



Request for Proposal

Humanitarian Response Unmanned Aircraft System (HR-UAS) v 1.0

1. Descripción de oportunidad de mercado

Desde la entrada en servicio de los aviones no tripulados, proporcionando datos de inteligencia militar, supervisión, reconocimiento y en últimas fechas capacidad de ataque, siempre ha sobrevolado la pregunta de que más pueden aportar los UAV. Una de las áreas que ha suscitado mayor interés en especial debido a los últimos acontecimientos de desastres naturales (terremotos en Haití o Japón), es la tarea de reabastecimiento para asistencia humanitaria.

Debido a la necesidad de proporcionar un sistema económico de respuesta humanitaria que pueda proporcionar ayuda para tanto poblaciones desarrolladas como sub-desarrolladas en cualquier lugar del mundo donde dichos desastres naturales ocurran.

Aquellos afectados por terremotos, tsunamis, huracanes, o cualquier otro desastre necesita de respuesta inmediata, pero dichas catástrofes pueden ocasionar problemas logísticos que impidan la ayuda de los países, por lo que un sistema autónomo de precisión para reabastecimiento podría aliviar dichos problemas logísticos iniciales. El uso de reabastecimiento de precisión permitiría entrega de víveres y provisiones críticos en zonas remotas y de difícil acceso para los medios actuales. Adicionalmente, el uso de aviones no tripulados permitiría reducir las posibles bajas y permitir ayuda humanitaria en aquellas donde existan conflictos.

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 UAV para respuesta humanitaria.

2. Requisitos de Diseño

Actuaciones Deseadas:

- Ser capaz de de operar en áreas reducidas: Despegue y aterrizaje ≤ 500 ft de “ground roll” (a nivel del mar en condiciones de día estándar)
- 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 pero la opción de control via pilot-in-the-loop mediante una estación de tierra tiene que estar disponible.
 - o El equipo para la estación de tierra para el control autónomo (tanto manos libres como manual) debe pesar ≤ 50 lbs, y debe de ser capaz de guardar en una mochila y ser transportada por una única persona.



- 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:
 - Carga útil (carga de pago total + combustible utilizable) ≥ 3000 lbs.
 - El vehículo aéreo deberá un volumen de carga que permita llevar 2 pallets de 36 in. x 36 in. y 42 in de altura.
 - La carga de pago deberá ser fácilmente cargada y descargada por personal en una zona de reabastecimiento lejana.
 - El sistema de carga y descarga deberá permitir tiempos de carga y descarga de 30 minutos.
- Velocidad y altitud:
 - Velocidad de crucero ≥ 140 knots, true air speed
 - Techo de servicio ≥ 15000 ft MSL
- Actuaciones
 - Transportar 1800 lbs a 300 nm y regresar 300 nm (si repostar) con 1800 lbs de carga de pago
- Diseño Económico y mantenible:
 - Utilizar componentes disponibles (“off the shelf”), en especial motores, y sistemas de control de misión
 - El vehículo aéreo debe de permitir fácil operación, reparabilidad, mantenimiento, y soporte en el campo de operación.
 - Transportabilidad: El vehículo, en su configuración de transporte, debe de caber completamente en la bahía de cargo de un C-130J-30 (10 ft W x 9 ft H x 55ft L), y ser fácilmente montado listo para su configuración de vuelo.
- Velocidad vertical mínima: 2000 f/m (~ 10 m/s)
- Factor de carga:
 - Diseño: +3g/-1g
 - Último: +5g/-1.5g

Operación y Segmentos de Vuelo

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

Misión a realizar:

- (1) Calentamiento: Calentar motores y taxi (si es necesario) en motores a ralentí durante 5 minutos
- (2) Despegue: Despegue desde la base de operaciones avanzada (Forward Operating Base - FOB) a nivel del mar y con 1800 lbs de carga de pago.
 - Satisfacer condiciones de despegue según MIL-STD 50 ft de altura.
 - Despegue en condiciones ISA a nivel del mar Takeoff Field Length ≤ 500 ft y MTOW.



