

Request for Proposal (RFP)

Next Generation Large Air Tanker (NGLAT) v2.0

1. Descripción de oportunidad de mercado

En los últimos años, el número de incendios forestales ha ido en aumento. Los investigadores de la NASA Goddard han pronosticado aumento de la futura actividad de incendios forestales en los próximos 50-100 años, como resultado del aumento de las temperaturas globales y las sequías que afectan ciertas regiones. Por lo tanto, la necesidad de una aeronave de lucha contra incendios construido es cada vez más evidente.

La mayoría de los aviones actualmente en servicio con fines de extinción de incendios se modifican los fuselajes de aeronaves civiles o militares. Incluso algunos de los aviones más nuevos se basan en el Dash 8 y la serie Airtractor. Canadair tiene dos "SuperScoopers" especialmente diseñadas que pueden recoger grandes masas de agua con el menor número de pasadas, pero ambos de estos aviones Canadair se limitan a menos de 1.700 galones de agua (~3.785412 litros por galones) en una sola dispersión. Por desgracia, estos dos aviones no son comunes en los Estados Unidos, porque los críticos afirman que los estados propensos al fuego no tienen cuerpos fácilmente disponibles de agua.

El 747 Supertanker, que inició operaciones en 2009, fue el mayor avión de extinción de incendios. El diseño inicial de la modificación permitió su uso exclusivamente para distribución de agua. Durante una conversión posterior que permitía también la dispersión de retardante de fuego, Evergreen y la FAA descubrieron que el aumento de la densidad del retardante, aumentaba la carga de estrés sometida a la célula, no prevista durante el desarrollo, lo que reduciría la capacidad de sustentación del avión. Además, los "Very Large Air Tankers" son muy costosos de operar, y el consenso es que, hasta la fecha, la eficacia no ha valido la pena la inversión. En 2012, el Servicio Forestal otorgó contratos de uso exclusivo para los vehículos cisterna "Next Generation Aire", basada en la estructura del avión BAE-146.

El Servicio Forestal utiliza bases aéreas en todo los Estados Unidos para llevar a cabo las operaciones. Los datos climáticos y meteorológicos se utilizan para predecir la probabilidad de un incendio en una región, y con dicha información, los aviones son posiciones previamente. Como resultado, el alcance de las misiones tanto con agua como con retardante es típicamente de no más de 200 millas náuticas. La aeronave debe tener la capacidad de despachar rápidamente a todo el territorio continental de Estados Unidos. Para el propósito de este estudio, esto corresponde a tener la aeronave capaz de cubrir una distancia de ferry de 2.500 millas náuticas.

El diseño de un aeronave de gran tamaño y diseñada específicamente para extinción de incendios, permitiría al USFS la capacidad para combatir los incendios forestales de manera eficiente dado que se prevé que la frecuencia de estos incendios forestales aumente. Esta aeronave debe tener la capacidad de funcionar tanto con agua como con retardante, y manteniendo un rápido tiempo de vuelta (turn-around).

El propósito principal de un Large Air Tanker (LAT) es llevar a cabo el ataque inicial y apoyo de fuego prolongado. El ataque inicial se define como el primer día del fuego

realizado en un tamaño de menos de 300 acres. Fuego de apoyo extendido es la siguiente fase del fuego antes de que el fuego se extienda fuera de control para convertirse en un gran incendio forestal. La velocidad desde el inicio de la misión a la zona de descenso es fundamental, pero también limitado por las reglas de vuelo de la FAA por debajo de 10.000 pies. Esto significa que el tiempo de las operaciones en tierra del vehículo, tales como lista de comprobación, arranque, calentamiento, taxi y despegue debe de ser minimizado.

Por lo general, un avión guía liderará el LAT a la zona de descenso, o la LAT caerá por sí solo a lo largo de una línea de humo. La velocidad de caída debe ser inferior a 150 kt o el retardante se deteriora y la exactitud caída se reduce. Adicionalmente hay que destacar que dejar caer el retardante a una altura mayor de 300 pies también se traduce en una cobertura retardante pobres.

El objetivo general del LAT es la construcción de una línea de fuego efectivo o rápido cortafuegos para contener la propagación del fuego. La línea de fuego ayudará al equipo de tierra, proporcionando una brecha entre el fuego activo y otros materiales combustibles. Debido a la meta de construir esta línea de fuego rápidamente, los objetivos para el diseño deben equilibrar el tiempo minimización de establecer una línea de fuego.

