



Request for Proposal

High Performance Light Sports Aircraft (HPLSA)

Rev. 1.0

1. Descripción de oportunidad de mercado

Dado el auge existente en EE.UU de aeronaves denominadas como Light-Sports Aircraft (LSA), y su emergente interés en Europa, el departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros (ETSI) ha decidido lanzar un “*Request For Proposal*” (RFP) que aborde este tipo de diseños.

Los constructores de aviones ligeros Europeos, asociaciones de aviación de recreo, los directivos de la European Aviation Authority (EAA) junto con los representantes de la European Aviation Safety Agency (EASA), en un intento de crear un consenso para cubrir las lagunas de la no-existente normativa sobre LSA en Europa ha empezado rondas de contactos con la American Society for Testing and Materials (ASTM) para establecer una serie de estándares para los constructores de aviones ligeros en Europa, pero ampliando algunas de las restricciones que definen el diseño de los LSA en EE.UU.

Según la Federal Aviation Association (FAA) se denominan como un avión con un peso máximo en despegue de 600 kg, para aviones que operen en pistas convencionales, y de 650 kg para aviones preparados para despegar y descender en el agua; estos aviones tienen una velocidad máxima en vuelo rectilíneo y nivelado de 120 nudos (222 km/h); una velocidad de entrada en pérdida de 45 nudos (83 km/h); uno o dos asientos; tren de aterrizaje fijo, y un sistema de hélice fijo, o variable en tierra; un solo motor eléctrico o de combustión interna.

Algunas de estas limitaciones se quieren ampliar, convirtiendo el LSA en el diseño de un avión ligero de altas prestaciones por lo que el área de cálculo de aviones del departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros (ETSI) de Sevilla ha decidido lanzar un RFP con las siguientes modificaciones.

2. Detalles de Diseño (Especificaciones)

El High Performance Light Sports Aircraft (HPLSA) propuesto debe de cumplir una serie de requisitos en las siguientes áreas:

- Características del avión.
- Actuaciones.
- Misión (Segmentos de vuelo).
- Sistema de instrumentos.
- Planta motora

Las cuales se describen en detalle a continuación



Características del avión:

- Peso en vacío < 450 kg.
- Peso máximo < 600 kg.
- Carga de pago: Piloto + Pasajero (opcional) a razón de 90 kg cada uno (170 kg total).
- Tren de aterrizaje retráctil o fijo.
- Tren de morro redireccionable.
- Sistema de calefacción (área de asientos y pies)
- Cinturones de seguridad de 4 puntos de anclaje (4-Point Safety Belts)
- Ala fija.
- Planta motora fija Motor Rotax 914-UL - DCDI (115 CV)
 - o Información referente a la planta motora se adjunta en el apéndice del RFP
 - o Permite sistema de hélice tanto fija/ajustable en tierra, o de paso variable.

Actuaciones Deseadas:

- Velocidad de crucero: 140 kts (~260 km/h)
- Velocidad de crucero máxima autonomía: 100 kts (~185 km/h)
- Velocidad máxima: 160-215 kts (~300 - ~400 km/h)
- Velocidad entrada en pérdida:
 - o Configuración limpia: 43 kts (~80 km/h).
 - o Configuración sucia: 33 kts (~61 km/h).
- Velocidad vertical: 1200 f/m (~6.2 m/s)
- Distancia despegue \leq 150 m
- Distancia aterrizaje \leq 200 m
- Altura de crucero 10000 ft.
- Alcance de 720 nm (~1333 km)
- Factor de carga:
 - o Diseño: +5g/-2g
 - o Ultimo: +9g/-4g

Segmentos de Vuelo:

Los segmentos de vuelo que definen la misión del LSA vienen dado por los siguientes perfiles de vuelo:

- Calentar motores y taxi en motores a relenti durante 8 minutos
- Actuaciones despegue:
 - o El combustible disponible para el despegue es equivalente al consumido durante 2 minutos operando a potencia máxima de despegue.
 - o Distancia de despegue según RFP.
 - o Satisfacer condiciones de despegue según FAR – Part 23
- Actuaciones de subida
 - o Subida a 5000 ft con gradiente del 9 %, y KCAS constante de 80 kts (~148 km/h).
 - o Acelerar a velocidad de: 110 kts (~203 km/h)
 - o Subida a altitud de crucero (10000 ft) con gradiente de subida del 9 % y KCAS constante de 80 kts (~148 km/h).



