:

- a) Un indicador de velocidad.
- b) Un altímetro.
- c) Un indicador de cantidad de combustible.
- d) Un indicador de RPM del motor.
- e) Termómetro de temperatura de cabeza de cilindro (si es aplicable).
- f) Termómetro de temperatura de aceite y/o de agua (si es aplicable).
- g) Indicador de presión de aceite (si es aplicable).
- h) Una llave de corte eléctrico de motor.
- i) Una llave de corte de combustible.
- j) Una llave maestra de protección eléctrica, cuando estén instalados dispositivos eléctricos.
- k) En caso de utilizarse una batería, ésta y sus accesorios deberán estar ubicados en un receptáculo aislado y protegido contra la corrosión.

8.2.2. Será obligatorio que los ULM posean cinturón de seguridad tipo combinado de cintura y de hombro, y que estos y la estructura donde estén anclados, sean capaces de resistir:

- 9G hacia adelante.
- 3G hacia arriba.
- 2,25G hacia los costados.
- 6,75G hacia abajo.

8.2.3. Los pesos máximos indicativos para cada elemento incluyendo la instalación correspondiente, son:

- a) Paracaídas: 12 Kg.
- b) Flotadores: 15 Kg cada uno.

- 8.2.4. En el caso del fuselaje flotador se permite un aumento de 15 kgs. sobre el peso vacío correspondiente del ULM, con el agregado de 5 kgs. por cada uno de los flotadores de punta de ala.

## 9. SOLICITUD DE CERTIFICADO DE APROBACIÓN DE MODELO (CAM)

### 9.1. Generalidades

- 9.1.1. Para la aprobación por parte de la DNA de todos los ULM's a ser producidos en serie, ya sea de desarrollo nacional o importado, el solicitante deberá asegurar el cumplimiento de los estándares de aeronavegabilidad establecidos en el Apéndice A y presentar el formulario 310-1 (Ver Apéndice B), correctamente completado y la siguiente documentación. Esta debe venir avalada por un Ingeniero Aeronáutico, debidamente registrado en la DNA.
- a) Planos maestros, comprendiendo tres vistas con dimensiones generales y los planos de detalle de todas las piezas constitutivas del ULM, carreras y cinemática de los comandos, etc. Todos los planos deben contar con la especificación de los materiales, tolerancia y terminación superficial.
  - b) Certificados de Calidad de los materiales estructurales a utilizar, extendidos por entidad oficial reconocida por la DNA.
  - c) Legajo de cálculo incluyendo:
    - (1) Configuración.
    - (2) Masa y posiciones del centro de gravedad.
    - (3) Cálculo estructural.
    - (4) Performances y límites de operación.
    - (5) Características del grupo motorpropulsor y accesorios con detalles.
    - (6) Toda otra información que a criterio de la DNA sea considerada necesaria.
- 9.1.2. Los procedimientos de construcción deberán ser los de uso corriente en la industria aeronáutica. En caso de utilizarse procedimientos nuevos no convencionales, se deberá demostrar fehacientemente que los mismos son al menos tan confiables como los antes citados.

- 9.1.3. Únicamente se requerirá un Certificado de Aprobación de Modelo (CAM) por cada Modelo, dejándose expresa constancia que cualquier cambio que se efectúe al ULM aprobado y que afecte o no su aeronavegabilidad, deberá ser aprobado nuevamente por la DNA.
- 9.1.4. Si se trata de una modificación del Certificado de Aprobación de Modelo originada en una solicitud de su fabricante y aprobada por la DNA, ésta procederá a emitir un nuevo Certificado de Aprobación de Modelo como revisión del anterior.
- 9.1.5. Si en cambio la alteración es originada por su propietario, operador o un tercero, la DNA en el caso de aprobarla, emitirá un Certificado de Aprobación de Modelo Suplementario que ampare dicha alteración.
- 9.1.6. La validez del CAM es efectiva mientras no se introduzcan cambios del Diseño del Modelo o que el Director Nacional disponga su anulación, revocación o cancelación.

## 9.2. Inspecciones de Certificación.

- 9.2.1. Verificada satisfactoriamente la documentación presentada que es requerida en esta CA, la DNA procederá a realizar las Inspecciones de Certificación al ULM, en lugar y fecha previamente acordada, para determinar el cumplimiento de los estándares de aeronavegabilidad (Apéndice A).
- 9.2.2. El cumplimiento de las disposiciones contenidas en esta CA y los estándares de aeronavegabilidad (Apéndice A), se registraran completando la lista de chequeo correspondiente (Ver Apéndice).
- 9.2.3. Cumplidos a satisfacción los requerimientos exigidos en las Inspecciones de Certificación, la DNA emitirá para el ULM presentado, el Certificado de Aprobación de Modelo.
- 9.2.4. Queda establecido, que el ULM que ha obtenido el Certificado de Aprobación de Modelo, solo podrá ser producido en serie bajo las condiciones estipuladas en el Capítulo 14 y 15 de la presente CA.

## 9.3. Certificado de Aprobación de Modelo de Motor y/o Hélice para Ultralivianos Motorizados.

- 9.3.1. En el caso de que se desee obtener simultáneamente el CAM de Motor, utilizando una definida combinación Motor/ULM, los vuelos de prueba que a tal efecto deberán realizarse serán por lo menos por un total de cien (100) horas registradas.

- 9.3.2. Otro método para obtener el CAM de Motor para ULM es operar la definida combinación Motor/ULM, según la secuencia establecida en el punto 903 del Anexo A de la presente CA.
- 9.3.3. La obtención del CAM de Motor para ULM significa que la hélice utilizada en esos ensayos de Aprobación de Motor (definida combinación Motor/hélice) está en condiciones de recibir el CAM de Hélice, para ese motor y ULM determinado.
- 9.3.4. [Reservado]
- 9.3.5. La hélice deberá cumplimentar el siguiente ensayo:
- a) Hélices de madera de paso fijo, no deberán presentar fallas de funcionamiento o defectos al menos durante dos (2) horas de operación acumuladas de RPM correspondiente a potencia de despegue.
  - b) Hélices de metal o de materiales compuestos de paso fijo o ajustable, deberán cumplir con los ensayos necesarios para demostrar su aeronavegabilidad.
- 9.3.6. En todos los casos la DNA podrá requerir información suplementaria y/o la realización de verificaciones que a su juicio garanticen la seguridad del producto.

9.4. Registro de Matriculación de ULM.

- 9.4.1. Todo ULM, independientemente de su origen, deberá ser registrado en la DNA.
- 9.4.2. El ULM se registrará e identificará por las letras LV-U seguida de un número de tres cifras secuenciales en correspondencia con la oportunidad en que se efectuó su registro.
- 9.4.3. Para el registro y matriculación del ULM el solicitante deberá presentar la siguiente documentación:
- a) Nota solicitando la inscripción en el Registro.
  - b) Planilla de Antecedentes Personales del Propietario.
  - c) Copia de la factura de venta.
  - d) Un juego del Formulario DNA-101 A, correctamente llenado.

- e) Copia del CAM con las Especificaciones Técnicas que acompañan al mismo.
- f) Cheque NO A LA ORDEN en el Banco de la Nación Argentina sobre plaza Capital Federal, colocando en el dorso la siguiente leyenda: “Únicamente para ser depositado en la cuenta ANAC-5600/669 – RECAUD.FF12 – N° 53297/34” firmado por el/los titulares de la cuenta, por un monto igual al correspondiente arancel en vigencia.

#### 9.4.4. Matrícula de Fabricante

- a) Cumplimentando los requisitos establecidos en esta Circular de Asesoramiento el fabricante podrá solicitar que se registren los ULM que mantengan en stock para obtener un Certificado de Aeronavegabilidad Especial, como Matrícula de Fabricante, cuando haya efectuado la reserva de matrícula ante el Registro Nacional de Aeronaves.
- b) Aprobada la solicitud, los ULM serán registrados con la matrícula reservada, extendiéndose el Certificado de Inscripción de Propiedad y el de Matriculación a nombre del Fabricante, los cuales llevarán una leyenda destacada que exprese "Propiedad de Fabricante", y "Matrícula de Fabricante", respectivamente.
- c) La validez de los referidos certificados se extenderán hasta la oportunidad que seguidamente se determina según los casos:
  - (1) ULM con destino al mercado interno: Hasta la entrega del Certificado de Matriculación y Propiedad a nombre del primer comprador, debiendo en ese momento, reintegrarse a la DNA los Certificados de Propiedad de Fabricante y de Matrícula de Fabricante.
  - (2) ULM con destino a la exportación: Hasta la fecha de extensión del Certificado de Aeronavegabilidad de Exportación, debiendo en ese momento, reintegrarse a la DNA los Certificados de Propiedad de Fabricante y de Matrícula de Fabricante.
- d) Los ULM registrados con Matrícula de Fabricante deberán llevar las marcas identificatorias en la forma normada, con excepción de los ULM destinados a la exportación en los que, si bien deberán llevar la Matrícula de Fabricante, se podrá pintar la matrícula asignada por el país importador cuando esta hubiera sido asignada y por ello se autoriza a adoptar la posición y tamaño de la Matrícula de Fabricante y emplear en su colocación elementos removibles a fin de ser retirados en el momento de la entrega. El tamaño podrá ser reducido hasta el tercio del reglamentario. Las mencionadas variaciones deberán ser aprobadas por la DNA.

- e) A los ULM identificados con la Matrícula de Fabricante sólo se les extenderán Certificados de Aeronavegabilidad Especiales (Permiso Especial de Vuelo) a los fines de la realización de vuelos de producción, ensayos, traslado y demostración.
- f) El arancel por el otorgamiento de una Matrícula de Fabricante, será el que corresponde al arancel mínimo para casos no contemplados y no exime del pago del arancel cuando el ULM sea definitivamente matriculado a nombre del primer comprador.

#### 9.5. Emisión del Certificado de Aeronavegabilidad de ULM

- 9.5.1. Con posterioridad al registro en la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad, el propietario del ULM podrá solicitar el Certificado de Aeronavegabilidad Original de ULM presentando debidamente completo el Formulario DNA 8130-6.
- 9.5.2. [Reservado]
- 9.5.3. A todo ULM que posea Certificado de Aprobación de Modelo y que además se encuentre en condición de aeronavegabilidad, la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad le otorgará un Certificado de Aeronavegabilidad "Estándar" o "Especial" según corresponda.
- 9.5.4. Esto significa que al momento de ejecutarse la inspección de Certificación de Producción, previa al otorgamiento del Certificado de Aeronavegabilidad, el ULM deberá estar en concordancia con las Especificaciones Técnicas adjuntas al CAM bajo los cuales fue construido.
- 9.5.5. Al realizarse las inspecciones, previa a la emisión de los Certificados de Aeronavegabilidad recurrentes, el propietario u operador deberá demostrar que además de lo requerido en el punto 9.5.4., se ha dado cumplimiento oportunamente al mantenimiento recomendado por el fabricante, a las disposiciones contenidas en los Boletines de Servicio y a lo establecido en los puntos 9.6 y 10 del presente documento.
- 9.5.6. Los conceptos establecidos en los puntos 9.5.4. y 9.5.5., son aplicables tanto al ULM como a su motor y hélice.
- 9.5.7. Los Certificados de Aeronavegabilidad Original para ULM, fabricados bajo un Certificado de Aprobación de Modelo solamente, de acuerdo a los capítulos 14 y 15 de esta CA, serán emitidos por la Dirección de Certificación Aeronáutica, mientras que los Certificados de Aeronavegabilidad serán emitidos por la Dirección de Aeronavegabilidad Continuada.

- 9.5.8. Una vez cumplidos los requisitos por parte del solicitante y habiéndose comprobado la aeronavegabilidad del producto para operar dentro de las limitaciones prescritas para el uso pretendido, la DNA procederá a emitir el correspondiente Certificado de Aeronavegabilidad "Estándar" o "Especial" según corresponda.

9.6. Duración del Certificado de Aeronavegabilidad:

- 9.6.1. A menos que se renuncie a él, sea suspendido, revocado o que de otra manera el Director Nacional establezca una fecha de terminación de su vigencia, el Certificado de Aeronavegabilidad es efectivo de la siguiente manera:
  - 9.6.1.1. Los Certificados de Aeronavegabilidad de los ULM son efectivos siempre que el operador o propietario no altere el Certificado de Aprobación de Modelo, mantenga las condiciones de aeronavegabilidad del producto cumpliendo con lo expresado en el punto 10 y lo someta para los ULM comprendidos en la Categoría Restringida, dentro de un período de no más de 12 meses calendarios, al menos a una inspección anual de acuerdo con lo estipulado en la Cartilla de Mantenimiento. Para los ULM comprendidos en la Categoría Normal se los inspeccionarán cada 3 (tres) años como máximo.
  - 9.6.1.2. Ninguna persona deberá operar una aeronave ULM con un Permiso Especial de Vuelo más allá de la fecha de su vencimiento, ni tampoco prolongar o modificar el destino fijado. El permiso quedará automáticamente cancelado a su arribo a destino, o a su vencimiento (lo que ocurra primero).
  - 9.6.1.3. El propietario, su operador o el depositario judicial de la aeronave ULM deberá, cuando se lo requiera, tener disponible el Certificado de Aeronavegabilidad para su inspección, juntamente con la demás documentación del ULM.
  - 9.6.1.4. Cuando un Certificado de Aeronavegabilidad de ULM se cancela, suspenda o revoque, el propietario, el operador o el depositario de ULM que ampara, deberá devolverlo a la DNA dentro de las 72 horas.

10. MANTENIMIENTO

- 10.1. El propietario u operador de un ULM debe cumplir con los requisitos establecidos en la Cartilla de Mantenimiento, aprobada por la DNA, durante el proceso de la Certificación de Aprobación de Modelo.



- 10.2. Asimismo deberán asentar en el Historial del ULM y del motor, que debe entregar el fabricante, toda la actividad realizada y los trabajos de mantenimiento, mantenimiento preventivo, reconstrucción y alteración a que se someta el ULM, debiendo ser certificados por la persona que realizó el trabajo.
- 10.3. Ninguna persona puede volver al servicio a un ULM, su motor y/o hélice después de haber efectuado el mantenimiento preventivo y reparación menor excepto:
- a) Mecánico aeronáutico habilitado.
  - b) El titular de cualquier Taller Aeronáutico habilitado.
  - c) El titular del Certificado de Producción (CP) o sea el fabricante.  
En todos los casos se deberá disponer de la documentación de mantenimiento.
- 10.3.1. Se recomienda a los talleres y mecánicos habilitados, recabar el asesoramiento técnico sobre las particularidades de cada tipo de ULM a los respectivos fabricantes.
- 10.3.2. [Reservado]
- 10.4. Ninguna persona puede volver al servicio una aeronave ULM, su motor y/o hélice después de una reparación mayor o alteración excepto:
- 10.4.1. El titular de un Taller Aeronáutico habilitado cuando tenga la Memoria Técnica de Reparación Aprobada, o el poseedor de un Certificado de Aprobación de Modelo Suplementario.
  - 10.4.2. El titular del Certificado de Aprobación de Modelo o Certificado de Producción, para este tipo y modelo de aeronave ULM.
- 10.5. Ninguna persona puede volver al servicio un motor que propulsa a un ULM después de una recorrida general, reparación mayor o modificación mayor, excepto el titular de un Taller Aeronáutico habilitado que disponga de la documentación técnica emitida por el fabricante.
- 10.6. Los talleres incluirán en su parte mensual a la DNA y al final del mismo o en forma separada a los ULM intervenidos, indicando el tipo de trabajo realizado y los mecánicos habilitados informarán a la DNA trimestralmente de la misma manera.
- 10.7. La Dirección Nacional de Aeronavegabilidad requiere que el poseedor de un Certificado de Producción de ULM emita y distribuya Boletines de Servicios de sus productos, toda vez que sean necesarios por razones de seguridad, debiendo remitir un ejemplar a la DNA.

