

**Notificación de los requisitos
de aeronavegabilidad aplicables a las aeronaves modelo con alas
controladas a distancia ¹**

LTF-FM-F

de

26.2.2025

A continuación se presentan los requisitos de
aeronavegabilidad de la Oficina Federal de Aviación de Alemania
para
aeronaves modelo con alas controladas a distancia
con una masa máxima de despegue superior a 25 kg pero inferior o igual a 150 kg.

Braunschweig, 26 de febrero de 2025

Referencia: T323-050801-LTF-FM-F-2025

Oficina Federal de Aviación

pp.

¹ Notificado de conformidad con la Directiva (UE) 2015/1535 del Parlamento Europeo y del Consejo, de 9 de septiembre de 2015, por la que se establece un procedimiento de información en materia de reglamentaciones técnicas y de reglas relativas a los servicios de la sociedad de la información (DO L 241 de 17.9.2015, p. 1).

Índice

ÍNDICE.....	2
0 REGISTRO DE MODIFICACIONES.....	5
1 ÁMBITO DE APLICACIÓN.....	7
1.1 INFORMACIÓN GENERAL.....	7
2 COMPORTAMIENTO DE FUNCIONAMIENTO.....	7
2.1 INFORMACIÓN GENERAL.....	7
2.1.1 MANIOBRABILIDAD.....	7
2.1.2 MÉTODOS DE PRUEBA.....	7
2.1.3 ALCANCE DE LA PRUEBA.....	7
2.2 LÍMITES DE LA DISTRIBUCIÓN DE LA CARGA.....	7
2.3 LÍMITES DE MASA.....	7
2.3.1 MASA MÁXIMA DE DESPEGUE.....	7
2.3.2 MASA EN VACÍO.....	7
2.4 PRUEBAS.....	8
2.4.1 POSICIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD.....	8
2.4.2 FLEXIBILIDAD DEL CONTROL.....	8
2.4.3 PRUEBAS FUNCIONALES.....	8
2.5 DISTANCIA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE.....	8
2.6 MANIOBRABILIDAD.....	8
2.7 COMPORTAMIENTO DE ESTANCAMIENTO.....	8
2.8 FLAMEO.....	8
3 RESISTENCIA MECÁNICA.....	8
3.1 CARGAS.....	8
3.2 PRUEBA DE RESISTENCIA.....	9
3.3 FACTORES DE CARGA.....	9
3.4 PRUEBAS DE VUELO.....	9
3.4.1 ESTRUCTURA PORTANTE.....	9

3.4.2	UNIDADES DE COLA Y SU FIJACIÓN.....	9
3.4.3	FUSELAJE.....	9
3.4.4	CONTROL.....	10
3.4.5	MONTAJE DEL MOTOR.....	10
3.4.6	TREN DE ATERRIZAJE.....	10
3.4.7	RESISTENCIA ESTRUCTURAL DE LA LIBERACIÓN DE REMOLQUE (SI EXISTE).....	10
3.4.8	OTRAS INSTALACIONES (POR EJEMPLO, BATERÍAS).....	10
4	<u>SISTEMA DEL MOTOR.....</u>	10
4.1	DIMENSIONAMIENTO.....	10
4.2	DISEÑO.....	11
4.3	PREVENCIÓN CONTRA INCENDIOS.....	11
4.4	VIBRACIONES.....	11
4.5	SISTEMA DE ENCENDIDO.....	11
4.6	COMPORTAMIENTO DE FUNCIONAMIENTO.....	11
4.7	SISTEMA DE ESCAPE.....	11
4.8	APAGADO DEL SISTEMA DE MOTOR.....	11
4.9	CONTENIDO DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE / BATERÍAS DE PROPULSIÓN / TIEMPO DE VUELO.....	11
4.10	DEPÓSITOS DE COMBUSTIBLE.....	12
4.11	PANTALLAS Y FILTROS.....	12
4.12	TUBOS Y MANGUERAS.....	12
5	<u>HÉLICES.....</u>	12
5.1	INFORMACIÓN GENERAL.....	12
5.2	IDONEIDAD.....	12
5.3	COMPORTAMIENTO DE FUNCIONAMIENTO.....	12
5.4	ASEGURAMIENTO.....	12
5.5	VIBRACIONES.....	12
6	<u>SISTEMA ELÉCTRICO.....</u>	13
6.1	DOCUMENTOS.....	13
6.2	CAPACIDAD DE CARGA.....	13
6.3	CONEXIONES.....	13
6.4	ALIMENTACIÓN ELÉCTRICA.....	13

