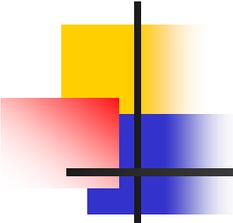


# Cálculo de Aeronaves

## Definición RFP Curso 2015-2016

Next Generation Large Air Tanker (NGLAT)

**Sergio Esteban Roncero**  
**Departamento de Ingeniería Aeroespacial**  
**Y Mecánica de Fluidos**



# Introducción

---

- Descripción de oportunidad de mercado
- Requisitos de Diseño
- Requisitos Entregables

# Oportunidad de Mercado - I

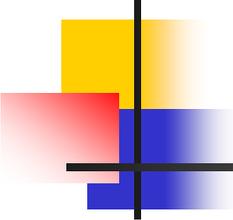
- En los últimos años, el número de incendios forestales ha ido en aumento. Los investigadores de la NASA Goddard han pronosticado aumento de la futura actividad de incendios forestales en los próximos 50-100 años, como resultado del aumento de las temperaturas globales y las sequías que afectan ciertas 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.

# Oportunidad de Mercado - II

- 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 posicionados 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 avión de gran tamaño y diseñado 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.

# Oportunidad de Mercado - III

- 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 de 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 pobre.
- El objetivo general del LAT es la construcción de una línea de fuego efectiva o rápida 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 de 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.



# Requisitos de Diseño

---

- De forma resumida, 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

# Características de la Aeronave

- **Capacidad de Aeronaves**

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

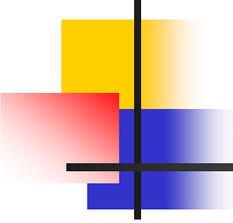
- **Alcance y Carga de Pago**

- 2 pilotos

- Payload – 5,000 galones (la densidad del retardant se assume 9 lb/gal)

- **Actuaciones**

- Radio de operación 200 nm (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.
- Alcance de Ferry de 2,500 nm
- Balanced Field Length of 5,000 ft; asumir +35°F atmósfera estandard y altitud de 5,000 ft por encima del nivel del mar
- Velocidad de entrada en pérdida de 90 kts
- Requisitos de descarga:
  - Velocidad de descarga por debajo de 150 kts.
  - Altura de descarga por debajo de 300 ft.
- Velocidad máxima superior a 300 kts durante el viaje de regreso para recarga.
- Recarga de retardante en 10 minutos o inferior con los motores encendidos
- Motor de turbina (turbofan o turboprop); preferiblemente motor existente
- Normativa Certificación FAA para aeronaves de transporte (Part 25), con especial atención a las definiciones de fatiga.



# Actuaciones - I

---

- Se definen 2 misiones tipo:
  - Misión Primera Línea
  - Misión de Ferry

# Actuaciones - I

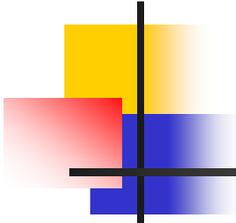
## ■ *Misión Primera Línea*

- Misión de (~370.40 km) de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
- 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).
- 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).
- 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).
- Misión de regreso
  - Velocidad máxima superior a 300 kts (~555.6 km/h) durante el viaje de regreso para recarga.
  - 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).
- 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**

# Actuaciones - II

## ■ *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 - I

- Los segmentos de vuelo que definen la misión del NGLAT vienen dado por los siguientes perfiles de vuelo:
  - Calentar motores y taxi
  - Actuaciones despegue
  - Actuaciones de subida
  - Actuaciones de crucero (salida desde base)
  - Actuaciones de descenso
  - Actuaciones de descarga
  - Actuaciones de ascenso
  - Actuaciones de crucero (vuelta a base)
  - Actuaciones de descenso
  - Actuaciones de Aterrizaje