CA: 103-2

#### 11. PINTADO E IDENTIFICACIÓN DEL ULM

11.1. La sigla identificatoria del ULM otorgada en el trámite de registro, deberá ser pintada sobre el mismo de acuerdo con las normas generales establecidas en el DNAR 45, y lo expresado en el punto 9.4.2. de esta CA.

#### 12. EXCEPCIONES A LA PRESENTE CA

12.1. Quedan exceptuados del cumplimiento de la presente CA los ULM con peso vacío igual o menor que 70 Kg.

#### 13. [RESERVADO]

#### 14. PRODUCCION BAJO CERTIFICADO DE APROBACION DE MODELO

##### 14.1. Aplicabilidad

Este capítulo prescribe las Reglas para producción bajo CAM.

##### 14.2. Producción bajo CAM solamente

14.2.1. Un fabricante de ULM, podrá "PRODUCIR" bajo un CAM, para lo cual deberá:

- 14.2.1.1. Poner cada Producto a disposición del Director Nacional, para inspección.
- 14.2.1.2. Mantener en el local de fabricación, todos los Datos Técnicos, Planos y Documentación necesaria, para que el Director Nacional pueda determinar si la Producción de ULM y sus componentes, están en conformidad con el Diseño Tipo.
- 14.2.1.3. Excepto que el Director Nacional lo autorice de otra manera, y sea donde fuere se encuentre ubicado el fabricante en la República Argentina, se deberá establecer y mantener para los productos, y luego de transcurridos 6 (seis) meses desde la fecha de emisión del CAM, un sistema de Inspección de Producción Aprobado que asegure que cada ULM fabricado en serie, este en conformidad con el Diseño Tipo y en condiciones de operar en forma segura.

14.2.2. Además del Sistema de Inspección de Producción aprobado por el Director Nacional establecido en el punto 14.2.1.3 de este capítulo, el fabricante deberá poner a disposición del Director Nacional para su aprobación, un Manual que prescriba dicho sistema y los medios que determinan los requerimientos del punto 14.3.2 de este capítulo para Producción.

#### 14.3. Sistema de Inspección de la Producción-Comisión de Revisión de Materiales

14.3.1. De acuerdo con lo establecido en el punto 14.2.1.3, el fabricante deberá:

14.3.1.1. Establecer una Comisión de Revisión de Materiales, y los procedimientos para revisión de materiales;

14.3.1.2. Mantener los registros completos de las decisiones tomadas por la Comisión de Revisión de Materiales, durante un período no inferior a 2 (dos) años.

14.3.2. El Sistema de Inspección de la Producción, requerido por el punto 14.2.1.3, deberá proporcionar los medios necesarios para comprobar, como mínimo, que:

14.3.2.1. Los materiales recibidos y los componentes o partes adquiridos o fabricados bajo contratos con terceros, usados en el Producto final, deberán estar en conformidad con los datos específicos en el Diseño Tipo o sus equivalentes sustituibles, aprobados por el Director Nacional.

14.3.2.2. Los materiales recibidos y los componentes o partes adquiridos o fabricados bajo contrato con terceros, deben ser debidamente identificados, para el caso que sus propiedades físicas o químicas no puedan ser determinadas en forma rápida o exacta.

14.3.2.3. Los materiales sujetos a daño y deterioro, deben ser cuidadosamente almacenados y adecuadamente protegidos.

14.3.2.4. Los procesos que afecten la calidad y la seguridad del Producto final deberán ser realizados de acuerdo con especificaciones o normas de la República Argentina, o especificaciones y normas industriales, aceptadas y reconocidas por la DNA, cuando el Director Nacional así lo determine.

14.3.2.5. Las partes y componentes en proceso de fabricación deberán ser inspeccionados, verificando su conformidad con los datos del Diseño Tipo, en aquellas fases de Producción donde se pueden hacer verificaciones exactas y precisas.

- 14.3.2.6. Los planos actualizados de Diseño tienen que estar disponibles en todo momento, para ser utilizados por el personal de fabricación e inspección y cuando el Director Nacional así lo requiera.
- 14.3.2.7. Las alteraciones y/o modificaciones de diseños, incluyendo sustitución de materiales, deben ser controladas y aprobadas por la DNA, antes de ser incorporadas en el Producto final.
- 14.3.2.8. Las partes y los materiales rechazados deben ser apartados e identificados convenientemente en forma tal que se impida su instalación en el Producto final.
- 14.3.2.9. Las partes y los materiales rechazados, debido a que no cumplen con los datos o especificaciones de diseño, y que tengan aún posibilidad de empleo en el Producto final, deberán ser analizados por la Comisión de Revisión de Materiales.  
Las partes y materiales considerados aprovechables por la Comisión de Revisión de Materiales, después de efectuadas las modificaciones y/o reparaciones y trabajos necesarios, deberán ser inspeccionados y debidamente identificados previo a su instalación en el Producto final. Los materiales rechazados, deberán ser claramente marcados y separados, de manera que quede asegurado que no serán incorporados al Producto final.
- 14.3.2.10 Los registros de inspección relacionados con el Producto final, deberán ser mantenidos y conservados por el fabricante, por un plazo que sea compatible con el Producto, no debiendo en ningún caso ser inferior a 2 (dos) años.

#### 14.4. Ensayos

- 14.4.1. Toda persona física o jurídica fabricante de ULM bajo un CAM, deberá:
  - 14.4.1.1. Establecer un programa aprobado de Ensayos en Vuelo de Producción;
  - 14.4.1.2. Definir un formulario de verificación y control para los Ensayos en Vuelo;  
y
  - 14.4.1.3. De acuerdo con ese formulario, realizar los ensayos en vuelo de cada ULM producida.

- 14.4.2. Todo programa de Ensayos en Vuelo de Producción deberá incluir, como mínimo y necesario, lo siguiente:
- 14.4.2.1. Una verificación en tierra de las características operacionales de la Aeronave.
  - 14.4.2.2. Una verificación de que todos los instrumentos están adecuadamente marcados, que todas las Placas y Cartilla de Vuelo requeridos, están debidamente instalados a bordo, antes del vuelo de ensayo.
  - 14.4.2.3. Una verificación operacional de la compensación de los controles de actitud del ULM, u otra característica de vuelo, para asegurar que el ULM de producción tiene los mismos límites de recorrido y grado de control que el ULM prototipo.
  - 14.4.2.4. Una verificación operacional de cada sistema, equipo o componente operado durante el vuelo por el piloto, a fin de constatar si las lecturas indicadas en los instrumentos están dentro del rango normal de operación.
  - 14.4.2.5. Una verificación de cualquier otro ítem característico de la Aeronave ensayada, que pueda ser realizada en forma adecuada durante las operaciones, ya sea en vuelo o en tierra.

#### 14.5. Declaración de Conformidad

- 14.5.1. El poseedor o licenciatarario de un CAM, que produce bajo ese CAM solamente, deberá entregar al Director Nacional una Declaración de Conformidad, cuando:
- 14.5.1.1. Realice la primera transferencia de propiedad del Producto fabricado bajo ese CAM; o
  - 14.5.1.2. Solicite la emisión del Certificado de Aeronavegabilidad (Original) del ULM producido bajo CAM.
- 14.5.2. La Declaración indicada en el párrafo 14.5.1 deberá ser firmada por una persona autorizada, que ocupe una posición de responsabilidad técnica autorizada en la organización fabril, y debe incluir:

Para cada Producto, una Declaración de Conformidad que el Producto está en conformidad con el CAM y se encuentra en condiciones de operar con seguridad.

- 14.5.2.1. Para cada ULM, una Declaración de Conformidad que la misma ha sido ensayada en vuelo satisfactoriamente.

## 15. CERTIFICADO DE PRODUCCION

### 15.1. Aplicabilidad

Esta subparte prescribe las Reglas para la emisión del Certificado de Producción y las obligaciones y derechos a que están sujetos los poseedores de estos Certificados.

- 15.1.1. Cualquier persona física o jurídica podrá solicitar al Director Nacional un Certificado de Producción, si posee y es titular, para el Producto considerado de:

- 15.1.1.1. CAM en vigencia; ó

- 15.1.1.2. Derecho de usufructo de un CAM, a través de cualquier título legal del mismo.

- 15.1.1.3. CAM Suplementario.

- 15.1.1.4. La solicitud de un Certificado de Producción deberá ser hecha de la manera y forma prescrita por el Director Nacional.

### 15.2. Requisitos para la Emisión de un Certificado de Producción

El solicitante se hará acreedor a un Certificado de Producción, si el Director Nacional decide, después de examinar y evaluar los datos de su organización y de inspeccionar las instalaciones y recursos de Producción, que el solicitante cumple con los requisitos reglamentarios establecidos, en el párrafo (4) y (5).

### 15.3. Ubicación de las Plantas de Producción

El Director Nacional no emitirá un Certificado de Producción si las instalaciones y medios de fabricación estuvieron localizadas fuera del país, a menos que ello no involucre un gravamen indebido en la aplicación de la Reglamentación, y sea además expresamente autorizado por el Director Nacional.

#### 15.4. Control de Calidad

El solicitante debe demostrar que ha establecido, y puede mantener vigente y actualizado, un Sistema de Control de Calidad, para cualquier Producto para el cual se requiere el Certificado de Producción, de modo que cada unidad terminada cumpla con las exigencias del Diseño Tipo establecidas con el correspondiente CAM.

#### 15.5. Requisitos para el Sistema de Control de Calidad del Fabricante Principal

15.5.1. Cada solicitante deberá someter a la consideración del Director Nacional, para su aprobación, la documentación que prescriba los procedimientos de inspección y ensayos necesarios para asegurar que cada Producto producido está en conformidad con el Diseño Tipo aprobado, y que está en condiciones de operar con seguridad, incluyendo:

- 15.5.1.1. Una declaración indicando la delegación de autoridad y la asignación de responsabilidades del área de Control de Calidad, conjuntamente con un organigrama, indicando las relaciones funcionales de Control de Calidad con la Gerencia y otros sectores de la empresa, así como la línea de autoridad y responsabilidad interna de dicha área de Control de Calidad.
- 15.5.1.2. Una descripción de los procedimientos de inspección y recepción de materia prima, artículos comprados, componentes y conjuntos producidos por fabricantes subsidiarios (proveedores), incluidos los métodos usados para asegurar la calidad aceptable de componentes y conjuntos que no pueden ser completamente inspeccionados antes de su entrega al fabricante principal.
- 15.5.1.3. Una descripción de los métodos usados para la inspección de producción de partes individuales y conjuntos completos, incluida la identificación de cualquier proceso especial de fabricación utilizado, los medios de control empleados en estos procesos, los procedimientos de ensayo final para el ULM y un ejemplar de la lista de chequeo de los procedimientos para Ensayos en Vuelo de Producción del fabricante y la respectiva lista de verificación.
- 15.5.1.4. Una descripción del Sistema de Revisión de Materiales, incluidos los procedimientos adoptados por el mismo, para registrar las decisiones y disposiciones para destinar las partes rechazadas.

15.5.1.5. Una descripción del Sistema de Información a los Inspectores de la empresa sobre cambios y modificaciones en planos, especificaciones y procedimientos de Control de Calidad, en vigencia.

15.5.1.6. Una descripción y plano de la planta mostrando la ubicación y tipo de las estaciones de inspección.

15.5.2. El fabricante principal será responsable ante el Director Nacional por la calidad de cada artículo o servicio obtenido de proveedores, aún en caso de que haya delegado en estos "proveedores", la totalidad de las inspecciones requeridas para asegurar que estos artículos y/o servicios estén en conformidad con el Diseño Tipo aprobado.

15.5.3. Todo fabricante principal deberá poner a disposición del Director Nacional, la información relativa a cualquier delegación de autoridad otorgada a los fabricantes subsidiarios para ejecutar inspecciones mayores de partes o conjuntos, por los cuales el fabricante principal es responsable.

#### 15.6. Cambios al Sistema de Control de Calidad

Después de emitido el Certificado de Producción, cada cambio al Sistema de Control de Calidad, estará sujeto a verificación por el Director Nacional.

El poseedor del Certificado antedicho deberá, inmediatamente, notificar al Director Nacional, por escrito, sobre cualquier cambio que pueda afectar la inspección, la conformidad o la aeronavegabilidad del ULM considerado.

#### 15.7. Productos Múltiples

El Director Nacional puede autorizar la fabricación de más de un Modelo de ULM, con CAM, bajo un solo Certificado de Producción, siempre que los Modelos de ULM tengan características similares de producción.

#### 15.8. Registro de Limitación de Producción

Un Registro de Limitación de Producción será emitido por el Director Nacional, como parte del Certificado de Producción. Dicho Registro contendrá la lista de todos los Productos con CAM que el solicitante esté autorizado a fabricar en un todo de acuerdo con los términos del Certificado de Producción.



15.9. Enmienda a los Certificados de Producción

El poseedor de un Certificado de Producción que desee enmendarlo para agregar un Certificado Tipo o un Modelo, o ambos, deberá solicitarlo por escrito en la forma y manera prescrita por el Director Nacional. El solicitante deberá cumplir los requisitos aplicables establecidos en los párrafos 15.5, 15.6, y 15.7 de este capítulo.

15.10. Transferencia

El Certificado de Producción es intransferible.

15.11. Inspecciones y Ensayos

El poseedor de un Certificado de Producción, deberá permitir al Director Nacional llevar a cabo cualquier inspección y ensayo necesario, a fin de determinar su conformidad con los requisitos aplicables de este capítulo.

15.12. Duración

Un Certificado de Producción estará en vigencia hasta que sea cancelado, suspendido, revocado, o se cumpla el plazo límite que el Director Nacional le haya establecido, ó las instalaciones de fabricación de la empresa sean cambiadas de ubicación.

15.13. Exhibición

El poseedor de un Certificado de Producción deberá exhibirlo en un lugar destacado en la oficina principal de la fábrica en la cual el Producto en cuestión es fabricado.

15.14. Privilegios

15.14.1. El poseedor de un Certificado de Producción puede:

15.14.1.1. Obtener un Certificado de Aeronavegabilidad de ULM sin comprobaciones adicionales, excepto que el Director Nacional se reserve el derecho de inspeccionar el ULM para verificar su conformidad con el Diseño Tipo.

15.14.1.2. En el caso de otros Productos, obtener aprobación de los mismos por parte del Director Nacional, para su instalación en el Modelo de ULM aprobado.

CA: 103-2

15.15. Responsabilidad del Poseedor del Certificado de Producción

15.15.1. El poseedor de un Certificado de Producción deberá:

15.15.1.1 Mantener el Sistema de Control de Calidad en conformidad con los datos y procedimientos aprobados para el Certificado de Producción; y

15.15.1.2 Asegurar que cada Producto terminado sometido a una aprobación o proceso de Certificación de aeronavegabilidad, conforma el Diseño Tipo y está en condiciones para operar con seguridad.

16. REFERENCIAS

16.1 DNAR Parte 103.

16.2 BIN 10-15 del 04 de septiembre de 1986.

16.3 Nota ampliatoria BIN 10-19, de fecha 01-MAR-1988.

16.4 BIN 10-19 Rev. 01 de fecha 01-NOV-1988.

Ing. Gabriel Alberto EGLEZ  
Director Certificación Aeronáutica Buenos Aires

Ing. Justo Demetrio DIAZ  
Director Coordinación Técnica

APENDICE AESTANDARES DE AERONAVEGABILIDAD PARA ULTRALIVIANOSSUBPARTE A: GENERALIDADES1. GENERALIDADES1.1. APLICABILIDAD

Esta CA establece los requerimientos mínimos de aeronavegabilidad para los ULM a ser certificados por la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad (DNA). EL solicitante debe presentar pruebas de conformidad con los requerimientos aplicables.

1.2. CATEGORIA DEL ULM

- a) Categoría Normal: les está permitido realizar maniobras no acrobáticas, incluyendo:
- Maniobras pertinentes a vuelo normal.
  - Pérdidas, excepto pérdida en trepada (whip stalls), tirabuzón.
  - Ocho perezosos, chandelles y virajes escarpados hasta una inclinación de 60°.
- b) Categoría Restringida: podrá efectuar las maniobras autorizadas por la DNA en cada caso en particular.

