



Request for Proposal

Advanced Concept Commercial Transport Aircraft (ACCTA)

Rev. 2.1

1. Descripción de oportunidad de mercado

Debido a la creciente presión en la industria aeronáutica para crear aviones de transporte más eficientes, y con un compromiso real con el medioambiente, la industria aeroespacial ha cogido el guante, y desde hace unos años, ha dedicado esfuerzos en las áreas de materiales, sistemas, y propulsión tratando de crear nuevos aviones que se adecuen a las necesidades de la sociedad de hoy en día, tal como se evidencia los nuevos conceptos e ideas que se reflejan en diseños como el Boeing 787 y el Airbus 350. A mitad de la próxima década se verá como un gran número de aviones 737NG y A320 superarán los 20 años de servicios, y la edad de dichos aparatos, junto con la presión medioambiental ha motivado a la industria aeronáutica a crear una nueva generación de aviones que cumplan las expectativas de hoy en día y a su vez sirvan de reemplazo a dicha flota de aviones.

Por esa razón, el departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros (ETSI) de la Universidad de Sevilla ha decidido lanzar un “*Request For Proposal*” (RFP) basado en el RFP lanzado por la *AIAA*¹ en el que se especifica el diseño de un avión de transporte para 150 pasajeros (en dos clases, turista y primera clase) con capacidad para opera de forma interna tanto en EE.UU como Europa. Se busca que el avión será capaz de reducir considerablemente los consumos de combustible, y por consiguiente reducciones de emisiones de CO₂, mejorando la productividad al mismo tiempo que mejorando las prestaciones ofrecidas a los pasajeros. Las prestaciones ofrecidas por el nuevo diseño tiene que como mínimo igualar las actuaciones ofrecidas por la flota de aviones que tiene intención de reemplazar (velocidades de crucero, tiempos de vuelo...) para minimizar el impacto en un ya abarrotado Control de Tráfico Aéreo (ATC).

Para intentar llevar a buen término dicho diseño el área de cálculo de aviones del departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros (ETSI) de Sevilla ha decidido lanzar un RFP con las siguientes especificaciones.

2. Detalles de Diseño (Especificaciones)

El Advanced Concept Commercial Transport Aircraft (ACCTA) propuesto debe de cumplir una serie de requisitos en las siguientes áreas:

- Características del avión.
- Actuaciones.
- Misión (Segmentos de vuelo).
- Cálculo de reservas de vuelo.
- Planta motora

Las cuales se describen en detalle a continuación



Características del avión:

- Capacidad de carga de pasajeros: 150 asientos:
 - o Clase doble
 - Primera Clase: ~12 asientos con 36" seat pitch (first class).
 - Clase Turista: ~138 asientos con 32" seat pitch (economy class).
 - Cumplir limitaciones FAR 25 sobre ubicación de salidas de emergencia.
 - o Clase individual
 - Capacidad para sentar una clase turista con 30" pitch seating sin limitaciones de salidas de emergencia.
- Capacidad de Carga (Cargo capacity):
 - o Superior a $> 7.5 \text{ ft}^3/\text{pasajero}$ ($> \sim 1125 \text{ ft}^3$), carga a granel en bodega (bulk loaded).
- Carga de pago máxima
 - o Máxima carga de pago: transporte de clase individual (150 pasajeros en configuración de 30" pitch seating)
 - o 185 lbs/pasajero más carga completa en bodega a razón de $8 \text{ lbs}/\text{ft}^3$.
 - ($> 27750 \text{ lbs} + 9000 \text{ lbs} \approx 36750 \text{ lbs}$).
- 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 reservas para vuelo en misión de máximo alcance con la carga de pago para esa misión.

Actuaciones:

- Misión de máximo alcance:
 - o 2800 nm de alcance con reservas de combustible.
 - o Configuración de clase doble completa asumiendo 225 lbs/pasajero $\approx 33750 \text{ lbs}$.
- Velocidad de crucero deseada: 0.78 Mach (Long Range Cruise – LRC).
 - o Intentar conseguir 0.80 Mach (LRC).
- Altitud de crucero en MTOW: $> 35,000'$ ISA + 15 C grados
- Altitud máxima de operación (techo): 43,000'
- Velocidad de aterrizaje máximas (con MLW): 135 knots
- Distancia de despegue (Takeoff Field Length (TOFL)) en configuración de MTOW: 7000' (2133 m) nivel del mar, 86 grados F
- Distancia de aterrizaje: 4600' (1400 m) nivel del mar, 86 grados F.

