



Cálculo de Aeronaves

Definición RFP Curso 2014-2015

Future Advanced Very Light TurboProp (FAVLTP)

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 el mercado actual, el sector de los aviones privados empleados por las grandes compañías para reducir costes de transporte está copado por los VLJ (Very Light Jet), pero sitúa estos aviones en costes demasiado elevados dada la situación del mercado actual (costes relativos $\sim 1,5\text{M}\$ - 2,5\text{M}\$$).
- Este desplazamiento se produce a partir de la década de los 90, y se debe en parte a las características técnicas (jets regionales tienen una mayor velocidad de crucero y la altitud de crucero superior), y en parte a la percepción pública (turbohélices suelen ser menos cómodos y parecen "pasados de moda").
- Sin embargo, los aviones turbohélice poseen por general una ventaja de eficiencia de combustible con respecto a los aviones turbofan, lo que se acrecienta debido al aumento de los precios del combustible, y representa por lo tanto un menor impacto ambiental (emisiones, especialmente de CO_2).
- Es por ello que este tipo de aeronaves parecen ser una alternativa atractiva ya que para la mayoría de las rutas de corto alcance, el hecho que los aviones turbohélices tengan una velocidad de vuelo ligeramente inferior tiene muy poco impacto en el tiempo total del bloque de las misiones.



Oportunidad de Mercado - II

- Existe la oportunidad de diseñar el que puede ser el próximo avión privado turbohélice (por ejemplo, la entrada en el servicio puede ubicarse entre 2020 y 2022), que reduciría considerablemente el impacto medioambiental de las operaciones aéreas y que mejorará la economía de las empresas privadas que contasen con este avión en su flota para los viajes de sus directivos.
- Este nuevo avión tendría que tener un nivel de confort comparable (o tal vez superior) al adquirido en los VLJ, lo que ayudaría a mitigar la pobre percepción que estos aviones tienen entre los pasajeros.
- En muchas de las rutas recorridas por los jets regionales, e incluso los aviones más grandes de un solo pasillo, las distancias son lo suficientemente cortas que un turbohélice de nueva generación "más rápido" podría tener tiempos de vuelo casi equivalentes a los de un avión de turbofan.
- En definitiva, existe la oportunidad de diseñar un avión que permita ofrecer una experiencia de vuelo similar a la de los VLJ, pero con la eficiencia económica y el impacto medioambiental de un turbohélice.
- 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 que definitivamente desbanque el mercado de los VLJ mediante la creación del Future Advanced Very Light TurboProp (FAVLTP), con una capacidad para 6 pasajeros, con un alcance máximo de 1200 millas náuticas



Requisitos de Diseño

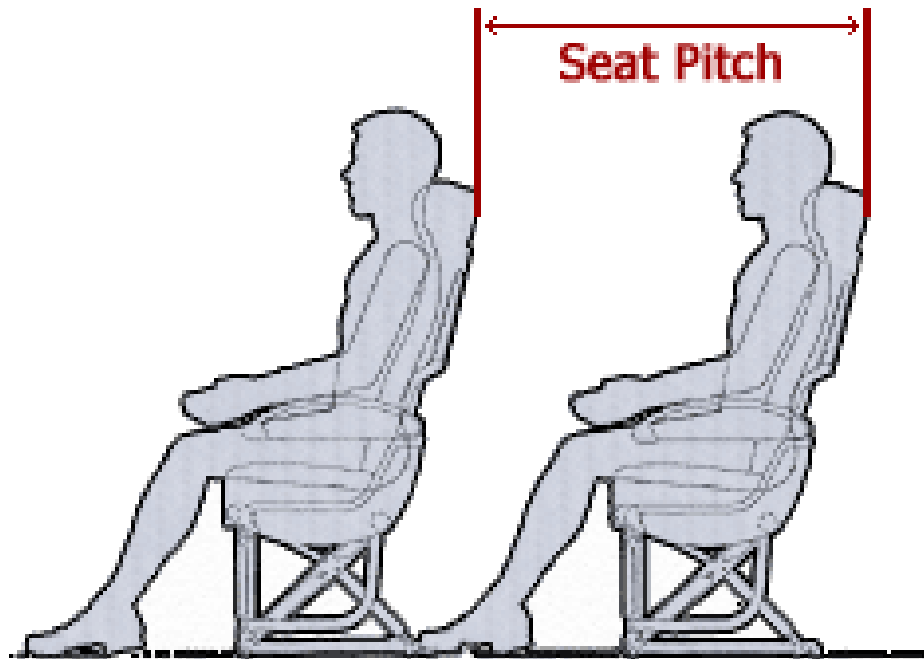
- De forma resumida, el **Future Advanced Very Light TurboProp (FAVLTP)** debe de cumplir una serie de requisitos en las siguientes áreas:
 - Características de la Aeronave
 - Actuaciones
 - Misión (Segmentos de vuelo).
 - Cálculo de reservas de vuelo.
 - Planta motora