Es por esta razón, que el Grupo de Ingeniería Aeroespacial (GIA) de la ETSI ha decidido lanzar un RFP para la asignatura de Cálculo de Aeronaves y Sistemas de Aeronaves en la que se plantea el diseño del que puede ser el nuevo avión para las operaciones de apaga-incendios.

2. Requisitos de Diseño

Capacidad de Aeronaves

Capacidad de 2 pasajeros, con una carga de pago de 5000 galones de volumen (~3.785412 litros por galones). Para este estudio, se supone que un pasajero tiene un peso de 185 lb (~83.91 kg) por pasajero, y capacidad de 42 lb (~19.05 kg) de equipaje por pasajero.

Alcance y Carga de Pago

1. 2 pilotos
2. Payload – 5,000 galones (la densidad del retardant se assume 9 lb/gal)
3. Actuaciones
 - a. Radio de operación 200 nm (~370.40 km) (desde la base al área de fuego) con 3 descargas de retardante por cada salida (se asumen 3 descargas idénticas). Asumir que un giro completo entre descargas con pesos idénticos.
 - b. Alcance de Ferry de 2,500 nm (~4630 km)
 - c. Balanced Field Length of 5,000 ft (~1524 m); asumir +35°F atmósfera estandard y altitud de 5,000 ft (~1524 m) por encima del nivel del mar: 94°F (34°C).
 - d. Velocidad de entrada en pérdida de 90 kts (~166.68 km/h).
 - e. Requisitos de descarga:
 - i. Velocidad de descarga por debajo de 150 kts (~277.80 km/h).

- ii. Altura de descarga por debajo de 300 ft por encima del nivel del mar (~91.44 m) (independientemente de haber despegado a 5000 ft sea level).
- 4. Velocidad máxima superior a 300 kts (~555.6 km/h) durante el viaje de regreso para recarga.
- 5. Recarga de retardante en 10 minutos o inferior con los motores encendidos
- 6. Motor de turbina (turbofan o turboprop); preferiblemente motor existente
- 7. Normativa Certificación FAA para aeronaves de transporte (Part 25), con especial atención a las definiciones de fatiga.

Despegue y Aterrizaje

El nuevo NGLAT deberá de ser capaz de utilizar pista de 5000 ft (~1524 m) o más cortas en la configuración de máximo en despegue (MTOW), suponiendo condiciones de atmósfera estándar a nivel del mar.

Velocidad de Crucero y Altitud

El **Next Generation Large Air Tanker (NGLAT)** debe de cumplir una serie de requisitos en las siguientes áreas:

- Características de la Aeronave
- Actuaciones
- Misión (Segmentos de vuelo).
- Cálculo de reservas de vuelo.
- Planta motora

Las cuales se describen en detalle a continuación

Características de la Aeronave

- Capacidad de carga de pasajeros: 2 pilotos: 185 lb (~83.91 kg) por pasajero, y capacidad de 42 lb (~19.05 kg) de equipaje por pasajero.
- Carga de pago máxima
 - o Payload – 5,000 galones (la densidad del retardant se assume 9 lb/gal)
- Pesos:
 - o El peso máximo en aterrizaje, Maximum Landing Weight (MLW), se define como Maximum Zero Fuel Weight (MZFW) más las reservas para el vuelo en Misión de Diseño con la carga de pago para esa misión.

Actuaciones

- *Misión Primera Línea*
 - o Misión de (~370.40 km) de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
 - o Distancia de despegue (TOFL):
 - Balanced Field Length of 5,000 ft (~1524 m); asumir +35°F atmósfera estándar y altitud de 5,000 ft (~1524 m) por encima del nivel del mar: 94°F (34°C).
 - o Misión de ida:
 - Velocidad de crucero deseada: atendiendo a la normativa de la FAA (Part 91 › Subpart B › Section 91.117): “Unless otherwise authorized by the Administrator, no person may operate an aircraft below 10,000 feet MSL at an indicated airspeed of more than 250 knots (288 m.p.h.)”.