6.5	FUNCIONES ADICIONALES.....	13
6.6	ALAMBRES Y CABLES.....	13
6.7	COMBINADORES DE POTENCIA.....	13
7	<u>SISTEMA DE CONTROL REMOTO.....</u>	13
7.1	INFORMACIÓN GENERAL.....	13
7.2	VIBRACIONES.....	14
7.3	ANTENA.....	14
7.4	PRUEBA DE ALCANCE.....	14
7.5	ESTABILIZACIÓN ELECTRÓNICA (SISTEMAS DE GIROSCOPIOS).....	14
7.6	FALLO DE LA CONEXIÓN DE RADIO.....	14
8	<u>CONCEPCIÓN Y CONSTRUCCIÓN.....</u>	14
8.1	INFORMACIÓN GENERAL.....	14
8.2	EL PROCEDIMIENTO DE FABRICACIÓN.....	15
8.3	PUENTE ELÉCTRICO.....	15
8.4	DISPOSICIONES PARA COMPROBACIONES.....	15
8.5	UNIDADES DE COLA.....	15
8.5.1	INSTALACIÓN.....	15
8.5.2	SUPERFICIES DE CONTROL.....	15
8.6	CONTROL.....	15
9	<u>RUIDO.....</u>	15
10	<u>EQUIPOS MÍNIMOS.....</u>	15
11	<u>INSTRUCCIONES DE FUNCIONAMIENTO Y MANTENIMIENTO.....</u>	16
11.1	MANUAL DE VUELO.....	16
11.2	INFORMES OPERATIVOS.....	16

0 Registro de modificaciones

En comparación con la edición anterior de los requisitos de aeronavegabilidad aplicables a las aeronaves modelo con alas controladas a distancia de 2 de marzo de 2011 (NfL II-21/11), además de los cambios de redacción, se han realizado las siguientes modificaciones:

Numeración antigua	Numeración nueva	Modificación
1.1	1.1	Adición de la definición de aeronave modelo
2.1.3	2.1.3	Supresión, segunda frase
2.4.2	2.4.2	Modificación de la carga de la prueba
2.4.3	2.4.3	Prueba de alcance desplazada a 7,4
2.5	2.5	Determinación de las distancias de carrera de despegue y los ángulos de trayectoria de vuelo
2.6	2.6	Supresión, prueba de fallo del motor en un lado
2.7	2.7	Determinación de la potencia del motor por la autoridad competente
2.8	-	Se suprime
3.2	3.2	Adición de la consideración de la experiencia
3.3	3.3	Supresión del anexo 1
3.4	3.4	Definición de registros de vuelo con registro de datos
3.4.5	-	Se suprime
3.4.8	3.4.7	Modificación de la carga de la prueba
4.3	4.3	Adición de la propulsión eléctrica
4.9	-	Se suprime
4.10	4.9	Identificación y definición del tiempo de vuelo seguro
6.3	6.3	Adición de fuerza de cierre en lugar de sujeción
6.5	-	Se suprime
6.7	6.6	Adición de protección contra la doblez
7.1	7.1	Adición de redundancia
7.3	7.3	Especificación

-	7.4	Adición de la prueba de alcance
-	7.5	Adición de sistemas giratorios
-	7.6	Adición de fiabilidad de la conexión radioeléctrica
8.5	-	Se suprime
8.6.2	8.6.2	Supresión del balance de masas
9	9	Referencia dinámica a la normativa vigente en materia de ruido

1 Ámbito de aplicación

1.1 Información general

Estos requisitos de aeronavegabilidad se aplican a las aeronaves modelo de conformidad con el artículo 1, apartado 1, punto 8, del Reglamento alemán sobre licencias de tráfico aéreo (LuftVZO, por su versión en alemán), categoría de aeronaves modelo con alas (aeronaves no tripuladas operadas a la vista del operador exclusivamente con fines deportivos o recreativos) con una masa máxima de despegue superior a 25 kg pero inferior o igual a 150 kg.

