



European Masters in Design and Technology of Advanced Vehicle Systems
(EUROMIND) - Aeronautics

Estimación de masa en sistemas de control ambiental en aeronaves durante la fase de diseño conceptual

Enrique Ramírez Carrasco

Master Thesis LIU-IEI-TEK-A--11/01223—SE

Noviembre, 2012

Supervisor: Patrick Berry

Professor, Linköping University

Examinador: Petter Krus

PhD, Linköping University

Linköping University Department of Management and Engineering

Fluid and Mechatronic Systems Division

SE-581 83 Linköping, Sweden

Revisado por: Dr. Roberto Hernández Sampieri. Universidad de Celaya.

Figuras en español: Mtro. Luis Ricardo Pérez Aguilar. Universidad de Celaya.

© 2014 Enrique Ramírez Carrasco.

Agradecimientos

En primer lugar quiero expresar mi gratitud a mi tutor y mentor, Patrick Berry, por haber compartido todo su conocimiento conmigo y por impulsarme constantemente a seguir en mis tareas de investigación en éste y otros proyectos, siempre de una manera didáctica e interesante.

Quiero agradecer también a Anders Öfverstedt, de **SAAB AB**, por haber proporcionado datos reales de masa en sistemas de control ambiental de las aeronaves SAAB 2000 y SAAB 340, sin los cuales esta investigación no hubiera sido posible.

Por último quiero agradecer a mi familia, especialmente a mi madre, Gabriela, por apoyarme siempre e impulsarme a seguir desarrollando mis habilidades académicas y profesionales.

Resumen

El diseño de aeronaves es una tarea que además de ser extremadamente compleja, consume mucho tiempo y requiere de las habilidades y experiencia de diversos diseñadores e ingenieros. El diseño conceptual es generalmente considerado como la primera fase del ciclo de diseño, en el que se concibe una serie de conceptos con diferentes configuraciones y se les evalúa con la finalidad de encontrar alguno que satisfaga los requerimientos establecidos por el cliente de la mejor manera posible.

La masa es el parámetro más crítico en una aeronave. Los diseñadores e ingenieros están en constante investigación de formas de reducir la masa lo más posible con el objetivo de mejorar la eficiencia, aumentar la capacidad de carga y reducir los costos de operación de la aeronave. La estimación de masa es una de las tareas más importantes en la fase de diseño conceptual. La masa de una aeronave determina cómo diferentes grupos, como lo son propulsión, estructuras y sistemas, entre otros, establecen sus configuraciones iniciales.

Una predicción inicial precisa de la masa de la aeronave puede reducir de manera significativa el tiempo requerido para encontrar un punto de solución y, en consecuencia, la posibilidad de brindar un mejor conjunto de datos a las diferentes áreas involucradas en el ciclo de diseño. También se verá reflejado en la reducción de modificaciones realizadas en fases futuras de diseño, en las que los cambios son mucho más costosos y difíciles de realizar que en la fase de diseño conceptual.

Diversos métodos para estimar la masa de la estructura, la cual representa usualmente 60% de la masa total, han sido desarrollados a lo largo de los años y han alcanzado gran precisión, pero nada realmente preciso ha sido desarrollado para estimar la masa de los sistemas que en aeronaves modernas puede ser hasta de 25% del total de la masa.

Esta investigación describe un método desarrollado para la estimación de la masa de sistemas de control ambiental de aeronaves civiles con motores de la familia de *Turbojet* y *Turbofan*, y compara los resultados con otros métodos existentes y usados actualmente, además de recalcar la importancia de la precisión de estos cálculos con el objetivo de efficientar y facilitar el proceso de diseño de aeronaves.

ÍNDICE

Agradecimientos

Agradecimientos.....	2
Resumen.....	2
Abreviaciones.....	6
1. Introducción.....	7
1.1. Proceso de diseño de aeronaves	7
1.2. Motivación	8
1.3. Objetivo.....	10
1.4. Limitaciones.....	10
2. Revisión de la literatura (<i>background</i>): Sistemas de control ambiental (ECS).....	10
2.1. Generalidades.....	10
2.2. Sistemas de purga.....	11
2.3. Convertidores de ozono	13
2.4. Máquina de ciclo de aire (ACM).....	13
2.5. Colector de mezcla.....	15
2.6. Sistema de ventilación	17
2.7. Sistema de control de presión.....	18
2.8. Resumen ECS	20
2.9. Sistemas libres de purga	20
3. Método	21
3.1. Generalidades.....	21
3.2. Determinación de la capacidad de enfriamiento requerida.....	21
3.3. Parámetros de entrada del predictor.....	22
3.4. Estructura de componentes desglosada	22
3.5. Métodos existentes.....	24
3.5.1. Stanford (13).....	24
3.5.2. Torenbeek (14)	24
3.5.3. Asker (15)	24
3.5.4. Regresión (<i>Regresssion</i>).....	24
4. Resultados.....	25
5. Conclusiones y trabajo futuro	27

5.1. Conclusiones	27
5.2. Trabajo futuro	28
REFERENCIAS	29
APÉNDICE 1 – Capturas de pantalla del Predictor	31

Abreviaciones

MTOW	Peso máximo al despegue
OEW	Peso vacío operacional
SAWE	Sociedad de ingenieros de masa
ECS	Sistema de control ambiental
AC	Aire acondicionado
H.P	Alta presión
L.P	Baja presión
M.P	Media presión
ACM	Máquina de ciclo de aire
HEPA	Alta eficiencia de partículas de aire
APU	Unidad de poder auxiliar
H.E	Intercambiador de calor
PPM	Partes por millón
FAA	Administración Federal de Aviación
FAR	Regulaciones Federales de Aviación
JAR	Regulaciones Unidas de Aviación

NOTA: “peso” y “masa” son usadas bajo el mismo concepto en este reporte, aunque técnicamente hablando el término correcto es “masa”, pero muchos autores usan ambos en el mismo contexto.

1. Introducción¹

1.1. Proceso de diseño de aeronaves

La industria de la aviación aunque relativamente nueva (100 años) ha venido evolucionando relativamente rápido debido a la investigación realizada por el sector militar. Diseñadores aeronáuticos tienen que estar en constante estudio de nuevas tecnologías desarrolladas con el fin de alcanzar los altos estándares establecidos por la industria.

El diseño conceptual siempre ha sido una de las fases más difíciles en el ciclo de diseño, la falta de información hace casi imposible el predecir las capacidades de un concepto establecido y siendo esta la primera etapa del ciclo, es en la que se debe aplicar toda la habilidad y experiencia del equipo de diseño. En esta etapa el cliente establece sus requerimientos y el equipo de diseño tiene que llegar a una solución basándose en diferentes suposiciones; lo acertado de esas suposiciones dicta qué tan rápido se puede llegar a obtener una configuración aceptable.

El diseño de aeronaves es una actividad multidisciplinaria, en la que cada campo es dependiente de los demás. Por ejemplo, el departamento de estructuras necesita de las cargas aerodinámicas para sus cálculos, pero al mismo tiempo, el departamento de aerodinámica necesita el total de la masa para obtener esas cargas y la masa está ligada directamente con la configuración de la estructura en primer lugar. Véase la figura 1-1 que ilustra la dependencia y el ciclo iterativo en el diseño de aeronaves (1).