- Como dato inicial estimar entre 200 knots ~250 knots (370 km/h – 463 km/h).
 - Altitud de crucero: Se tiene que valorar la altitud de crucero:
 - Como dato inicial estimar 10.000 ft (3048 m) por encima del nivel del mar.
- Requisitos de descarga:
 - Velocidad de descarga por debajo de 150 kts (~277.80 km/h).
 - Altura de descarga por debajo de 300 ft (~91.44 m) por encima del nivel del mar (independientemente de despegar a 5000 ft).
- Misión de regreso
 - Velocidad de crucero deseada: atendiendo a la normativa de la FAA (Part 91 › Subpart B › Section 91.117): “Unless otherwise authorized by the Administrator, no person may operate an aircraft below 10,000 feet MSL at an indicated airspeed of more than 250 knots (288 m.p.h.)”.
 - Como dato inicial estimar entre 200 knots ~250 knots (370 km/h – 463 km/h).
 - Altitud de crucero: Se tiene que valorar la altitud de crucero:
 - Como dato inicial estimar 10.000 ft (3048 m) por encima del nivel del mar.
- Dash Speed Requirements
 - En la misión de retorno, se tiene que tener la capacidad de alcanzar una Velocidad máxima superior a 300 kts (~555.6 km/h).
 - Este requisito se puede cumplir en cualquier punto del segmento de retorno (a la altura de crucero), y no implica que la misión de retorno se tenga que hacer a esta velocidad. Sólo implica que se tiene que tener el/la empuje/potencia necesario para cumplir este requisito.
 - Altura de crucero: atendiendo a la normativa de la FAA (Part 91 › Subpart B › Section 91.117): “Unless otherwise authorized by the Administrator, no person may operate an aircraft below 10,000 feet MSL at an indicated airspeed of more than 250 knots”
 - Superior a 10000 ft (3048 m) por encima del nivel del mar.
- Distancia de aterrizaje (TOFL):
 - Balanced Field Length of 5,000 ft (~1424 m); asumir +35°F atmósfera estándar y altitud de 5,000 ft por encima del nivel del mar: 94°F (34°C).
- Factor de carga: (se toman inicialmente estos valores, pero se deberán de revisar los criterios según el tipo de aeronaves)
 - Diseño: +2.5g/-2g
 - **Último: +4/-3g**
 - **Aterrizaje: +3g**
- *Misión de Ferry*
 - 2500 nm de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
 - Velocidad de máxima autonomía:atendiendo a la normativa de la FAA (Part 91 › Subpart B › Section 91.117): “Unless otherwise authorized by the Administrator, no person may operate an aircraft below 10,000 feet MSL at an indicated airspeed of more than 250 knots”.

- Como dato inicial estimar entre 150 knots ~250 knots (370 km/h – 463 km/h).
 - Altura de crucero: deseada para crucero de máxima autonomía
 - Distancia de despegue (TOFL):
 - Balanced Field Length of 5,000 ft; asumir + $\Delta 35^{\circ}\text{F}$ por encima de la atmósfera estándar y altitud de 5,000 ft por encima del nivel del mar: 94 °F (~34 °C).
 - Distancia de aterrizaje (TOFL):
 - Balanced Field Length of 5,000 ft; asumir + $\Delta 35^{\circ}\text{F}$ por encima de la atmósfera estándar y altitud de 5,000 ft por encima del nivel del mar: 94 °F (~34 °C)
 - Factor de carga: (se toman inicialmente estos valores, pero se deberán de revisar los criterios según el tipo de aeronaves)
 - Diseño: +2.5g/-2g
 - **Último: +4/-3g**
 - **Aterrizaje: +3g**

Segmentos de Vuelo:

Los segmentos de vuelo que definen la misión del **NGLAT** vienen dado por los siguientes perfiles de vuelo (son perfiles orientativos y el equipo de diseño debe definir los valores que mejor se adecuen al tipo de misión atendiendo a las limitaciones de normativa):

- Calentar motores y taxi en motores a ralentí durante 9 minutos
- Actuaciones despegue:
 - El combustible disponible para el despegue es equivalente al consumido durante 2 minutos operando a potencia máxima de despegue.
 - Distancia de despegue según RFP.
 - Satisfacer condiciones de despegue según FAR – Part 25 – 35 ft de altura.
 - Superar altura exigida por FAR - Part 25 con fallo de un motor.
 - Condiciones High Hot
 - Balanced Field Length of 5,000 ft; asumir + $\Delta 35^{\circ}\text{F}$ por encima de la atmósfera estándar y altitud de 5,000 ft por encima del nivel del mar: 94 °F (~34 °C)
- Actuaciones de subida:
 - Subida a desde 35 ft (nivel del aeropuerto) hasta los 1500 ft (nivel del aeropuerto) (Take off Path)
 - 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 subida: TAS

