



Request for Proposal (RFP)

Future Turboprop-Powered Passenger Aircraft (FTPPA). v 1.0

1. Descripción de oportunidad de mercado

A partir de mediados de la década de 1990, jets regionales (aviones turbofan con capacidad para 50 pasajeros) comenzaron a desplazar a los aviones turbohélice las aerolíneas regionales y de cercanías. En la actualidad los jets regionales con capacidad desde los 35 pasajeros hasta los 90 pasajeros son empleados en muchas de las rutas de los networks de las aerolíneas, mientras que es raro ver a aviones turbohélices realizando dichas escalas. Esto 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, por lo que estos aviones parecen ser una alternativa atractiva para los segmentos de corto alcance, tanto en términos de economía de funcionamiento de la línea aérea debido al aumento de los precios del combustible, y en términos de impacto ambiental (emisiones, especialmente de CO₂). 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.

Además, dado que la demanda de viajes continúa incrementándose, esto implica que la capacidad de los aeropuertos puede convertirse en una fuente importante de problemas en un futuro próximo. En muchos aeropuertos, los aviones turbohélice siguen procedimientos de salida y llegada diferentes que los aviones turbofan, incluso llegando a emplear pistas diferentes. Por lo tanto, el uso de más turbohélices podría permitir un mayor rendimiento de pasajeros en los aeropuertos.

Existe la oportunidad de diseñar el que puede ser el próximo avión de pasajeros 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 la aerolíneas que decida emplear este diseño. Este nuevo avión tendría que tener un nivel de confort comparable (o tal vez superior) al adquirido en los aviones regionales turbofan, 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 a las aerolíneas ofrecer una experiencia de vuelo similar a la de los turbofan, pero con la eficiencia económica y el impacto medioambiental de un turbohélice.

Es por esta razón, y bajo el paraguas del "*Request For Proposal*" (RFP) lanzado por la AIAA¹ en el 2013 para el diseño de un Future Turboprop-Powered Passenger Aircraft (FTPPA), el Grupo de Ingeniería Aeroespacial (GIA) de la ETSI ha decidido lanzar un RFP para la asignatura de Cálculo de Aviones en la que se plantea el diseño del que puede ser el nuevo avión de pasajeros turboprop (Future Turboprop-Powered Passenger Aircraft - FTPPA), con una capacidad para 75 pasajeros, con un alcance de aproximadamente 400 millas náuticas, pero con capacidad un alcance máximo de 1600 millas náuticas para una carga de pasajeros del 90% (aproximadamente 67 pasajeros).



2. Requisitos de Diseño

Capacidad de Aeronaves

Capacidad de 75 pasajeros en una configuración de clase única con una distancia entre asientos de 31 pulgadas (seat pitch) (ver **Apéndice A**). Los equipos podrán variar la configuración en ± 2 pasajeros para hacer frente a la elección de disposición de los asientos. Para este estudio, se supone que un pasajero con equipaje pesa 227 libras (102 kg de masa), los cuales se dividen en 185 lb por pasajero, y 42 lb de equipaje.

Alcance y Carga de Pago

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 400 millas náuticas.
- La carga útil de la misión económica será la carga completa de pasajeros (nominalmente 75 pasajeros, 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 1.600 millas náuticas (con atmósfera en calma) con aproximadamente el 90% de carga de pago (aproximadamente 67 pasajeros, 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.

Despegue y Aterrizaje

Es poco probable que se produzcan importantes cambios en la infraestructura de los aeropuerto y de sus pistas de aterrizaje antes de la entrada en servicio del FTTPA. Para habilitar las operaciones en los aeropuertos en los que los turbohélices utilizan diferentes procedimientos de salida y llegada, el nuevo FTTPA deberá de ser capaz de utilizar pista de 4500 pies o más cortas en la configuración de máximo en despegue (MTOW), suponiendo condiciones de atmósfera estándar a nivel del mar. Para tener en cuenta las condiciones de "high-hot" apropiadas que permitan a las operaciones con éxito en una amplia gama de condiciones, el avión deberá de ser también capaz de utilizar pista de 8.000 pies o más cortas a una altitud de 7800 pies por encima del nivel del mar, y a una temperatura ambiente de 85 ° F, con un peso del 80% del peso máximo de despegue, para la Misión de Diseño.