# Segmentos de Vuelo - II

## ■ Despegue:

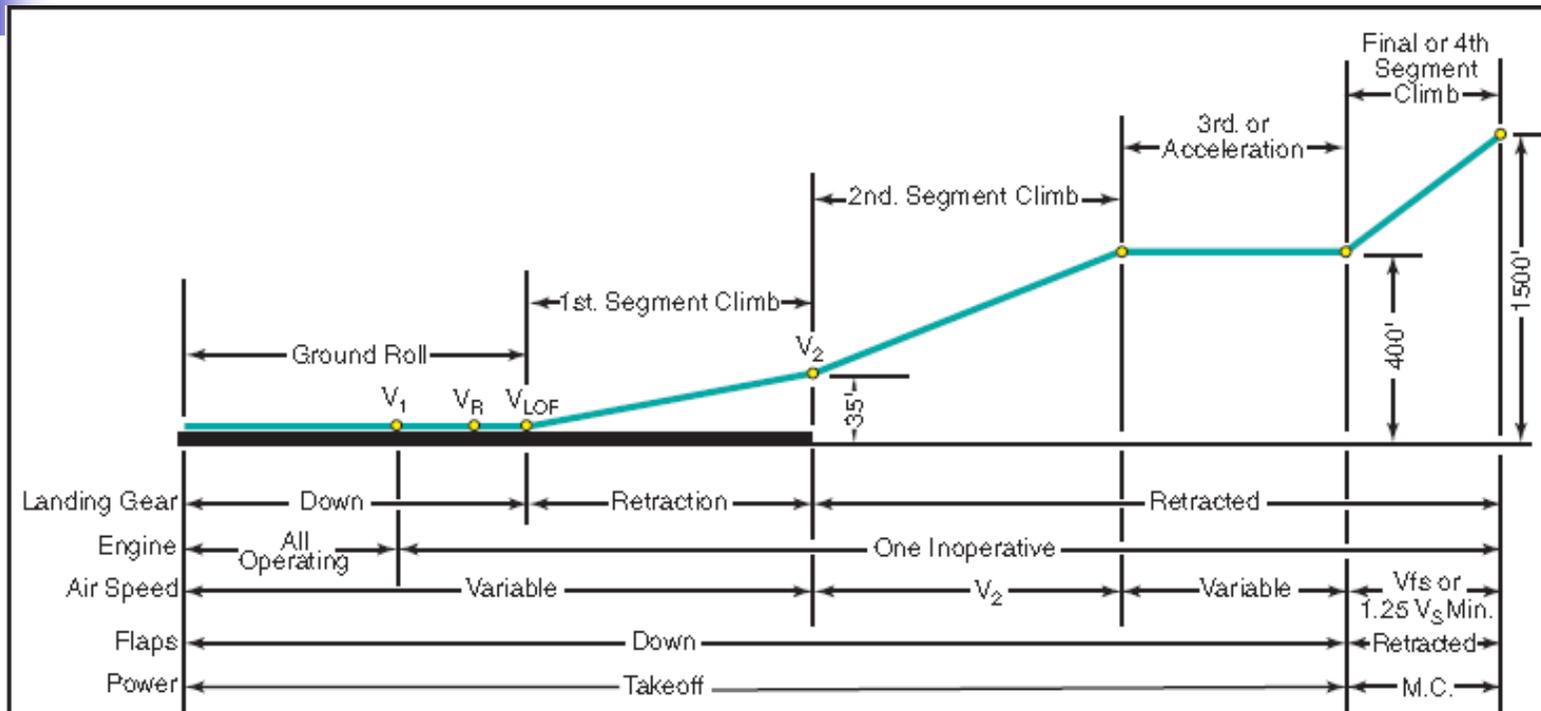
- Calentar motores y taxi en motores a ralentí durante 9 minutos
- Actuaciones despegue:
  - El combustible disponible para el despegue es equivalente al consumido durante 2 minutos operando a potencia máxima de despegue.
  - Distancia de despegue según RFP.
  - Satisfacer condiciones de despegue según FAR – Part 25 – 35 ft de altura.
  - Superar altura exigida por FAR - Part 25 con fallo de un motor.
- Condiciones High-hot:
  - Capaz de utilizar pistas de 5000 ft o menores para aeropuertos de 5000 ft por encima del nivel del mar, con una temp. +35 °F por encima de las condiciones a nivel del mar (15 °C), lo que resulta en 94 °F (~34 °C).

