



Request for Proposal

Next Generation Military Tactical Transport (NGMTT) v. 2.1

1. Descripción de oportunidad de mercado

Dado el nuevo contexto internacional en el que se ve inmerso el tanto el Gobierno Español, como el resto de países miembros de la Comunidad Europea, en el que tiene que enfrentarse a nuevos desafíos en el ámbito de vigilancia de fronteras, vigilancia marítima, salvamento y/o evacuación, el departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ETSI) ha decidido lanzar un “*Request For Proposal*” (RFP) basado en el RFP lanzado por la AIAA¹ para el diseño de un avión multi-plataforma capaz de realizar una amplia gama de operaciones: salvamento marítimo, guardia costera y seguridad interna, transporte de equipos y personal, vigilancia en información.

El diseño de dicho avión (NGMTT) debe de hacer énfasis en potenciar las características multi-misión del aeronave siendo posible, mediante una rampa trasera, embarcar de forma fácil y rápida los equipos de cabina, permitir el transporte de asientos adicionales y de cargas paletizadas o de gran volumen. Las propiedades multiplataforma del diseño se tienen que ver reflejadas en la capacidad de que un mismo diseño sea capaz de cumplir diferentes misiones y que el periodo de adaptación entre ellas sea mínimo. Para ello NGMTT utilizará reconfiguración modular interna basada en sistemas paletizados. Estos sistemas paletizados serán fácilmente cargados y conectados entre si para facilitar y satisfacer los requisitos de las diferentes misiones del NGMTT.

2. Requisitos de Diseño

Mantenimiento

El NGMTT operará en condiciones adversas, realizará extensos vuelos de vigilancia a baja-altitud en aguas marítimas, misiones de vigilancia de icebergs, y tendrá que ser capaz de operar desde bases aéreas con condiciones adversas y pistas de despegue si pavimentar.

Reconfigurabilidad y Flexibilidad de Misiones

Debido a la configuración multi-misión de la cabina, la mayoría de los sensores estarán instalados permanentemente de forma estratégica en el exterior del avión, mientras que las estaciones de operación y el equipamiento necesario para realizar las distintas misiones estará paletizado en el interior del avión, siendo dichas estaciones/equipamiento de fácil instalación y desmontado e intercambiables. Se han definido cuatro misiones tipo para el NGMTT, todo y que su diseño tiene que acomodar posibles futuras configuraciones

El NGMTT tiene que ser capaz de completar de forma exitosa todas las misiones presentadas en esta sección. No se dispondrá de repostado en vuelo para completar las misiones. Aquellos segmentos de las misiones cuyos límites no sean especificados en el RFP serán utilizados como criterio para comparar y evaluar los diferentes diseños propuestos:



Observación / Vigilancia / Intercepción (Surveillance / Interdiction)

Tripulación: 2 pilotos, 6 operadores de equipos.

Carga de pago: Equipo de vigilancia y detección paletizado / operadores de los equipos 13,000 lbs (5896 kg)

Misión a realizar:

- Despegue
- Subida hasta altura de crucero: velocidad de subida media **recomendada** de 1,800 ft/min
- Crucero a altitud optima a una velocidad no inferior a 297 kts (~Mach 0.5 h=28000 ft).
Durante 1500 nmi
- Vuelo en espera a altitud y velocidad optima durante 6 horas
- Descenso a 5,000 ft
- Realizar un giro de 360 grados manteniendo altitud a una velocidad no superior a 190 kts (radio de giro mínimo)
- Crucero durante 400 nmi a una velocidad de 190 kts (configuración máxima autonomía)
- Subir a la altitud de crucero óptimo, con una velocidad de subida mínima media de 1,800 ft/min
- Crucero a velocidad y altitud optima a una velocidad no inferior a 297 kts (~Mach 0.5 h=28000 ft), durante 1,000 nmi
- Descenso y aterrizaje
- Permitir 30 minutos de reserva a 7,000 ft a velocidad óptima.

Búsqueda y Rescate (SAR / Low-Altitude Patrol):

Tripulación: 2 pilotos, 2 operadores de equipos, 2 observadores / personal del rescate

Carga de pago:

- Equipamiento de Vigilancia y detección paletizado / operadores de las estaciones – 9000 lbs (4082 kg).
- Equipamiento de rescate paletizado, y sin requisitos de potencia - 6,000 lbs (2721 kg).