Segmentos de Vuelo:

Los segmentos de vuelo que definen la misión del ACCTA 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:
 - 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.



- 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:
 - 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 250 kts (~ 463 km/h)
 - Subida a hasta 10000 ft
 - Procedimiento según FAR 25 Sección 121:
 - Gradiente de subida $> 3.2\%$.
 - Velocidad TAS 250 kts (~ 463 km/h)
 - Acelerar a velocidad de subida: TAS 330 kts (~ 611 km/h)
 - Subida a hasta 30000 ft
 - Gradiente de subida $> 3.2\%$.
 - Velocidad TAS 330 kts (~ 611 km/h)
 - Acelerar hasta velocidad de crucero $M=0.78$ (altitud de 30000 ft)
 - Subida a altitud de crucero: 35000 ft con TAS $\approx M=0.78$ @ 30000 ft
- Actuaciones de crucero:
 - Ajustar y mantener velocidad para obtener TAS $\approx M=0.78$ @ 35000 ft.
 - Vuelo en crucero configuración máximo alcance para satisfacer misión de máximo alcance (2800 nm).
- 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:

- Aterrizaje abortado y desvío a aeropuerto a 200 nm
 - Subida en configuración de economía a altitud de 25000 ft
 - Crucero:
 - Altitud de 25000 ft
 - Velocidad de crucero: LRC $M=0.78$
 - Descenso a 1500 ft



- Vuelo en espera durante 30 minutos configuración de máxima autonomía
- Acercamiento y aterrizaje (5 minutos)

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 ACCT:

1. Diseño:

- a. Justificar el dimensionado preliminar, el diseño final, y descripción de las tecnologías y el acercamiento empleado para cumplir los requisitos de misión.
- b. Mostrar evolución en el proceso de optimización.
 - i. Carpet plots.
- c. Dibujos CAD enseñando dimensionados (proyección ortográfica).
- d. 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...
- e. Uso de avances tecnológicos para poder mejorar las actuaciones.
 - i. Vuelo a bajas velocidades.
 - ii. Reducción de pesos.
- f. Diseñar para bajo coste es importante:
 - i. Mostrar decisiones del diseño que atacan específicamente la reducción del coste de producción y de operación al mínimo.
 - ii. Mostrar por que este diseño es mejor que otros.
- g. Configuración general de los sistemas del avión:
 - i. Ubicación de los sistemas de vuelo, sensores externos, equipamiento requerido...
 - ii. Distribución de espacios en cabina, configuración de asientos,
 - iii. Distribución de espacios en bahía de cargo.

2. Aerodinámica:

- a. Selección de la sección del perfil y del diseño en planta del ala.
- b. Mostrar estimativos de la resistencia y de su polar más precisos para:
 - i. configuración de crucero.
 1. Crucero convencional y crucero de máxima autonomía.



- ii. configuración de despegue.
 - iii. configuración de aterrizaje
 - c. Métodos utilizados para mejorar la eficiencia aerodinámica.
 - d. Descripción de las superficies hipersustentadoras.
- 3. Estudio de la Estabilidad Longitudinal y Lateral:
 - a. Análisis de trimado:
 - i. Mostrar como afecta la variación de peso y velocidad al trimado, y al centro de gravedad.
 - 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 (FAR – Part 25).
 - 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 (FAR - Part 25)
- 4. Estructuras:
 - a. Mostrar un desglose de los pesos de los componentes y sistemas más importantes.
 - i. Pesos en vacío.
 - 1. Desglose de pesos: estructura y sistemas.
 - 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. Tren de aterrizaje:
 - a. Ubicación del tren de aterrizaje incluyendo consideraciones para vuelco y golpeo de la cola.
 - c. Envoltente del centro de gravedad del avión.