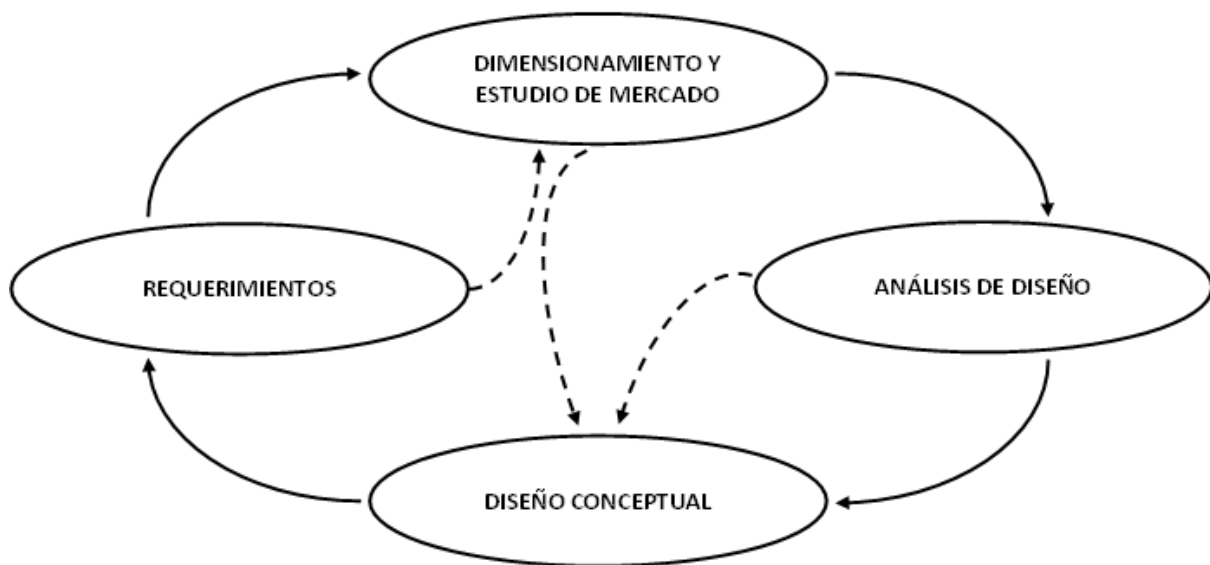


Figura 1-1 Ciclo de diseño. (1)

¹ Como podrá observar el lector, este artículo no está en el estilo APA, porque hemos decidido que se mantenga el estilo editorial usado en la tesis presentada en Suecia. Así, los alumnos pueden ver que hay diferentes estilos, todos ellos válidos, siempre y cuando se respete la citación de las fuentes originales.

El diseño conceptual no se aplica exclusivamente a la estructura sino también a todos los sistemas y componentes que integran la aeronave.

Es sabido que en la industria aeronáutica uno de los constantes objetivos es el conservar la masa lo más baja posible con el fin de alcanzar un mejor desempeño, aumentar la eficiencia, aumentar la capacidad de carga y reducir los costos de operación.

La predicción de masa es una de las tareas más importantes durante la fase de diseño conceptual, debido a que el MTOW (máximo siglas en inglés de peso máximo de despegue) es el punto de partida para el ciclo de diseño de diferentes elementos como lo son la estructura y los sistemas de propulsión. Como se puede observar en la

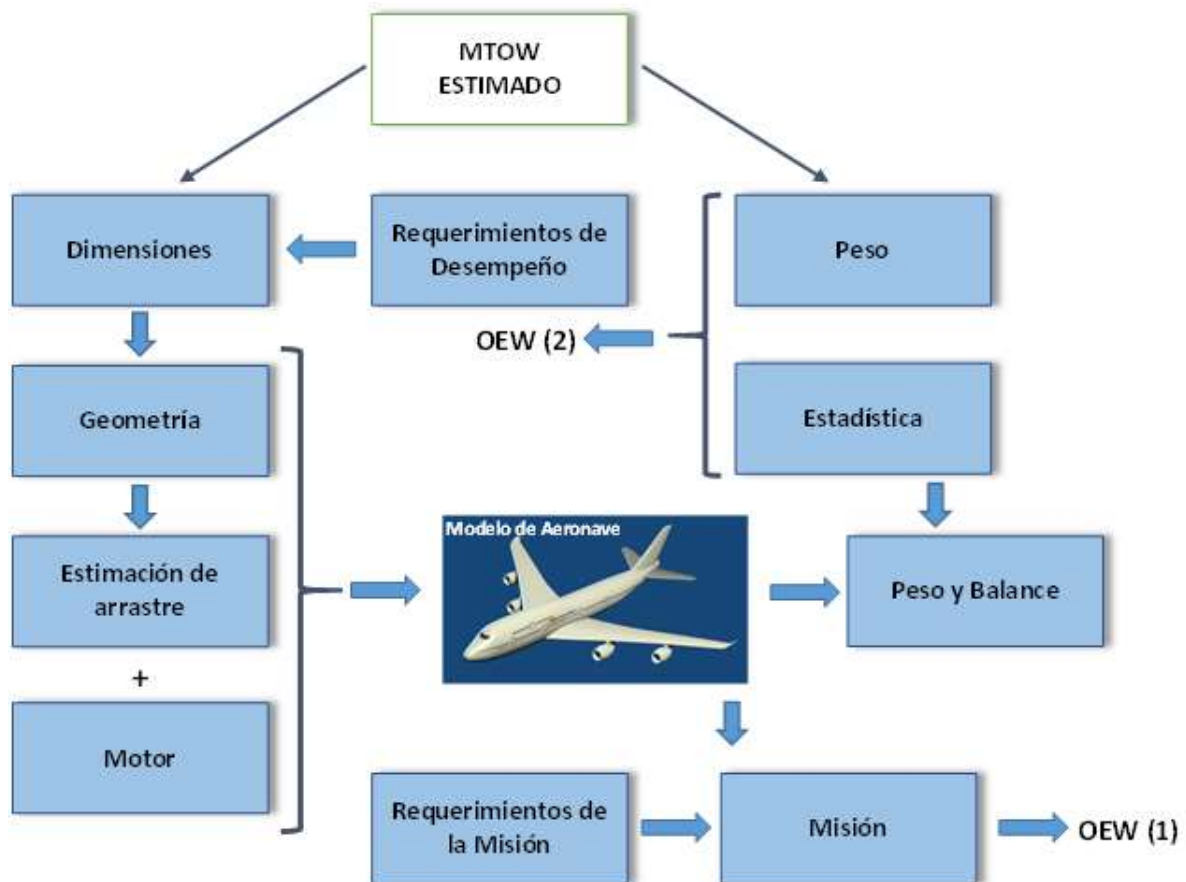


Figura 1-2; entre más precisa sea esta estimación más realista será la configuración final propuesta por las diferentes disciplinas involucradas y se reducirá significativamente el tiempo para encontrar la solución y lo que se conoce como punto de diseño.