- Actuaciones de crucero:
 - o Acelerar a velocidad de crucero: 140 kts (~260 km/h)
 - o Mantener velocidad de crucero (140 kts (~260 km/h)) durante 650 nm (~1200 km).
- Actuaciones de descenso:
 - o Descenso a 5000 ft.
 - o Vuelo en crucero máxima autonomía durante 10 minutos: 100 kts (~185 km/h)
 - o Descenso a 1500 ft.
 - o Vuelo en crucero máxima autonomía durante 5 minutos: 100 kts (~185 km/h)
- Actuaciones de Aterrizaje
 - o Acercamiento y aterrizaje (5 minutos en configuración motor a ralentí)
 - o Taxi (5 minutos en configuración motor a ralentí).

Sistema de Instrumentos

El equipo de instrumentación embarcados en el avión tiene que proporcionar al HPLSA la capacidad de vuelo bajo Visual Flight Rules (VFR) según FAA. Se considerará configuración estándar mínima la compuesta por los siguientes sistemas de instrumentos.

- Sensitive Altimeter with Barometric Window
- Airspeed Indicator
- Altimeter
- Magnetic Compass
- Climb Indicator VSI
- ROTAX FlyDAT/Dynon EMS D120 Engine Information System
 - o Engine RPM
 - o Oil Temperature
 - o Oil Pressure
 - o Water Temperature
 - o Exhaust Gas Temperature
- Digital Dual Temperature Gauge (CHT)
- Slip Indicator
- Electric Fuel Gauge
- LED Gauges for Trim and Flap Position
- Electric Clock
- Voltage Indicator
- Fuel Pressure Gauge
 - o Auxilliary Electric Fuel Pump
- 12V Receptacle for Auxilliary Devices
- Connector Panels for Headsets
- Sistemas de luces:
 - o Anti-Collision Light
 - o Wingtip Position Lights
 - o Rear Position Lights
 - o Instrument Lighting
 - o Landing Light



- VHF Antenna



Planta Motora

Se proveerá de datos referentes a la planta motora seleccionada: Rotax 914UL (115 hp). Dichos datos incluirán geometría, curvas de potencia, par desarrollado, consumo de combustible y presión en función de la palanca de gases, lo que permitirá a cada uno de los grupos de diseño establecer las actuaciones de la planta motora. En el apéndice A de esta revisión 1.0 se adjuntan datos preliminares sobre el motor Rotax 914 UL. En sucesivas revisiones del RFP se incluirán datos más detallados de dicha planta motora

3. Requisitos Entregables

Los estudiantes deberán diseñar una aeronave que cumpla los requisitos arriba especificados. El instructor se reserva el derecho a modificar dichos requisitos o añadir otros si se creyera conveniente siempre dentro de un plazo de tiempo razonable dentro de la línea de tiempo de los plazos de entrega de los diferentes informes técnicos. La propuesta técnica final entregada por el grupo de diseño tiene que demostrar de forma convincente que el diseño seleccionado puede suministrar una solución coste efectiva en relación con las aeronaves similares que existen en la actualidad. La propuesta técnica entregada deberá presentar de forma clara y concisa los siguientes aspectos del diseño del HPLSA:

1. Diseño:

- a. Justificar el dimensionado preliminar, el diseño final, y descripción de las tecnologías y el acercamiento empleado para cumplir los requisitos de misión.
- b. Mostrar evolución en el proceso de optimización.
- c. Dibujos CAD enseñando dimensionados (proyección ortográfica).
- d. Descripción geométrica detallada incluyendo “clearances” durante las maniobras, superficies de control, dimensiones y volumen del fuselaje, tren de aterrizaje (a grandes rasgos, vía, batalla), etc...
- e. Uso de avances tecnológicos para poder mejorar las actuaciones.
 - i. Vuelo a bajas velocidades.
 - ii. Reducción de pesos.
- f. Diseñar para bajo coste es importante:
 - i. Mostrar decisiones del diseño que atacan específicamente la reducción del coste de producción y de operación al mínimo.
 - ii. Mostrar por qué este diseño es mejor que otros.
- g. Configuración general del avión, así como ubicación de los sistemas de vuelo, sensores externos y equipamiento requerido.