1.3. SIMBOLOS Y ABREVIACIONES

AR	Alargamiento
C	Cuerda (pies)
Cl	Coficiente de sustentación
Cd	Coficiente de resistencia aerodinámica
Cn	Coficiente normal
Cm	Coficiente de momento (respecto a un punto ubicado al 25% de la cuerda, positivo, nariz arriba)
CG	Centro de gravedad
deg	Grados = $\frac{2 \times 3.1416}{360} = 0,0174/\text{radian} = \frac{1}{57,3}$ por radian
g	valor de gravedad de la tierra = 32.2 ft/seg <sup>2</sup>
ft	Pies
MAC	Cuerda aerodinámica media

MPH	Miles per hour (millas por hora)
Lbs	Libras
n	Factor de carga (en g)
PSF	Libras per pie cuadrado
PSI	Libras per pulgadas cuadradas
RPM	Resoluciones por minuto
S	Superficie del ala (pies cuadrados)
Seg	Segundo
Std	Standard (estándar)
V	Velocidad
V <sup>2</sup>	Velocidad de pérdida
V <sub>x</sub>	Velocidad para mejor ángulo
V <sub>y</sub>	Velocidad para mejor trepada
V <sub>h</sub>	Máxima velocidad horizontal a plena potencia
V <sub>A</sub>	Velocidad de diseño de maniobra
V <sub>f</sub>	Velocidad máxima de diseño con flap extendido
V <sub>d</sub>	Velocidad picada, de diseño
V <sub>NE</sub>	Velocidad de nunca exceder
W	Peso máximo (máximo de diseño) (Lbs)
$\bar{W}$	Carga promedio por unidad de superficie, de diseño

$$q = \frac{\rho}{2} V^2 \quad (q \text{ en PSF, } V \text{ en MPH, } \rho = 0,00237 \text{ Lbs seg}^2/\text{ft}^4)$$

## SUBPARTE B: ESTRUCTURAS

### 1. GENERALIDADES

#### 1.1. CARGAS

- Todos los requerimientos están expresados en términos de cargas límites.
- Cargas últimas = Carga límite x Factor de seguridad
- Se deberán redistribuir las cargas, si las deformaciones de la estructura motivan un accionar perjudicial de éstas.

#### 1.2. FACTOR DE SEGURIDAD

- 1,5 excepto que se aumentará a:
- 3,0 para fundiciones.

- 1,8 para uniones.
- 6,67 charnelas de superficies de control.
- 3,3 sistema de comando por barras.
- 2,0 sistema de comando por cable.

La estructura deberá ser diseñada, dentro de lo practicable, para evitar puntos de concentración de tensiones donde pueden producirse tensiones variables, por encima del límite de fatiga, en servicio normal.

### 1.3. RESISTENCIA Y DEFORMACION

No deberán producirse, bajo la acción de cargas límites, deformaciones permanentes, ni elásticas suficientemente grandes como para interferir con el libre movimiento de todos los comandos de vuelo o con cualquier función que afecte la seguridad de operación. La estructura deberá soportar las cargas últimas con un margen positivo de seguridad establecido por análisis y por lo menos tres segundos en los ensayos estáticos.

### 1.4. COMPROBACION DE ESTRUCTURA

Se deberá realizar un ensayo de estructura de cabina con el mayor de los pesos máximos de despegue o de diseño certificado. El ensayo consistirá en dejar caer libremente la estructura contra una superficie horizontal rígida de hormigón hidráulico de 175 kg/cm<sup>2</sup> de resistencia característica, en las siguientes condiciones: A un metro desde el suelo (plano de referencias), hasta el punto más bajo del ULM.

- a) En posición horizontal y paralela al plano de referencia.
- b) Con 30° de picada, sin alabeo.
- c) Con 45° de picada, sin alabeo.

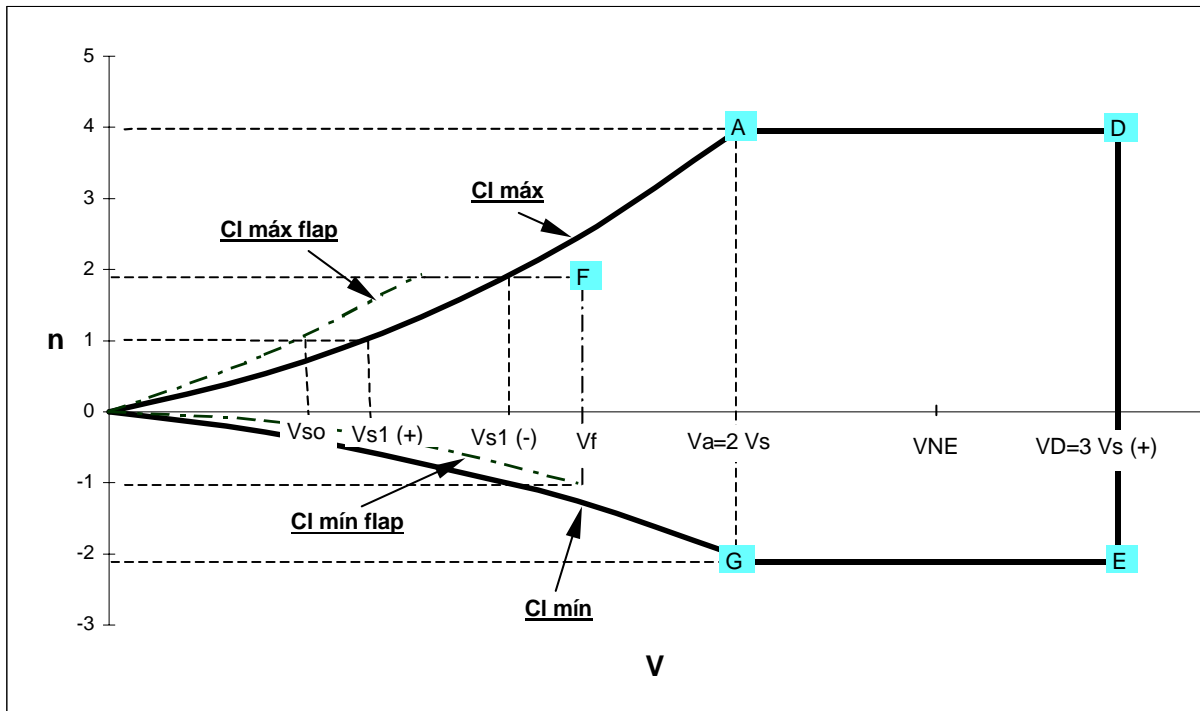
Como consecuencia de este ensayo no deberá producirse en la estructura roturas o deformaciones que pudieran dar lugar a daños graves al ocupante o a los ocupantes. Las secuencias enumeradas en a), b) y c) serán determinadas antes de realizar los ensayos.

## 2. CARGAS DE VUELO

### 2.1. GENERALIDADES

Para diseños convencionales, pueden usarse los siguientes criterios simplificados.

2.2. ENVOLVENTE DE VUELO (el diagrama V-n o V-g)



2.3. VELOCIDAD DE DISEÑO

$$\text{Velocidad de pérdida } V_S = 19,77 \left( \frac{W}{S CL_{MÁX}} \right)^{1/2}$$

$$\text{Velocidad de maniobra } V_A = 19,77 \left( \frac{n \times W}{S CL_{MÁX}} \right)^{1/2}$$

$$[ V_S ] = [ \text{MPH} ]$$

$$[ W ] = [ \text{Lbs} ]$$

$$[ S ] = [ \text{ft} ]$$

$$\text{Velocidad de picada } V_D = 1,5 V_A = 3 V_S$$

Velocidad de nunca exceder = Vne, igual o mayor a 0,9  $V_D$  y mayor de 1,1  $V_h$

Velocidad con flaps extendidos

$$V_{so} = 19,77 \left( \frac{W}{S C_{l \text{ máx. flap}}} \right)^{1/2}$$

$V_F$  igual o mayor de 1,41  $V_s$

#### 2.4. FACTORES DE CARGA

Positivo  $n = 4,0$  (flaps retraídos),  $n = 2$  (flaps extendidos)

Negativo  $n = -2$  (flaps retraídos),  $n = -1,0$  (flaps extendidos)

#### 2.5. CARGAS SIMÉTRICAS SOBRE ALA (referirse a Sección 2.2).

Se requiere cumplimiento con las tres siguientes condiciones:

PUNTO A: Carga normal hacia arriba = Sustentación = 4 W

Carga tangencial hacia atrás = Sustentación/4

PUNTO G: Carga normal hacia abajo = Sustentación negativa = -2 W

Carga tangencial hacia atrás = Sustentación negativa/5

PUNTO F: (Flaps extendidos) carga normal hacia arriba = Sustentación = 2 W

Carga tangencial hacia atrás = Sustentación/2

Nota: Ambas componentes (normal y tangencial) deben ser consideradas simultáneamente.

$$L = \text{Sustentación} = C_L S q$$

$$D = \text{Resistencia aerodinámica} = C_d S q$$

$$\text{con } C_L = \frac{W}{S \times q}$$

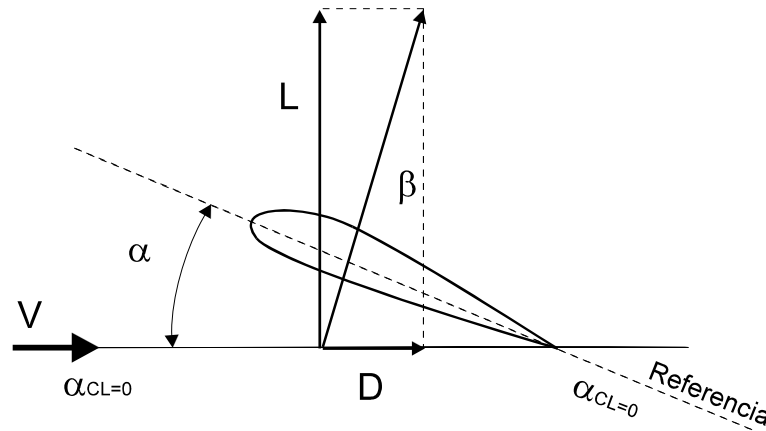
$$q = \frac{V^2}{2} = \frac{+ V^2_{\text{MPH}} (\text{Lbs/ft}^2)}{391}$$

$$C_{\alpha} = 0,01 + \frac{C_L^2}{\pi \text{ AR}}$$

$$\text{AR} = \frac{b^2}{S} = \text{alargamiento del ala}$$

$$\beta = \text{arc tg } \frac{C_L}{C_{\alpha}}$$

$$\pi = 3,1416$$



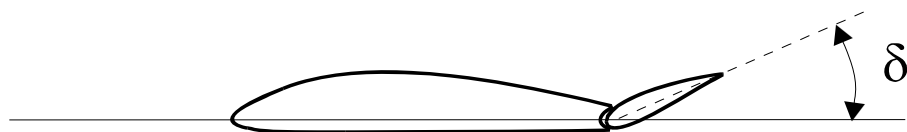
Las Cargas normales y tangenciales (de acuerdo a las hipótesis anteriores) están equilibradas por cargas de inercia (correspondientes a factores de carga).

Toma del Ala - Fuselaje (al corte)

- Carga Normal: aplicar el 100% de la carga que resulte del punto A (diagrama V-n) sobre una semiala y el 75% de la misma en la otra semiala.
- Torsión del ala: aplicar el 75% de la carga que resulte del punto A (diagrama V-n) sobre el ala y agregar torsión debido a la deflexión del alerón. Usar la carga del alerón de la Sección 2.10). Considerar  $C_n = 0,2$  para la  $V_D$ .

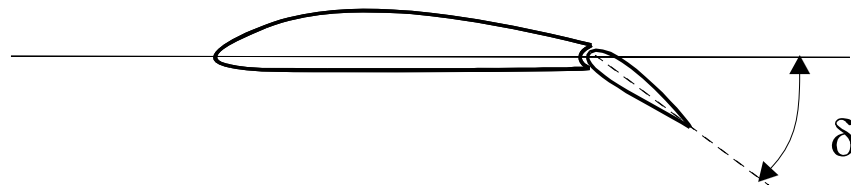
$$C_m c/4 = C_m (\text{perfil básico}) + 0,01 \text{ hacia arriba } \delta$$

$$C_m < 0$$



Donde  $\delta$  es el ángulo de deflexión del alerón en grados.

$$C_m c/4 = C_m (\text{perfil básico}) - 0,01 \text{ hacia arriba } \delta$$





Nota 1: hacer el cálculo de torsión con VD y 1/3 de la deflexión del alerón.

Nota 2: si el tren de aterrizaje está fijado al ala, ésta deberá ser calculada por cargas en tierra, también.

## 2.7. CARGAS SOBRE EL FUSELAJE

Parte trasera del fuselaje deberá ser comprobada para:

- Cargas simétricas del empenaje horizontal.
- Cargas asimétricas del empenaje horizontal.
- Cargas del empenaje vertical.
- Cargas de la rueda (patín) de cola.

Parte delantera del fuselaje debe ser comprobada para: Factores de carga de  $n = 4$  y  $n = -2$  simultáneamente con torque del motor en Lbs-pulgadas:

(Observe que cargas en tierra pueden producir factores de carga mayores que 4,0).

$$\text{Lbs-Pulgadas} = 62.925 \times \frac{\text{BHP (decolaje)}}{\text{RPM (decolaje)}} \times K$$

con  $K = 4; 3; 2$ ; respectivamente para motores de 1 ó 2 cilindros, y de 3 y 4 cilindros.

Se tendrá que aplicar una carga lateral independiente del estado de carga anterior sobre el motor =  $n$  lateral =  $\pm 1,5$ . Si fuera aplicable, se deberá considerar una carga en la rueda delantera.

## 2.8. DISPOSITIVOS PARA CONTROL DE VELOCIDAD (frenos aerodinámicos)

A ser usados y marcados con inscripción sobre plaquetas, hasta Control de Velocidad =  $V_{sp}$ .

$$W = \frac{4 W^3}{S} \left| \frac{V_{SP}}{V_A} \right|^2 \quad (C_n = 1,35 \text{ con } V_A)$$

Nota: usar distribución rectangular de la carga sobre el freno aerodinámico.

## 2.9. CARGAS SOBRE LA SUPERFICIE DE CONTROL Y SU ESTRUCTURA SOPORTE

Deberá ser diseñada para resistir por lo menos 125% de los momentos de charnela que resultan de las cargas de las superficies de control y cargas de la Sección 2.10), pero las cargas no necesitan exceder las que resultan de los siguientes esfuerzos del piloto:

- En la empuñadura del bastón o del volante del comando:  
100 Lbs en cabeceo  
40 Lbs en rolo
- En pedales 190 Lbs en la guiñada.

Cuando se instala doble comando, el sistema debe ser diseñado para que el piloto y copiloto accionando los mandos en sentidos opuestos, no se produzcan roturas o mal funcionamiento de la superficie de control, cuando se lo solicite con las cargas anteriormente enunciadas.

Los datos de masa de balanceo de las siguientes superficies de control, cuando se requieran, deberán diseñarse para las siguientes cargas:

24G carga última normal a la superficie.

12G carga última hacia adelante y atrás, y paralela a la línea de charnela.