2 Comportamiento de funcionamiento

2.1 Información general

2.1.1 Maniobrabilidad

La aeronave modelo deberá ser controlable de forma segura y suficientemente maniobrable

- a) en el despegue,
- b) durante el vuelo (incluidos el ascenso inicial, el vuelo horizontal y el descenso),
- c) en el aterrizaje y
- d) en el rodaje.

La posición del flap correspondiente se indicará en las pruebas.

2.1.2 Métodos de prueba

La prueba de que la aeronave modelo cumple los requisitos establecidos en la presente sección deberá aportarse mediante ensayos de vuelo.

2.1.3 Alcance de la prueba

Salvo que se especifique otra cosa, los requisitos individuales de la presente sección se demostrarán con todas las combinaciones críticas de peso y centro de gravedad dentro de la gama de condiciones de carga para las que se solicita la homologación.

2.2 Límites de la distribución de la carga

Los rangos de peso y centro de gravedad dentro de los cuales la aeronave modelo puede operarse de forma segura se especificarán en la documentación de operación.

2.3 Límites de masa

2.3.1 Masa máxima de despegue

La masa máxima de despegue será tal que no sea superior a la masa máxima de despegue demostrada por el solicitante para todos los puntos de las presentes directrices.

2.3.2 Masa en vacío

La masa en vacío es el peso de la aeronave modelo con lastre instalado permanentemente y el equipo especificado. Esta masa en vacío se definirá de manera

que pueda recuperarse y utilizarse en cualquier momento para determinar el centro de gravedad. El combustible se considera una carga desechable.

2.4 Pruebas

2.4.1 Posición del centro de gravedad

La posición del centro de gravedad de la masa en vacío asociada se determinará utilizando la masa en vacío definida en 2.3.2. El centro de gravedad de la masa en vacío se marcará en consecuencia (por ejemplo, mediante tornillos marcados con rojo, círculos, marcas del centro de gravedad), de modo que la aeronave modelo pueda ser reajustado en cualquier momento.

2.4.2 Flexibilidad del control

La flexibilidad del control se mantendrá en el nivel más bajo posible para reducir al mínimo el flameo. La flexibilidad (incluido el juego) no deberá superar el 20 % del recorrido total del aparato de gobierno bajo la carga determinada en 3.4.4.

2.4.3 Pruebas funcionales

Todas las pruebas funcionales en tierra deberán completarse antes del inicio de los vuelos de prueba.

2.5 Distancia de despegue y aterrizaje

Se determinarán los siguientes valores:

- a) Distancia de carrera de despegue desde la parada hasta el despegue; y
- b) Distancia de carrera de aterrizaje desde la toma de contacto hasta la parada.

Después del despegue y antes del aterrizaje, se alcanzará un ángulo de trayectoria de vuelo estacionario de al menos 10°.

2.6 Maniobrabilidad

Deberá ser posible cambiar de rumbo rápidamente en todas las direcciones y ejes. Esto podrá demostrarse bajo las condiciones siguientes:

- a) Tren de aterrizaje ampliado
- b) Flaps y frenos de aire en posición de aterrizaje

2.7 Comportamiento de estancamiento

- a) El comportamiento de estancamiento se examinará durante el vuelo en línea recta.
- b) En caso de estancamiento en las curvas con un ángulo de inclinación de aproximadamente 45°, deberá ser posible restablecer el vuelo horizontal normal sin una tendencia incontrolable a girar.

La potencia del motor para las pruebas será determinada por la autoridad competente.

2.8 Flameo

El flameo no debe producirse en ninguna de las zonas operativas aprobadas.

3 Resistencia mecánica

3.1 Cargas

Los requisitos de resistencia se especifican mediante la indicación de cargas seguras (las mayores cargas que cabe esperar en funcionamiento) y cargas de rotura (las cargas seguras multiplicadas por las cifras de seguridad que figuran en el apartado 3.2). A menos que se indique lo contrario, las cargas indicadas son «cargas seguras».