# Segmentos de Vuelo - III

## ■ Actuaciones de Subida

- Subida a desde 35 ft hasta los 1500 ft (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
  - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
    - Gradiente de subida > 3.2%.
    - Velocidad TAS: emplear inicialmente 200 kts (~370 km/h)
- Si se decide subir a una altura superior a los 10000 ft (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  $h_{\text{óptima}}$ , con  $TAS \approx V_{\text{óptima}}$  para la altitud elegida.

# One-engine inoperative takeoff flightpath (OEI)



Items	1st T/O Segment	2nd T/O Segment	Transition (Acceleration)	Final T/O Segment
* 2 Engine	Positive	2.4%	Positive	1.2%
3 Engine	3.0%	2.7%	Positive	1.5%
4 Engine	5.0%	3.0%	Positive	1.7%
Wing Flaps	T.O.	T.O.	T.O.	Up
Landing Gear	Down	Up	Up	Up
Engines	1 Out	1 Out	1 Out	1 Out
Power	T.O.	T.O.	T.O.	M.C.
Air Speed	$V_{LOF} \rightarrow V_2$	$V_2$	$V_2 \rightarrow 1.25 V_S$ (Min)	$1.25 V_S$ (Min)

\* Required Absolute Minimum Gradient of Flight Path

M.C. = Maximum Continuous

$V_1$  = Critical-Engine-Failure Speed

$V_2$  = Takeoff Safety Speed

$V_S$  = Calibrated Stalling Speed, or min. steady flight speed at which the airplane is controllable

$V_R$  = Speed at which airplane can start safely raising nose wheel off surface (Rotational Speed)

$V_{LOF}$  = Speed at point where airplane lifts off

# Segmentos de Vuelo - IV

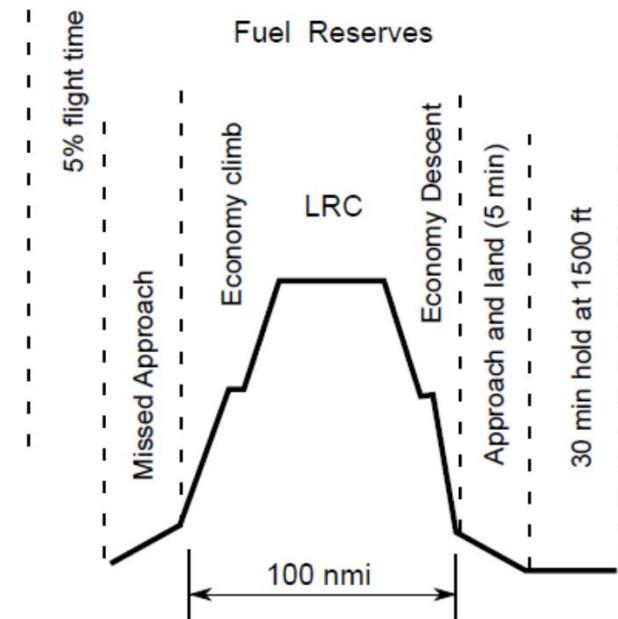
- Actuaciones de crucero:
  - Ajustar y mantener velocidad a  $h_{\text{optima}}$  y  $V_{\text{optima}}$ .
  - Vuelo en crucero configuración máximo alcance para satisfacer misión de máximo alcance:
    - Misión Primera Línea: 200 nmi (ida y vuelta)
    - Misión Diseño: 2500 nmi (sólo ida)
- Actuaciones de descarga:
  - Descender a altura de descarga (inferior a 300 ft).
  - Velocidad de descarga: inferior a 150 kts ( $\sim 277.80$  km/h).
  - 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 (371 km/h)
  - Subida a hasta 10000 ft (3048 m)
    - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
      - Gradiente de subida  $> 3.2\%$ .
      - Velocidad TAS 200 knots (371 km/h)
  - Subir a una altura superior a los 10000 ft (3048 m)
    - Acelerar a velocidad de subida: Velocidad TAS superior a 300 kts ( $\sim 555.6$  km/h).
    - Gradiente de subida  $> 3.2\%$ .