### Nota:

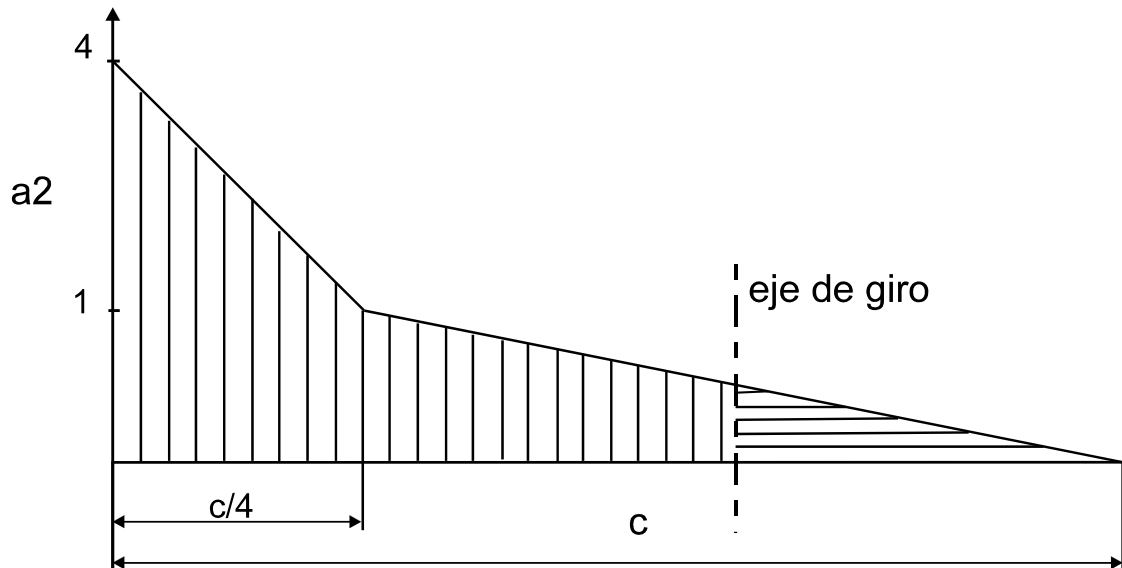
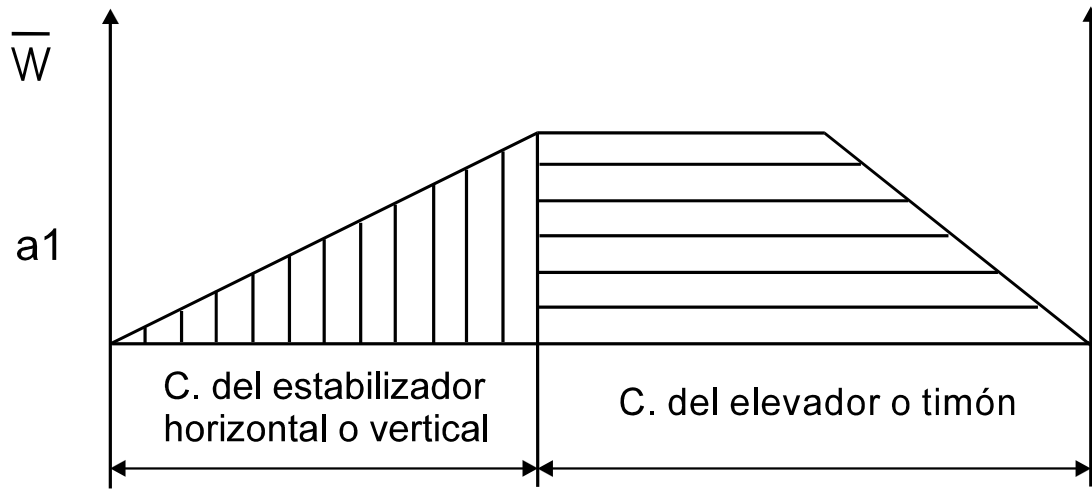
- 1) Los flaps derecho e izquierdo deberán ser sincronizados para la operación simétrica.
- 2) Todos los comandos principales, deberán tener topes dentro del sistema para resistir la mayor de las fuerzas aplicadas por el piloto, 125% de cargas de la superficie de control y de cargas de ráfagas en tierra.
- 3) Comandos secundarios deberán resistir las fuerzas máximas que un piloto puede aplicar en operación normal.

## 2.10. CARGAS SOBRE SUPERFICIES DE CONTROL Y DE EMPENAJES

(+ arriba, - abajo)

### a) Empenaje horizontal y vertical

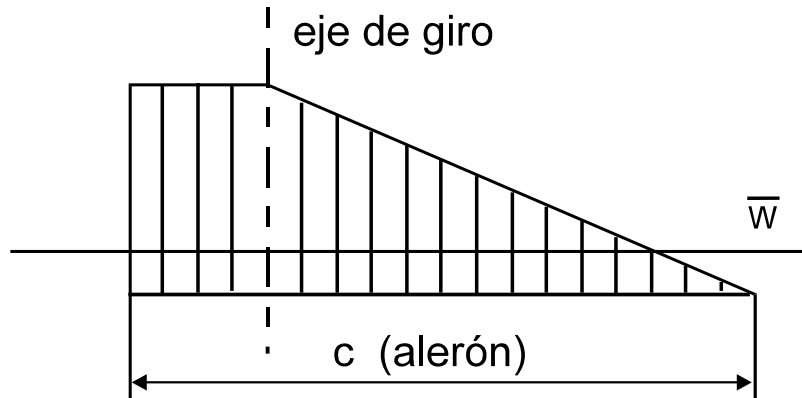
$$\pm W = 4,8 + 2,1 \left( \frac{W}{S} \right) \quad (\text{CN} = 0,7 \text{ con VA})$$



Cargas asimétricas, empenaje horizontal: 100% de un lado y 75% del otro lado.+

b) Alerones

$$\pm \bar{W} = 1,8 \left( \frac{W}{S} \right) \quad (C_n = 0,6 \text{ con } V_a) \quad (1)$$

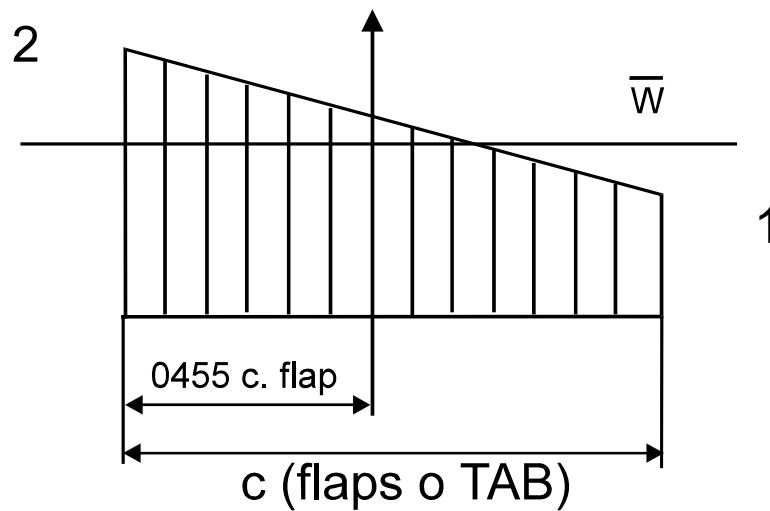


c) Flaps

$$\bar{W} \text{ arriba} = 2,5 \left( \frac{W}{S} \right) \times \frac{C_n \text{ (flap)}}{1,6} \quad (1)$$

(Cn flaps = 0,7 para Va)

$$\bar{W} \text{ abajo} = \bar{W} \text{ arriba} / 4$$



d) Aletas de compensación

$$\pm \bar{W} = 4 \frac{W}{S} \quad (1) \quad (C_n = 0,6 \text{ con } V_d, \text{ o } 1/35 \text{ con } V_A)$$

(La misma distribución como en el caso de flap)

e) Flujo inverso y ráfagas en tierra

Todas las superficies de control y también del ala deben ser diseñadas para flujo inverso y con la siguiente condición de velocidad:

$$V_r = 10 \left[ 1 + \left( \frac{|W|}{|S|} \right)^{1/2} \right] \text{ en Mph}$$

Usar CL = - 0,8 y distribución triangular según cuerda con el vértice en borde de fuga.

(1) Observe que la carga de nieve puede exceder 12 lbs/pie<sup>2</sup>  $\pm \frac{W}{S}$  igual o mayor que 12 lbs/pie<sup>2</sup> y se recomienda para ultralivianos (  $\frac{W}{S}$  menor que 3,4 lbs/pie<sup>2</sup> ).

f) Puntos de amarre deberán ser diseñados para el viento máximo supuesto, contra el cual se propone fijar al ULM; si es razonable puede ser usada la velocidad Vr.

### 3. CARGAS EN TIERRA

#### 3.1. GENERALIDADES

Las condiciones básicas de carga en tierra y laterales pueden ser cumplidas con la aplicación de una carga lateral simplificada y un ensayo de caída como se describe a continuación:

Carga lateral:

Colocar al ULM apoyado en una de sus ruedas del tren principal y en la rueda de nariz, tal que el plano que forma la estructura de la cabina y el suelo determinen un ángulo de 90°. En ésta posición se deberá comprobar que, actuando una carga igual a 1,5 veces el peso máximo del ULM, el tren principal no colapsará. Se admiten deformaciones durante el ensayo.

Ensayo de caída:

Con el avión lastrado a peso máximo en la posición más crítica de CG, dejar caer el ULM (entero) desde una altura de 50 centímetros. El tren puede deformarse pero no debe romperse durante el ensayo.

### 3.2. ATERRIZAJE DE EMERGENCIA (condiciones)

#### GENERALIDADES

Los ocupantes, a través de los cinturones o arneses, como también cualquier peso concentrado, tal como motor, equipaje, combustible y lastre situados detrás de los ocupantes, deberán soportar un factor de carga última de:

3G hacia arriba

9G hacia adelante

1,5G lateralmente

### SUBPARTE C: DISEÑO Y CONSTRUCCION

#### 1. MATERIALES

Deberán ser apropiados y durables para el uso propuesto, y los valores del diseño (resistencia) deberán ser elegidos de tal manera que la resistencia debido a variaciones de cualquier parte de la estructura no quede debajo de la diseñada.

#### 2. FABRICACION

Las partes fabricadas y conjuntos del ULM, deberán cumplir con normas de fabricación reconocidas (IRAM, DIN, SAE, etc.), (por ej: soldaduras, terminaciones superficiales, etc).

#### 3. ESPECIFICACIONES DE LOS PROCESOS

Deberán ser aprobados por la DNA y respetados en la fabricación (control de calidad del fabricante).

#### 4. TUERCAS AUTOFRENANTES

No pueden ser usadas en todo bulón sujeto a rotación en operación, a menos que se use al mismo tiempo otro dispositivo de frenado.

#### 5. ACCESIBILIDAD

Deberán ser previstos elementos removibles para efectuar la inspección, ajuste, mantenimiento y reparación de la estructura y sistema de comando principales.

6. UBICACION DE LAS PERSONAS Y CARGA

Se debe proveer comodidad, buena visibilidad (instrumentos, plaquetas y exteriores), accesibilidad, fácil salida (para caso de incendio), y la posibilidad de alcanzar los comandos para operación suave y positiva, como también la protección del piloto hasta donde sea practicable, en el caso de aterrizaje de emergencia.

SUBPARTE D: PLANTA MOTRIZ

1. GENERALIDADES

La instalación del motor deberá ser fácilmente accesible para inspección y mantenimiento. Las tomas del motor a la estructura deberán también resistir las cargas aplicables, con los correspondientes factores de carga y de seguridad. La toma del motor es parte de la estructura del mismo.

2. MOTORES

Se puede certificar simultáneamente el motor y ULM utilizando en los ensayos de cumplimiento la misma combinación motor/ULM durante por lo menos 100 horas. Un método alternativo es operar la misma combinación motor/ULM durante 50 horas y someter el motor a prueba de duración de 50 horas como se especifica a continuación. Cada ciclo de 2 horas para el total de 25 ciclos, debe efectuarse como sigue:

Motor: 50 horas en banco de prueba.

Motor/ULM: 50 horas de vuelos registrados.

SECUENCIA	DURACIÓN (MINUTOS)	CONDICIÓN DE OPERACIÓN
1	5	Arranque (en ralentí)
2	5	Potencia de descolaje
3	5	Operación de enfriamiento ( en ralentí )
4	5	Potencia de descolaje
5	5	Operación de enfriamiento ( en ralentí )
6	5	Potencia de descolaje
7	5	Operación de enfriamiento ( en ralentí )
8	15	75% de Potencia máxima continua
9	5	Operación de enfriamiento ( en ralentí )
10	60	Potencia máxima continua
11	5	Operación de enfriamiento y detención
Total	120	

### 3. SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El tanque de combustible deberá ser sometido a prueba de presión de 3,5 lbs/pulg<sup>2</sup> (8 pies de columna de agua).

Los tanques de combustible deberán estar instalados de tal manera que resistan los factores de carga prescritos.

Se deberá proveer un venteo al tanque de combustible para que no haga “sifón” en vuelo (trampa de vapor).

Se deberá incluir en el sistema un filtro de combustible accesible para drenaje y/o limpieza ó recambio.

### 4. SISTEMA DE TOMA DE AIRE CON ADMISIÓN DE AIRE CALIENTE

Se debe disponer de aire precalentado para prevenir formaciones de hielo en el carburador, (si es requerido por el fabricante del motor).

### SUBPARTE E: EQUIPOS

Los siguientes equipos son requeridos:

- Velocímetro (ver Subparte G).
- Altímetro.
- Brújula magnética (opcional).
- Indicador de cantidad de combustible.
- Indicador de temperatura de la cabeza del cilindro.
- Indicador de temperatura de escape (opcional).
- Indicador de presión de aceite y/o agua (si es aplicable).
- Taquímetro (RPM).
- Llave de detención del motor.
- Llave maestra y medios de protección eléctricos cuando estén instalados dispositivos electrónicos. En el caso de ser usada batería, su fijación deberá resistir las cargas prescritas y protegidas para prevenir corrosión.
- Asiento del piloto, fijación de cinturón y arnés, compartimiento de equipajes y amarres deberán ser diseñados para resistir cargas con factores adecuados.



## SUBPARTE F: VUELO

### 1. GENERALIDADES

#### 1.1. PRUEBA DE CUMPLIMIENTO

- a) Cada requisito de esta Subparte de ser satisfecho para todas las combinaciones adecuadas de peso y C.G., dentro del rango de condiciones de carga para el cual se solicita la certificación. Esto debe demostrarse:
  - 1) Mediante ensayo sobre ULM del tipo cuya certificación se solicita o mediante cálculos basados en ensayos y de igual precisión que los mismos y
  - 2) Mediante la investigación sistemática de cada combinación crítica de peso y C.G.
- b) El cumplimiento debe ser establecido para todas las configuraciones (tales como flaps de ala si los hubiera, tren de aterrizaje, etc.) en las que habrá de operarse el ULM, excepto cuando se establezca otra cosa.

#### 1.2. INSTRUMENTAL PARA LA PRUEBA DE VUELO

- a) A los fines de ensayo, el ULM debe estar equipado con los instrumentos adecuados para llevar a cabo las mediciones y observaciones requeridas de una manera sencilla. La DNA puede requerir la instalación de equipos especiales de ensayo en caso de que no puedan obtener resultados confiables de otra manera.
- b) La precisión de los instrumentos y sus curvas de corrección deberá determinarse en una etapa inicial temprana del programa, poniendo especial atención en el error de posición del sistema indicador de velocidad del aire, asimismo, se deberá tener en cuenta la influencia de la configuración del ULM.

#### 1.3. PRUEBAS FUNCIONALES PREVIAS A LOS ENSAYOS EN VUELO

Previamente a la prueba de vuelo, se deberán llevar a cabo las siguientes pruebas en tierra:

Medición de:

- Rigidez del circuito de control.
- Fricción en los controles.
- Tensión en los cables de control de los circuitos cerrados de control.

Nota: Pruebas de funcionamiento, antes de iniciar las pruebas de vuelo, se deberán llevar a cabo todas las pruebas funcionales en tierra.

#### 1.4. LIMITES DE DISTRIBUCIÓN DE CARGAS

Se deberán establecer los límites de peso y C.G. dentro de los cuales el ULM puede ser operado en forma segura.