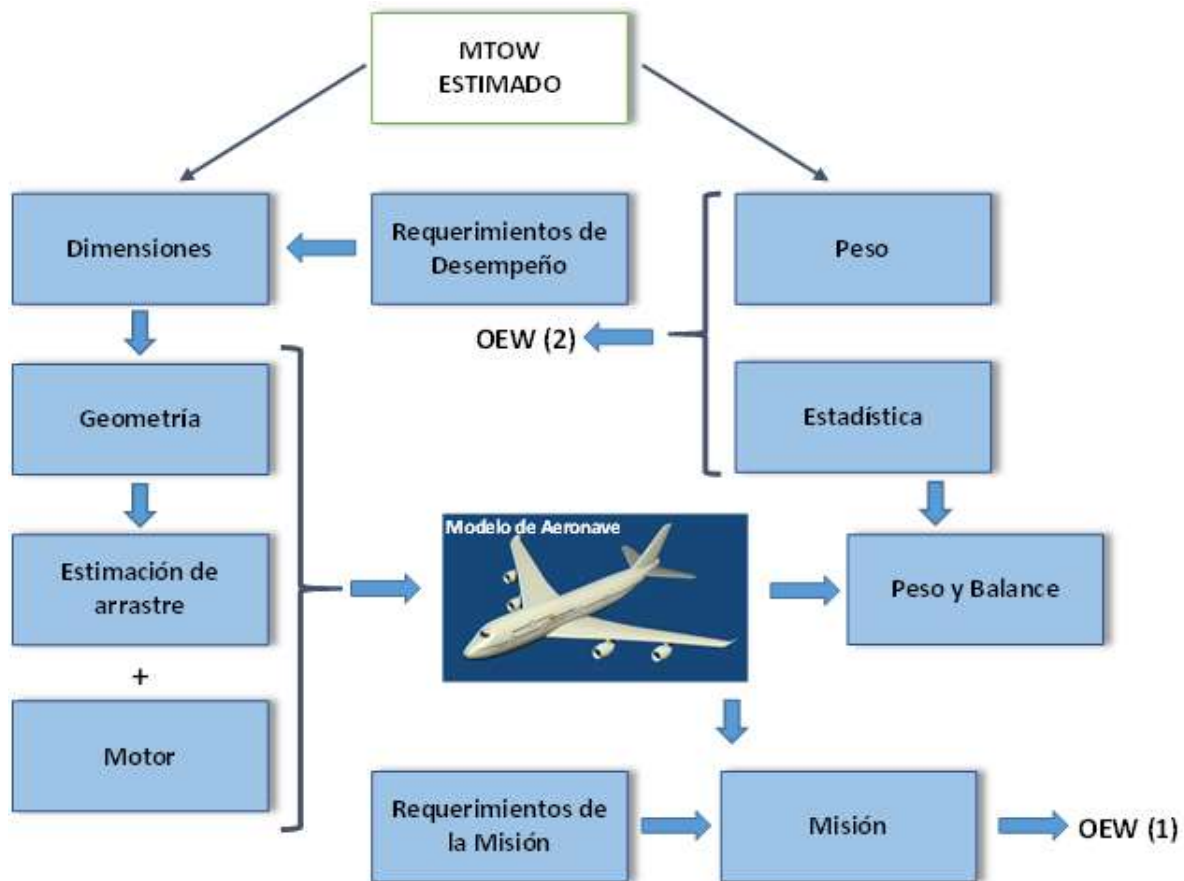


Figura 1-2 Método principal en diseño conceptual. (2)

1.2. Motivación

Las aeronaves modernas han venido evolucionando de manera acelerada en los últimos años, siendo desarrolladas con mejores conceptos estructurales y nuevos materiales como son los materiales compuestos, esto ha ayudado en gran medida a traer la masa de las estructuras a márgenes relativamente bajos. Por otro lado, el avance tecnológico en el área de sistemas se ha visto reflejado en el aumento de la complejidad y el número de sistemas requeridos a bordo y, en consecuencia, el aumento de su contribución en el peso de la aeronave.

De acuerdo con Isabelle Banel-Caule (3), el peso de los sistemas representa 25% del OEW (peso vacío operacional), como puede ser observado en su publicación en la 66ª Conferencia Anual de la Sociedad de Ingenieros de Pesos.²

² 66th Annual International Conference on Mass Properties Engineering, Madrid, España, 2007. Organizada por The Society of Allied Weight Engineers. Proceedings of the meeting, 612. (1) Publicados por Curran Associates, Inc. Recuperado de <https://www.sawe.org/>



Figura 1-3 Repartición del peso vacío operacional en un avión moderno. (3)

Métodos complejos y de gran precisión se usan hoy en día para predecir el peso de las estructuras, el cual es el mayor contribuyente al OEW. Desafortunadamente, no sucede lo mismo con los sistemas, por lo que es clara la necesidad de mejorar los métodos que puedan atacar y mejorar la estimación de ese 25%.

Los sistemas de una aeronave pueden ser clasificados de acuerdo con *Ian Moir & Allan Seabridge* (4) como: sistemas de control de motores, sistemas de control de vuelo, sistemas de combustible, sistemas hidráulicos, sistemas eléctricos, sistemas de control ambiental y sistemas de emergencia.

Un interés personal me llevo a elegir los sistemas de control ambiental, debido a mi falta de conocimiento acerca de éstos y el deseo de entender mejor su funcionamiento.

1.3. Objetivo

El objetivo principal es desarrollar una herramienta para la estimación de masa en sistemas de control ambiental para aviones comerciales impulsados por *turbojets* o *turbofans*, basada en información técnica y estadística, así como comparar los resultados obtenidos con métodos existentes. Se han realizado estudios de diferentes configuraciones con la finalidad de comprender cómo los diferentes elementos del sistema interactúan entre sí y, especialmente, cómo desarrollarlos para su funcionamiento óptimo y su menor peso posible.

1.4. Limitaciones

La limitante principal es la falta de información técnica disponible para comparar las características y desempeño de los diferentes elementos estudiados. Las grandes compañías como Honeywell, United Technologies y Liebherr diseñan los sistemas de

control ambiental (ECS, por sus siglas en inglés) para diferentes aplicaciones mediante contratos con las firmas manufactureras de aviones. Estas compañías nunca comparten su información si no existe un contrato de por medio, por lo que es casi imposible obtener datos fehacientes.

2. Revisión de la literatura (*background*): Sistemas de control ambiental (ECS)

2.1. Generalidades

La función principal de los sistemas de control ambiental es la de proveer la presurización en la cabina con el fin de asegurar la supervivencia y el confort de los pasajeros. Como es conocido, en la actualidad los aviones alcanzan altitudes de hasta 40,000 pies, en las que la densidad del aire, la temperatura y la concentración de oxígeno son extremadamente bajas, alcanzando niveles en los que ningún tipo de vida puede ser sostenida; es por esto que el aire necesita ser tratado para proveerse en la cabina con la presión, temperatura y composición correctas.

Los aviones comerciales modernos purgan aire de los compresores de los motores, pero durante esta etapa la presión y la temperatura son extremadamente altas, por lo que este debe ser tratado para proveerse en la cabina (aeronaves de última generación empiezan a usar compresores eléctricos para generar aire y proveerlo a los sistemas de aire acondicionado en lugar de purgarlo de los motores, véase sección 2.9). El proceso general del ECS es el siguiente:

1. Purga de aire de los motores a través de las válvulas de paso.
2. Aire a alta presión y alta temperatura entra a un preenfriador.
3. El ozono se elimina a través de los convertidores de éste.
4. El aire entra a la ACM (máquina de ciclo de aire), donde reduce su temperatura y presión.
5. El aire se mezcla con el aire reciclado de la cabina.
6. El aire se provee a la cabina.
7. El exceso de aire sale por la válvula de alivio de presión.

La configuración del sistema puede observarse en la Figura 2-1.

Ventilación de aire en cabina:

- 1 El aire exterior entra continuamente al motor donde se comprime. A continuación pasa a través de paquetes de enfriamiento hacia una cámara de mezcla
- 2 El aire exterior que entra en la cámara es mezclado con aire recirculado, el cual ha sido limpiado con filtros de alta eficiencia. Los filtros son similares a los utilizados en las salas críticas de hospitales. La distribución del aire en la cámara de mezcla es aproximadamente 50% del exterior, 50% recirculado.
- 3 El aire proveniente de la cámara de mezcla se suministra a la cabina desde diversas tomas aéreas de manera continua.
- 4 Como el aire exterior entra a la aeronave, éste es expulsado continuamente