2. Aerodinámica:

- a. Selección de la sección del perfil y del diseño en planta del ala.



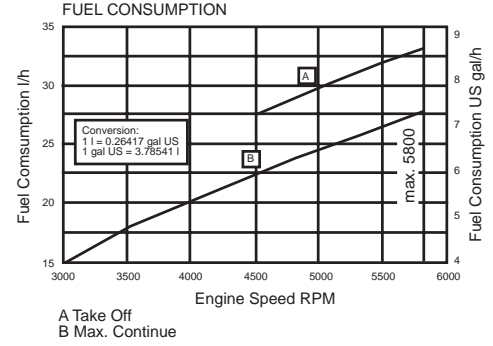
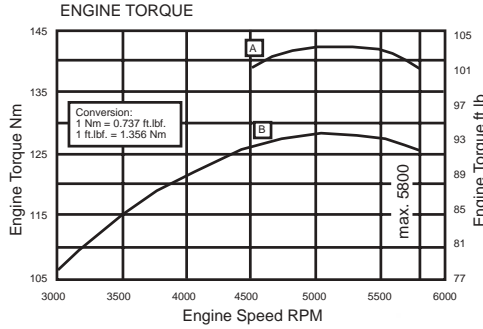
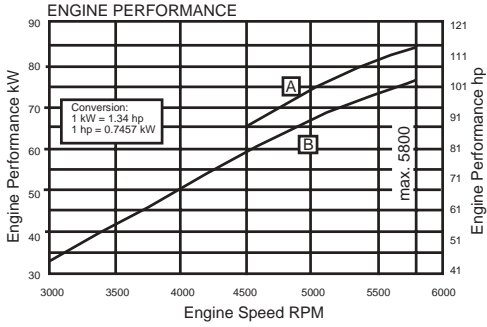
- b. Mostrar estimativos de la resistencia y de su polar más precisos para:
 - i. configuración de crucero.
 - 1. Crucero convencional y crucero de máxima autonomía.
 - ii. configuración de despegue.
 - iii. configuración de aterrizaje
 - c. Métodos utilizados para mejorar la eficiencia aerodinámica.
 - d. Descripción de las superficies hipersustentadoras.
3. Estudio de la Estabilidad Longitudinal y Lateral:
- a. Análisis de trimado:
 - i. Mostrar como afecta la variación de peso y velocidad al trimado, y al centro de gravedad.
 - a. Estabilidad Estática.
 - i. Justificar dimensionado y ubicación derivas horizontales y verticales.
 - ii. Mostrar la efectividad de las superficies de control (dimensionado y ubicación).
 - iii. Mostrar requisitos de normativas vigentes para la clase de avión y mostrar como son cumplidos (FAR – Part 23).
 - b. Estabilidad Dinámica.
 - i. Cualidades de vuelo:
 - 1. Modelado longitudinal y lateral (derivadas de estabilidad).
 - 2. Demostrar amortiguación y frecuencias naturales (o constantes de tiempo) para modos longitudinal y lateral direccional para todas las condiciones de vuelo (FAR - Part 23)
4. Estructuras:
- a. Mostrar un desglose de los pesos de los componentes y sistemas más importantes.
 - i. Pesos en vacío.
 - 1. Desglose de pesos: estructura y sistemas.
 - ii. Pesos de despegue.
 - iii. Pesos de combustible.
 - iv. Carga de pago.
 - b. Identificar y definir las cargas que afectan las diferentes partes estructurales en los diferentes segmentos de vuelo.
 - i. Aerodinámicas.
 - ii. Estructurales:
 - 1. Carga de pago.
 - 2. Tren de aterrizaje:



- a. Ubicación del tren de aterrizaje incluyendo consideraciones para vuelco y golpeo de la cola.
 - c. Envolvente del centro de gravedad del avión.
 - d. Justificar la lógica empleada para el uso de los materiales en los grupos principales grupos estructurales.
 - e. Incluir los perfiles internos para mostrar la distribución interna.
5. Propulsión y actuaciones:
- a. Detallar las características de la planta motora asignada.
 - b. Mostrar cálculos de potencia requerida y necesaria.
 - c. Mostrar curvas de actuaciones (Empuje, potencia, consumo específico vs. altitud y velocidad)
 - d. Actuaciones según segmentos:
 - i. Despegue y aterrizaje:
 1. Distancias de despegue y aterrizaje.
 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
 3. Estudio de velocidades.
 - ii. Subida
 1. Ángulos y velocidades óptimas de subida.
 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
 - iii. Crucero.
 1. Estudio velocidades y alturas óptimas de crucero.
 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
 3. Estudio alcance máximo.
 - iv. Vuelo Espera.
 1. Estudio velocidades y alturas óptimas en espera.
 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
 3. Estudio autonomía.
 4. Radios de giro mínimo.
 - e. Diagrama de la envolvente (V-n diagram).
 - f. Diagrama de carga de pago-alcace.

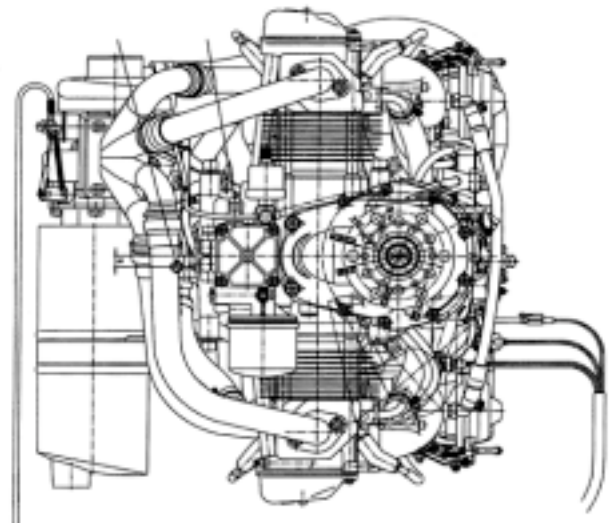
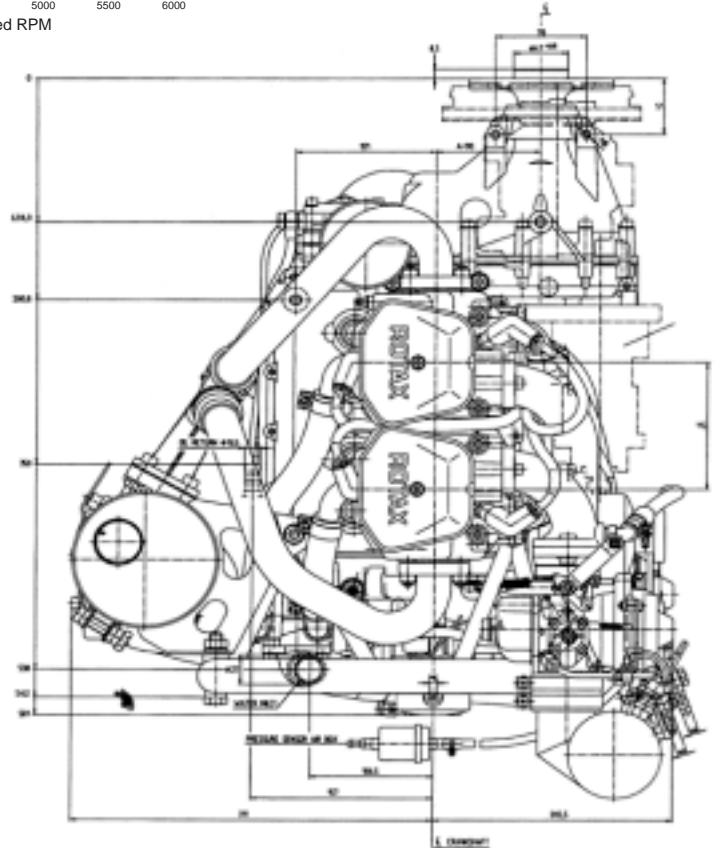
ROTAX 914 UL - DCDI