Misión a realizar:

- Despegue
- Subida hasta altura de crucero: velocidad de subida mínima media de 1,800 ft/min
- Crucero a altitud optima a una velocidad no inferior a 297 kts (~Mach 0.5 h=28000 ft).
Durante 1000 nmi
- Descenso a 2,000 ft
- Realizar un giro de 360 grados manteniendo altitud a una velocidad no superior a 170 kts (radio de giro mínimo)
- Crucero a velocidad de vigilancia, no superior a 170 kts en configuración de máximo alcance.
- Subir a la altitud de crucero óptimo, con una velocidad de subida minima media de 1,800 ft/min
- Crucero a velocidad y altitud optima a una velocidad no inferior a 297 kts (~Mach 0.5 h=28000 ft), durante 1000 nmi
- Descenso y aterrizaje
- Permitir 30 minutos de reserva a 7,000 ft a velocidad óptima.



Misión de Carga (Cargo Mission):

Tripulación: 2 pilotos

Carga de pago: 35273 lb (16000 kg)

Misión a realizar:

- Despegue
- Subida hasta altura de crucero: velocidad de subida mínima media de 1,800 ft/min
- Crucero a velocidad y altitud optima a una velocidad no inferior a 297 kts (~Mach 0.5 h=28000 ft) para el máximo alcance posible.
- Descenso y aterrizaje
- Permitir 30 minutos de reserva a 7,000 ft a velocidad óptima.

NOTAS:

Asumir que la carga de pago esta paletizada y es cargada y descargada utilizando sistemas de paletizado disponibles en el NGMTT. No se requieren unidades internas ni acomodaciones en la versión Misión de Carga

Transporte de personas / Evacuación médica (Human Transport – Med-Evac & Multi-Person):

Tripulación: 2 pilots

Carga de pago:

- Versión Evacuación Médica: debe acomodar 36 pacientes en camillas y 4 médicos.
- Versión Transporte de personas: debe acomodar 85 pasajeros.

Misión a realizar:

- Despegue.
- Subida hasta altura de crucero: velocidad de subida mínima media de 1,800 ft/min
- Crucero a velocidad y altitud optima a una velocidad no inferior a 297 kts (~Mach 0.5 h=28000 ft) para alcance máximo.
- Descenso y aterrizaje
- Permitir 30 minutos de reserva a 7,000 ft a velocidad óptima.

NOTAS:

Esta misión puede utilizar tanto la configuración de evacuación médica, como la configuración de transporte de personas, por lo que se tiene que estimar la carga de pago total para cada una de las dos configuraciones.

Las estimaciones de los pesos de las camillas, asientos y cualquier estructura adicional necesaria tiene que ser determinada por los alumnos teniendo en cuenta la normativa NATO STANAG referente a:

- 2040. Stretchers, Bearing Brackets, and Attachment Supports, 23 September 1982 (Latest Amendment, 6 October 2004).
- 3454. Aeromedical Evacuation, 26 September 1973 (Latest Amendment, 10 September 2001)



No será necesario el modificar la estructura del fuselaje para adecuar ventanillas en su versión de Transporte de personas / Evacuación médica.

Segmentos de Vuelo:

Los segmentos de vuelo que definen la misión del NGMTT vienen originalmente dados por los siguientes perfiles de vuelo (diagrama en Apéndice B). Estos perfiles son sólo orientativos, y es tarea de cada grupo elegir el perfil adecuado de vuelo. Dichos perfiles deben cumplir los requisitos de cada misión. De forma general, y a modo orientativo, los segmentos de vuelo se definen como

- Calentar motores y taxi en motores a ralentí durante 9 minutos
- Actuaciones despegue:
 - o El combustible disponible para el despegue es equivalente al consumido durante 2 minutos operando a potencia máxima de despegue.
 - o Distancia de despegue según RFP (TOFL):
 - Configuración nominal: MTOW de Misión de Diseño: 2600' (~800 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (~29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MTOW de Misión de Diseño: 3280' (~1000 m) para aeropuerto a 7800' (~2377 m) de altitud, y a 85° F (~29,4° C)
 - 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 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 250 kts (~463 km/h) (**Es sólo sugerencia**)
 - o Subida a hasta 10000 ft
 - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Velocidad TAS 250 kts (~463 km/h)
 - o Acelerar a velocidad de subida: TAS 300 kts (~555 km/h) (**Es sólo sugerencia**)
 - o Subida a hasta 20000 ft
 - Gradiente de subida > 3.2%.
 - Velocidad TAS 300 kts (~555 km/h)
 - o Acelerar hasta velocidad de crucero $0.60 \geq M \geq 0.50$ siendo la velocidad optima asociada al vuelo de crucero óptimo V_{optima} (no inferior a 297 kts (~Mach 0.5 h=28000 ft).
 - o Subida a altitud de crucero elegida ($28000 \text{ ft} \geq h \geq 25000 \text{ ft}$): siendo la altitud de crucero óptima h_{optima} , con $TAS \approx V_{\text{optima}}$ para la altitud elegida