Características de la Aeronave

- Capacidad de carga de pasajeros: 6 asientos:
 - Clase única:
 - Clase business class o superior.
 - Comfort típicos de Business Jets
 - Cumplir limitaciones FAR 25 sobre ubicación de salidas de emergencia.
- Capacidad de Carga (Cargo capacity):
 - Superior a $> 6 \text{ ft}^3/\text{pasajero}$ ($> \sim 54 \text{ ft}^3$), carga a granel en bodega (bulk loaded).
- Carga de pago maxima
 - Máxima carga de pago: transporte de clase individual (6 pasajeros en)
 - 185 lbs/pasajero más carga completa en bodega a razón de $7 \text{ lbs}/\text{ft}^3$.
 - Carga de pago: 54 ft^3 a $7 \text{ lbs}/\text{ft}^3 \rightarrow \sim 378 \text{ lbs}$
 - Pasajeros: 6+3 a 185 lbs/pasajero : 1665 lbs
 - ($>1665 \text{ lbs} + 378 \text{ lbs} \approx 2043 \text{ lbs}$).
- Acondicionamiento en cabina siguiendo especificaciones FAR 25.787.
- Pesos:
 - 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.

Apéndice A

- **Seat Pitch:** Es la distancia entre una fila de asientos. La distancia se mide desde la misma posición en dos asientos, uno detrás del otro. Esta distancia no es equivalente al espacio para las piernas (legroom).



Actuaciones - I

- Se definen 2 misiones tipo:
 - Misión Económica
 - Misión de Diseño
- Ambas se describen a continuación
 - Misión Económica (Economic Mission): La misión económica representa la misión típica en que la aeronave debe ser más eficiente: estimaciones y comparaciones de consumo de combustible, los costos de operación y tiempos de viaje usarán esta misión. Para los propósitos de este estudio, la misión económica consistirá en:
 - Alcance de 500 millas náuticas.
 - La carga útil de la misión económica será la carga completa de pasajeros (nominalmente 6 pasajeros + el cabin crew, consulte sección de Capacidad de Aeronaves).
 - 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.
 - Misión de Diseño (Design Mission) A los efectos de este estudio, el avión será capaz de realizar una misión de diseño de 1.500 millas náuticas (con atmósfera en calma) con aproximadamente el 50% de carga de pago (aproximadamente 3 pasajeros + cabin crew, ver la capacidad del avión, arriba) para dar flexibilidad a las diferentes rutas de los clientes. La misión del diseño deberá incluir las reservas de combustibles correspondientes.