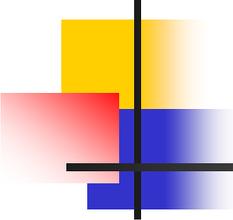
# Segmentos de Vuelo - IV

- Actuaciones de subida:
  - Acelerar a velocidad de subida: TAS: emplear inicialmente 200 kts (370 km/h)
  - Subida a hasta 10000 ft (3048 m)
    - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
      - Gradiente de subida > 3.2%.
      - Velocidad TAS 200 knots (371 km/h)
  - 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.
  - Descenso a 1500 ft.
- Actuaciones de Aterrizaje
  - Acercamiento y aterrizaje (5 minutos en configuración motor a ralentí)
  - Aterrizaje en 1500 m
  - Taxi (5 minutos en configuración motor a ralentí).

# Cálculo de reservas de combustible

- Deberá incorporar reservas de combustible de misión adecuados, sin embargo, los cálculos de consumo de combustible, los costos de operación y tiempos de viaje pueden asumir que las reservas de combustible no se consumen en la misión económica:
- Aterrizaje abortado y desvío a aeropuerto a 100 nm
  - Subida en configuración de economía a altitud de 20000 ft
  - Loiter:
    - Altitud de 20000 ft
    - Velocidad de crucero máxima autonomía
    - Alcance 100 nmi
  - Descenso en modo económico a 1500 ft
    - Vuelo en espera durante 30 minutos configuración Loiter
  - Acercamiento y aterrizaje (5 minutos)





# Otros Requisitos

---

- Consumo de Combustible
- Estudios de Interés
- Planta Motora

# Consumo de Combustible - I

- Los datos de tanto la Misión Primera Línea como Ferry para el NGLAT deberán demostrar un **consumo de combustible**, en función de cada asiento-por-milla náutica (**Cost per Available Seat Miles o CASM**). Se determinará un CASM alternativo para las misiones en las que no hay transporte de pasajeros donde

$$CAPM = DOC / AP_{100}M$$

donde

DOC = Direct Operating Cost, y ASM = Available Seat Mile.

Donde el **DOC** se define de la misma manera, y **AP<sub>100</sub>M** es Available 100-kg-payload per nautical 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

$$DOC = (t*CI + M_{fuel}) * cost_{fuel}$$

donde

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

CI = Cost Index = tomar 1 kg/seg,

M<sub>fuel</sub> = masa del combustible empleado para Misión Primera Línea y Misión Ferry

cost<sub>fuel</sub> = Coste del combustible ~ 294,8 centimos \$/gallon (1 US Gallon = 3.7854 litros)

# Consumo de Combustible - II

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

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

## Ejemplo:

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

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

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

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

# Otros Requisitos - II

## ■ 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

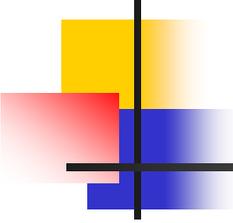
- Cada grupo deberá **seleccionar** tanto la **plata propulsora** como la **configuración** que mejor se adecue a las actuaciones del **NGLAT**, tomando como **modelo propulsivo**, el que presentará el instructor de la asignatura.