- Velocidad TAS: emplear inicialmente 200 kts
 - Subida a hasta 10000 ft (nivel del mar)
 - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Velocidad TAS: emplear inicialmente 200 kts
 - Si se decide subir a una altura superior a los 10000 ft (nivel del mar) (dependiendo de la velocidad de crucero)
 - Acelerar a velocidad de subida:
 - Velocidad TAS Velocidad de Crucero
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Subida a altitud de crucero elegida:
 - Altitud de crucero óptima h_{optima} , con $TAS \approx V_{optima}$ para la altitud elegida.
- Actuaciones de crucero
 - Velocidad de crucero: velocidad de crucero óptima: $TAS \approx V_{optima}$ con la altitud elegida
 - Altitud de crucero óptima h_{optima} ,
- Actuaciones de descarga:
 - Descender a altura de descarga (inferior a 300 ft nivel del mar).
 - Velocidad de descarga: inferior a 150 kts.
 - Realización de 3 descargas idénticas seguidas de un giro de 360 grados
- Actuaciones de subida:
 - Acelerar a velocidad de subida: TAS: emplear inicialmente 200 kts
 - Subida a hasta 10000 ft (nivel del mar)
 - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Velocidad TAS 200 knots
 - Subir a una altura superior a los 10000 ft
 - Acelerar a velocidad de subida: Velocidad TAS superior a 300 kts
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Subida a altitud de crucero elegida: siendo la altitud de crucero óptima h_{optima} , para la $TAS \approx V_{optima}$ elegida (no inferior a 300 kts)
- Actuaciones de crucero: 200 nm
 - Velocidad de crucero: velocidad de crucero no inferior a 300 kts
- Actuaciones de descenso:
 - Descenso a 10000 ft (nivel del mar).
 - Descenso a 1500 ft (nivel del aeropuerto).

- Actuaciones de Aterrizaje
 - o Acercamiento y aterrizaje (5 minutos en configuración motor a ralentí)
 - o Balanced Field Length of 5,000 ft; asumir + $\Delta 35^{\circ}\text{F}$ por encima de la atmósfera estándar y altitud de 5,000 ft por encima del nivel del mar: 94 $^{\circ}\text{F}$ ($\sim 34^{\circ}\text{C}$)
 - o Taxi (5 minutos en configuración motor a ralentí).

La misión Ferry es similar pero sin la misión de descarga y variando las velocidades y altitudes en función de la velocidad deseada

Cálculo de reservas de combustible:

Para la misión de Ferry deberá incorporar reservas de combustible de misión adecuados:

- Aterrizaje abortado y desvío a aeropuerto a 100 nm
 - o Subida en configuración de economía a altitud de 20000 ft (nivel del mar)
 - o Loiter:
 - Altitud de 20000 ft (nivel del mar)
 - Velocidad de crucero máxima autonomía
 - Alcance 100 nmi
 - o Descenso en modo económico a 1500 ft (nivel del aeropuerto)
 - Vuelo en espera durante 30 minutos configuración de máxima autonomía
 - o Acercamiento y aterrizaje (5 minutos)
 - Balanced Field Length of 5,000 ft; asumir + $\Delta 35^{\circ}\text{F}$ por encima de la atmósfera estándar y altitud de 5,000 ft por encima del nivel del mar: 94 $^{\circ}\text{F}$ ($\sim 34^{\circ}\text{C}$)

Ver **Anexo A** para el perfil de la reserva de combustible.

Otros Requisitos de diseño

Consumo de Combustible

Los datos de la Misión de Cargo para el NGLAT deberán demostrar un consumo de combustible, en función de cada asiento-por-milla náutica (Cost per Available Seat Miles o CASM). Realizar los cálculos de CASM para 1 caso de CI; 1 kg/seg,

M_{fuel} = masa del combustible empleado para la Misión Económica

$\text{cost}_{\text{fuel}}$ = Coste del combustible $\sim 294,8$ centimos \$/gallon (1 US Gallon = 3.7854 litros)

asumiendo que para el Jet Fuel la densidad es de 6.7 lb/gall, y 1 lb = 0,4535924 kg, entonces

$\text{cost}_{\text{fuel}} = \sim 97,003$ céntimos \$/kg

Se determinará un CASM alternativo para las misiones en las que no hay transporte de pasajeros donde

$$\text{CAPM} = \text{DOC} / \text{AP}_{100\text{M}}$$

Donde el **DOC** se define de la misma manera, y **AP_{100M}** es Available 100-kg-payload per nautical mile.

