



Request for Proposal

High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial System (UAS) for Near Earth Orbit Asteroid Suppression (NEOAS) with Directed Energy (DE) Laser Weapon. v 1.0

1. Descripción de oportunidad de mercado

Después del paso del Asteroide 2012 DA14 el 15 de febrero de 2013 a tan sólo una distancia de 26.900 km de la tierra, se ha vuelto a poner de relieve la necesidad de disponer de un sistema que permita eliminar futuras amenazas de asteroides cercanos a la Tierra. Para tal eventualidad, el departamento de Ingeniería Aeroespacial (GIA) de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros (ETSI) ha decidido hacer uso de la tecnología militar del programa Airborne Laser (ABL), el cual en febrero del 2010 ha demostrado la capacidad de destruir misiles balísticos mediante el empleo de un Laser químico.

Es por esta razón, y bajo el paraguas del “*Request For Proposal*” (RFP) lanzado por la AIAA¹ en el 2012 para el diseño de un UAV HALE para defensa de misiles mediante el empleo de armas Laser, el GIA de la ETSI ha decidido lanzar un RFP para la asignatura de Cálculo de Aviones en el que se emplee dicha tecnología Laser para poder suprimir posibles futuras amenazas. El Laser empleado será de naturaleza eléctrica, con unos requisitos, características, dimensiones y pesos que vendrán definidos en la sección de Requisitos de Diseño. Para evitar las condiciones meteorológicas adversas que pueden ser perjudiciales a la hora de emplear el Laser para destruir los posibles Asteroides en la fase final de impacto, se ha elegido un UAV HALE con una altitud de crucero no inferior a 40000 pies para poder evitar la mayoría de las inclemencias del tiempo. Se espera que los diseños tenga una autonomía en la misión de vigilancia de no menos de 24 horas.

Por esta razón, el departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros (ETSI) ha decidido lanzar un “*Request For Proposal*” (RFP) basado en el RFP lanzado por la AIAA¹ para el diseño de un High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial System (UAS) for Near Earth Orbit Asteroid Suppression (NEOAS) with Directed Energy (DE) Laser Weapon.

2. Requisitos de Diseño

Actuaciones Deseadas:

- *Takeoff and landing:*
 - El avión podrá ser desplegado y recogido en cualquier aeropuerto o base military cercano al teatro de operaciones que disponga de pistas de aterrizaje debidamente pavimentadas de al menos 7,000 pies de longitud.
- *Mission Range:*
 - El avión deberá de ser capaz de volar desde el punto de despegue al teatro de operaciones, el cual puede estar a una distancia máxima de 2,000 millas desde el punto de despegue.
 - Una vez llegado a la zona de espera el UAS comenzará una fase de *long-endurance* la cual, una vez terminada, se completará con el regreso a la base de operaciones.
 - El perfil de vuelo vertical, velocidades de ascenso, crucero y descenso no están definidos, y será tarea de los diseñadores presentar una propuesta que mejore la preliminar.