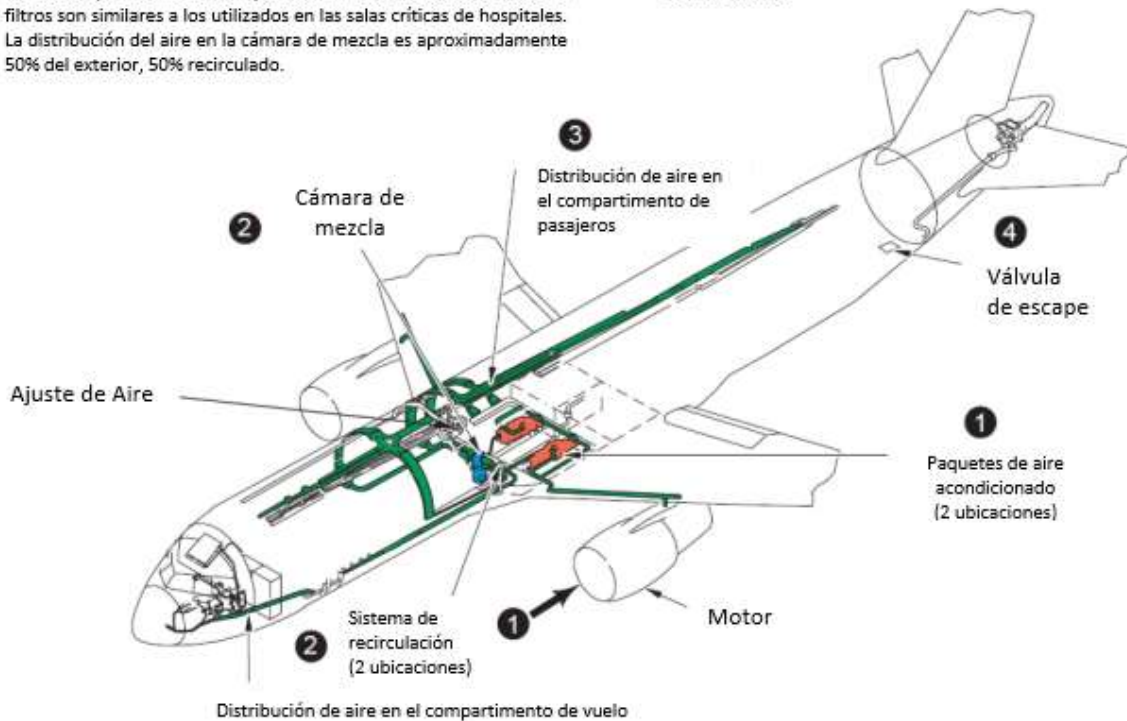


Figura 2-1 *Layout* (disposición) y componentes típicos del Boeing 767 ECS. (5)

2.2. Sistemas de purga

Los aviones comerciales modernos usan motores del tipo *turbofan*, en los que el aire se conduce por el ventilador principal enviándolo por múltiples etapas de compresión, elevando su temperatura y presión; luego es inyectado a las cámaras de combustión donde es mezclado con combustible y se produce la combustión; la expansión de ésta impulsa la turbina, que a su vez se encuentra conectada al compresor y al ventilador principal por medio de una flecha, acelerándolos y repitiendo así el ciclo mencionado.

La purga de aire para el ECS viene de diferentes etapas del compresor, normalmente de la 8ª y la 15ª, conocidas como intermedia y alta presión respectivamente. La operatividad de cada una depende de la configuración usada en el motor (alta o baja aceleración aplicada).

En la Figura 2-2 se muestra dónde se instalan las válvulas de purga.

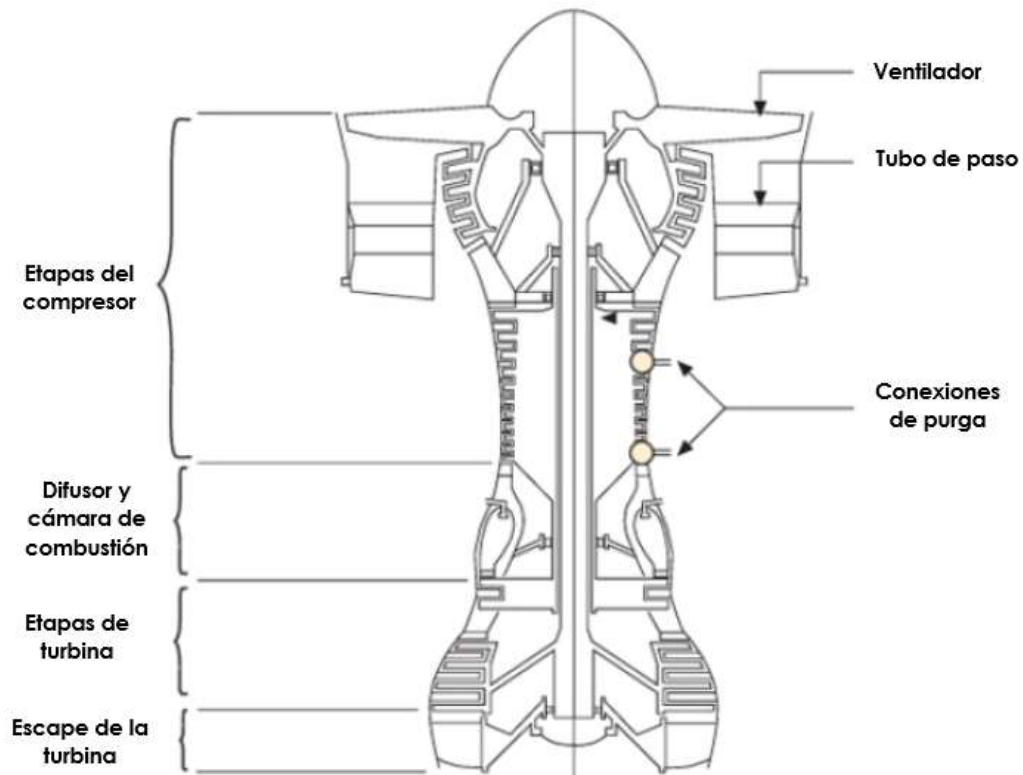


Figura 2-2 Pratt & Whitney 4000 Turbofan. (6)

El aire provisto por estos puertos puede alcanzar temperaturas y presión extremadamente altas, en la Figura 2-3 se muestran las características del aire para diferentes configuraciones de aceleración de los motores, con el fin de continuar con la siguiente etapa del ECS, el aire debe regularse a una presión de 250 KPa y una temperatura de 470 K.

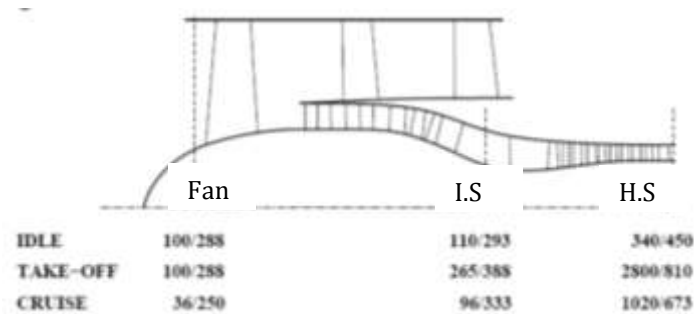


Figura 2-3 Características del aire en diferentes etapas del compresor (presión KPa/temperatura K). (7)

Una vez que la temperatura y presión se regulan, el aire es conducido por un intercambiador de calor que usa el flujo de aire externo para enfriar a una temperatura de alrededor de 450 K. Después del primer intercambiador de calor, el aire es conducido por los filtros de ozono, los cuales reducen su concentración.

2.3. Convertidores de ozono

El ozono en la atmósfera es producto por la conversión fotoquímica del oxígeno, causada por la radiación solar ultravioleta, en el peor de los casos la concentración de ozono pueden ser de hasta 0.8 partes por millón (ppm). Esta concentración podría causar a los pasajeros y tripulación diferentes síntomas como: dolor en el pecho, tos, dificultad para respirar, fatiga, dolores de cabeza, congestión nasal e irritación en los ojos, entre otros (6).

Los convertidores de ozono disocian el ozono en oxígeno por medio de un catalizador como el paladio. Hoy en día, la eficiencia de estos convertidores es de alrededor de 95%, cuando son nuevos y 60% cuando están alcanzando el final de su vida útil. En el peor de los casos, los convertidores proveerán aire con una concentración de 0.25 ppm y después de haber pasado por los paquetes de AC, la concentración sería de aproximadamente 0.09 ppm (6).

La Agencia Federal de Aviación (FAA) marca como límite de concentración de ozono en la cabina de un avión comercial 0.25 ppm (8).