Ejemplo:

- Misión de 1850 nmi ~ 3426200 m.
- Carga de Pago de 16000 kg ~ $P_{100} = 16000/100 = 160$
- Velocidad media ~193 m/seg
- Tiempo medio $3426200/193 \sim 17752$ seg
- Combustible empleado 12523 lb-fuel ~ 5680 kg-fuel

$$\text{DOC} = (17752 \text{ seg} * 1 \text{ kg/seg} + 5680 \text{ kg}) * 97,003 = 2272974 \text{ céntimos } \$$$

$$\text{ASM} = 1850 \text{ nmi} * 160 P_{100} = 296000 \text{ AP}_{100\text{M}}$$

$$\text{CAPM} = \text{DOC} / \text{AP}_{100\text{M}} = 2272974 / 296000 = \mathbf{7.67 \text{ cents}}$$

Ver **Anexo B** para la definición de CASM.

Estudios de Interés

Además de los estudios comparativos necesarios para determinar el número de Mach y la altitud de crucero como se discutió en los requisitos de misión, se tendrá que presentar estudios comparativos que permitan demostrar la mejor selección de estos valores mediante el empleo de “carpet plots”. Entre otros se espera estudios referente a:

- Superficie y geometría alar,
- Configuración de la cola,
- Potencia instalada
- Disposición de los asientos de pasajeros.

Planta Motora

Cada grupo deberá seleccionar tanto la plata propulsora como la configuración que mejor se adecue a las actuaciones del **NGLAT**, tomando como modelo propulsivo, el que presentará el instructor de la asignatura.

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 **NGLAT**:

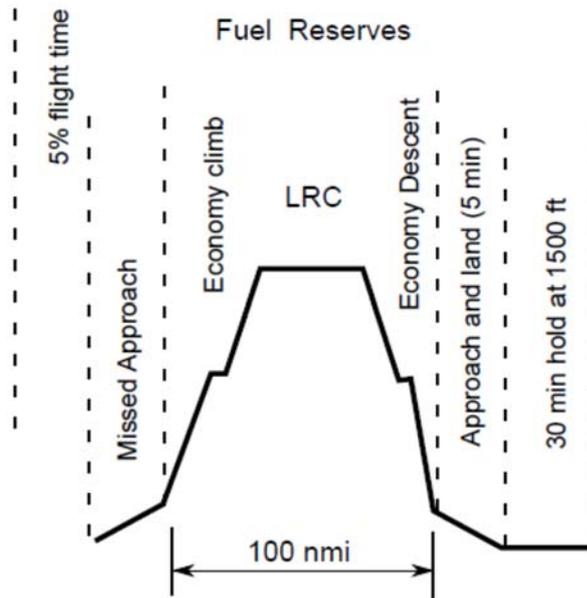
1. Diseño:
 - a. Describir las diferentes configuraciones evaluadas por el equipo, y describir los métodos empleados para evaluar las diferentes configuraciones y elegir la configuración final.
 - b. Justificar el dimensionado preliminar, el diseño final, y descripción de las tecnologías y el acercamiento empleado para cumplir los requisitos de misión.
 - c. Dibujos de la configuración seleccionada CAD enseñando dimensionados (proyección ortográfica).
 - i. Diseño de 3 vistas con cotas geométricas
 - d. Descripción geométrica detallada:
 - i. “clearances” durante las maniobras, despegue, rodadura, rotación...
 - ii. Dimensionado de las superficies de control, dimensiones
 - iii. Volumen de distintos componentes: fuselaje, alas (espacio interno), espacio de almacenaje, cabina, etc...
 - iv. Diseño de tren aterrizaje (vía, batalla, dimensiones...)
 - e. Configuración general del avión,
 - i. Ubicación de los sensores y diferentes equipos internos.
 - ii. Descripción de los sistemas: eléctrico, combustible, hidráulico, acondicionamiento de cabina,... (aquellos que sean aplicables)
 1. Descripción a grandes rasgos (esquemático)
 - iii. Descripción de la adecuación de la carga de pago: distribución interna
 - iv. Arquitectura interna: cuadernas, costillas, largueros (meramente estético)
 - f. Descripción del uso de avances tecnológicos para poder mejorar las actuaciones.
 - i. Mostrar decisiones de diseño que consideran nuevas tecnologías para mejorar las actuaciones, el confort, o la operatividad del avión.
2. Aerodinámica:
 - a. Estudio para la selección del perfil y del diseño en planta del ala.
 - i. Comparación de al menos 3 perfiles:
 1. justificación de elección en función de razones aerodinámicas: por ejemplo: eficiencia, coeficiente de Oswald, resistencia,...
 2. Descripción de métodos empleados