#### 1.5. LIMITES DE PESO

1.5.1. El peso máximo deberá establecerse de manera que resulte no mayor que:

- a) De 290 kgs. para ULM monoplaza
- b) De 450 kgs. para ULM biplaza

1.5.2. El peso mínimo no debe ser inferior a 70 Kg.

#### 1.6. PESO VACÍO Y CORRESPONDIENTE C.G.

1.6.1. El peso vacío y el correspondiente C.G. se deben determinar pesando el ULM de la siguiente manera:

- a)
  - Estructura completa, motor, hélice y sus accesorios.
  - Equipamiento mínimo requerido.
  - Combustible no usable, máximo de aceite refrigerante de motor y otros fluidos (en los casos que correspondan).
  - Lastre fijo (si lo hubiera) destinado a corregir una deficiencia en el centraje del ULM.
- b) Excluyendo:
  - El peso del/los ocupante/s y paracaídas.
  - Otros elementos de carga fácilmente desmontables.

1.6.2. La condición del ULM en el momento de determinarse su peso vacío debe ser tal que esté bien definida y se pueda repetir fácilmente.

## 2. PERFORMANCE

### 2.1. GENERALIDADES

Todos los parámetros de performance deben estar expresados en condición de: aire calmo y atmósfera estándar.

Las velocidades deberán estar expresadas como calibradas.

## 2.2. VELOCIDAD DE PERDIDA DE SUSTENTACIÓN (PERFORMANCE)

Se considera alcanzada  $V_s$  cuando se obtiene un momento a aplicar incontrolable o tope de comando de profundidad. Estas condiciones deben ser obtenidas con derrape nulo.

Se considera:

- $V_{s1}$ : Velocidad de pérdida con flap retraído (si los tuviera).
- $V_{s0}$ : Velocidad de pérdida con flap extendidos (si los tuviera).

Nota: En ambos casos con acelerador reducido, peso máximo y C.G. más desfavorable.

Se recuerda que  $V_s$  no debe exceder de 45 km/h para ULM monoplaza y 55 km/h para ULM biplaza.

2.2.1. Deberá determinarse la pérdida de altitud desde el comienzo de la misma hasta la recuperación por procedimientos normales del vuelo nivelado.

2.2.2. Durante la recobrada debe ser posible prevenir cualquier apartamiento de rolido o guiñada mayor a  $15^\circ$ .

2.2.3. Para la demostración de la velocidad de pérdida el ULM debe ser compensado a  $1,5 V_s$  y reducir la velocidad con el comando de profundidad, la nariz en el horizonte y a un régimen no mayor a un knots/sec.

Nota: La velocidad de pérdida puede ser estimada analíticamente por los métodos indicados en el Apéndice E, de esta CA.

## 2.3. DESPEGUE

Se deberá demostrar la distancia en tierra, con peso máximo, plena potencia y a la velocidad estipulada por el fabricante, la cual no deberá ser menor a  $1,3 V_s$ . Se determinará la distancia con frenos y sin el uso de los mismos.

## 2.4. ASCENSO

El ULM con el peso máximo, deberá alcanzar una altura de 300 metros en tiempo de 5 minutos, a la velocidad óptima de ascenso establecida por el fabricante.

## 2.5. ATERRIZAJE

Deberá demostrar la distancia en tierra con peso máximo, acelerador reducido y a la velocidad estipulada por el fabricante, que no debe ser menor a  $1,3 V_s$ . Se determinará la distancia con frenos y sin el uso de los mismos.

## 2.6. VELOCIDAD MÁXIMA EN VUELO NIVELADO

Se deberá demostrar la velocidad máxima en vuelo nivelado y a plena potencia.

Nota: Las velocidades especificadas son: para ULM monoplaza no exceder los 150 km./h y para los biplaza no exceder los 165 km./h.

## 2.7. DESCENSO, APROXIMACIÓN

Se debe probar que el ULM no sobrepasa una pendiente de planeo de uno a diez a una velocidad de 1,3 VSO, con los frenos aerodinámicos extendidos (si correspondiera) y con peso máximo.

## 3. CONTROLABILIDAD Y MANIOBRABILIDAD

### 3.1. GENERALIDADES

- a) Deberá ser posible pasar una transición suave de una condición de vuelo a otra (incluyendo virajes y deslizamientos) sin necesidad de una excepcional habilidad de pilotaje, atención o esfuerzo y sin peligro de exceder el factor de carga límite en cualquier condición probable de operación. Las características a comprobar deben incluir velocidades de pérdida y comportamiento en pérdida.
- b) Si existiesen condiciones marginales con respecto al esfuerzo requerido por el piloto. Los límites del “esfuerzo de pilotaje” deben ser verificados mediante ensayos cuantitativos. Los límites no podrán, en ningún caso, exceder los valores prescriptos en la siguiente tablas:

		TEMPORARIO	CONTINUO
Baston	Cabeceo	60 Lbs	10 Lbs
	Rolido	30 Lbs	5 Lbs
Pedales	Guiñada	150 Lbs	20 Lbs

### 3.2. CONTROL LONGITUDINAL

- a) Deberá ser posible bajar la nariz del ULM desde 1,1 Vs, de tal manera que pueda alcanzarse rápidamente una velocidad igual a 1,3 Vs.
- b) Condiciones de ensayo: todas las configuraciones posibles y con el compensador (si lo tuviera) a 1,3 Vs.

### 3.3. RESPUESTA A LOS CAMBIOS DE CONFIGURACIÓN

Deberá ser posible, a lo largo de la envolvente de vuelo, modificar la configuración sin necesidad de una habilidad excepcional de pilotaje y sin exceder la fuerza de comando definidas en la tabla del ítem 3.1.b) de esta Subparte.

### 3.4. CONTROL LATERAL Y DIRECCIONAL

Deberá ser posible invertir el rolido con 30° de inclinación lateral hasta 30° en dirección opuesta dentro de los 4 segundos, a 1,3 Vs0 (flap abajo si lo tuviera y sin potencia) y a 1,2 Vs1 (flap arriba, acelerador cerrado y con plena potencia).

## 4. ESTABILIDAD LONGITUDINAL

### 4.1. GENERALIDADES

En todas las configuraciones y pesos máximos, la estabilidad longitudinal deberá ser positiva desde 1,1 Vs hasta VNE con la combinación de ajuste de potencia y C.G. más crítico. Las oscilaciones de período corto deberán ser amortiguadas rápidamente con los mandos libres y fijos.

### 4.2. ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL

Deberá demostrarse una pendiente de esfuerzos positivos en las siguientes configuraciones: despegue, ascenso, crucero, aterrizaje, en profundidad entre 1,1 Vs y VNE. Los esfuerzos no deben superar los valores estipulados en la tabla del punto 3.1.b) de esta Subparte.

### 4.3. ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL

Cualquier oscilación de período corto que se produzca entre la velocidad de pérdida y VNE debe ser amortiguada fuertemente con los comandos principales libres y fijos.

### 4.4. ESTABILIDAD LATERAL - DIRECCIONAL ESTÁTICA

4.4.1. Estabilidad lateral: deberá demostrarse que posee estabilidad positiva desde 1,2 Vs hasta VNE.

4.4.2. Estabilidad direccional: deberá demostrarse que posee estabilidad direccional positiva desde 1,2 Vs hasta VNE.

#### 4.5. ESTABILIDAD TRANSVERSAL

Deberá demostrarse que los esfuerzos en dirección y alerones tienen pendientes positivas o derrapes estabilizados desde 1,2 Vs hasta VNE.

#### 4.6. ESTABILIDAD LATERAL - DIRECCIONAL DINÁMICA

Cualquier oscilación combinada lateral - direccional (DUTCH - ROLL) entre Vs y VNE debe ser amortiguada con los comandos libres y bloqueados.

#### 4.7. ESTABILIDAD EN MANIOBRA

Los esfuerzos en profundidad, en virajes y en restablecimientos deben tener pendiente positiva entre 1,1 Vs y VNE.

#### 4.8. ESTABILIDAD ESPIRAL

La estabilidad espiral del ULM no podrá adquirir características de pendientes negativas.

### 5. COMPENSACIÓN LONGITUDINAL

5.1. Si el ULM no posee dispositivo de compensación ajustable en vuelo, la velocidad de compensación debe estar entre 1,2 Vs y 2,0 Vs, para todas las posiciones del C.G.

5.2. Si posee dispositivo de compensación ajustable en vuelo, el ULM deberá mantener la compensación longitudinal durante el ascenso con potencia máxima continua a la velocidad óptima de ascenso y en vuelo nivelado entre 1,1 Vs y la velocidad máxima.

### 6. VELOCIDAD DE PERDIDA DE SUSTENTACION (Cualidades de Vuelo)

6.1. Entre 1,5 V y 1,1 Vs debe existir, durante la deceleración, una pendiente de esfuerzos positivos (velocidad de compensación 1,5 Vs).

6.2. Durante la deceleración debe poder ser corregido con acciones de buen sentido, sobre los respectivos comandos de dirección y alerones, cualquier tendencia de guiñada y rolido desde 1,5 Vs hasta Vs.

### 7. TIRABUZÓN

Se deberá demostrar que después de uno tirabuzón de una vuelta, el ULM puede recuperarse en no más de una vuelta adicional, utilizando la consigna establecida por el fabricante y sin una habilidad excepcional del piloto en todas las configuraciones.

## 8. CARACTERÍSTICAS DE ALTA VELOCIDAD

Hasta VD se deberán poder accionar los comandos de dirección, alerón y profundidad con esfuerzos normales y de buen sentido sin que se produzcan vibraciones estructurales o inversión de esfuerzos.

## 9. MANIOBRABILIDAD EN TIERRA

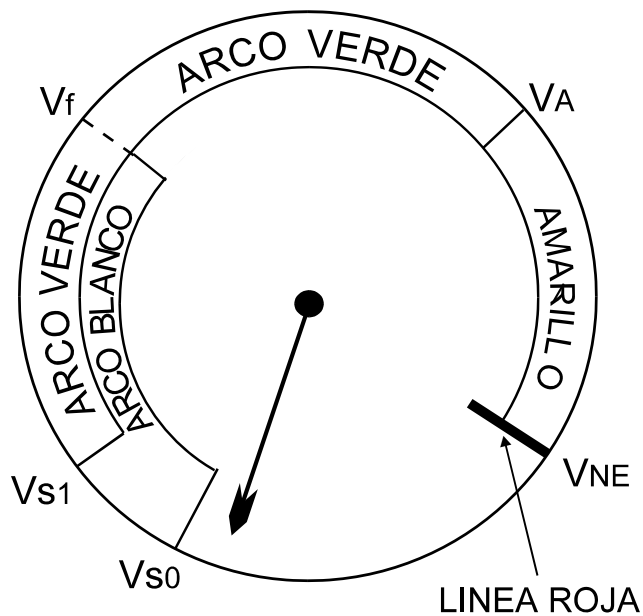
A la velocidad especificada por el fabricante con límite de viento a 90°, el ULM deberá poder mantener el control durante el aterrizaje y despegue sin tendencias que requieran una habilidad excepcional por parte del piloto para su control.

## SUBPARTE G: LIMITACIONES OPERACIONALES E INFORMACIÓN

Cada ULM deberá ser acompañado por una “Cartilla de Vuelo”, la cual deberá permanecer siempre a bordo del mismo. Su contenido e información relacionado a su operación, como mínimo, presentará la siguiente información:

### 1. VELOCIDAD (indicada)

- Vsl velocidad de pérdida con peso máximo y flap retraído (si lo tuviera).
- Vso velocidad de pérdida con flaps extendidos (si lo tuviera).
- VNE velocidad de nunca exceder.



## 2. PERFORMANCES

Del ULM en general.

## 3. IDENTIFICACION DEL ULM

Incluyendo plano de tres vistas, triangulación y límites de desplazamiento de las superficies móviles.

## 4. PESO Y CG

Limitaciones, incluyendo datos de referencias y nivel.  
Planilla de Peso y Balanceo.

## 5. LISTA DE EQUIPO

Incluyendo los estándares y opcionales aprobados.

## 6. PLANTA MOTRIZ

Limitaciones.  
Características del motor y hélice aprobados.  
Performances de los mismos.



## 7. MANTENIMIENTO

Información para inspecciones corrientes, mantenimiento preventivo y recambio.

## 8. COLOCACIÓN DE EQUIPAJE, LASTRE, ETC

Deberá estar indicado adecuadamente.

## 9. MARCAS Y PLACAS

Descripción de cada una y su ubicación en el ULM.

## 10. FACTORES DE CARGA

Las limitaciones de maniobras de operación deberán ser provistas.

## 11. PROCEDIMIENTOS DE OPERACIÓN (Normales y de emergencia)

Procedimientos para carga (ocupante, equipaje, combustible, lastre, peso y CG, según lo requerido) y sus limitaciones. Se debe controlar antes de cada vuelo:

- Arranque del motor.
- Carreteo.
- Despegue.
- Ascenso.
- Crucero.
- Aproximación.
- Aterrizaje y amarre.

También: Limitaciones respecto a viento cruzado o lateral.



Información sobre pérdida (y tirabuzón), y cualquier información útil para el piloto.

Performances con varios pesos, posiciones del centro de gravedad, temperatura de aire, incluyendo: distancias de despegue y aterrizaje, velocidades y RPM para distintas configuraciones, como también consumo de combustible.

Nota: Esta “Cartilla de Vuelo” deberá ser aprobada por la DNA.

PÁGINA INTENCIONALMENTE EN BLANCO

**SOLICITUD DE APROBACIÓN DE MODELO O APROBACIÓN DE MODELO SUPLEMENTARIO PARA ULTRALIVIANOS MOTORIZADOS, Y MOTORES Y HÉLICES PARA ULTRALIVIANOS.**

	<b>ANAC</b> Administración Nacional de Aviación Civil Argentina		<b>DIRECCION DE          AERONAVEGABILIDAD</b>  <b>REPUBLICA ARGENTINA</b>
<b>SOLICITUD DE APROBACIÓN DE MODELO O APROBACIÓN DE          MODELO SUPLEMENTARIO PARA ULTRALIVIANOS          MOTORIZADOS, Y MOTORES Y HÉLICES PARA ULTRALIVIANOS</b>			
<small>APPLICATION FOR MODEL APPROVAL OR SUPPLEMENTAL MODEL APPROVAL FOR          POWERED ULTRALIGHT, AND ULTRALIGHT ENGINE AND PROPELLER</small>			
<b>1. Nombre y dirección del solicitante:</b> Name and address of applicant:	<b>2. Solicitud de:</b> / Application for:  <input type="checkbox"/> <b>Aprobación de Modelo</b> <small>Model Approval</small> <input type="checkbox"/> <b>Aprobación de Modelo Suplementario</b> <small>Supplemental Model Approval</small>	<b>3. Producto:</b> / Product involved:  <input type="checkbox"/> <b>Ultraliviano</b> <small>Ultralight</small> <input type="checkbox"/> <b>Motor</b> <small>Engine</small> <input type="checkbox"/> <b>Hélice</b> <small>Propeller</small>	
<b>4. APROBACIÓN DE MODELO / MODEL APPROVAL</b>			
a. Designación(es) de Modelo. (Todos los modelos enumerados deben estar completamente especificados en los datos técnicos requeridos, incluidos los planos que representan el material de diseño, especificaciones de fabricación y performance del ultraliviano, motor o hélice del ultraliviano, que son el motivo de esta solicitud). <small>Model designation(s). (All listed models should be completely specified in the required technical data, including drawings representing the design material, manufacturing specifications and performance of the ultralight, ultralight engine for propeller, which are the subject of this application.)</small>			
b. Cantidad de Plazas / Number of seats  <input type="checkbox"/> <b>Monoplaza</b> <small>Single seater</small>  <input type="checkbox"/> <b>Biplaza</b> <small>Two seater</small>	c. Categoría de Ultraliviano / Ultralight Category  <input type="checkbox"/> <b>Normal</b> <small>Normal</small> <input type="checkbox"/> <b>Restringido</b> <small>Restricted</small>		
<b>5. APROBACIÓN DE MODELO SUPLEMENTARIO / SUPPLEMENTAL MODEL APPROVAL</b>			
a. Designación de marca y modelo del producto a ser modificado: / Make and model designation of the product to be modified:			
b. Descripción de la designación: / Modification description:			
6. CERTIFICACIÓN – Certifico que los datos anteriormente mencionados son verdaderos. <small>CERTIFICATION – I certify that the above statements data are true.</small>			
<b>Firma autorizada:</b> <small>Authorized signature:</small>	<b>Título</b> <small>Title</small>	<b>Fecha</b> <small>Date</small>	
<small>DA FORM. 310-1 (09/11)</small>			

PÁGINA INTENCIONALMENTE EN BLANCO

APENDICE CCONDICIONES BÁSICAS DE ATERRIZAJE1. INTRODUCCIÓN

El presente Apéndice tiene como finalidad presentar al diseñador de un ULM las siguientes sugerencias en forma simplificada de un tren de aterrizaje.