- Actuaciones de crucero:
 - o Ajustar y mantener velocidad a h_{optima} y V_{optima} , cuando no está definida por el perfil de vuelo.
 - o Vuelo en crucero configuración máximo alcance para satisfacer misión de máximo alcance.
 - o Vuelo en crucero configuración máxima autonomía para satisfacer misión de máxima autonomía.
- Actuaciones de descenso: descenso por partes
 - o Descenso a 10000 ft.
 - o Descenso a 1500 ft.
- Actuaciones de Aterrizaje
 - o Distancia de aterrizaje (TOFL):
 - Configuración nominal: MLW de Misión de Diseño: 1350' (~400 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (~29,5° C)
 - Configuración high-hot: 80% MLW de Misión de Diseño: 2000' (~610 m) para aeropuerto a 7800' (~2377 m) de altitud, y a 85° F (~29,4° C)
 - o Acercamiento y aterrizaje (5 minutos en configuración motor a ralentí)
 - o Taxi (5 minutos en configuración motor a ralentí).

La estructura del BGMTT deberá de ser diseñada teniendo en cuenta los siguientes factores de carga:

- o **Diseño: +4.5g/-2g**
- o **Último: +6.5/-3g**
- o **Aterrizaje: +4g**

Equipo de Sensores

El equipo de sensores embarcados en el avión tiene que proporcionar al NGMTT de prestaciones excepcionales para realizar las áreas de observación, vigilancia y patrulla. En el Apéndice A del RFP se aporta una serie de los sensores actualmente embarcados en plataformas similares (HC-130J y HC-144A).

Planta Motora

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

Requisitos de Despegue y Aterrizaje

El NGMTT debe de ser capaz de despegar desde todas las pistas en las que actualmente son capaces de operar tanto el HC-130J como el HC-144^a con una restricción de que tienen que hacerlo en el 65% (~2600 ft) de la pista donde operan dichos aviones. El NGMTT tiene que ser capaz de



despegar tanto en pistas asfaltadas como lugares donde las pistas asfaltadas no estén disponibles y tenga que hacerlos desde pistas de arena de hierba.

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 4.000 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 Carga

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 (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
 - o Descenso en modo económico a 1500 ft
 - Vuelo en espera durante 30 minutos configuración de máxima autonomía
 - o Acercamiento y aterrizaje (5 minutos)

Otros Requisitos de diseño

Consumo de Combustible

Los datos de la Misión de Carga para el NGMTT deberán demostrar un consumo de combustible, en función de cada asiento-por-milla náutica (Cost per Available Seat Miles o CASM). Realizar los cálculo de CASM para 3 casos de CI; 1 kg/seg,

$$M_{\text{fuel}} = \text{masa del combustible empleado para la Misión Económica}$$
$$\text{cost}_{\text{fuel}} = \text{Coste del combustible} \sim 294,8 \text{ centimos } \$/\text{gallon} \text{ (1 US Gallon} = 3.7854 \text{ litros)}$$

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

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

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 NGMTT:

1. Diseño y Sistemas:

- 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. Realizar 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. “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 aterrizaje (vía, batalla, dimensiones...)
- f. Descripción de la configuración general de los sistemas del avión,
 - i. Ubicación de los sensores y diferentes equipos internos.
 - ii. Descripción general de los distintos sistemas:
 1. eléctrico, combustible, hidráulico, mandos de vuelo acondicionamiento de cabina,... (aquellos que sean aplicables)
 2. Descripción a grandes rasgos (esquemático)
- g. Descripción de la configuración general interna del avión
 - i. Descripción de la adecuación de la carga de pago: distribución interna
 - ii. Arquitectura interna: cuadernas, costillas, largueros
- h. 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.
- i. 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 ($C_{L_{MAX}}$)
 - 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
 - b. Estabilidad Dinámica.
 - i. Cualidades de vuelo:
 1. Modelado longitudinal y lateral (derivadas de estabilidad).
 2. Demostrar amortiguación y frecuencias naturales (o constantes de tiempo) para modos longitudinal y lateral direccional para todas las condiciones de vuelo.
 - a. Mediante métodos de aproximaciones
 - b. Mediante análisis de modos reales
 - c. 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 grupos principales 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. 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

Equipo de Sensores:

- Forward looking infrared/electro-optical sensors
- High-resolution, long altitude video capture
- Direction finding equipment
- Automatic Identification System (AIS)
- Satellite and emergency response radios
- C4ISR equipment
- Mission data recording
- First-responder/law enforcement and marine communications suite
- Enhanced secure data encryption capabilities