Actuaciones - II

■ *Misión Económica*

- 500 nm de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
- Configuración de clase única asumiendo 227 lbs/pasajero (6 pasajeros) \approx 1362 lbs y la cabin crew a 185 lbs/pasajero (3 cabin crew) \approx 555 lbs. Total 1947 lbs.
- Velocidad de crucero deseada: superior a Mach 0,52 e inferior a Mach 0,68.
- Altitud de crucero en MTOW: superior a 22.000 pies sobre el nivel del mar y no más de 31.000 pies sobre el nivel del mar
- Distancia de despegue (TOFL):
 - Configuración nominal: MTOW de Misión de Diseño: 4500' (\sim 1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (\sim 29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MTOW de Misión de Diseño: 8000' (\sim 2438 m) para aeropuerto a 7800' (\sim 2377 m) de altitud , y a 85° F (\sim 29,5° C)
- Distancia de aterrizaje (TOFL):
 - Configuración nominal: MLW de Misión de Diseño: 4500' (\sim 1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (\sim 29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MLW de Misión de Diseño: 8000' (\sim 2438 m) para aeropuerto a 7800' (\sim 2377 m) de altitud , y a 85° F (\sim 29,4° C)
- Factor de carga:
 - Diseño: +2.5g/-2g
 - **Último: +4/-3g**
 - **Aterrizaje: +3g**