Velocidad de Crucero y Altitud

La velocidad de crucero y la altitud de vuelo del FTTPA pueden tener un impacto sustancial en el consumo de combustible de la aeronave, en el tiempo total de viaje, y en la aceptación del pasajero.



Altitudes de crucero superiores a menudo puede conducir a las características de pilotaje más cómodas y permitir velocidades de crucero más altas. La determinación de la altitud de crucero también debe tener en cuenta la velocidad de crucero seleccionada. Debido a que el avión turbohélice, volará en modo crucero a una velocidad más lenta que los aviones turbofan, el avión tendrá que permanecer por debajo del tráfico de mayor velocidad.

Los equipos deberán tener en cuenta una serie de combinaciones discretas de al menos tres números de Mach y tres altitudes de crucero, y deberán seleccionar una de estas combinaciones a utilizar para el desarrollo de su concepto. Los números de Mach de crucero no podrán ser inferiores a 0,62 y no superior a 0,68. La altitud de crucero máxima no podrá ser inferior a 25.000 pies sobre el nivel del mar y no más de 31.000 pies sobre el nivel del mar.

De forma resumida, el **Future Turboprop-Powered Passenger Aircraft (FTPPA)** 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: 75 asientos:
 - o Clase única:
 - Clase turística 31" seat pitch (economy class).
 - Los equipos podrán variar la configuración en ± 2 pasajeros para hacer frente a la elección de disposición de los asientos.
 - Cumplir limitaciones FAR 25 sobre ubicación de salidas de emergencia.
- Capacidad de Carga (Cargo capacity):
 - o Superior a $> 6 \text{ ft}^3/\text{pasajero}$ ($\sim 450 \text{ ft}^3$), carga a granel en bodega (bulk loaded).
- Carga de pago máxima
 - o Máxima carga de pago: transporte de clase individual (75 pasajeros en configuración de 31" pitch seating)
 - o 185 lbs/pasajero más carga completa en bodega a razón de 7 lbs/ft³.
 - ($> 13875 \text{ lbs} + 3150 \text{ lbs} \approx 17025 \text{ lbs}$).
- Acondicionamiento en cabina siguiendo especificaciones FAR 25.787.
- 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 Económica*
 - o 400 nm de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
 - o Configuración de clase única asumiendo 227 lbs/pasajero (75 pasajeros) $\approx 17025 \text{ lbs}$.
 - o Velocidad de crucero deseada: superior a Mach 0,62 e inferior a Mach 0,68.
 - o Altitud de crucero en MTOW: superior a 25.000 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' (~1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (~29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MTOW de Misión de Diseño: 8000' (~2438 m) para aeropuerto a 7800' (~2377 m) de altitud , y a 85° F (~29,5° C)
- Distancia de aterrizaje (TOFL):
 - Configuración nominal: MLW de Misión de Diseño: 4500' (~1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (~29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MLW de Misión de Diseño: 8000' (~2438 m) para aeropuerto a 7800' (~2377 m) de altitud , y a 85° F (~29,4° C)
- Factor de carga:
 - Diseño: +5g/-2g
 - Último: +7.5g/-3g
 - **Aterrizaje: +3g**
- *Misión de Diseño*
 - 1600 nm de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
 - Configuración de clase única asumiendo 227 lbs/pasajero (~65 pasajeros) ≈ 14755 lbs.
 - Velocidad de crucero deseada: superior a Mach 0,62 e inferior a Mach 0,68.
 - Altitud de crucero en MTOW: superior a 25.000 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' (~1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (~29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MTOW de Misión de Diseño: 8000' (~2438 m) para aeropuerto a 7800' (~2377 m) de altitud , y a 85° F (~29,4° C)
 - Distancia de aterrizaje (TOFL):
 - Configuración nominal: MLW de Misión de Diseño: 4500' (~1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (~29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MLW de Misión de Diseño: 8000' (~2438 m) para aeropuerto a 7800' (~2377 m) de altitud , y a 85° F (~29,4° C)
 - Factor de carga:
 - Diseño: +2.5g/-2g
 - **Último: +4/-3g**
 - **Aterrizaje: +3g**