3.2 Prueba de resistencia

Deberá demostrarse que la estructura de resistencia es capaz de soportar las cargas esperadas durante el funcionamiento, es decir, la cifra de seguridad $j = 1,0$. En el caso de las pruebas computacionales, la cifra de seguridad es $j = 1,5$.

Como alternativa a los ensayos de componentes de conformidad con los apartados 3.4.1 a 3.4.3, podrá tenerse en cuenta la experiencia con estructuras técnicamente idénticas (por ejemplo, en el caso de kits o aeronaves modelo idénticos existentes).

3.3 Factores de carga

Como factores de carga de recuperación seguros se utilizarán los siguientes:

- a) $n = +3 g$ y $-1,5 g$ en el caso de las aeronaves modelo no aptas para los vuelos acrobáticos
- b) $n = +6 g$ y $-3 g$ para vuelo acrobático básico (rodando, realizando *loops*, girando, etc., sin maniobras de parada o picadas, etc.)
- c) $n = +y -8 g$ como mínimo para un uso ilimitado

3.4 Pruebas de vuelo

Se aportarán pruebas de resistencia suficiente mediante tres ensayos de vuelo con registro electrónico de datos (registradores de datos). Deberán cubrirse todas las maniobras autorizadas.

Se registrará como mínimo lo siguiente:

- a) Factor de carga de los tres ejes
 - Eje longitudinal (alabeo)
 - Eje vertical (guiñada)
 - Eje transversal (cabeceo)
- b) Velocidad máxima de aire
- c) Posición GPS con información de altitud, que también se puede determinar barométricamente

3.4.1 Estructura portante

Si el ensayo de componentes se lleva a cabo únicamente con la estructura portante o con la mitad de un ala, la fijación del ala al fuselaje deberá ser lo más cercana posible a la realidad.

La carga determinada de acuerdo con el apartado 3.3 se llevará a cabo sobre la base de una distribución de elevación elíptica mediante la aplicación de pesos individuales dispuestos en forma de escalera.

3.4.2 Unidades de cola y su fijación

Se requieren pruebas de esfuerzo con unidades de cola.

3.4.3 Fuselaje

En el caso del fuselaje, se realizará un ensayo de componentes de caso crítico consistente en:

- a) la carga máxima de la unidad de cola horizontal;
- b) la carga máxima de la unidad de cola lateral; y
- c) la carga crítica de los aterrizajes.

3.4.4 Control

Al colocar pesos definidos en las superficies de control, es posible comprender las fuerzas implicadas. El momento de la bisagra correspondiente se determinará mediante una función que tenga en cuenta el coeficiente de sustentación y la geometría del ala.

Los enlaces de control, sus enlaces de conexión y la fijación de los elementos de control (servos y similares) se diseñarán de manera que los momentos y fuerzas calculados puedan absorberse en las superficies de control.

3.4.5 Montaje del motor

El soporte del motor y su suspensión estarán diseñados para soportar todas las cargas resultantes de las operaciones de vuelo. Las pruebas de ello se aportarán mediante ensayos en vuelo.

3.4.6 Tren de aterrizaje

En el caso del tren de aterrizaje retráctil, se debe tener cuidado para garantizar un funcionamiento suave, y los cables y mangueras en los muelles del tren de aterrizaje deben estar firmemente sujetos. Además, debe prestarse atención a la correcta función de las cubiertas restantes, si están presentes.

3.4.7 Resistencia estructural de la liberación de remolque (si existe)

La fijación de liberación del remolque se dimensionará para las siguientes cargas seguras:

- a) el 75 % del peso máximo de la aeronave remolcada o del planeador remolcado hacia delante o hacia atrás en dirección horizontal;
- b) el 75 % del peso máximo hacia delante o hacia atrás 30° hacia los lados y hacia arriba y hacia abajo, y
- c) 50 % del peso máximo 90° hacia los lados

Las mediciones del empuje se llevarán a cabo utilizando un dispositivo de medición adecuado (por ejemplo, escala de empuje).