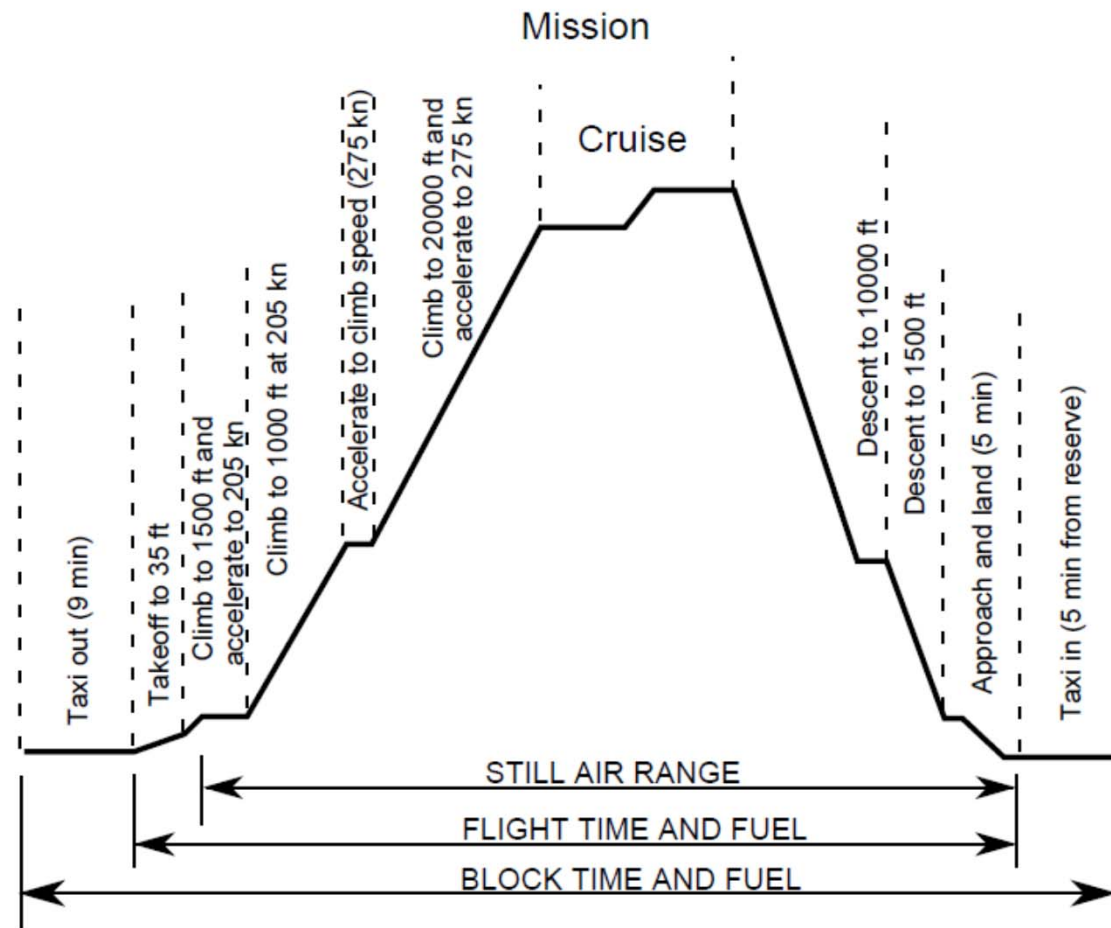
Actuaciones - III

■ *Misión de Diseño*

- 1500 nm de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
- Configuración de clase única asumiendo 227 lbs/pasajero (3 pasajeros) \approx 681 lbs y la cabin crew a 185 lbs/pasajero (3 cabin crew) \approx 555 lbs. Total 1236 lbs..
- Velocidad de crucero deseada: superior a Mach 0,52 e inferior a Mach 0,68.
- Altitud de crucero en MTOW: superior a 22.000 pies sobre el nivel del mar y no más de 31.000 pies sobre el nivel del mar
- Distancia de despegue (TOFL):
 - Configuración nominal: MTOW de Misión de Diseño: 4500' (\sim 1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (\sim 29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MTOW de Misión de Diseño: 8000' (\sim 2438 m) para aeropuerto a 7800' (\sim 2377 m) de altitud , y a 85° F (\sim 29,4° C)
- Distancia de aterrizaje (TOFL):
 - Configuración nominal: MLW de Misión de Diseño: 4500' (\sim 1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (\sim 29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MLW de Misión de Diseño: 8000' (\sim 2438 m) para aeropuerto a 7800' (\sim 2377 m) de altitud , y a 85° F (\sim 29,4° C)
- Factor de carga:
 - Diseño: +2.5g/-2g
 - **Último: +4/-3g**
 - **Aterrizaje: +3g**

Segmentos de Vuelo - I

- Los segmentos de vuelo que definen la misión del FTPPA vienen dado por los siguientes perfiles de vuelo:
 - Calentar motores y taxi
 - Actuaciones despegue
 - Actuaciones de subida
 - Actuaciones de crucero
 - 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 4000 ft o menores para aeropuertos de 7800 ft por encima del nivel del mar, con una temp. 85 ° F, con un peso del 80% del peso máximo de despegue

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: TAS 205 kts (~380 km/h)

- Subida a hasta 10000 ft

- Procedimiento según FAR 25 Sección 121:

- Gradiente de subida > 3.2%.
- Velocidad TAS 205 kts (~380 km/h)

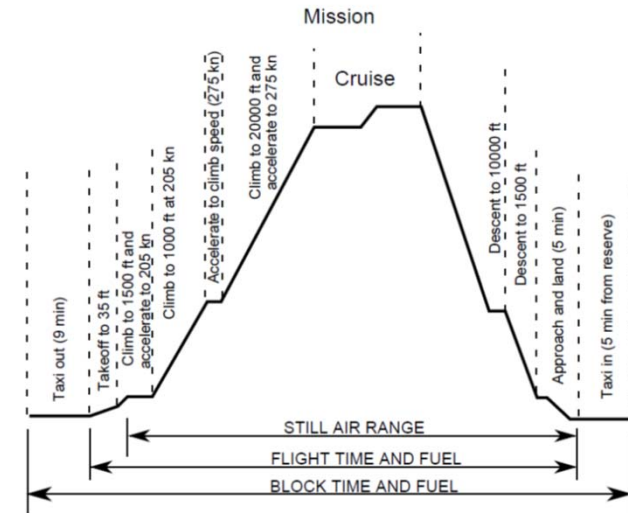
- Acelerar a velocidad de subida: TAS 275 kts (~509 km/h)