Las condiciones básicas de aterrizaje pueden ser simplificadas como sigue:

$$\text{Factor de Carga Límite de aterrizaje} = n = n_j + 0,67 \quad (L = 2/3) \quad k = 0,25$$

donde  $n_j$  = Factor de Carga sobre ruedas calculado por:

$$\text{energía} = W \left( h + \frac{D}{3} \right) = (n_j) (W) (\text{ef.D})$$

$$h = 3,6 \left( \frac{W}{S} \right)^{1/2}, \text{ pulgadas}$$

W = peso máximo, libras

S = superficie alar, pies cuadrados

D = carrera total del amortiguador, pulgadas

D = d (neumático) + d (amortiguador)

ef.D = (eficiencia del amortiguador) (d)

ef.D = 0,5D (neumático + amortiguador de goma o resorte)

ef.D = 0,5d (neumático) + 0.65d (amortiguador hidráulico)

$$n_j = \frac{h + \frac{d}{3}}{(\text{ef.D})}$$

Nota: La Carga Última es igual al producto de la Carga Límite por el Coeficiente de Seguridad.

Para  $n_j$  mayor que 3,33 ( $n$  mayor que 4,0) todos los pesos concentrados (motor, tanque de combustible, asientos ocupados, lastre, etc.) deben justificarse para el Factor de Carga Límite  $n = 4,0$ . Las Cargas Últimas de aterrizaje serán  $4,0 \times 1,5 = 6,0$ .

CA: 103-2  
 Apéndice C

CONDICIONES	Tipo con Rueda de Cola	Tipo con Rueda en la Nariz (Triciclo)			
	Aterrizaje nivelado	Aterrizaje con cola abajo	Aterrizaje nivelado con reacciones inclinadas	Aterrizaje nivelado con rueda de nariz a nivel del suelo sin tocarlo	Aterrizaje con cola abajo
SECCION DE REFERENCIA	23.479 (a) (1)	23.481 (a) (1)	23.479 (a) (2) (i)	23.479 (a) (2) (ii)	23.481 (a)(2) y (b)
Componente vertical en C.G.	nW	nW	nW	nW	nW
Componente hacia adelante y atrás	KnW	O	KnW	KnW	O
Componente lateral en ambas direcciones aplicadas en C.G.	O	O	O	O	O
Extensión del amortiguador (amortiguador hidráulico)	Ver nota	Ver nota	Ver nota	Ver nota	Ver nota
Deflexión del amortiguador (amortiguador de goma resorte)	100%	100%	100%	100%	100%
Deflexión del neumático	estáticas	estáticas	estáticas	estáticas	estáticas
Cargas sobre ruedas principales (ambas ruedas) Vr Dr	(n-L) W KnW	(n-L) Wb/d O	(n-L) Wa/d KnWa/d	(n-L)W KnW	(n-L)W O
Cargas sobre ruedas de nariz o cola Vf Df	O O	(n-L)Wb/d O	(n-L)Wb/d KnWb/d	O O	O O
NOTAS	1, 3 y 4	4	1	1, 3 y 4	3 y 4

NOTA 1: Ver gráficos de la siguiente hoja.

NOTA 2: Para el diseño, se considera que el máximo factor de carga ocurre y no varía durante la carrera del amortiguador, desde el 25% hasta el 100% de la carga, a menos que sea indicado de otra manera, y el factor de carga debe usarse con la extensión del amortiguador que sea más crítica para cada elemento del tren de aterrizaje.

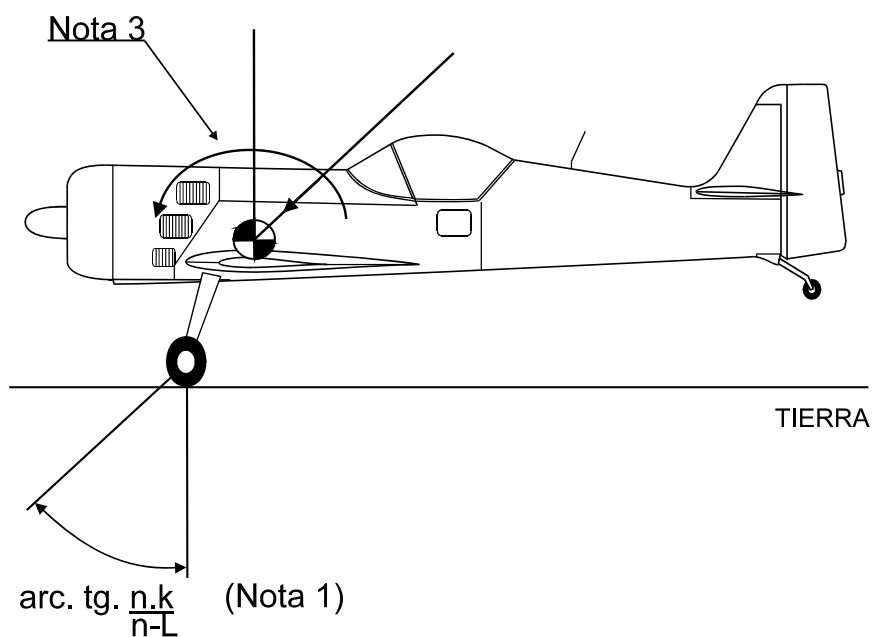
NOTA 3: Ver gráficos de la siguiente hoja.

NOTA 4: L = relación entre la supuesta sustentación del ala al peso del avión, pero no mayor de 0,667.

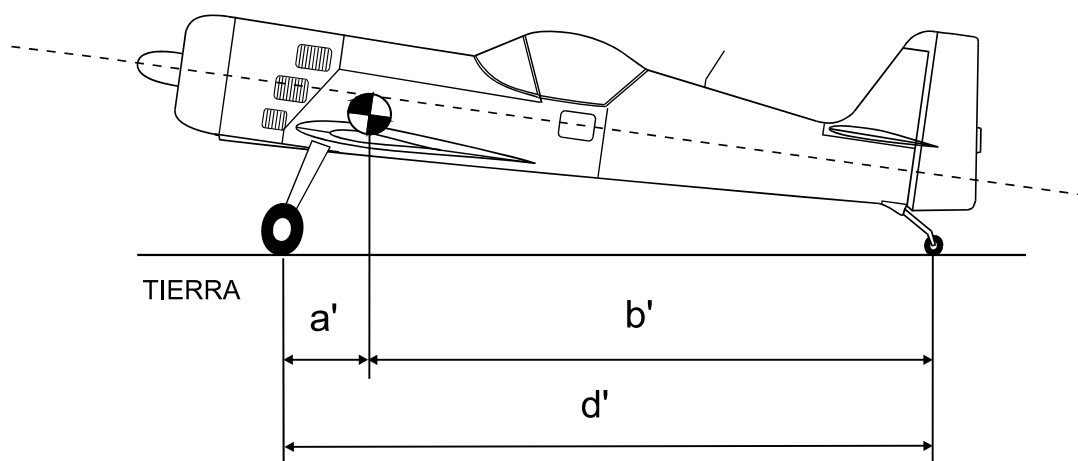
NOTA 5:  $n$  es el factor de inercia límite en el CG del ULM, seleccionado según DNAR Parte 23, Sección 23.473(d), (f) y (g).

ULM CON RUEDA DE COLA

a) Aterrizaje nivelado

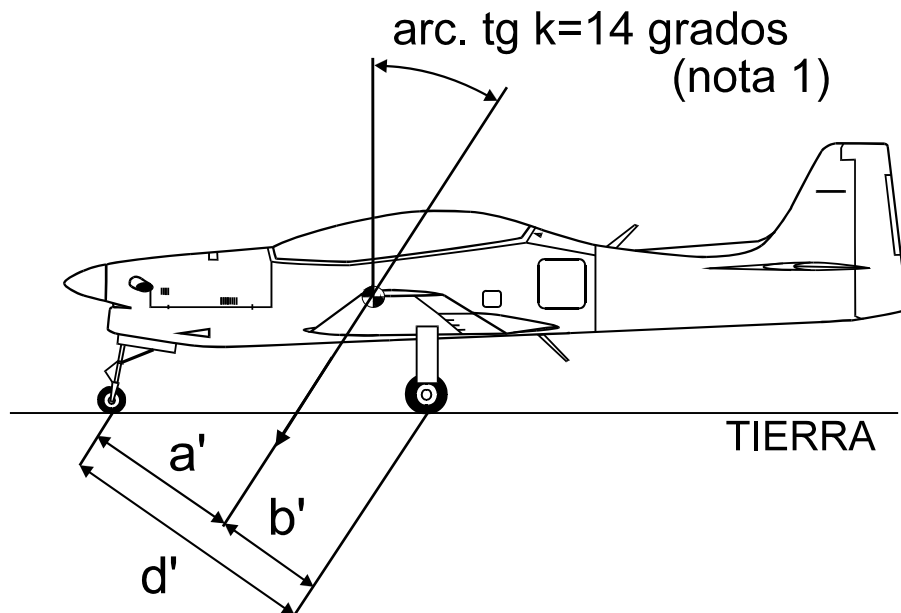


b) Aterrizaje con cola abajo

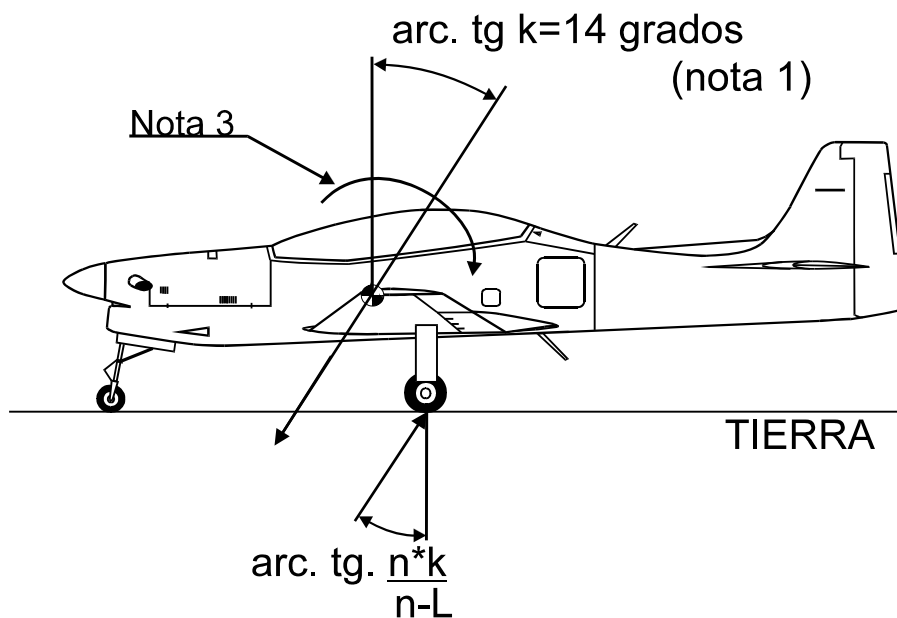


ULM CON RUEDA DE NARIZ

a) Aterrizaje nivelado con reacciones inclinadas.

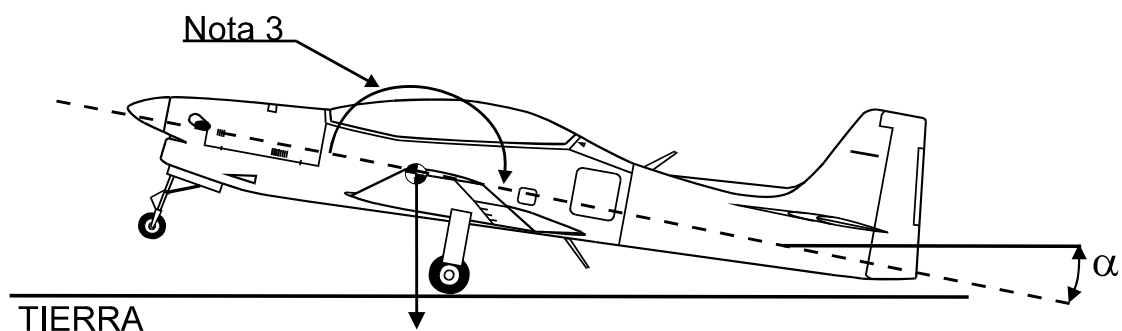


b) Aterrizaje nivelado con rueda delantera a nivel del suelo, sin tocarlo.



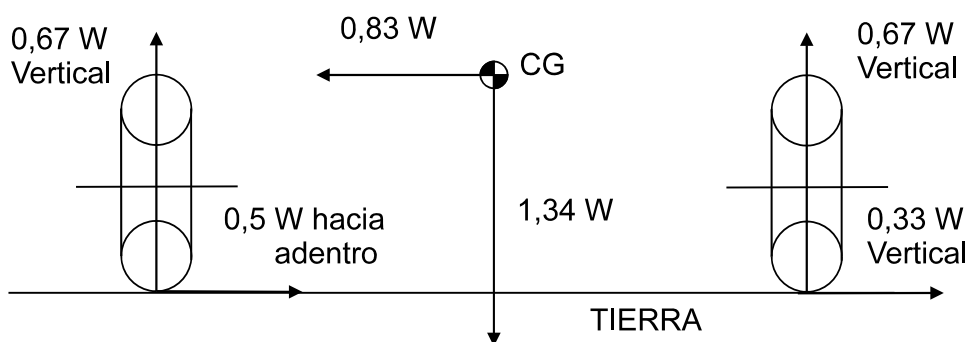


c) Aterrizaje con cola abajo.