- El combustible disponible para el despegue es equivalente al consumido durante 2 minutos operando a potencia máxima de despegue.
- (3) Actuaciones de Subida: Subir a 8000 ft MSL con 1800 lbs de carga de pago
 - 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.
 - Acelerar a velocidad de: ≥ 140 KTAS (\sim km/h)
 - Altitud constante de 1500 ft.
 - Subida desde 1500 ft hasta 8000 ft
 - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida $> 3.2\%$.
 - Velocidad constante 140 KTAS (\sim 416 km/h)
- (4) Actuaciones de Crucero:
 - Crucero a 8000 ft de altitud a una distancia de 300 nm con 1800 lbs de carga de pago. Dentro de las 300 nm no se incluye las distancias de subida.
- (5) Actuaciones de Aterrizaje:
 - Descender a nivel del mar y aterrizar ≤ 500 ft de ground roll en la estación remota de abastecimiento (Remote Resupply Area - RRA) con 1,800 lb de carga de pago.
- (6) Operaciones en Tierra:
 - Carga/descarga en 30 minutos con motores apagados, seguidos de un calentamiento y taxi en ralentí durante 5 minutos.
- (7) Actuaciones de Despegue:
 - Despegue a nivel del mar ≤ 500 ft de ground roll del RRA sin repostar y con 18000 lb de carga de pago.
- (8) Actuaciones de Subida: Subir a 8000 ft MSL con 1800 lbs de carga de pago
 - 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.
 - Acelerar a velocidad de: ≥ 140 KTAS (\sim km/h)
 - Altitud constante de 1500 ft.
 - Subida desde 1500 ft hasta 8000 ft



- Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Velocidad constante 140 KTAS (~416 km/h)
- (9) Actuaciones de Crucero:
 - Crucero a 8000 ft de altitud a una distancia de 300 nm con 1800 lbs de carga de pago. Dentro de las 300 nm no se incluye las distancias de subida.
- (10) Actuaciones de Aterrizaje:
 - Descender a nivel del mar y aterrizar en FOB con 1800 lbs de carga de pago, 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
- Asumir que la estación RRA ha improvisado un campo de aterrizaje de grava o hierba
- En la Figura 1 se describe el perfil de la misión del HR-UAS

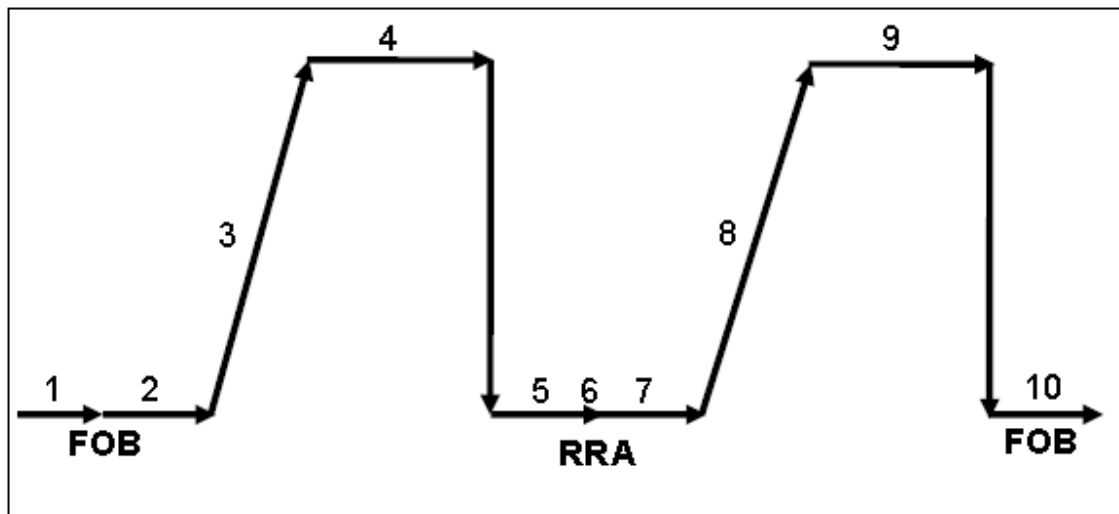


Figure 1: Mission Profile

Equipo de Sensores

El equipo de sensores embarcados en el avión tiene que proporcionar al HR-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 planta propulsora como la configuración que mejor se adecue a las actuaciones del HR-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.
 - iv. Demostrar que con el desprendimiento del equipo lanzable sigue manteniendo propiedades razonables de estabilidad.
 - 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.



3. Evaluar como modifica el equipo lanzable la estabilidad dinámica.
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. Envoltente 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. 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-alcace (incluyendo la configuración sin carga de pago)



Bibliografía

¹*AIAA (2011-2012) Undergraduate Team Aircraft Design Competition - Humanitarian Response Unmanned Aircraft System (HR-UAS) -<http://www.aiaa.org/content.cfm?pageid=223>*