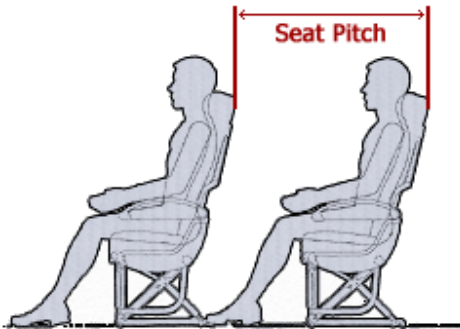


- d. Justificar la lógica empleada para el uso de los materiales en los grupos principales grupos estructurales.
 - e. Incluir los perfiles internos para mostrar la distribución interna.
5. Propulsión y actuaciones:
- a. Detallar las características de la planta motora asignada.
 - b. Mostrar cálculos de potencia requerida y necesaria.
 - c. Mostrar curvas de actuaciones (Empuje, potencia, consumo específico vs. altitud y velocidad)
 - d. Actuaciones según segmentos:
 - i. Despegue y aterrizaje:
 - 1. Distancias de despegue y aterrizaje.
 - 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
 - 3. Estudio de velocidades.
 - ii. Subida
 - 1. Ángulos y velocidades óptimas de subida.
 - 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
 - iii. Crucero.
 - 1. Estudio velocidades y alturas óptimas de crucero.
 - 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
 - 3. Estudio alcance máximo.
 - iv. Vuelo Espera.
 - 1. Estudio velocidades y alturas óptimas en espera.
 - 2. Estudio carga alar (W/S) y T/W.
 - 3. Estudio autonomía.
 - 4. Radios de giro mínimo.
 - e. Diagrama de la envolvente (V-n diagram).
 - f. Diagrama de carga de pago-alcace.



Apéndice A

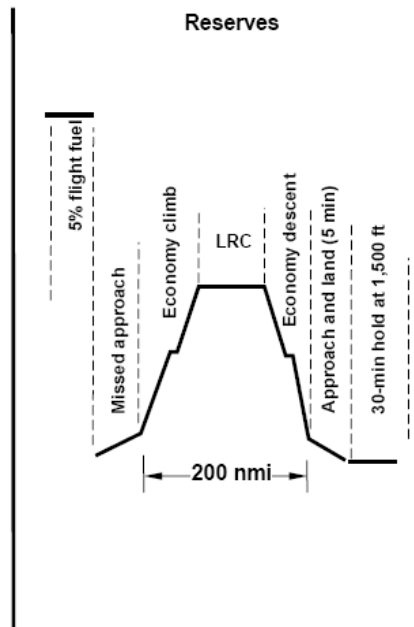
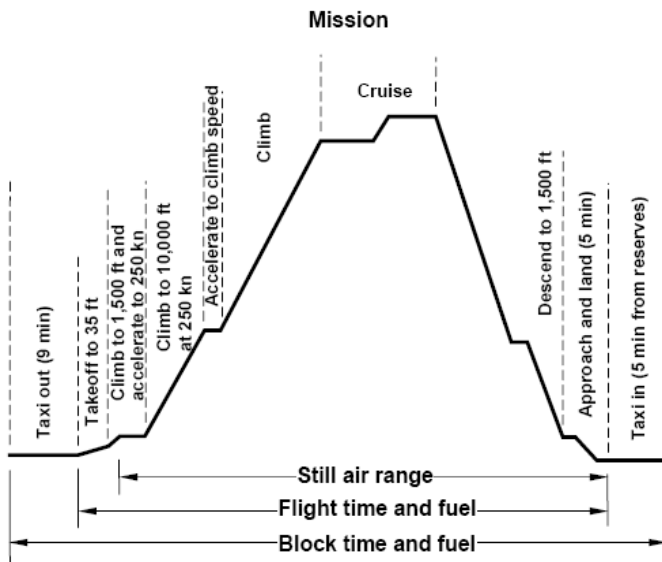
Seat Pitch: Es la distancia entre una fila de asientos. La distancia se mide desde la misma posición en dos asientos, uno detrás del otro. Esta distancia no es equivalente al espacio para las piernas (legroom).