Un convertidor de ozono típico se muestra en la

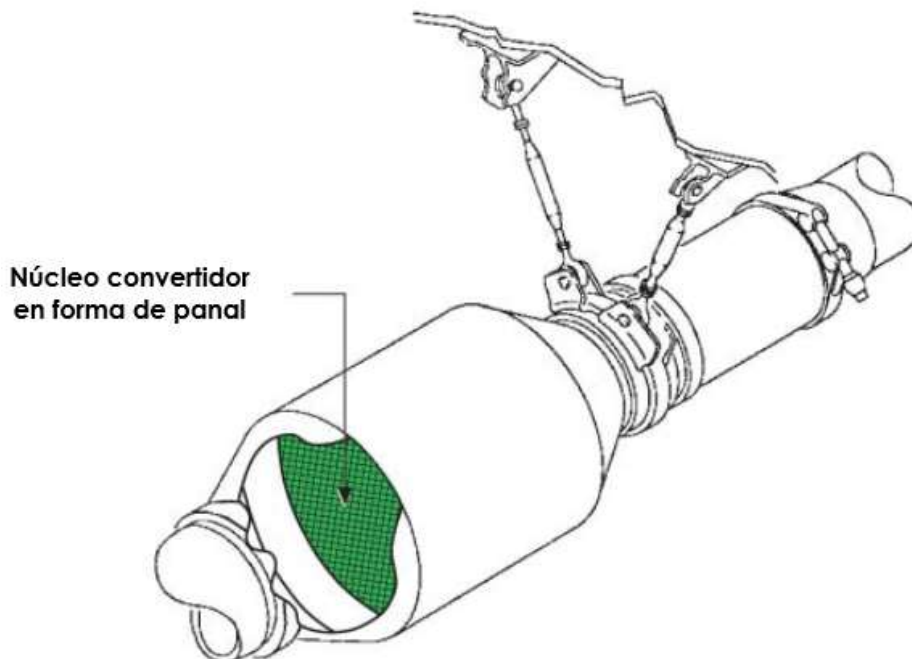


Figura 2-4.

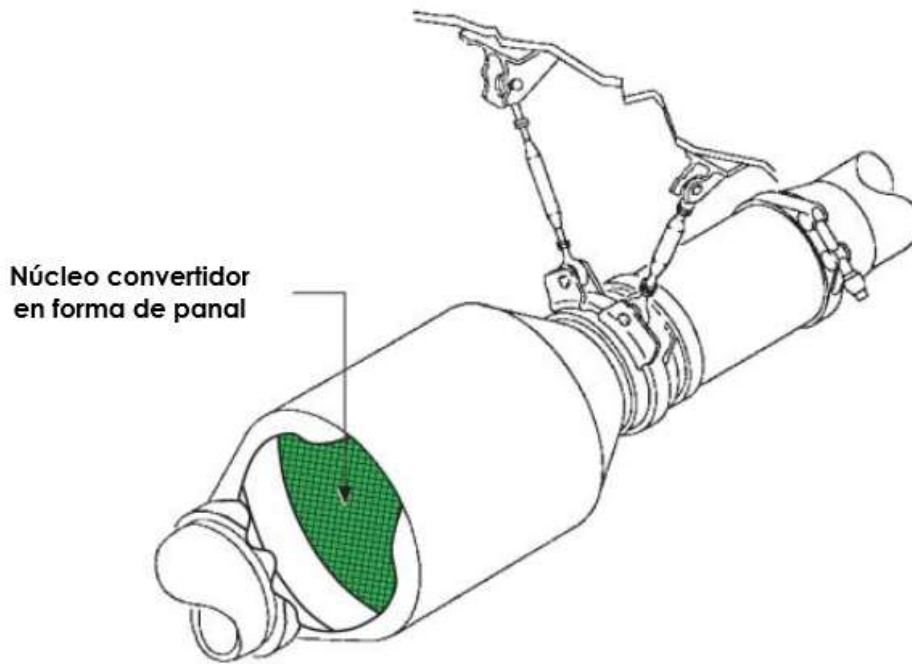


Figura 2-4 Convertidor catalítico de ozono usado en un nuevo B 767. (6)

2.4. Máquina de ciclo de aire (ACM)

Después de los convertidores de ozono, el aire pasa a través de los paquetes de AC, la principal función de estos es disminuir la presión y la temperatura a márgenes apropiados para los pasajeros y tripulación. Existen dos tipos principales de sistemas de enfriamiento: las máquinas de ciclo de vapor y las de ciclo de aire (ACM).

Los aviones comerciales modernos están equipados con *Bootstrap Air Cycle Machines*, las cuales usan el ciclo inverso de Brayton³ como principio de trabajo. El proceso se resume de la siguiente manera:

1. Después de los filtros de ozono, el aire entra a un compresor donde la presión y temperatura se elevan una vez más.
2. Después el aire se conduce a través de otro intercambiador de calor, donde pierde temperatura pero conserva su presión.
3. El aire pasa a través de una turbina donde es expandido y, en consecuencia, pierde temperatura y presión (esta turbina se conecta por medio de una flecha al compresor y al ventilador del flujo de aire externo).

³ *Ciclo de Brayton: el aire del ambiente es conducido por un compresor donde se presuriza. El aire comprimido pasa después a una cámara de combustión donde se calienta debido a la combustión, manteniendo su presión constante, como la cámara está abierta al flujo de entrada y salida, el aire caliente y comprimido cede su energía expandiéndose a través de una turbina (o serie de turbinas). Parte del trabajo extraído es usado para mover el compresor (16).*

Ciclo de Brayton inverso: es el mismo ciclo pero en reversa, donde el aire es el fluido de trabajo y su propósito es el de mover calor en lugar de generar trabajo. (16).

- Después de la turbina, la temperatura del aire puede ser aún más baja que los estándares de confort para los pasajeros, para nivelarla existe una válvula de paso por el torrente de aire caliente para mezclar ambos y llegar a la temperatura ideal.

El proceso descrito puede ser observado en la

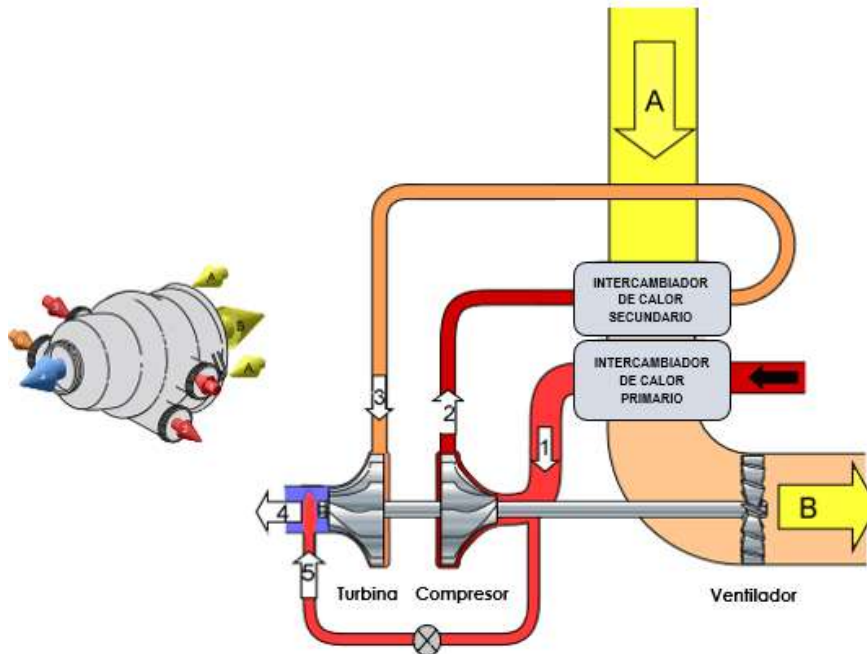


Figura 2-5.

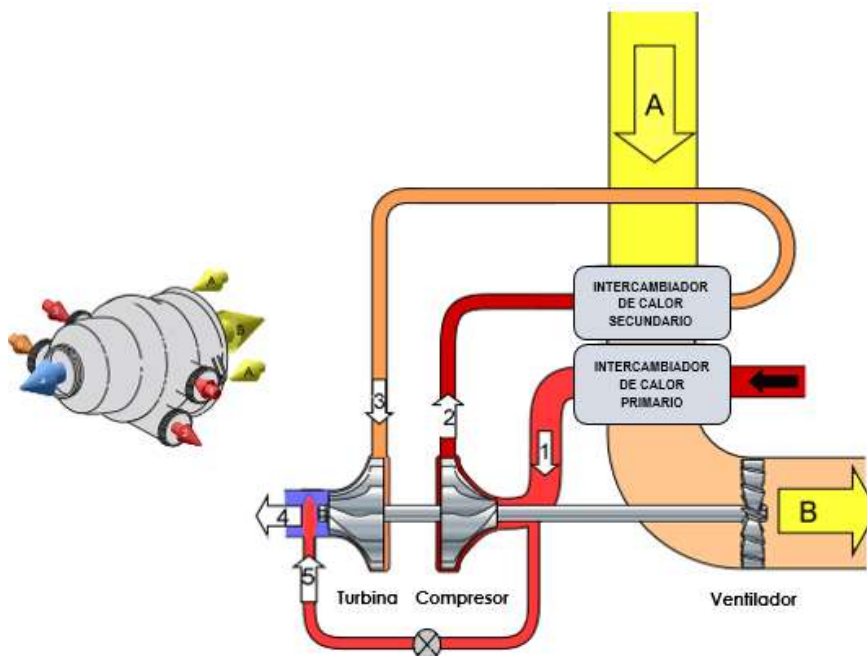


Figura 2-5 Three Wheel Bootstrap Air Cycle Machine.