El fuselaje no debe presentar anomalías tales como deformaciones, grietas y similares durante y después de la prueba. La liberación del remolque sujetará el cable del remolque de forma segura y lo liberará de forma segura cuando se libere bajo carga.

3.4.8 Otras instalaciones (por ejemplo, baterías)

Los soportes para otras instalaciones se dimensionarán de manera que puedan absorber, sin avería, las aceleraciones que se produzcan de conformidad con el 3.3.

4 Sistema del motor

4.1 Dimensionamiento

El sistema de motor debe estar suficientemente dimensionado en términos de rendimiento.

Solo podrán utilizarse motores con buenas características de funcionamiento. Una vez instalados, los motores deberán ser fácilmente accesibles para su mantenimiento. Se garantizará un buen enfriamiento.

4.2 Diseño

El sistema de propulsión no debe tener ninguna característica de diseño que sea peligrosa o poco fiable.

4.3 Prevención contra incendios

El diseño y la construcción adecuados del sistema de propulsión y de los conductos de alimentación, así como la elección de los materiales adecuados, deberán mantener la probabilidad de incendio lo más baja posible (mangueras de combustible de pared gruesa y válvulas de corte). Lo mismo se aplica a los cables cargados eléctricamente, especialmente en el caso de la propulsión eléctrica.

4.4 Vibraciones

El sistema de propulsión no debe generar vibraciones críticas en el rango de funcionamiento normal que ejerzan una presión excesiva sobre el sistema de propulsión y la aeronave modelo (por ejemplo, el uso de metales vibrantes).

4.5 Sistema de encendido

El sistema de encendido deberá ofrecer suficiente seguridad de funcionamiento y no deberá dar lugar a fallos de funcionamiento que afecten al funcionamiento del sistema de control a distancia.

4.6 Comportamiento de funcionamiento

El ensayo de comportamiento de funcionamiento incluirá todos los ensayos necesarios para demostrar el comportamiento del sistema de propulsión durante el arranque, en régimen de ralentí, con carga parcial y a velocidad máxima.

4.7 Sistema de escape

Al instalar el sistema de escape se tendrá en cuenta la radiación térmica.

4.8 Apagado del sistema de motor

Se garantizará que el sistema de motor pueda apagarse en cualquier momento mediante el sistema de control a distancia.

4.9 Contenido del sistema de combustible / Baterías de propulsión / Tiempo de vuelo

El tiempo de vuelo seguro se calculará a partir del contenido del depósito de combustible y el consumo de combustible del sistema de propulsión a plena carga. Por razones de seguridad, se deducirá una reserva del 20 % del tiempo de vuelo seguro calculado.

(tiempo de vuelo seguro calculado – reserva del 20 % = tiempo de vuelo que debe especificarse)

En el caso de la propulsión eléctrica, el tiempo de vuelo seguro se calculará a partir de la capacidad de la batería y el consumo máximo de corriente del sistema de propulsión. Por razones de seguridad, se deducirá una reserva del 20 % del tiempo de vuelo seguro calculado.

(tiempo de vuelo seguro calculado – reserva del 20 % = tiempo de vuelo que debe especificarse)

4.10 Depósitos de combustible

Los depósitos de combustible deberán ser capaces de soportar, sin fallos, las vibraciones/inercia/cargas de líquido y las aceleraciones a las que puedan estar sometidos durante su funcionamiento, y deberán ser adecuados para su uso particular.

4.11 Pantallas y filtros

Se proporcionará una pantalla/filtro entre el depósito de combustible y el motor en un lugar accesible adecuado en el conducto de combustible.

4.12 Tubos y mangueras

Los tubos o mangueras de combustible deberán ser adecuados para la tarea prevista. Se instalarán y asegurarán de manera que se eviten vibraciones excesivas y se soporten las cargas derivadas de la presión del combustible y de las condiciones de vuelo aceleradas.

5 Hélices

5.1 Información general

Las hélices no deben tener ninguna característica de diseño que sea peligrosa o poco confiable.