# 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**:
  - Diseño (a modo de introducción del propio diseño)
  - Aerodinámica
  - Estabilidad y Control
  - Estructuras
  - Propulsión y Actuaciones

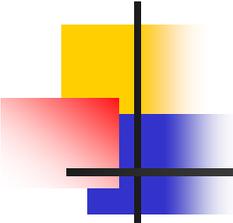
# Requisitos de Diseño - I

- Diseño
  - Describir las diferentes configuraciones evaluadas por el equipo, y describir los métodos empleados para evaluar las diferentes configuraciones y elegir la configuración final
  - Justificar el dimensionado preliminar, el diseño final, y descripción de las tecnologías y el acercamiento empleado para cumplir los requisitos de misión.
  - Mostrar evolución en el proceso de optimización mediante "trade studies" de:
    - Velocidad de crucero, selección de planta propulsora, parámetros del ala, y actuaciones de aterrizaje y despegue en los segmentos de la misión.
  - 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...
  - Configuración general del avión, así como ubicación de los sensores y diferentes equipos internos.
  - Uso de avances tecnológicos para poder mejorar las actuaciones.
    - Mostrar decisiones de diseño que consideran nuevas tecnologías para mejorar las actuaciones.
    - Tener en cuenta las implicaciones del fallo de dichas tecnologías y abordar que implicaciones tendrían.



# Requisitos de Diseño - II

- Aerodinámica
  - Selección de la sección del perfil y del diseño en planta del ala.
  - Mostrar estimativos de la resistencia y de su polar más precisos para:
    - configuración de crucero.
    - configuración de despegue.
    - configuración descarga
    - configuración de aterrizaje
    - configuración subida y descenso.
  - Métodos utilizados para mejorar la eficiencia aerodinámica.
  - Descripción de las superficies hipersustentadoras.



# Requisitos de Diseño - III

- Estudio de la Estabilidad Longitudinal y Lateral:
  - Estudio de la estabilidad de la aeronave para todas las condiciones de vuelo y posibles cargas de pago (incluido sin carga de pago)
  - Análisis de trimado:
    - Mostrar como afecta la variación de peso y velocidad al trimado, y al centro de gravedad.
  - Estabilidad Estática.
    - Justificar dimensionado y ubicación derivas horizontales y verticales.
    - Mostrar la efectividad de las superficies de control (dimensionado y ubicación).
    - Mostrar requisitos de normativas vigentes para la clase de avión y mostrar como son cumplidos.

# Requisitos de Diseño - IV

- Estructuras:
  - Mostrar un desglose de los pesos de los componentes y sistemas más importantes.
    - Pesos en vacío.
    - Pesos de despegue.
    - Pesos de combustible.
    - Carga de pago.
  - Identificar y definir las cargas que afectan las diferentes partes estructurales en los diferentes segmentos de vuelo.
    - Aerodinámicas.
    - Estructurales:
      - Carga de pago.
      - Cabina presurizada.
      - Tren de aterrizaje: Descripción detallada.
        - Ubicación del tren de aterrizaje incluyendo consideraciones para vuelco y golpeo de la cola, considerando las elevadas cargas.
  - Envoltente del centro de gravedad del avión.
    - **Centro de gravedad más adelantado**
  - Justificar la lógica empleada para el uso de los materiales en los grupos principales grupos estructurales.

# Requisitos de Diseño - V

## Propulsión y actuaciones:

- Selección de la planta propulsora necesaria para cubrir necesidades en los segmentos de vuelo.
- Mostrar cálculos de potencia/empuje requerida y necesaria.
- Mostrar curvas de actuaciones (Empuje, potencia, consumo específico vs. altitud y velocidad)
- Actuaciones según segmentos:
  - Despegue y aterrizaje:
    - Distancias de despegue y aterrizaje.
    - Estudio carga alar (W/S) y T/W.
    - Estudio de velocidades.
  - Subida
    - Ángulos y velocidades óptimas de subida.
    - Estudio carga alar (W/S) y T/W.
  - Crucero.
    - Estudio velocidades y alturas óptimas de crucero.
    - Estudio carga alar (W/S) y T/W.
    - Estudio alcance máximo.
  - Vuelo Espera.
    - Estudio velocidades y alturas óptimas en espera.
    - Estudio carga alar (W/S) y T/W.
    - Estudio autonomía.
    - Radios de giro mínimo.
- Estudios paramétricos (alcance, carga de pago, pesos).
- **Diagrama de la envolvente (V-n diagram).**
- **Diagrama de carga de pago-alcance (incluyendo la configuración sin carga de pago).**