Segmentos de Vuelo:

Los segmentos de vuelo que definen la misión del FTPPA vienen dado por los siguientes perfiles de vuelo (diagrama en Apéndice B):

- 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.



- Actuaciones de subida:
 - o 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.
 - o Acelerar a velocidad de: TAS 205 kts (~380 km/h)
 - o Subida a hasta 10000 ft
 - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Velocidad TAS 205 kts (~380 km/h)
 - o Acelerar a velocidad de subida: TAS 275 kts (~509 km/h)
 - o Subida a hasta 20000 ft
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Velocidad TAS 275 kts (~509 km/h)
 - o Acelerar hasta velocidad de crucero $0.68 \geq M \geq 0.62$ siendo la velocidad optima asociada al vuelo de crucero óptimo V_{optima} (altitud de 20000 ft)
 - o Subida a altitud de crucero elegida ($31000 \text{ ft} \geq h \geq 25000 \text{ ft}$): siendo la altitud de crucero óptima h_{optima} , con $TAS \approx V_{optima}$ para la altitud elegida
- Actuaciones de crucero:
 - o Ajustar y mantener velocidad a h_{optima} y V_{optima} .
 - o Vuelo en crucero configuración máximo alcance para satisfacer misión de máximo alcance (Misión Económica y Misión Diseño).
- Actuaciones de descenso:
 - o Descenso a 10000 ft.
 - o Descenso a 1500 ft.
- Actuaciones de Aterrizaje
 - o Acercamiento y aterrizaje (5 minutos en configuración motor a ralenti)
 - o Aterrizaje en 1500 m
 - o Taxi (5 minutos en configuración motor a ralenti).

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 (diagrama en Apéndice B):

- Aterrizaje abortado y desvío a aeropuerto a 100 nm
 - o Subida en configuración de economía a altitud de 20000 ft
 - o 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 de máxima autonomía
- Acercamiento y aterrizaje (5 minutos)

Otros Requisitos de diseño

Consumo de Combustible

Los datos de la Misión Económica para el FTTPA 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 FTTPA 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. Ver **Anexo C** para la definición de CASM

Passenger Comfort / Acceptance

El FTTPA deberá proporcionar una experiencia muy parecida a la que experimentan los aviones jet. 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 FTTPA, 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 FTPPA:

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. Si se realiza optimización del diseño, 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 segmentos de la misión.
- d. Dibujos CAD enseñando dimensionados (proyección ortográfica).
 - i. Diseño de 3 vistas con cotas geométricas
- e. Descripción geométrica detallada:
 - i. Dimensionado de las superficies de control, dimensiones
 - ii. Volumen de distintos componentes: fuselaje, alas (espacio interno), espacio de almacenaje, cabina, etc...
 - iii. Diseño de aterrizaje (vía, batalla, dimensiones...)
- f. 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
- g. 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 operabilidad del avión.
- h. Coste:
 - i. Mostrar decisiones del diseño que atacan específicamente la reducción del coste de producción y de operación al mínimo.
 - ii. Mostrar porque este diseño es mejor que otros.

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
 - 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.
 - f. Descripción de métodos empleados
- 5. Propulsión y actuaciones:**
- a. Selección de la planta propulsora necesaria para cubrir necesidades en los segmentos de vuelo.