Apéndice B

Typical mission rules



- Standard day
- 6.7 lb per U.S. gal fuel density
- Nominal performance



Apéndice C

El empuje proporcionado por la planta motora empleada para el ACTTA vendrá dada por la expresión^[2]:

$$T = \pi T_M \bar{V},$$

donde, π es la palanca de gases ($0 < \pi \leq 1$), T_M es el empuje máximo y viene dado por la expresión

$$T_M = W_{TO} \delta C_T$$

donde W_{TO} es el peso de referencia del avión en despegue, δ es el ratio de presiones ($\delta = p/p_{SL}$) siendo p_{SL} la presión a nivel de mar, y p la presión a la altura de operación. El coeficiente de tracción (C_T) viene dado por la expresión analítica simple que incluye su dependencia con el número de Mach^[3] y que incluye el incremento de CT en función de la altura^[4] con la siguiente expresión:

$$C_T = \frac{T_{SL}}{W_{TO}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} (1 - 0.49 \sqrt{M}) \frac{1}{\theta}$$

donde T_{SL} es el empuje máximo a nivel del mar para $M=0$, $\gamma=1.4$ (ratio de calores específicos), y θ es el ratio de temperaturas ($\theta = T/T_{SL}$) siendo T_{SL} la temperatura a nivel de mar, y T la temperatura a la altura de operación. El coeficiente de consumo específico empleado viene definido por el modelo lineal definido por Mattingly^[3], y simplificado por Miele^[5]:

$$C = c_{SL} \frac{L_H}{a_{SL}} (1.0 + 1.2M)$$

donde c_{SL} es el consumo específico a nivel de mar y $M=0$, L_H es el poder calorífico del combustible (fuel latent heat), y tomaremos el valor $L_H=43 \times 10^6$ J/kg. El Thrust Specific Fuel Consumption (TSFC) viene dado por la relación

$$c = (a/\dot{L}_H)C,$$



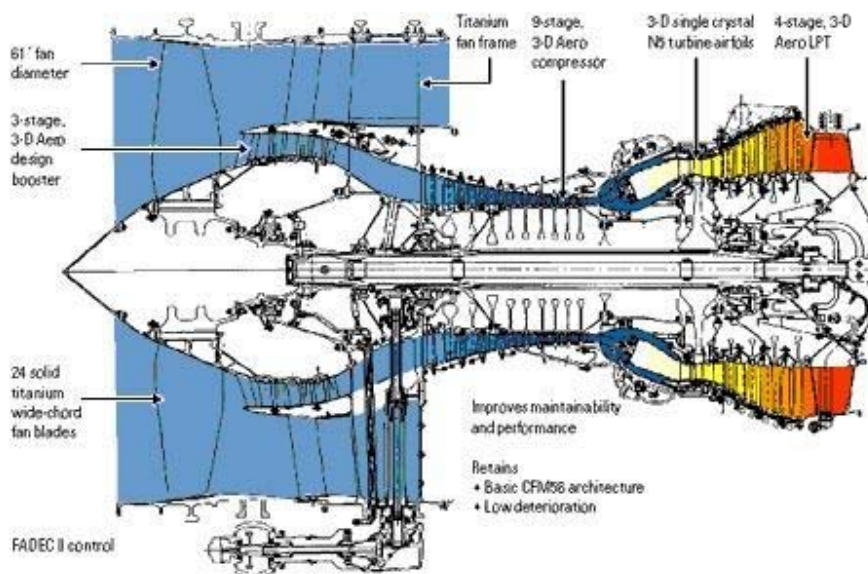
Dado que el modelo empleado para analizar las actuaciones del avión (ecuaciones de Breguet para alcance y Autonomía) se realiza mediante la variación de Peso (W) en vez de masa (m), es necesario multiplicar el TSFC por la gravedad para obtener las unidades apropiadas.

El modelo de consumo específico vendrá modificado en una nueva revisión del RFP, en la que se incluirán incentivos en la mejora de tanto las prestaciones de empuje, consumo de combustible, reducciones de emisiones, y sonoras. Dichas mejoras estarán supeditadas al desarrollo de conceptos de ACTTA no convencionales. Se explicará en más detalle en la siguiente revisión.