Figura 2-6 Máquina de ciclo de aire de un Airbus 340-300.



Figura 2-7 Paquetes de AC para un Airbus 340-300.

El aire también es conducido por un extractor de agua para mantener la humedad a un nivel adecuado.

2.5. Colector de mezcla

En los aviones comerciales modernos 50% del aire provisto a la cabina proviene de la purga de los motores y el otro 50% se recicla de la misma cabina, pero antes de mezclarlos, es necesario tratar el aire reciclado debido a la existencia de bacterias y otras partículas.

Para ello, se usan filtros de alta eficiencia de partículas **HEPA**, los cuales alcanzan eficiencias de 94 a 99.97 %. Estos filtros están diseñados para filtrar partículas de 0.003 micras en hasta 99.9%. Solamente para establecer una comparativa, el diámetro de un cabello humano es en promedio de 70 micras. El 99% de las bacterias son mayores a 1 micra y los virus son de aproximadamente 0.003 a 0.05 micras (5).

Tales filtros son similares a los usados en quirófanos de hospitales, cuyos ambientes están altamente esterilizados y proveen niveles de bacterias y hongos inferiores a los de una casa (5).

En

la

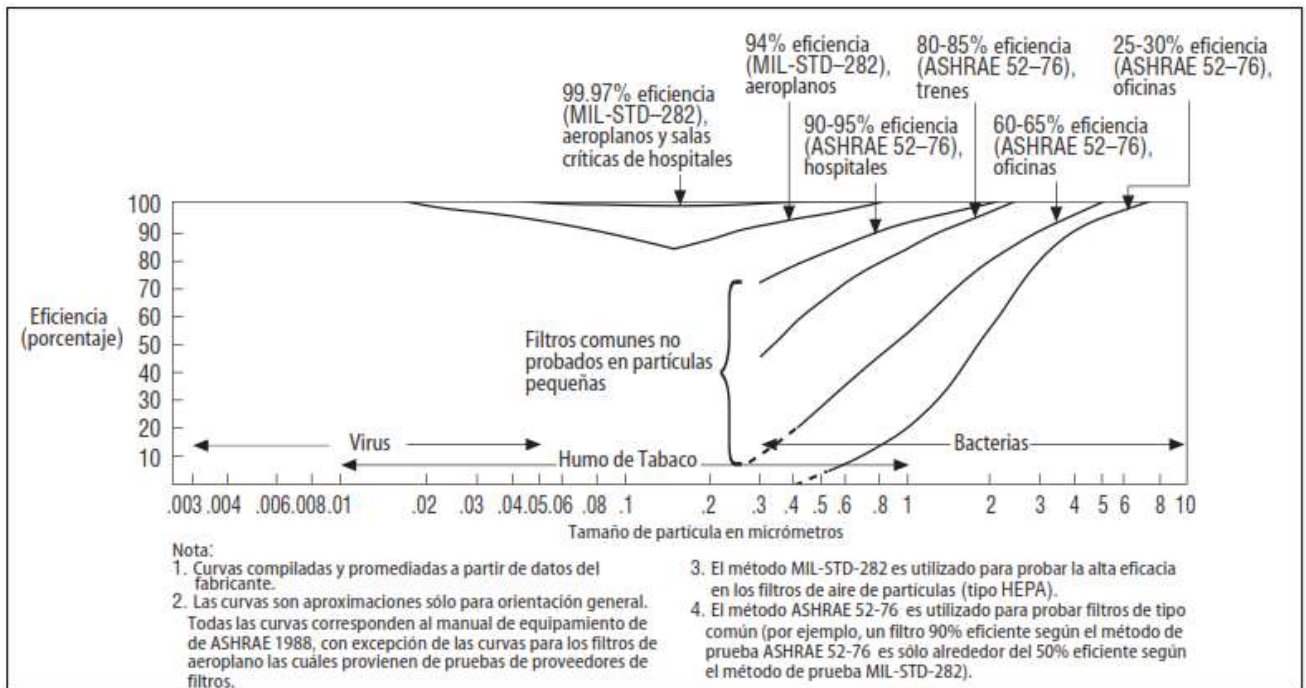


Figura 2-8 puede observarse una comparativa entre los filtros tipo HEPA usados en aviones y otros tipos utilizados en diferentes aplicaciones.

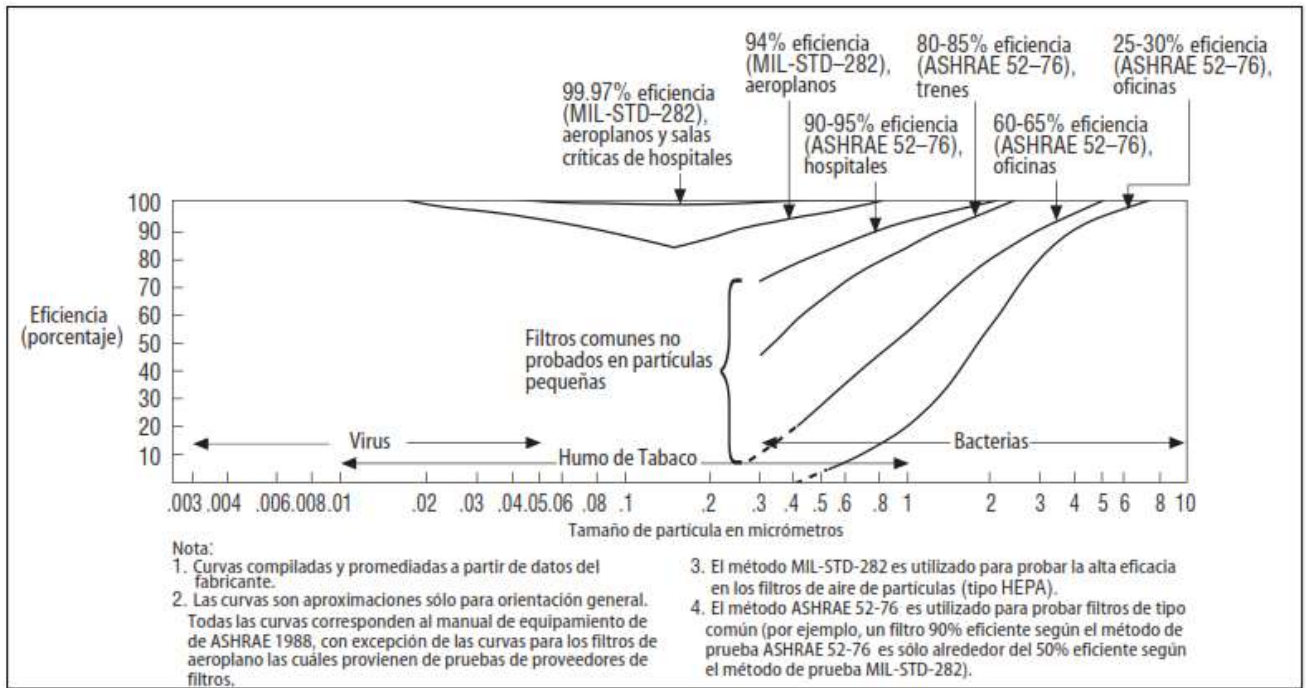


Figura 2-8 Comparativa de eficiencia de filtros en distintos sistemas de filtración. (5)

Una vez que el aire reciclado se filtra completamente, se combina con el aire climatizado proveniente de los paquetes de AC en una cámara de mezclado conocida como el colector de mezcla (*mix manifold*).