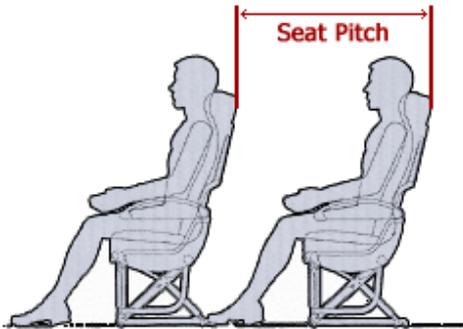


- i. Mostrar comparativa con 3 motores para justificar su elección: por ejemplo pesos, consumo, dimensiones, etc...
- b. Mostrar cálculos de potencia/empuje requerida y necesaria.
 - i. Diferentes condiciones de vuelo, diferentes polares, diferentes posiciones de palanca
- c. Mostrar curvas de actuaciones (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. Descripción de métodos empleados



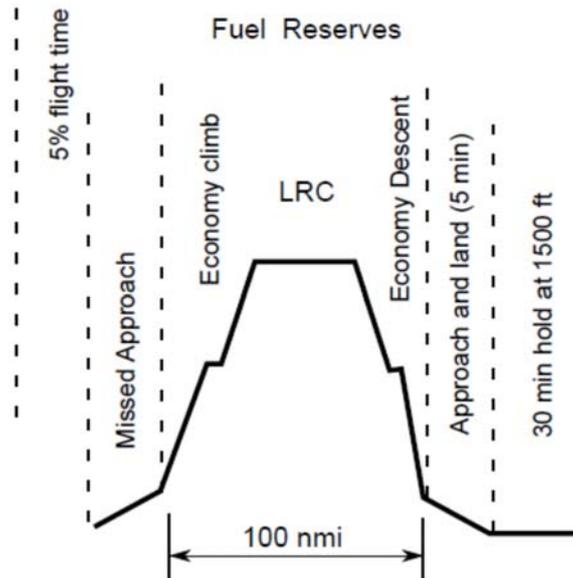
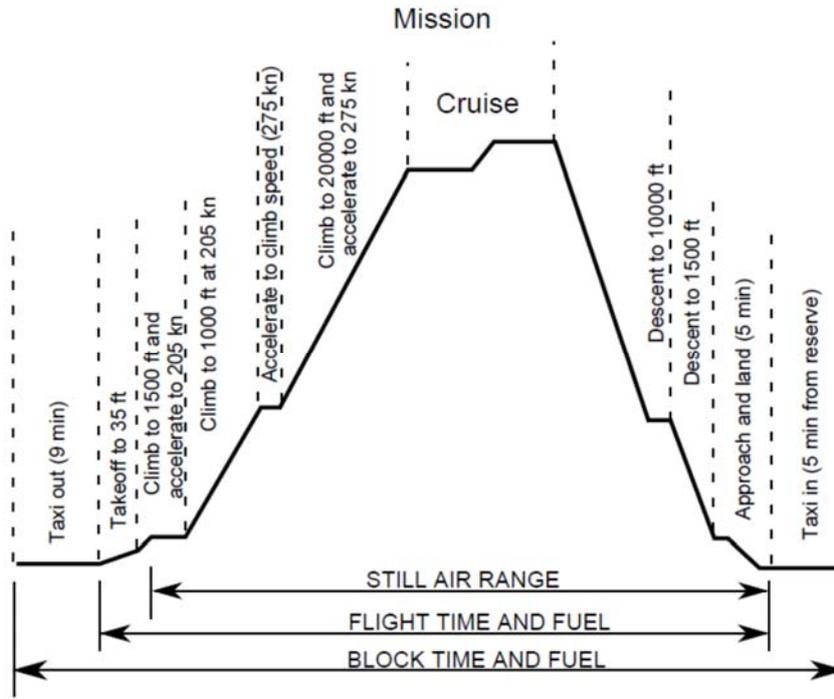
Apéndice A

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).





Apéndice B





Apéndice C

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 divided 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 ~ 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

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

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

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

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

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