5.2 Idoneidad

- a) La idoneidad de los materiales utilizados en la fabricación deberá demostrarse sobre la base de la experiencia o de los ensayos.
- b) Las hélices deberán ser adecuadas para el funcionamiento y estar equilibradas, teniendo en cuenta la información contenida en las instrucciones de funcionamiento del fabricante del motor.

5.3 Comportamiento de funcionamiento

El solicitante deberá demostrar en un funcionamiento funcional que la hélice y sus accesorios están funcionando sin ningún signo de daño.

5.4 Aseguramiento

Los spinners y las hélices deberán estar firmemente conectados y asegurados.

5.5 Vibraciones

- a) La magnitud de la carga de vibración sobre las palas de la hélice en condiciones normales de funcionamiento no deberá poner en peligro el funcionamiento continuo de la aeronave modelo.

- b) Las partes de la aeronave modelo situadas cerca de las puntas de las hélices deberán ser lo suficientemente sólidas y rígidas como para soportar los efectos de las vibraciones inducidas.

6 Sistema eléctrico

6.1 Documentos

Se creará una descripción general del sistema con una lista de piezas para todo el sistema eléctrico del lado del modelo, especificando, por ejemplo, el tipo y la sección transversal de los cables y alambres utilizados. Estos documentos se incluirán en el manual de instrucciones.

6.2 Capacidad de carga

No se debe exceder la capacidad de carga máxima de los cables y alambres.

6.3 Conexiones

Debido a posibles vibraciones, solo se permiten conexiones enchufables y de abrazadera como enlaces o conexiones de cable. Deberá garantizarse una fuerza de sujeción suficiente.

6.4 Alimentación eléctrica

El tipo de pilas o baterías utilizadas deberá ser adecuado para el uso previsto. Se prestará especial atención a la capacidad de corriente y de potencia de las baterías. El sistema de recepción deberá ser accionado por dos baterías independientes. El funcionamiento seguro se garantizará mediante un dispositivo adecuado.

6.5 Funciones adicionales

Las funciones adicionales, como la iluminación, etc., se conectarán a una fuente de alimentación independiente.

6.6 Alambres y cables

Los cables eléctricos consistirán en alambres flexibles, serán adecuados para el propósito particular y se colocarán en haces.

Las fijaciones se diseñarán de manera que los cables no se comben ni se rocen con otros componentes. Es importante asegurarse de que se utiliza una protección adecuada contra la doblez.

6.7 Combinadores de potencia

Se proporcionará un combinador de potencia para el sistema del lado del modelo.

7 Sistema de control remoto

7.1 Información general

Solo se pueden utilizar equipos de radio que cumplan con la normativa aplicable de la Agencia Federal de Redes Alemana. Dichos equipos radioeléctricos se operarán de conformidad con las normas aplicables de la Agencia Federal de Redes.

Al seleccionar e instalar el control remoto, no habrá características conocidas que afecten a la seguridad del funcionamiento. Todo el sistema de control remoto y otros

equipos asociados estarán diseñados de manera que cualquier fallo, ya sea debido a defectos técnicos, desgaste o envejecimiento, de todo el sistema o de partes del mismo, que no pueda considerarse improbable desde el principio, no pueda poner en peligro la aeronave modelo, el operador o cualquier tercero. En caso necesario, los componentes o funciones individuales se diseñarán de manera redundante. En cualquier caso, el sistema de recepción deberá diseñarse de forma redundante.

7.2 Vibraciones

Los receptores y el aparato de gobierno se instalarán a prueba de vibraciones.

7.3 Antena

Se prestará atención especial a la instalación de las antenas.

A medida que evolucionan los sistemas receptores, en particular en lo que respecta a la redundancia requerida, se utilizan varias antenas.

En el caso de materiales de blindaje tales como compuestos de fibra de carbono, materiales revestidos de aluminio, etc., las antenas se dirigirán hacia el exterior.

7.4 Prueba de alcance

Prueba de alcance se llevará a cabo siguiendo las instrucciones del fabricante del control remoto. Debido a la supresión de interferencias (retención), debe repetirse continuamente una acción de dirección definida durante la prueba de alcance.