- ii. Comparación de al menos 3 alas:
 - 1. justificación de elección en función de razones aerodinámicas: por ejemplo: eficiencia, coeficiente de Oswald, resistencia, ...
 - 2. Descripción de métodos empleados
 - b. Mostrar cálculo de la resistencia y de la polar del aeronave:
 - i. Comparación de polar compensada y no compensada
 - 1. Desglose de la resistencia parasitaria de los distintos elementos: Superficies aerodinámicas, fuselaje, góndolas, tren de aterrizaje, etc...
 - 2. Desglose de las superficies mojadas de los distintos elementos: Superficies aerodinámicas, fuselaje, góndolas, tren de aterrizaje, etc...
 - 3. Descripción de métodos empleados
 - ii. Comparación de polares para diferentes configuraciones: conf. Limpia y conf. Sucia
 - 1. Descripción de métodos empleados
 - iii. Comparación de polares para diferente segmentos de vuelo
 - 1. configuración de crucero.
 - 2. configuración de despegue (conf. sucia).
 - 3. configuración de aterrizaje
 - 4. configuración subida y descenso.
 - c. Descripción de métodos utilizados para mejorar la eficiencia aerodinámica.
 - d. Descripción de las superficies hipersustentadoras.
 - i. Definición de geometrías y características
 - ii. Cálculo de características (C_{LMAX})
 - iii. Descripción de métodos empleados
- 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)
 - i. Estudio de centro de gravedad más adelantado y más retrasado
 - ii. Descripción de métodos empleados
 - b. Análisis de trimado:
 - i. Estabilidad longitudinal:
 - 1. Mostrar cómo afecta la variación de peso y velocidad al trimado, y al centro de gravedad.
 - ii. Estabilidad lateral-direccional

1. Mostrar cómo afecta a los requisitos de trimado lateral-direccional las distintas velocidades y ángulos de resbalamiento
- iii. Determinación de resistencia de trimado
- iv. Descripción de métodos empleados
- 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. Descripción de métodos empleados
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. Envoltorio del centro de gravedad del avión.
 - i. Centro de gravedad más adelantado
 - ii. Centro de gravedad más retrasado
 - d. Justificar la lógica empleada para el uso de los materiales en los principales grupos estructurales.
 - e. Descripción de métodos empleados
5. Propulsión y actuaciones:

- a. Selección de la planta propulsora necesaria para cubrir necesidades en los segmentos de vuelo.
 - i. Mostrar comparativa con 3 motores para justificar su elección: por ejemplo pesos, consumo, dimensiones, etc...
- b. Mostrar cálculos de potencia/empuje requerida y necesaria.
 - i. Diferentes condiciones de vuelo, diferentes polares, diferentes posiciones de palanca
- c. Mostrar curvas de actuaciones (Empuje, potencia, consumo específico vs. altitud y velocidad)
- d. Actuaciones según segmentos:
 - i. Despegue y aterrizaje (según misión definida):
 1. Distancias de despegue y aterrizaje.
 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W (ó P/W).
 3. Estudio de velocidades.
 - ii. Subida (según misión definida):
 1. Ángulos y velocidades óptimas de subida.
 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W (ó P/W).
 - iii. Crucero (según misión definida):
 1. Estudio velocidades y alturas óptimas de crucero.
 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W (ó P/W).
 3. Estudio alcance máximo.
 - iv. Vuelo Espera (según misión definida):
 1. Estudio velocidades y alturas óptimas en espera.
 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W (ó P/W).
 3. Estudio autonomía.
 4. Radios de giro mínimo.
- e. Determinación de perfiles de misión óptimos para cada uno de los segmentos
 - i. Velocidades óptimas, ángulos óptimos
 - ii. Comparación entre perfiles de misión óptimos y aquellos definidos por el RFP (si son diferentes)
- f. Estudio de los consumos de combustible:
 - i. Definición de modelos propulsivos
- g. Estudios paramétricos (alcance, carga de pago, pesos).
- h. Diagrama de la envolvente (V-n diagram).
- i. Diagrama de carga de pago-alcance (incluyendo la configuración sin carga de pago)
- j. Descripción de métodos empleados