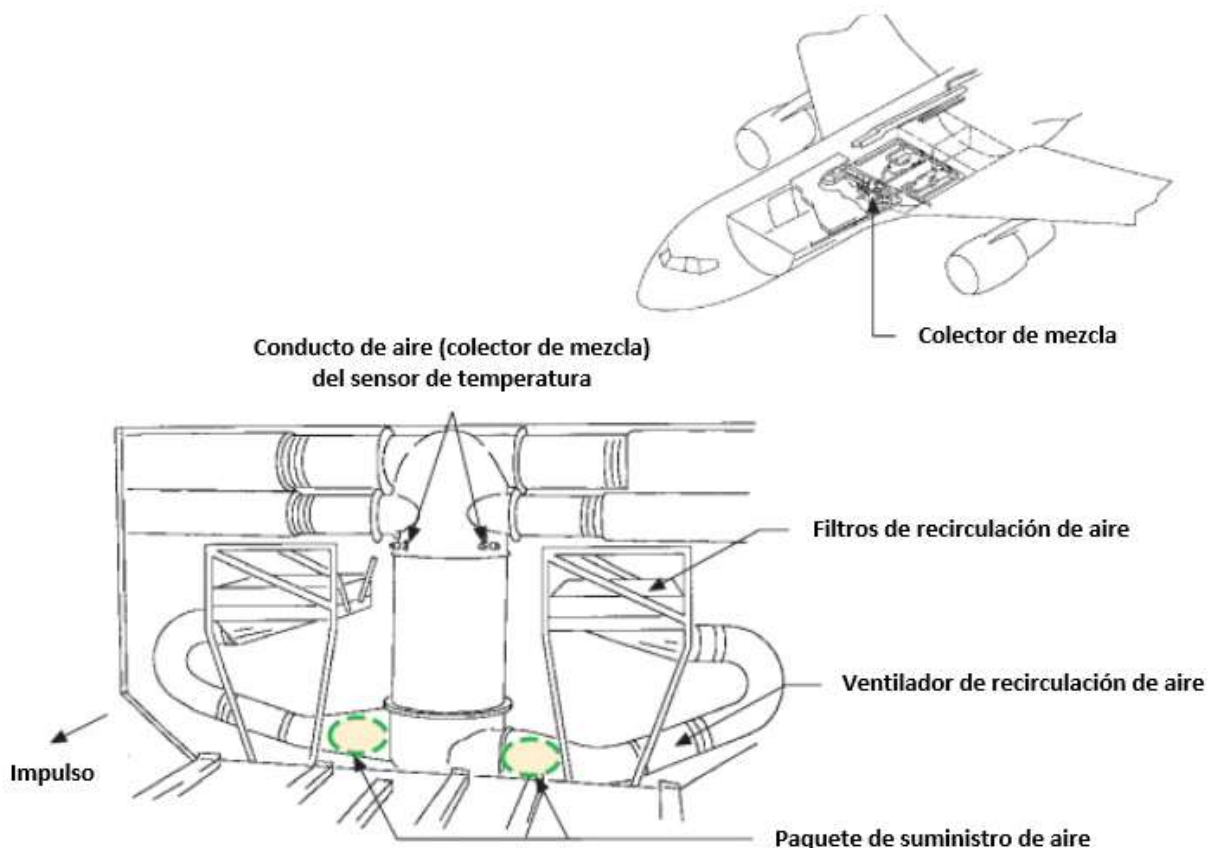


Figura 2-9 Mix manifold.

2.6. Sistema de ventilación

Después del colector de mezcla, el aire es separado en ductos para ser provisto a cada área de asientos. El patrón de flujo es cuidadosamente diseñado para crear una trayectoria circular de manera transversal, donde el aire provisto en cada fila será extraído al sistema de recirculación en esa misma fila. Esto con el fin de prevenir la propagación de enfermedades; en otras palabras, no existe flujo longitudinal de aire a través de la cabina.

El resultado final es aire entrando a la cabina libre de polvo con una humedad relativa de entre 10% y 20% a una temperatura entre 18° y 30° C.

La dirección del aire se orienta para prevenir el contacto con porciones expuestas como lo son: brazos, manos, cara, cuello y piernas (6).

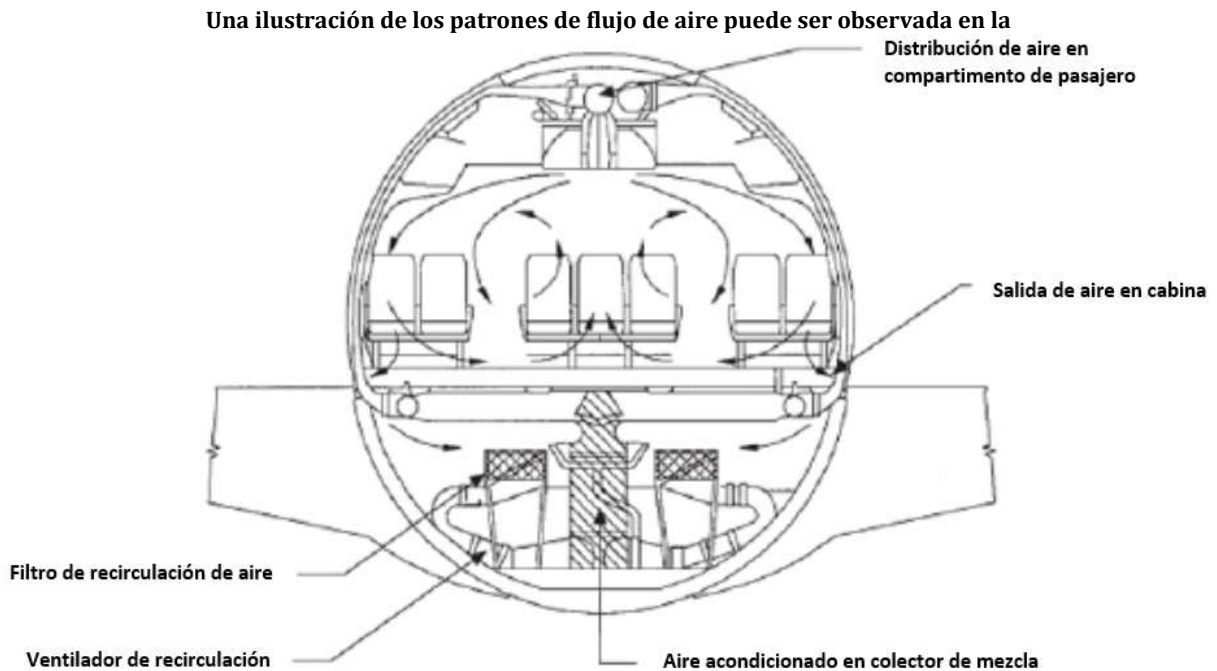


Figura 2-10.