Como valores iniciales para el modelo de planta propulsora se tomarán los siguientes datos:

- $T_M = 117 \text{ kN}$ (empuje máximo a nivel del mar CFM56-7B27)
- $c_{SL} = 17.06 \times 10^{-6} \text{ kg / N s}$ (consumo específico a nivel del mar CFM56-7B27)
- $W_{TO} = 686784 \text{ N}$ (70.080 kg, usado como referencia MTOW B737-700)
- $L_H = 43 \times 10^6 \text{ J/kg}$.

Datos del Motor tipo: CFM56-7B27



- Datos [6]:
 - o Specific fuel consumption: 17.06 mg/Ns (0.603 lb/h/lb)
 - o T-O thrust: 26,300 lbs
 - o Mass flow: 782 lb/s
 - o flat-rate T°F(°C): 86(30)
 - o Bypass Ratio : 5.1
 - o Uninstalled 35 k, M0.8, ISA:
 - max climb: 5962 lb



- OPR: 32.7
- max cruise: 5480 lb
- Red line EGT °C 950
- fan rpm : 5,380
- core rpm 15,183
- Dimensions:
 - Length, excl spinner (flange to flange): 2,507 mm (98.7 in)
 - Fan diameter: 1,549 mm (61.0 in)
 - Weight, Dry: 2,384 kg (5,216 lb)

Mejoras en el Rendimiento Propulsivo

Se propondrán mejoras en el rendimiento propulsivo basándose en los nuevos conceptos de núcleo propuestos por NEWAC – New Aero Engine Core Concept ^[7]: Dichos diseños propuestos son:

- Intercooled Recuperative Core
- Intercooled Core
- Active Core
- Flow Controlled Core

Para el caso de diseño de ACCTA no convencional se proporcionan mejoras de rendimiento con respecto de las actuaciones del motor base (CFM56-7B27). Dichas mejoras son sólo aproximaciones de cuales se prevén que sean las reducciones previstas para el año 2020 para cumplir con las metas de reducción de emisiones sonoras y de NO_x y CO₂ propuestas por **ACARE** (Advisory Council of Aeronautic Research in Europe). Se asume dentro del contexto del RFP para el ACCTA que dichas mejoras conllevarán:

- Reducción en el SFC (Specific Fuel Consumption) de 2,5%
- Reducción en las emisiones NO_x del 16%
- Reducción en las emisiones CO₂ del 6%
- Reducción en el peso del motor del 2%
- Reducción en el SFC (Specific Fuel Consumption) de 2,5%
- Reducción en las emisiones NO_x del 16%
- Reducción en las emisiones CO₂ del 6%
- Reducción en el peso del motor del 2%

•



Bibliografía

- [1] AIAA (2008-2009) 2008 – 2009 AIAA Foundation Undergraduate Team Aircraft Design Competition “Advanced, Environmentally Compatible, 150 Seat Commercial Transport - <http://www.aiaa.org/content.cfm?pageid=223>.
- [2] Damián Rivas and Alfonso Valenzuela, Compressibility Effects on Maximum Range Cruise at Constant Altitude, *JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS* Vol. 32, No. 5, September–October 2009.
- [3] Mattingly, J. D., Heiser, W. H., and Pratt, D. T., *Aircraft Engine Design*, 2nd ed., AIAA Education Series, AIAA, Reston, VA, 2002, pp. 38, 71.
- [4] Gallo, E., Navarro, F. A., Nuic, A., and Iagaru, M., “Advanced Aircraft Performance Modeling for ATM: BADA 4.0 Results,” *Proceedings of the 25th Digital Avionics Systems Conference*, Inst. of Electrical and Electronics Engineers, Piscataway, NJ, Oct. 2006, pp. 1–12. doi:10.1109/DASC.2006.313660
- [5] Miele, A., *Flight Mechanics. Theory of Flight Paths*, Addison-Wesley, Reading, MA, 1962, pp. 107, 225.
- [6] CFM56-7B Technology - <http://www.cfm56.com/products/cfm56-7b/9660>
- [7] NEWAC – New Aero Engine Core Concept - <http://www.newac.eu/17.0.html>