- Vuelo autónomo durante día y noche
 - o Capaz de vuelo autónomo utilizando GPS (incluido navegación por coordenadas (waypoint navigation), y cambio durante el vuelo de coordenadas, velocidad y altitud)
 - o Las operaciones en área terminal (taxy, calentamiento, despegue, aterrizaje, subida y descenso) pueden ser autónomas.
 - o No se tienen que diseñar los sistemas de control de misión (sistemas de aviónica, estación de tierra, antenas, ordenadores). Todo el equipo será adquirido “off the shelf”. El vehículo aéreo deberá proveer volumen y peso para los sistemas de aviónica deseados.
- Carga de pago:
 - o Laser de 1-megawatt (incluye los sistemas de refrigerado para los diodos) con un peso de 11,025 lb (5000 kg).
 - o El volumen del Laser se asume de 706.3 ft³ (20 m³) el cual se corresponde 3 m³ para un Laser de 150 kW laser.
 - El laser no puede tener en ninguno de los 3 ejes una dimensión inferior a 8.2 ft (2.5 m); esto quiere decir que el sistema Laser puede ser reconfigurado con libertad mientras no posea una dimensión inferior a 8.2 ft y mantenga constante el volumen de 706.3 ft³.
 - o El Laser de 1MW tendrá un consumo de 4.megawatts, y tendrá que diseñarse un sistema para disipar dicha energía
 - o Laser Turret:
 - La potencia del laser será similar a la del ABL, el cual deberá de estar montado en un telescopio de 1.5 m similar al montado en el [Boeing YAL-1](#)
 - Se puede asumir que el peso de la estructura, con los actuadores es de 5,500 lb
 - La torreta deberá de estar montada de tal manera que permite un campo de visión ± 120 grados en azimuth y ± 90 grados en elevación.
 - o Sensores infrarojos para detección de asteroides
 - Paquete de sensores montado en un pod externo, con unas dimensiones de 80 pulgadas de longitud y 12 pulgadas de radio, y un peso de 220 lb.
 - o Sensores de laser de 1kW
 - 2 Laser de 1kW para seguimiento del asteroide y medida de perturbaciones atmosféricas
 - Paquete de sensores montado en un pod externo, con unas dimensiones de 90 pulgadas de longitud y 15 pulgadas de radio. El peso se ha de determinar buscando posibles candidatos de láseres de 1kW.
- Velocidad y altitud:
 - o Velocidad de crucero ≥ 310 knots, true air speed
 - o Velocidad de entrada en pérdida 140 knots, true air speed a nivel del mar (SL)
 - o Velocidad de subida
 - ~ 4000 ft/min a nivel del mar
 - ~ 2500 ft/min a 20000 ft
 - ~ 1000 ft/min a 40000 ft
 - o Techo de servicio ≥ 60000 ft MSL
- Factor de carga:
 - o Diseño: +3g/-1g
 - o Último: +5g/-1.5g



Operación y Segmentos de Vuelo

El HALE-UAS NEOAS-DE tiene que ser capaz de completar de forma exitosa la misión que se presenta a continuación:

Misión a realizar:

- Calentamiento: Calentar motores y taxi (si es necesario) en motores a ralentí durante 5 minutos
- Despegue: Despegue desde la base de operaciones avanzada (Forward Operating Base - FOB) a nivel del mar y con la carga de pago.
 - o Satisfacer condiciones de despegue según MIL-STD 50 ft de altura.
 - o Despegue en condiciones ISA a nivel del mar Takeoff Field Length \geq 7000 ft y MTOW.
 - o El combustible disponible para el despegue es equivalente al consumido durante 2 minutos operando a potencia máxima de despegue.
- Actuaciones de Subida: Subir a 40000 ft MSL
 - o Subida desde 50 ft hasta los 1500 ft (Take off Path) con velocidad $1.2 V_{stall}$ (constante)
 - Procedimiento según FAR 25.211:
 - Gradiente de subida $> 1.2\%$ para aviones de 2 motores.
 - Gradiente de subida $> 1.5\%$ para aviones de 3 motores.
 - Gradiente de subida $> 1.7\%$ para aviones de 4 motores.
 - o Acelerar a velocidad de subida ≥ 240 KTAS (~ 444 km/h) TRUE AIRSPEED
 - Altitud constante de 1500 ft.
 - o Subida desde 1500 ft hasta 20000 ft
 - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida $> 3.2\%$.
 - Velocidad constante 240 KTAS (~ 444 km/h) TRUE AIRSPEED
 - o Acelerar a velocidad de subida ≥ 280 KTAS (~ 518 km/h) TRUE AIRSPEED
 - Altitud constante de 20000 ft.
 - o Subida desde 20000 ft hasta 40000 ft
 - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida $> 3.2\%$.
 - Velocidad constante 280 KTAS (~ 518 km/h) TRUE AIRSPEED
 - o Acelerar a velocidad de crucero ~ 310 KTAS (~ 574 km/h) TRUE AIRSPEED
 - Altitud constante de 40000 ft.
- Actuaciones de Crucero:
 - o Crucero a altitud de 40,000 ft a una velocidad ~ 310 KTAS (~ 574 km/h).