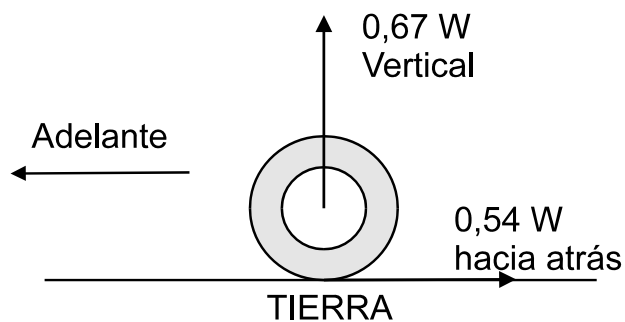


2. CONDICIONES SUPLEMENTARIAS SOBRE ATERRIZAJE

2.1. Cargas laterales sobre ruedas principales, avión nivelado:

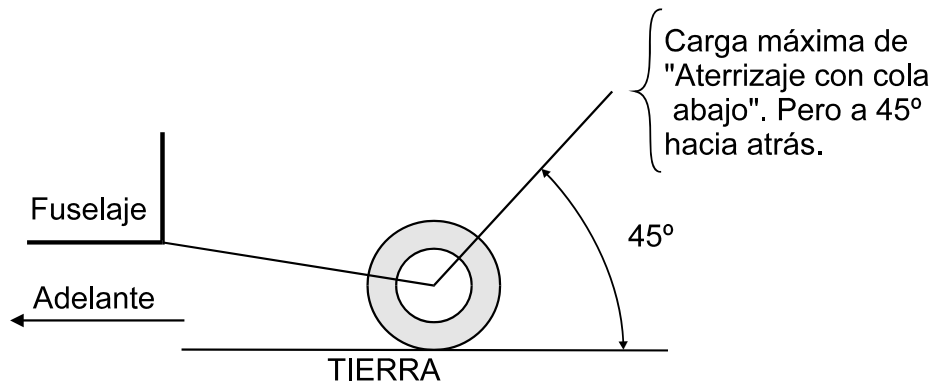


2.2. Rodaje sobre ruedas del tren principal frenadas, avión nivelado:

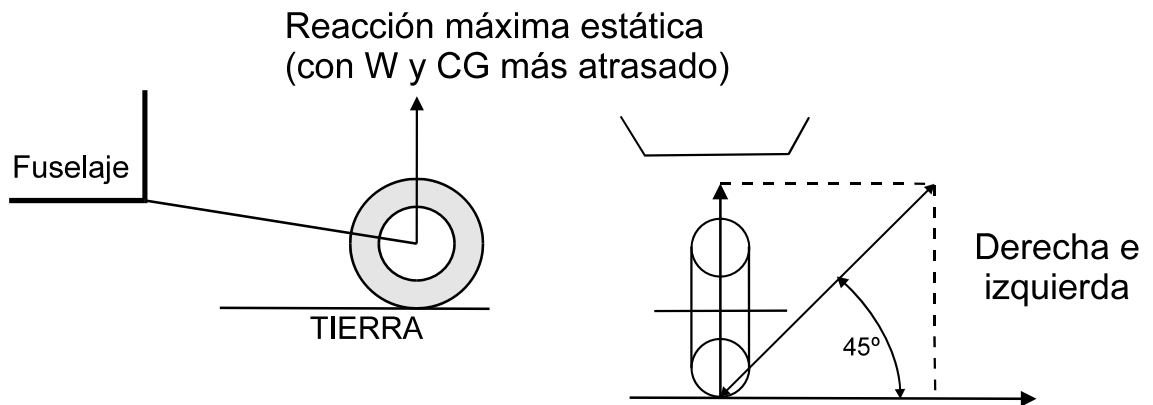


2.3. Ruedas de cola, actitud cola abajo:

a)

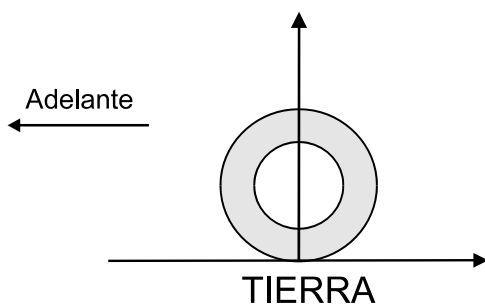


b)

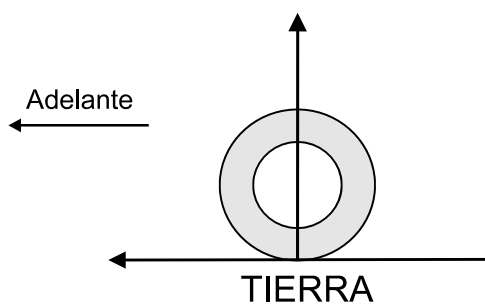


2.4. Rueda delantera (de nariz) condición estática:

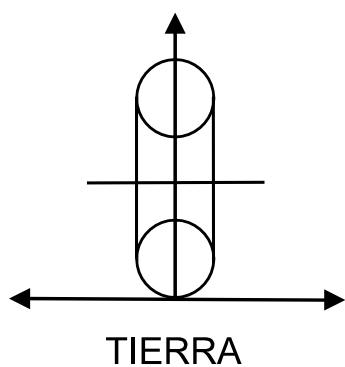
La carga estática resulta ser la máxima para la combinación de peso y CG



Vertical = 2,25 x Carga estática  
Hacia atrás = 1.8 x Carga estática



Vertical = 2,25 x Carga estática  
Hacia delante = 0,9 x Carga estática



Vertical = 2,25 x Carga estática  
Hacia derecha e izquierda = 1,57 x Carga estática

2.5. Se consideran aplicables los siguientes Apéndices de la CA 103-7 (AC 103-7 FAA):

Apéndice	Título
2(F)	Determinación de velocidad de pérdida de ULMs
3(G)	Determinación de la comba del extradós de los ULMs

PÁGINA INTENCIONALMENTE EN BLANCO

## A P E N D I C E D

### DETERMINACIÓN DE LA VELOCIDAD MÁXIMA DEL ULM EN VUELO NIVELADO

El presente Apéndice tiene por finalidad presentar una guía sobre un procedimiento para la estimación, a través del cálculo analítico, de la velocidad máxima del ULM.

Además del método iniciado en este Apéndice, la velocidad máxima del ULM en vuelo nivelado, puede ser determinada como el promedio de una serie de tres (3) o más pasadas en ambas direcciones a plena potencia, a lo largo de una distancia de 1000 pies, bajo condiciones especificadas.

El promedio de velocidad máxima deberá ser ajustado a valores de atmósfera estándar a nivel del mar.

### 1º ETAPA: CALCULO DEL COEFICIENTE TOTAL DE RESISTENCIA AERODINÁMICA

(Para mayor desglose de los valores asignados en cada categoría ver “Consideraciones para asignar valores de los factores de resistencia aerodinámica”).

#### 1. Coeficiente de Resistencia Aerodinámica del Piloto (elegir uno)

##### \* No cubierto

- Acostado ..... 1,2
- Supino ..... 4,5
- Sentado derecho ..... 5,5

##### \* Parcialmente cubierto

- Mitad inferior del cuerpo cubierto ..... 3,5
- Expuesta solamente la cabeza ..... 2,5
- Cuerpo del piloto cubierto con una forma aerodinámica y con la cabeza detrás de un parabrisas ..... 2,0

##### \* Totalmente cubierto

- Fuselaje aerodinámicamente perfilado ..... 1,5
- Fuselaje no perfilado ..... 2,0

#### 2. Coeficiente de Resistencia Aerodinámica del Ala (total en pies<sup>2</sup> del extrados = \_\_\_ x 0,01) ..... \_\_\_\_\_

#### 3. Coeficiente de Resistencia Aerodinámica de Superficies de Control y Estabilizadores (total en pies<sup>2</sup>, de un lado de cada superficie = \_\_\_ x 0,014) ..... \_\_\_\_\_

#### 4. Coeficiente de Resistencia Aerodinámica de Cables expuestos (número total de cables de más de 4 pies de largo, y orientados de 45° a 90° de la corriente de aire = \_\_\_ x 0,05) ..... \_\_\_\_\_

5. Coeficiente de Resistencia Aerodinámica de Montantes (número total de montantes de más de 4 pies de largo, y orientados de 45° a 90° contra la dirección del aire, excluidos aquellos correspondientes al tren de aterrizaje =  $\_\_ \times 0,4$ ) ..... \_\_\_\_\_
6. Coeficiente de Resistencia Aerodinámica del tren de aterrizaje (se incluyen los montantes correspondientes) ..... \_\_\_\_\_
  - \* Tren fijo, carenado (n° de ruedas =  $\_\_\_\_\_ \times 0,3$ )
  - \* Tren fijo, no carenado (n° de ruedas =  $\_\_\_\_\_ \times 0,5$ )
7. Coeficiente de Resistencia Aerodinámica del Motor (elegir uno)
  - \* Completamente expuesto = 2,5
  - \* Parcialmente expuesto = 1,5
  - \* Algunos componentes expuestos = 0,5 ..... \_\_\_\_\_
8. Tolerancia para Resistencia Inducida y de interferencia (multiplicar la suma de los coeficientes 1. a 7. inclusive=  $\_\_ \times 0,2$  ..... \_\_\_\_\_)
9. Total de los Coeficientes Resistencia Aerodinámica computados (sumar ítems 1. a 8. inclusive)..... \_\_\_\_\_

Pasar a gráfico N° 1 que se presenta al final del Apéndice D.

### CONSIDERACIONES EN LA ASIGNACIÓN DE VALORES DE LOS COEFICIENTES DE RESISTENCIA AERODINÁMICA

#### 1. Factores de resistencia aerodinámica del piloto

“Supino”: es una posición sentado con las piernas extendidas hacia adelante casi en línea con la parte inferior del cuerpo.

“Sentado derecho”: es una posición sentado, en que la parte inferior de las piernas se extienden hacia abajo.

“Solo cabeza expuesta”: incluye todos los vehículos semi o total mente fuselados, que tengan un pequeño parabrisas que no desvía el aire de la cara del piloto.

“Cuerpo del piloto cubierto con una forma aerodinámica, y con la cabeza detrás de un parabrisas”: incluye aquellos ULM que, desde una posición de observación en frente del vehículo, el cuerpo del piloto no está expuesto al flujo de aire.

Cuando se está operando un ULM biplaza, los asientos lado a lado duplican el factor para los totalmente expuestos y para la posición “mitad inferior del cuerpo cubierta”.

No se da crédito adicional para las otras posiciones parcial o totalmente expuestas. Tampoco se da crédito adicional a las configuraciones en tándem.

2. Resistencia Alar

Este incluye todas las superficies horizontales de vuelo incluyendo canards (pero excluyendo cualquier otra superficie estabilizadora o de control). En este cálculo se utiliza la superficie total en pies<sup>2</sup> del extradós del ala, determinada en base a una especificación del fabricante o por medio de una medición aproximada (largo x ancho).

3. Resistencia Aerodinámica de las Superficies Estabilizadoras y de Control

Esto incluye estabilizadores horizontales y verticales, timones de dirección, elevadores y alerones. En este cálculo se utiliza el total en pies<sup>2</sup> de superficies expuestas (un lado solamente).

4. Resistencia Aerodinámica de Cables y Montantes expuestos

Se cuenta el número de cables o montantes, no asociados con el tren de aterrizaje, que tienen más de 4 pies de largo, con un ángulo de entre 45° a 90° al flujo del aire, y se multiplica por los valores dados. Aquellos cables y/o montantes ubicados detrás del piloto, motor ó ala (que usualmente constituyen partes del fuselaje trasero o empenaje) no se cuentan. No deben tomarse en cuenta aquellos cables o montantes ubicados unos detrás de otros con respecto a la corriente de aire mientras la separación entre ambos no supere en dos veces el diámetro de los cables o montantes involucrados.

5. Resistencia Aerodinámica del Tren de Aterrizaje Fijo

Según sea el tipo de tren fijo que posea el ULM, seleccione el factor aplicable (tren fijo, con o sin carenado). El tren carenado es aquel cuyas ruedas tienen 1/3 o más de la superficie cubierta, en la parte delantera y en sus costados. El tamaño de las ruedas o largo de los montantes del tren, no influyen en el cálculo.

6. Resistencia Aerodinámica del Motor

Los motores que se encuentren por delante del ala sin carenado, y aquellos que estén por detrás que sobresalen notoriamente sobre o debajo del ala, se consideran totalmente expuestos. Aquellos con carenados aerodinámicos no ubicados en el fuselaje o detrás de la cabina de piloto semiaerodinámica, se consideran parcialmente expuestos.

Los motores carenados ubicados delante o atrás de un fuselaje completamente aerodinámico con componentes tales como filtros de aire y silenciadores expuestos, se consideran en la categoría "algunos componentes expuestos".

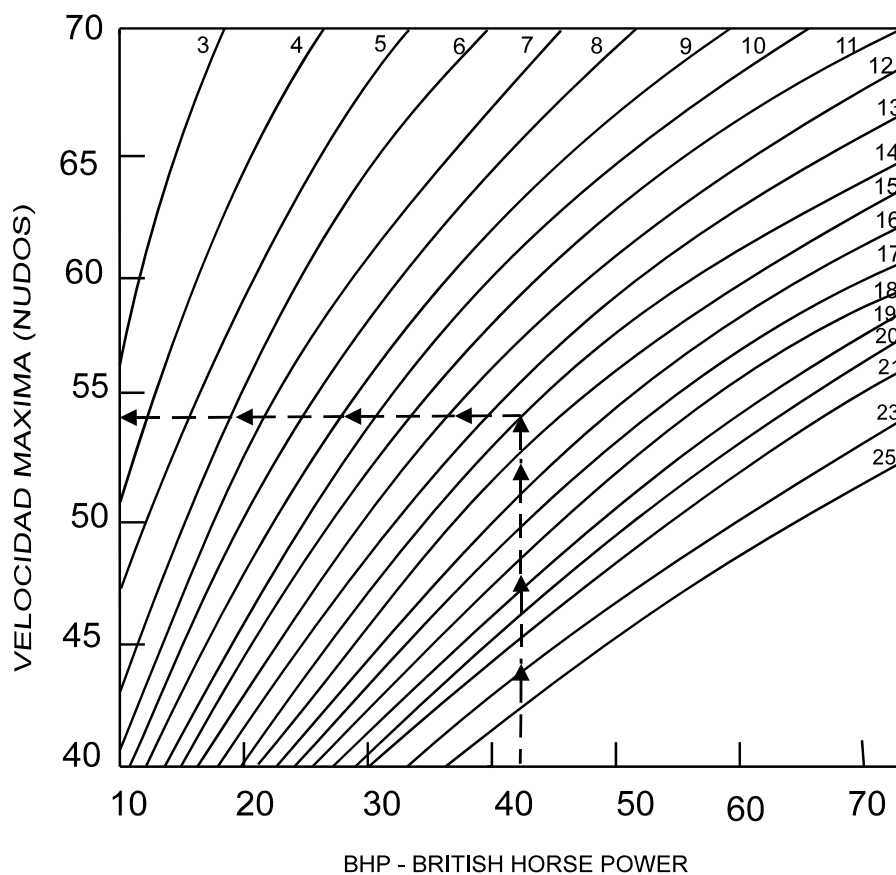
Los motores con o sin carenado ubicados en el área turbulenta directamente detrás del cuerpo del piloto, o del fuselaje del ULM, también se consideran en esa categoría.

2º ETAPA: DETERMINACIÓN DE LA VELOCIDAD MÁXIMA DEL ULM MEDIANTE EL USO DEL GRÁFICO N°1

INSTRUCCIONES:

1. Entre al Gráfico con la máxima potencia declarada por el fabricante del motor instalado (Ej: 45 HP).
2. Suba en línea recta con el valor de HP hasta encontrar la curva de resistencia total aerodinámica calculada para el ULM (Ej: 14).
3. Desde este punto, siga en dirección horizontal, y sobre la izquierda lea la velocidad máxima (Ej: 53,5 Knots).

GRÁFICO N° 1 a





## A P E N D I C E E

### DETERMINACIÓN DE LA VELOCIDAD DE PERDIDA SIN POTENCIA EN LOS ULTRALIVIANOS

El presente Apéndice tiene por finalidad una guía sobre un procedimiento para la estimación, a través del cálculo analítico, de la velocidad de pérdida sin potencia del ULM.

Además del método a continuación indicado, este valor de la velocidad puede ser determinado por un Profesional habilitado, se puede realizar una serie de pérdidas sin potencia utilizando procedimientos de prueba de vuelo reconocidos y como promedio de los resultados obtenidos.

La información contenida en este Apéndice intenta asistir a la determinación de la máxima velocidad de pérdida sin potencia no exceda los 24 nudos. Cálculos realizados de acuerdo con la información provista pueden ser aceptados como evidencia satisfactoria de cumplimiento. Cuando se usa esta información, no es necesario usar otros factores que los previstos aquí.

(Los valores previstos aquí son para alas relativamente cuadradas o rectangulares, pero no son válidos para alas ahusadas o en flecha). Consideraciones importantes para este cálculo son:

1. Peso en vacío: El peso en Vacío de un vehículo, (excluidos flotadores y paracaídas) como fue establecido por alguna forma de evidencia satisfactoria al Inspector, puede ser usado.
2. Peso del Piloto: Se tomará como peso del piloto 77 kg. (170 Lbs). En caso de que un ultraliviano sea operado en operaciones con dos ocupantes se tomará como peso de los pilotos 154 kg. (340 Lbs).
3. Peso del combustible: El peso del combustible (6 Lbs. por galón) está incluido y para el propósito de este cálculo debe considerarse la capacidad completa del tanque de combustible.
4. Área Alar: El área alar total (pies<sup>2</sup>) debe ser determinada. Alerones y flaps deben ser incluidos, pero canards (que generalmente tienen una velocidad de pérdida mayor que el ala principal) están excluidos.