ROTAX 914 UL - DCDI
Info Pak
Part No. 999-680



ROTAX 914 UL - DCDI
4-Cylinder, 4-Stroke liquid/air cooled engine with opposed cylinders, with turbo charger, with automatic waste gate control, dry sump forced lubrication with separate 3 liter (.8 gal US) oil tank, automatic adjustment by hydraulic valve tappet, 2 CD carburetors, electronic dual ignition, electric starter, integrated reduction gear $i = 2.43$, engine truss assembly, air intake system, exhaust system.

| VERSION | PERFORMANCE | | | TORQUE | | | MAX RPM |
|--------------------------------------|-------------|--|--------|---|---------|-------------------|---------|
| | kW | hp | 1/min. | Nm | ft. lb. | 1/min. | |
| 914 UL | 73.5 | 100 | 5500 | 144 | 106 | 4900 | 5800 |
| max. 5 min. | 84.5 | 115 | 5800 | | | | |
| BORE | | STROKE | | DISPLACEMENT | | COMPRESSION RATIO | |
| 79.5 mm 3.13 in. | | 61 mm 2.4 in. | | 1211.2 cm ³ 73.91 cu. in. | | 9.0:1 | |
| FUEL | | OIL | | COOLING LIQUID | | | |
| min. MON 85 RON 95* min AKI 91* | | API SF or SG | | 50% BASF Glysanthin Anitcorrosion 50% Water | | | |
| * leaded or unleaded or AVGAS 100 LL | | | | | | | |
| IGNITION UNIT | | IGNITION TIMING | | SPARKPLUG | | | |
| DUCATI double CDI | | 4° up to 1000 RPM 1/min above 26°/22° | | ROTAX Part No. 897-257 | | | |
| GENERATOR PERFORMANCE | | RPM | | VOLTAGE | | | |
| 250 W DC | | 5500 1/min | | 13.5 V | | | |
| | | | | WEIGHT | | | |
| STANDARD | | | | kg | | lb | |
| Engine with gearbox $i = 2.43$ | | | | 64.0 | | 141.0 | |
| Exhaust System | | | | 4.0 | | 8.8 | |
| Engine Truss Assembly | | | | 2.0 | | 3.7 | |
| OPTIONS | | | | kg | | lb | |
| Slipping Clutch | | | | 1.7 | | 3.7 | |
| Oil Radiator Part No. 886-029 | | | | 0.5 | | 1.1 | |
| Radiator Part No. 995-697 | | | | 1.0 | | 2.2 | |
| Air Cleaner Part No. 825-750 | | | | 0.15 | | 0.3 | |
| Air Guide Hood | | | | 0.8 | | 1.8 | |
| Vacuum Pump | | | | 0.8 | | 1.8 | |
| Hydraulic Propeller Governor | | | | 2.7 | | 5.9 | |
| Rectifier Regulator | | | | 0.1 | | 0.2 | |
| Instrument FLYdat | | | | 0.5 | | 1.1 | |
| Recall Instrument RDAT | | | | 1.0 | | 2.2 | |
| External Alternator 40A/12V | | | | 3.0 | | 6.6 | |



**TBO ON NEW 914 UL
ROTAX ENGINES IS 1200 hrs.**

You can also upgrade the following existing serial numbers
4,418.104 and higher.
Please call our engine shop for pricing.

LEADING EDGE AIR FOILS, LLC
CUSTOMER SERVICE 1-262-763-4087 FAX 1-262-763-1920

ROTAX
AIRCRAFT ENGINES