Si alguno de los equipos dispone de alguno de los siguientes dispositivos:

- Radiotransmisor (telemetría, vídeo, etc.)
- Otros receptores de radio (enlace ascendente de datos)
- Receptor GPS

la prueba de alcance se realizará por segunda vez con todos los dispositivos en funcionamiento (y, en su caso, con el sistema de propulsión funcionando simultáneamente).

7.5 Estabilización electrónica (sistemas de giroscopios)

Solo se permiten los dispositivos que correspondan al estado actual de la técnica y estén destinados a la construcción aeronaves modelo. La sensibilidad giroscópica de los ejes individuales,

- eje longitudinal (alabeo)
- eje vertical (guiñada)
- eje transversal (cabeceo)

deberán ser ajustables y poder desconectarse desde el transmisor.

El sistema giroscópico se fijará de forma segura.

7.6 Fallo de la conexión de radio

En caso de fallo de la conexión por radio, la aeronave modelo adoptará automáticamente una configuración acordada con la autoridad competente. Esto se documentará en la documentación de funcionamiento.

8 Concepción y construcción

8.1 Información general

la aeronave modelo se marcará en un lugar adecuado (exterior o interior) con una matrícula de la UE (e-ID) y la marca de homologación.

8.2 El procedimiento de fabricación

Los procedimientos de fabricación utilizados producirán consistentemente enlaces de resistencia perfectos.

8.3 Puenteo eléctrico

A fin de evitar «pulsos de rotura», las partes metálicas que se rocen entre sí deberán estar conectadas eléctricamente.

8.4 Disposiciones para comprobaciones

Se tomarán medidas para garantizar que las partes de la aeronave modelo que deban comprobarse, recalibrarse o lubricarse como parte de las inspecciones periódicas y los trabajos de mantenimiento sean accesibles.

8.5 Unidades de cola

8.5.1 Instalación

Las superficies móviles de control estarán dispuestas de manera que no puedan obstruirse entre sí ni por otras partes fijas de la construcción si una de las superficies se mantiene en su posición más externa y la otra se desplaza sobre toda su superficie de impacto. Este requisito también deberá cumplirse bajo una carga segura (positiva y negativa) para todos los impactos en toda la zona de impacto. Las deformaciones de la unión de resistencia que soporta las superficies de control se tendrán en cuenta bajo una carga segura.

8.5.2 Superficies de control

Cada superficie de control debe ser accionada por su propio servo con suficiente reserva de potencia (en caso necesario, pueden ser necesarios múltiples servos).

8.6 Control

Todos los mandos y sistemas de control deberán funcionar con la facilidad, velocidad, fuerza y libertad de juego adecuadas a su función, de modo que puedan realizar sus tareas adecuadamente.

9 Ruido

El solicitante presentará un informe de medición del ruido elaborado con arreglo a las condiciones de medición de la última normativa publicada sobre el ruido de las aeronaves (LVL) publicada por la Oficina Federal de Aviación.

10 Equipos mínimos

Pantalla de control de carga para el sistema transmisor y receptor.

11 Instrucciones de funcionamiento y mantenimiento

11.1 Manual de vuelo

Los límites operativos, así como cualquier otra información que identifique el modelo de vuelo y que sea necesaria para el funcionamiento seguro de la aeronave modelo, se enumerarán en el manual de vuelo.

El manual de vuelo incluirá, como mínimo, la siguiente información:

- Dibujo de tres vistas con dimensiones
- Breve descripción de la aeronave modelo
- Masa máxima de despegue
- Masa en vacío
- Distancias de despegue y aterrizaje
- Información sobre el sistema de motor (tipo de motor, potencia, velocidad)
- Información sobre el contenido del depósito de combustible y el tiempo de funcionamiento hasta que se alcance la cantidad de reserva
- Combustible
- Tipo y tamaño de las hélices utilizadas
- Comprobar antes del inicio del vuelo
- Prueba de alcance
- Rodaje
- Despegue
- Vuelo acrobático (maniobras con descripciones de entrada y salida, en la medida de lo permitido)
- Aterrizaje
- Verificación después del final del vuelo

11.2 Informes operativos

Los vuelos se documentarán mediante un registro a bordo comúnmente utilizado en la aviación general.

El operador deberá confirmar la exactitud de la información.