#### PASO UNO:

Sume los factores de peso. Ejemplo:

Peso vacío .....	240 Lbs.
Peso piloto .....	170 Lbs.
Peso combustible .....	30 Lbs.
	440 Lbs.


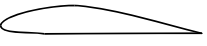
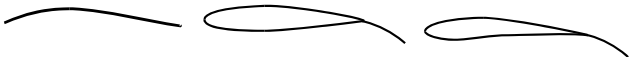
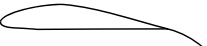
PASO DOS:

Divida el peso total por el área alar total para obtener la carga alar del ULM. Ejemplo:

$$\frac{\text{PESO}}{\text{ÁREA ALAR}} = \frac{440}{151} = 2,9 \text{ (carga alar)}$$

PASO TRES:

Elija, de los perfiles alares provistos abajo, el factor de sustentación que se aplicará al ultraviano en cuestión.

<u>FACTOR DE SUSTENTACIÓN</u>	<u>PERFIL ALAR</u>	<u>DESCRIPCIÓN DEL ALA</u>
1,4		Simple/doble superficie con comba de menos del 7% (ver Ap. C) y todas las superficies de sustentación simétricas o semisimétricas, sin flaps, sin tener en cuenta la comba.
1,6		Intradós relativamente plano, alas de 1,6 superficie doble con comba del 7% o más.
1,8		Superficie simple con comba del 7% o más, de doble superficie con extensión de flaps hasta el 50% del total de la envergadura.
2,0		Doble superficie con extensión de 2,0 flaps más del 50% del total de la envergadura.

PASO CUATRO:

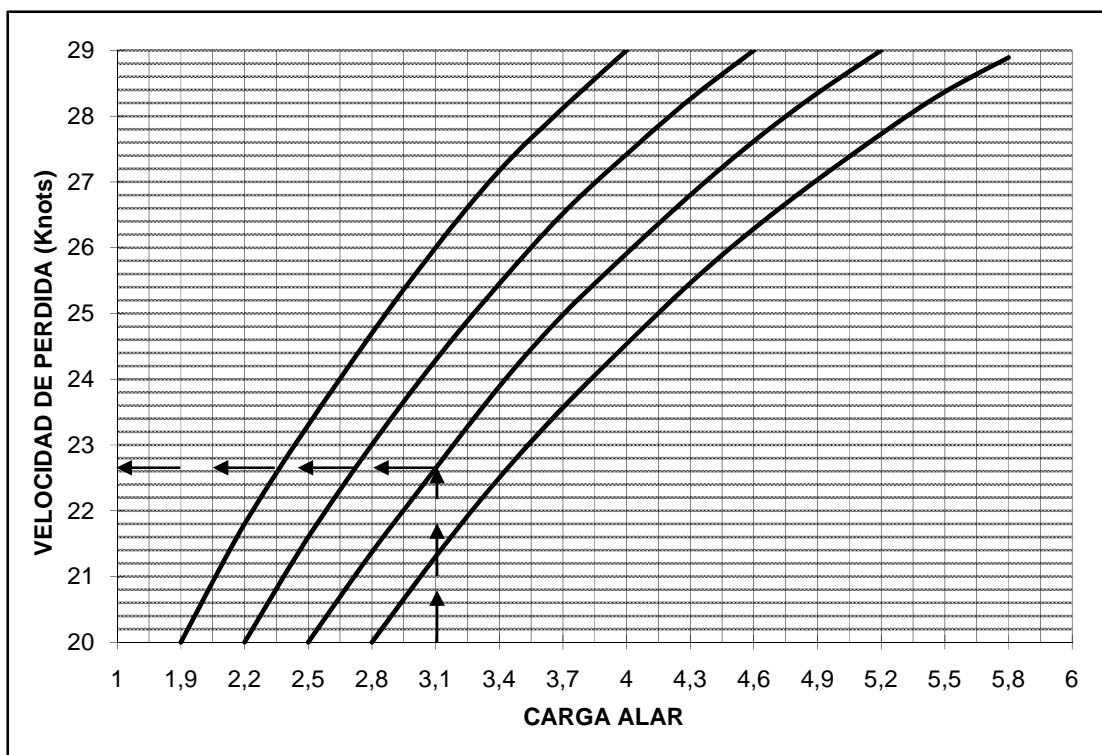
Determinación de la velocidad de pérdida sin potencia de un ultraliviano mediante el uso del gráfico N° 2.

Instrucciones:

1. Entrar al gráfico con carga alar calculada de ULM, (Ej: 2,9).
2. Continúe hacia arriba con ese valor hasta donde intercepta el valor de la curva del coeficiente de sustentación aplicable, (Ej: 1,6).
3. Desde el punto anterior siga en forma horizontal hasta el eje de la velocidad de pérdida sin potencia, (Ej: 23,2 Knots).

NOTA: Si su carga alar calculada es menor que la línea del coeficiente de sustentación aplicable en este gráfico, la velocidad de pérdida será menor que la prevista en el mismo.

GRAFICO N° 2



PÁGINA INTENCIONALMENTE EN BLANCO

## APENDICE F

### DETERMINACIÓN DE LA COMBA DE LA SUPERFICIE SUPERIOR DEL ALA

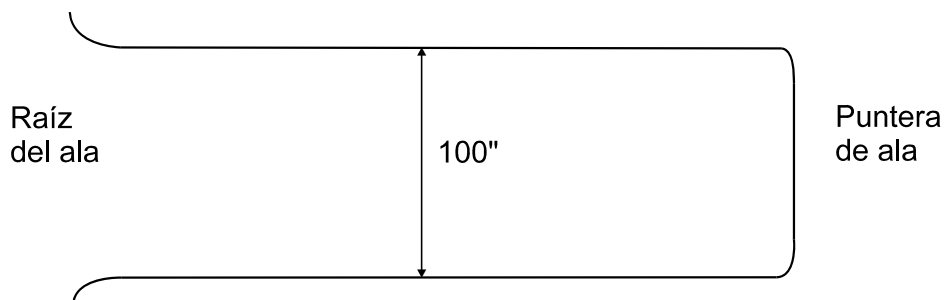
El presente Apéndice tiene como finalidad presentar al diseñador de un ULM las siguientes sugerencias en forma simplificada para la determinación de la comba de la superficie superior del ala.

Consideraciones relacionadas con el cálculo:

1. Cuerda o Línea de Cuerda: es una línea recta imaginaria que une los extremos del Borde de Ataque y el de Fuga. Para el propósito del cálculo, esta línea imaginaria será medida a mitad del camino entre la puntera del ala y la raíz de la misma.
2. Comba: para el cálculo, solo se considerará la comba de la superficie superior (por encima de la línea de cuerda) del ala.

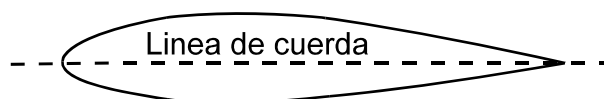
#### PASO UNO:

Determine el punto medio del ala y mida la cuerda media alar.



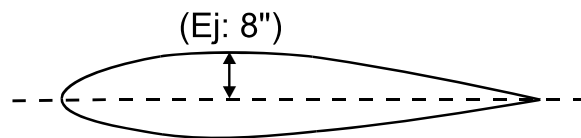
#### PASO DOS:

En el punto medio del ala, determine la posición horizontal de la línea de cuerda sobre el perfil del ala (tomando una línea recta desde el punto más adelante sobre el Borde de Ataque al punto más atrás en el Borde de Fuga).



PASO TRES:

Mida la distancia desde la línea de la cuerda al punto más alto de la comba en la superficie superior del ala.



PASO CUATRO:

Divida la medida obtenida en el Paso Uno por la medida obtenida en el Paso Tres.

Ejemplo:

$$\frac{\text{Comba de la Superficie Superior}}{\text{Longitud de la línea de Cuerda Media}} = \frac{8 \text{ pulg.}}{100 \text{ pulg.}} = 8\% \text{ comba}$$

APENDICE GINSPECCION ANUAL DE ULM1. GENERALIDADES

- 1.1. Este tipo de inspección consiste en controlar que las aeronaves ULM no se aparten de las condiciones en que le fuera extendido el Certificado de Aprobación de Modelo por la DNA en su oportunidad y que mantengan las aptitudes de aeronavegabilidad originales para realizar una operación segura.
- 1.2. La inspección del ULM se efectuará de acuerdo al ítem 9.6.1.1 y a los siguientes requisitos mínimos:
  - 1.2.1. Controlar que la aeronave ULM no presente discrepancias respecto a la Hoja del Datos de C.A.M.
  - 1.2.2. Controlar que las alteraciones introducidas hayan sido aprobadas por la DNA y hayan sido ejecutadas de acuerdo a normas.
  - 1.2.3. Verificar el peso y centraje de la aeronave ULM.
  - 1.2.4. Medir las áreas de las superficies correspondientes a los planos estabilizadores y superficies de control.
  - 1.2.5. Verificar estado general de la aeronave ULM.
  - 1.2.6. Controlar la documentación, libretas historiales y los registros correspondientes.
- 1.3. Se deberá cumplimentar los pasos estipulados para las inspecciones de acuerdo con la Cartilla de Mantenimiento Aprobada.
- 1.4. La Cartilla de mantenimiento debe constar, al menos, con los siguientes ítemes, y dicha inspección debe ser realizada por las personas autorizadas en el punto 10.3 de esta CA.
  - 1.4.1. Fuselaje
    - a) Verificar estado general, por rayaduras, corrosión, deformación y ovalización en las zonas de insertos, separadores y fijaciones.
    - b) Verificar estado de tomas de las bancadas.
    - c) Verificar estado de la remachadura.

- d) Verificar estado de los puntos por donde pasan los comandos.
- e) Verificar correcto aislamiento de los cables.
- f) Verificar puntos de fijación del ala.
- g) Verificar por cualquier método aceptado las soldaduras.

#### 1.4.2. Alas y Grupo de Cola

- a) Desarmar completamente, inspeccionar largueros verificando si existe algún tipo de deformaciones.
- b) Verificar puntos de unión, y orificios por ovalizaciones, corrosión, fisuras, etc.
- c) Verificar tensores por estado y condición y los puntos de fijación de éstos por signos de sobretensión, rotura de los hilos, etc.
- d) Verificar todos los bujes sobre los que deslizan y rotan barras ó comandos por excesivo juego.
- e) Desarmar superficies de control, verificar pernos, bujes, orificios por ovalizaciones, juegos, deformaciones, etc.
- f) Verificar por deformaciones de varillas de empuje, desgaste de pivotes, seguros, pernos, y chavetas.
- g) Verificar todas las charnelas, por excesivo juego y topes.
- h) Verificar recubrimiento, por daños o envejecimiento, inspeccionar costuras.
- i) Verificar montaje de costillas.

#### 1.4.3. Tren de Aterrizaje

- a) Verificar si existen deformaciones pertinentes en los trenes.
- b) Verifique el estado de los sandow, removerlos en caso de deterioro.
- c) Verificar el correcto funcionamiento de las instalaciones.
- d) Verificar condición general de fijación y accesorios.
- e) Verificar pérdidas en los sistemas hidráulicos. (si correspondiera)
- f) Verificar cables por estado y condición, puntos de fricción de los cables de accionamiento de frenos.



- g) Verificar la condición de los cojinetes y estado de las llantas por fisuras, desgaste y ovalización.
- h) Verificar cortes y desgastes de cubiertas.
- i) Verificar fijaciones, defectos en los esquís y además filtraciones en los flotadores.
- j) Cambiar zapatas de frenos, recorra las bombas.
- k) Verificar soldaduras de los pedales de dirección.

#### 1.4.4. Comandos

- a) Desarmar bastón de mando, verificar pernos, bujes, conectores por fisuras, ovalizaciones, juego excesivo, deformaciones, etc.
- b) Verificar que todas las barras de empuje estén libres de interferencias, deformaciones y fisuras.
- c) Verificar que las barras de empuje y guiñoles estén en perfecta condición.
- d) Verificar el desgaste de los pivotes y pernos.
- e) Verificar los topes de los recorridos de comandos.
- f) Verificar los ángulos de desplazamiento de las superficies móviles.
- g) Verificar los tubos y partes internas de la estructura de la superficie por deformaciones.
- h) Verificar pedales por excesivos juegos y las soldaduras.

#### 1.4.5. Sistema de Combustible

- a) Verificar las tomas de tanque.
- b) Verificar el tanque por pérdidas de combustible y transpiración en las uniones y salidas a la línea.
- c) Verificar las tuberías por envejecimiento, desgaste, corrosión.
- d) Reemplace filtro de combustible.
- e) Verificar el correcto funcionamiento de la bomba.
- f) Verificar el correcto funcionamiento de la válvula de corte.
- g) Verificar el correcto funcionamiento del sistema de drenaje.
- h) Limpieza de tanque con agente químico apropiado.

#### 1.4.6. Cabina

- a) Inspeccionar el cinturón de seguridad, verificando la costura en busca de hilachas y roturas en las bandas de tela.
- b) Verificar por ensanchamiento los puntos de toma del cinturón de seguridad y asientos, cambio de bulones.
- c) Verificar el correcto montaje del tablero y los bujes antivibración.
- d) Verificar la correcta fijación de placas y las marcas en los instrumentos.
- e) Verificar el alojamiento de la batería por corrosión, inspeccionar el sistema de venteo.

#### 1.4.7. Hélices

- a) Verificar los orificios del plato de fijación por desgaste, ovalización y fisuras.
- b) Verificar el correcto balanceo de las palas.
- c) Inspeccionar las palas en busca de fisuras, melladuras, etc.
- d) Inspeccionar el cubo de hélice por fisuras y ovalizaciones.

#### 1.4.8. Motor

- a) Verificar por pérdidas de combustible, aceite, hidráulicos, refrigeración, etc.
- b) Verificar estado de tuercas y fijaciones.
- c) Revisar sistema de escape por pérdidas y fisuras en el silenciador.
- d) Revisar testigos del motor por presencia de partículas de metal.
- e) Verificar bancada por estado y condición, pérdidas de fijaciones y fisuras.
- f) Verificar los bujes antivibratorios por pérdida de condición y deterioro.
- g) Verificar montaje de los controles de motor por defectos, juego y montaje inseguro.
- h) Verificar las líneas de combustible, sus fijaciones, cambio de filtro y funcionamiento del drenaje.
- i) Verificar todos los accesorios por defectos aparentes y por mal montaje.
- j) Verificar todo el cableado por pérdidas, falta de masa.
- k) Verificar que no existan pérdidas de aire en el sistema de admisión.

- l) Verificar el sistema de reducción, inspeccionado por fisura de caja reductora sistema de acople o correas por estado, condición y correcta tensión.
- m) Verificar el correcto funcionamiento de la bomba del sistema de combustible.
- n) Verificar el nivel de todos los líquidos.
- o) Verificar el correcto torque de todos los bulones del motor.

# CAMBIO

CA: 103-2

Cambio 1

19 de diciembre de 2011

## DIRECCION NACIONAL DE AERONAVEGABILIDAD

---

TEMA: CERTIFICACIÓN Y OPERACIÓN DE ULTRALIVIANOS MOTORIZADOS  
(ULM) FABRICADOS EN SERIE.

### 1. PROPOSITO

Este cambio se realiza para actualizar el formulario DA 310-1” Solicitud de aprobación de modelo o aprobación de modelo suplementario para ultralivianos motorizados, y motores y hélices para ultralivianos” y la forma de pago del arancel vigente.

### 2. COMUNICACIÓN DE CAMBIO

Después de incorporar las páginas revisionadas, esta comunicación de cambio debe ser conservada con la Circular.

#### Cuadro de control de páginas

<u>Página removida</u>	<u>Fecha</u>	<u>Página incorporada</u>	<u>Fecha</u>
ii	15/12/95	ii	05/12/11
10	15/12/95	10	05/12/11
Apéndice B	15/12/95	Apéndice B	05/12/11

Com. Claudio M. MOVILLA  
Director de Aeronavegabilidad