- Subida a hasta 20000 ft

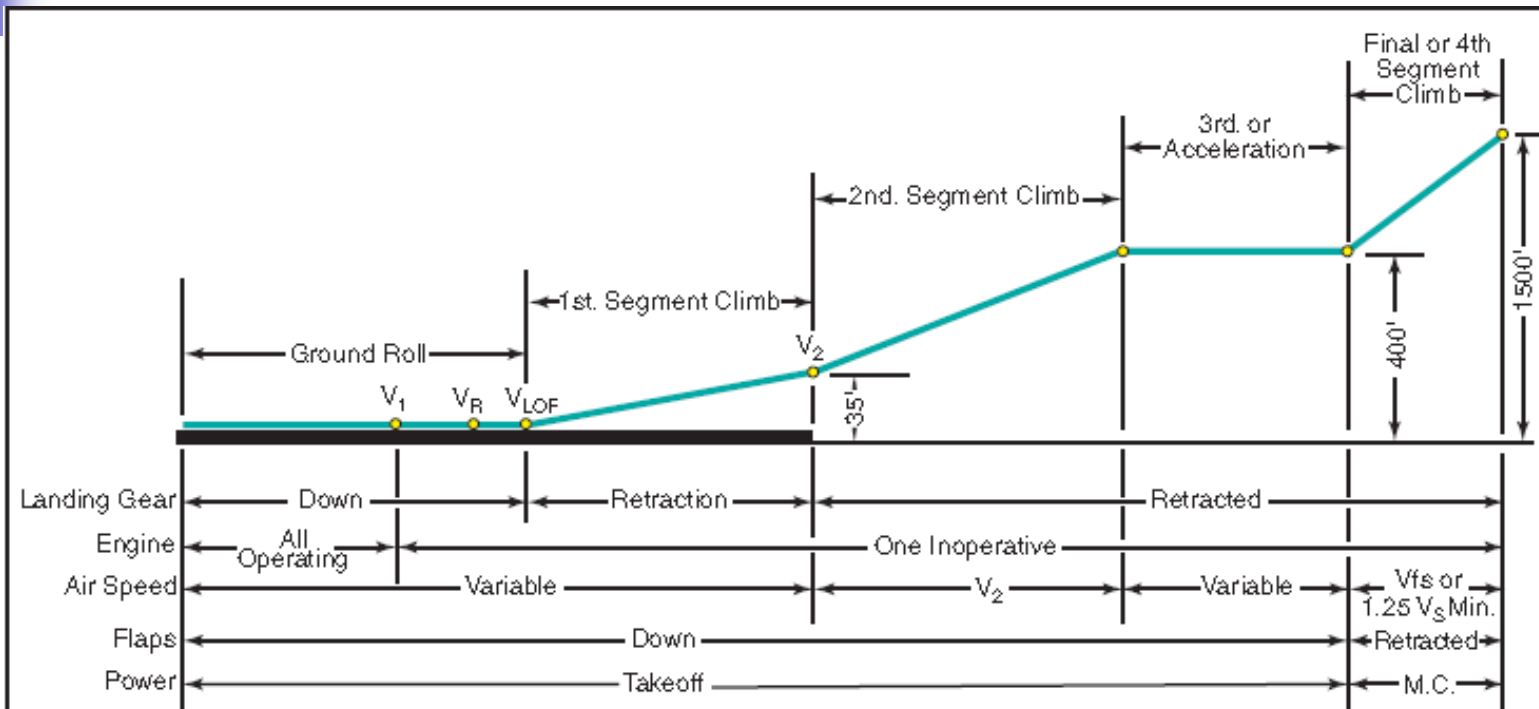
- Gradiente de subida > 3.2%.
- Velocidad TAS 275 kts (~509 km/h)

- Acelerar hasta velocidad de crucero $0.68 \geq M \geq 0.52$ siendo la velocidad optima asociada al vuelo de crucero óptimo V_{optima} (altitud de 20000 ft)

- Subida a altitud de crucero elegida ($31000 \text{ ft} \geq h \geq 22000 \text{ ft}$): siendo la altitud de crucero óptima h_{optima} , con $TAS \approx V_{optima}$ 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