Apéndice A



Apéndice B

Definición de “**Available Seat Miles (ASM)**”

http://en.wikipedia.org/wiki/Available_seat_miles

Available Seat Miles (ASM) is a measure of an airline flight's passenger carrying capacity. It is equal to the number of seats available multiplied by the number of miles or kilometres flown. An available seat mile is the fundamental unit of production for a passenger-carrying airline. A unit in this case is one seat, available for sale, flown one mile.

Cost per ASM (CASM): CASM is a commonly used measure of unit cost in the airline industry. CASM is expressed in cents to operate each seat mile offered, and is determined by dividing operating costs by ASMs. This number is frequently used to allow a cost comparison between different airlines or for the same airline across different time periods (say for one year vs the preceding year). A lower CASM means that it is easier for the airline to make a profit, as they have to charge less to break even. A low CASM, however, is by no means a guarantee of profitability. Further, CASM should only be compared across airlines with care. For instance, all other things being equal, an airline with a longer average stage length will have a lower CASM, because fixed costs will account for a lower portion of its total costs. For this reason, to be meaningful, CASM comparisons across different airlines generally require, at a minimum, that CASMs for all airlines be adjusted to a common stage length, or that the CASMs be graphed versus the stage length of all the airlines being compared.

CASM is generally calculated for a particular airline (or portion of an airline—for instance, an airline's Pacific operations as opposed to the entire airline) for a particular period of time—a year, a quarter, a month and so forth. It can also be calculated for a particular route of an airline. However, when it is calculated for anything other than the entire operation of an airline, the relevant costs will inevitably involve cost allocations that require judgments. For instance, the salary of the airline's senior management needs to be spread across the different parts of the airline and can be divvied up across its routes according to many different methodologies—by the number of flights on that route during that time period, by the number of flight hours on that route, etc. There is not necessarily any right method for making such cost allocations, but it is important when making comparisons across airlines that if an allocation methodology is relevant (i.e. less than the entire of each airline is being compared) then the same allocation methodology is used with each airline being compared.

Para el curso actual, el cálculo de CASM por lo tanto se puede definir como:

$$\text{CASM} = \text{DOC} / \text{ASM}$$

Donde DOC = Direct Operating Cost, y ASM = Available Seat Mile. Se puede aproximar que el DOC consiste sólo en lo que se denomina Trip Cost, y se puede obtener a partir de la siguiente fórmula

$$\text{DOC} = (t * \text{CI} + M_{\text{fuel}}) * \text{cost}_{\text{fuel}}$$

donde

t = tiempo de vuelo de la Misión Económica (segundos),

CI = Cost Index = tomar 1 kg/seg,

M_{fuel} = masa del combustible empleado para la Misión Económica

$\text{cost}_{\text{fuel}}$ = Coste del combustible $\sim 294,8$ centimos \$/gallon (1 US Gallon = 3.7854 litros)

asumiendo que para el Jet Fuel la densidad es de 6.7 lb/gall, y 1 lb = 0,4535924 kg, entonces

$$\text{cost}_{\text{fuel}} = \sim 97,003 \text{ centimos } \$/\text{kg}$$

Ejemplo:

- Misión de 1850 nmi ~ 3426200 m.
- Avión de 75 pasajeros
- Velocidad media ~ 197 m/seg
- Tiempo medio ~ 17391 seg
- Combustible empleado 9850 lb-fuel ~ 4467 kg-fuel

$$\text{DOC} = (17391 \text{ seg} * 1 \text{ kg/seg} + 4467 \text{ kg}) * 97,003 = 2120471 \text{ centimos } \$$$

$$\text{ASM} = 1850 \text{ nmi} * 75 \text{ pasajeros} = 138750 \text{ ASM}$$

$$\text{CASM} = \text{DOC}/\text{ASM} = 2120471/138750 = \mathbf{15.28 \text{ cents}}$$