Fuentess: ^{2,3}



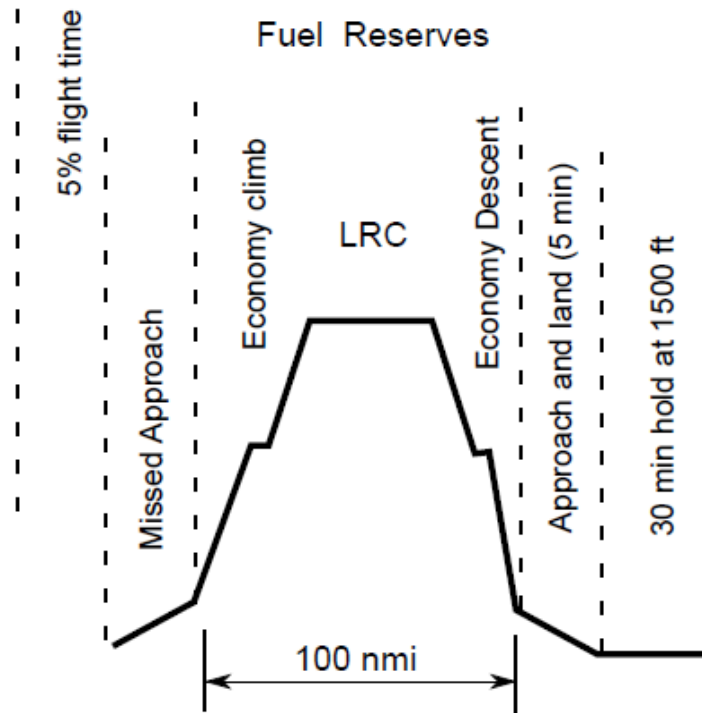
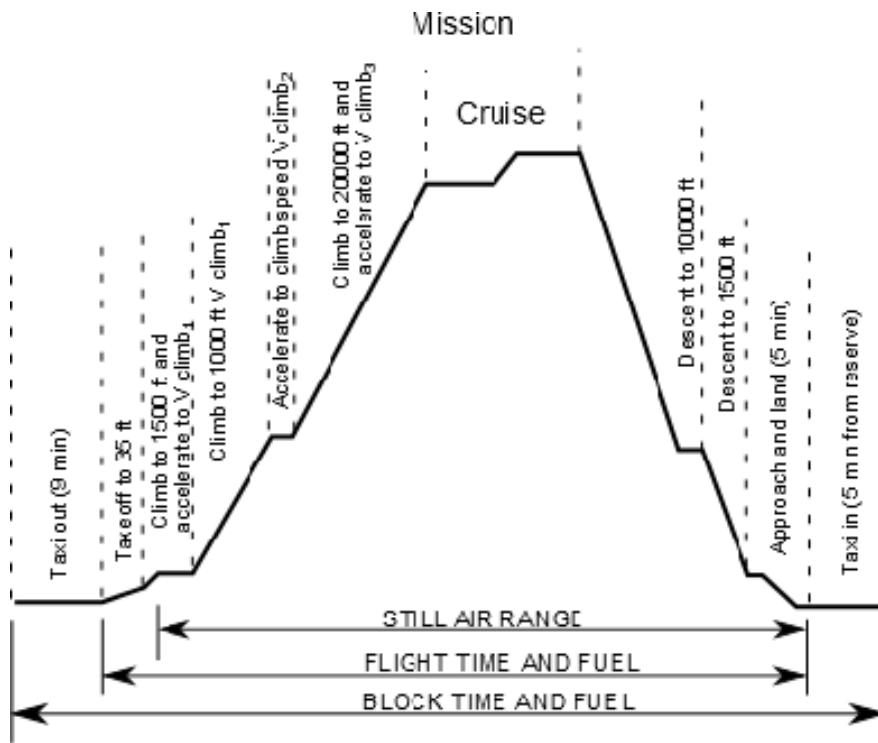
Workstation aboard an HC-130J ²



A Mission System Pallet aboard the HC-144A ²



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:

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

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 $\sim 294,8$ 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

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

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

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

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

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



Bibliografía

¹AIAA (2008-2009) *Graduate Team Aircraft Design Competition* “A USCG Next-Generation Interdictor (NGMTT) - <http://www.aiaa.org/content.cfm?pageid=303>

² King S, Mellott E. Coast Guard HC-144A and HC-130J Projects Spotlight Aircrew Training Efficiency. *Delivering the Goods: News from U.S. Coast Guard Acquisition* Vol: 6, April/may 2008, page 3

Available at: http://www.uscg.mil/acquisition/newsroom/pdf/cg9newsletterapr_may08.pdf

³ Medium Range Surveillance Aircraft, United States Coast Guard, URL: <http://www.uscg.mil/acquisition/mrs/features.asp>, Accessed: 5/15/2008