- Alcance de 2000 nmi (~3700 km) hasta llegar al teatro de operaciones.
- Misión de vigilancia:
 - Vuelo en espera a altitud de 40000 ft.
 - Velocidad optima de loiter (Máxima Autonomía) durante al menos 24 horas horas
- Actuaciones de Crucero (misión de retorno):
 - Crucero a altitud de 40,000 ft a una velocidad ~ 310 KTAS (~574 km/h).
 - Alcance de 2000 nmi (~3700 km) hasta regresar a la base de operaciones.
- Actuaciones de descenso:
 - Descenso a 20000 ft.
 - Vuelo de máxima autonomía durante 20 minutos.
 - Descenso a 1500 ft.
 - Vuelo de máxima autonomía durante 10 minutos.
- Actuaciones de Aterrizaje:
 - Descender a nivel del mar y aterrizar en la base de operaciones, taxi (si es necesario) y apagar motores.
 - Aterrizaje en distancia RFP

Notas:

- Reservas de combustible para 20 minutos de vuelo a 2,000 ft MSL.
- No se considerará alcance añadido por la gestión de los descensos

Equipo de Sensores

El equipo de sensores embarcados en el avión tiene que proporcionar al HALE-UAS la capacidad de tanto vuelo autónomo, como tele-operado, en modo waypoint navigation tanto de día como de noche.

Planta Motora

Los alumnos tendrán que seleccionar tanto la plata propulsora como la configuración que mejor se adecue a las actuaciones del HALE-UAS.

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 técnico. 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 la aeronaves similares que existen en la



actualidad. La propuesta técnica entregada deberá presentar de forma clara y concisa los siguientes aspectos del diseño del HR-UAS:

1. Diseño:

- a. Describir las diferentes configuraciones evaluadas por el equipo, y describir los métodos empleados para evaluar las diferentes configuraciones y elegir la configuración final
- b. Justificar el dimensionado preliminar, el diseño final, y descripción de las tecnologías y el acercamiento empleado para cumplir los requisitos de misión.
- c. Mostrar evolución en el proceso de optimización mediante “trade studies” de:
 - i. Velocidad de crucero, selección de planta propulsora, parámetros del ala, y actuaciones de aterrizaje y despegue en los 3 segmentos de la misión.
- d. Dibujos CAD enseñando dimensionados (proyección ortográfica).
- e. 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...
- f. Configuración general del avión, así como ubicación de los sensores y diferentes equipos internos.
- g. Descripción sobre el mecanismo de transporte en el C-130J, y transición a la configuración de vuelo.
- h. Descripción del sistema de carga y descarga de la carga de pago.
- i. Descripción preliminar del sistema de tele-operación del vehículo, estación de tierra, y pilot-in-the-loop.
- j. Uso de avances tecnológicos para poder mejorar las actuaciones.
 - i. Mostrar decisiones de diseño que consideran nuevas tecnologías para mejorar las actuaciones.
 - ii. Tener en cuenta las implicaciones del fallo de dichas tecnologías y abordar que implicaciones tendrían.
- k. 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 que este diseño es mejor que otros.

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.
 - ii. configuración de despegue.
 - iii. configuración de aterrizaje



- iv. configuración subida y descenso.
 - c. Métodos utilizados para mejorar la eficiencia aerodinámica.
 - d. Descripción de las superficies hipersustentadoras.
 - 3. Estudio de la Estabilidad Longitudinal y Lateral:
 - a. Estudio de la estabilidad de la aeronave para todas las condiciones de vuelo y posibles cargas de pago (incluido sin carga de pago)
 - b. 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.
 - 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.
- 4. Estructuras:
 - a. Mostrar un desglose de los pesos de los componentes y sistemas más importantes.
 - i. Pesos en vacío.
 - 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. Cabina presurizada.
 - 3. Tren de aterrizaje: Descripción detallada.
 - a. Ubicación del tren de aterrizaje incluyendo consideraciones para vuelco y golpeo de la cola, considerando las elevadas cargas.



- c. Envolvente del centro de gravedad del avión.
 - i. Centro de gravedad más adelantado
 - 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. Selección de la planta propulsora necesaria para cubrir necesidades en los segmentos de vuelo.
 - b. Mostrar cálculos de potencia/empuje 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-alcance (incluyendo la configuración sin carga de pago)
 - i. Considerar



Bibliografía

¹*AIAA (2012-2013) Graduate Team Aircraft Design Competition - High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial System (UAS) for Missile Defense with Directed Energy (DE) Laser Weapon - <https://www.aiaa.org/Secondary.aspx?id=341>*