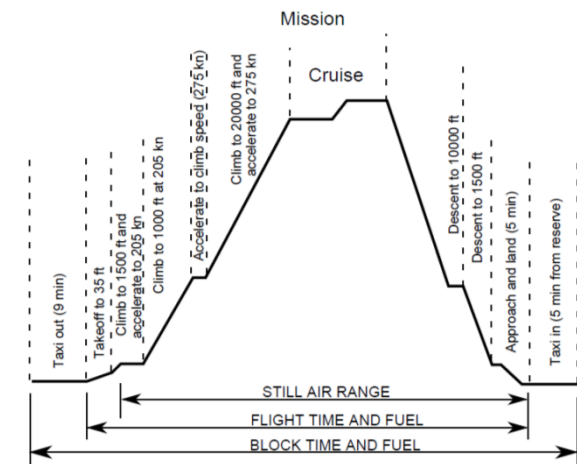
V_S = Calibrated Stalling Speed, or min. steady flight speed at which the airplane is controllable

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

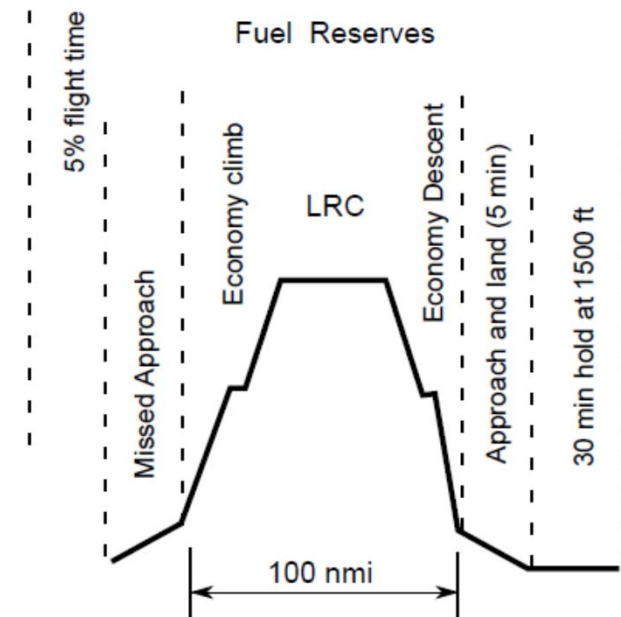
Segmentos de Vuelo - IV

- Actuaciones de crucero:
 - Ajustar y mantener velocidad a h_{optima} y V_{optima} .
 - Vuelo en crucero configuración máximo alcance para satisfacer misión de máximo alcance:
 - Misión Económica: 500 nmi
 - Misión Diseño: 1500 nmi
- 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
- Passenger Comfort / Acceptance
- Estudios de Interés
- Planta Motora

Consumo de Combustible - I

- Los datos de la Misión Económica para el FTPPA deberán demostrar un **consumo de combustible**, en función de cada asiento-por-milla náutica (**Cost per Available Seat Miles o CASM**), que representa por lo menos un **65%** de **reducción** con respecto el coste de operación (a niveles del 2013) de un **jet regional** o un avión con similar número de asientos.
- El FTPPA debe también consumir menos combustible turbohélices de transporte de pasajeros de con similar capacidad de asientos similar. Esta comparativa debe calcularse para la Misión Económica.

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

dónde

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

-

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

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

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

Otros Requisitos - II

■ Passenger Comfort / Acceptance

- El FAVLTP deberá proporcionar una experiencia muy parecida a la que experimentan los aviones VLJ. Los niveles de ruido interior de la cabina deberá ser inferior a la de los aviones turbohélice actuales con similar capacidad de asientos.

■ 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 FAVLTP , 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 **FAVLTP** :
 - 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.
- Dibujos CAD enseñando dimensionados (proyección ortográfica).
- 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.
- Diseñar para bajo coste es importante:
 - Mostrar decisiones del diseño que atacan específicamente la reducción del coste de producción y de operación al mínimo.
- Mostrar por que este diseño es mejor que otros



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 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.
 - Estabilidad Dinámica.
 - Cualidades de vuelo:
 - Modelado longitudinal y lateral (derivadas de estabilidad).
 - Demostrar amortiguación y frecuencias naturales (o constantes de tiempo) para modos longitudinal y lateral direccional para todas las condiciones de vuelo.

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).