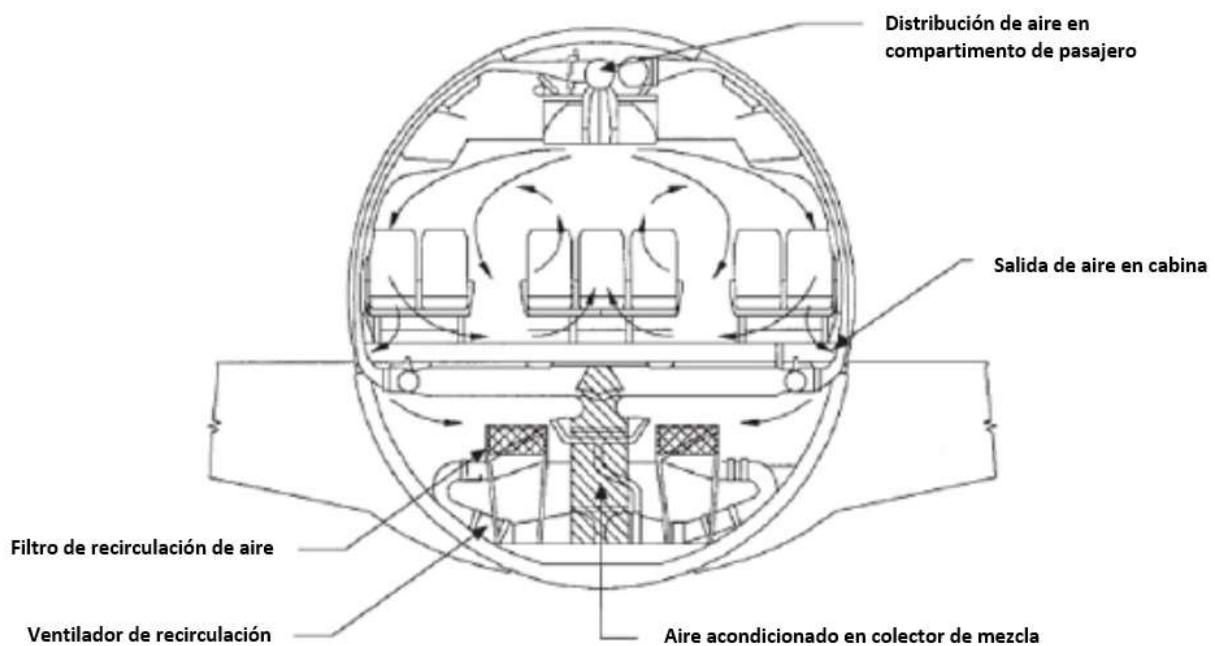


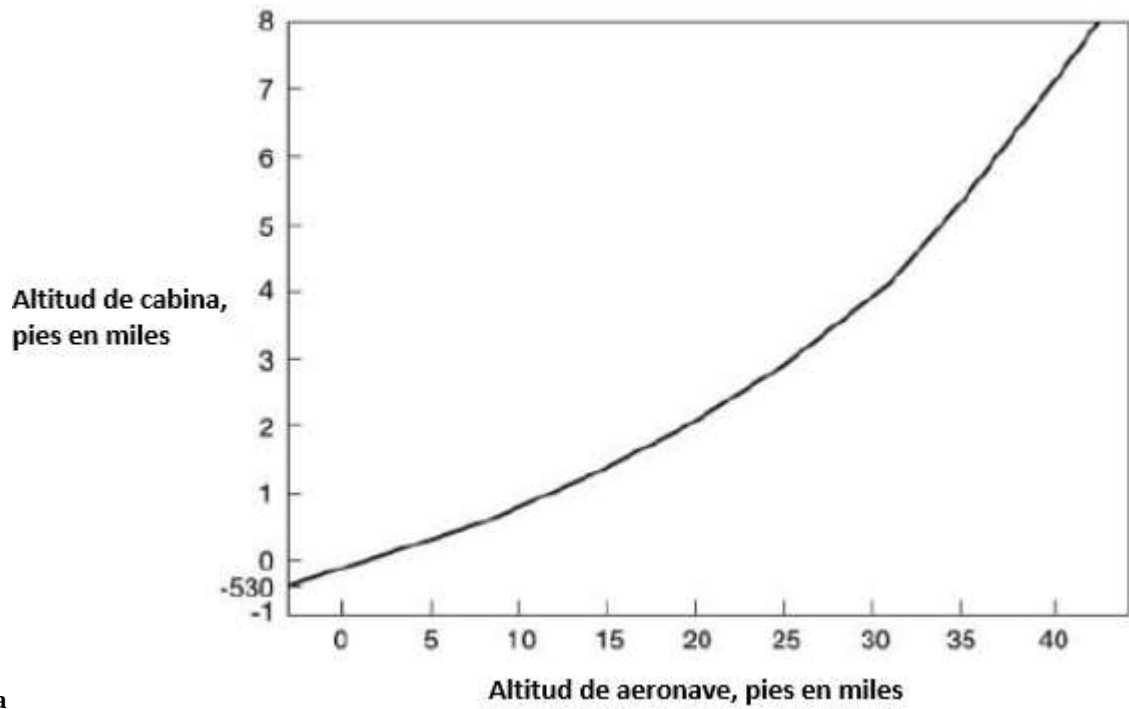
Figura 2-10 Patrones de flujo de aire en la cabina. (6)

2.7. Sistema de control de presión

Como se mencionó anteriormente, 50% del aire de la cabina proviene del exterior, lo que significa que el mismo volumen de aire necesita ser expulsado del avión. Este sistema monitorea constantemente la diferencia de presión entre el interior y el exterior de la cabina durante todas las fases del vuelo (despegue, ascenso, crucero y descenso) para asegurar un diferencial máximo de 8.60 psi (6), por medio de la apertura de una válvula de escape ubicada típicamente en la parte trasera del fuselaje.

El sistema provee una presión máxima en el interior de la cabina del equivalente a una altitud de 8,000 pies, mientras el avión vuela en altitud crucero entre 39,000 y 41,000 pies, esto con el fin de mantener la presión a niveles adecuados para la actividad humana.

La diferencia de presión también debe ser adecuada para los pasajeros, usualmente las tasas de cambio de presión son de 0.26 psi por minuto durante el ascenso y 0.16 psi por minuto durante el descenso (6).



En la

Figura 2-11 presenta los cambios de presión a diferente altitud.

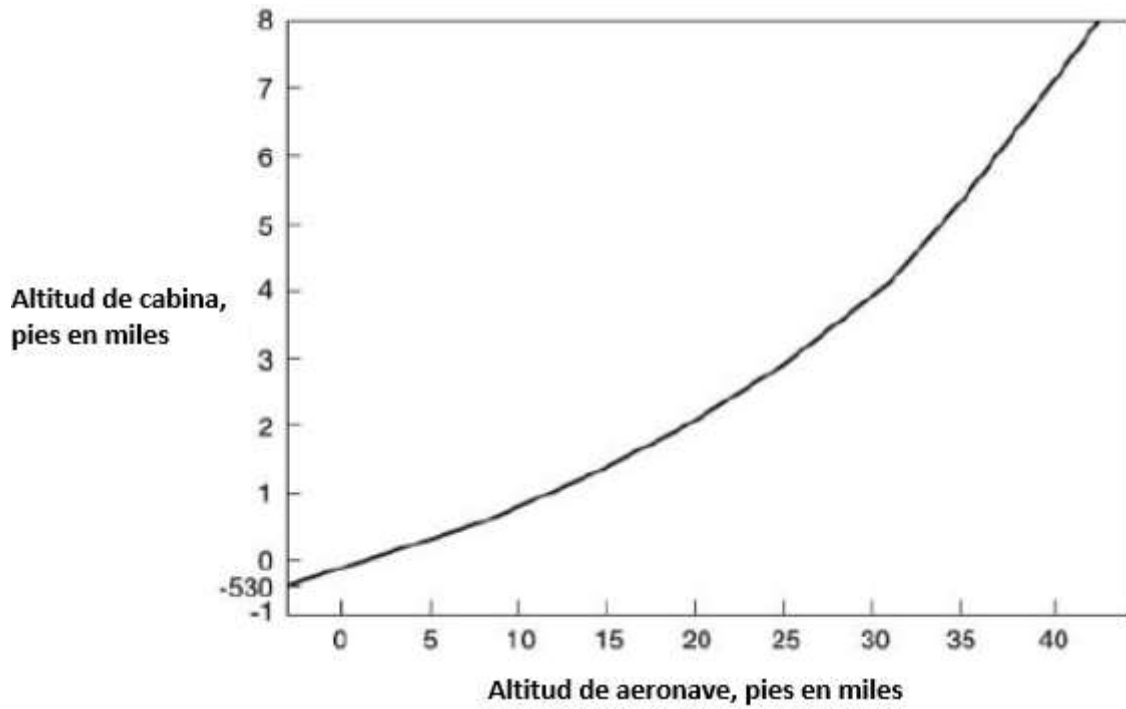


Figura 2-11 Programación de altitud de cabina de un avión (6).

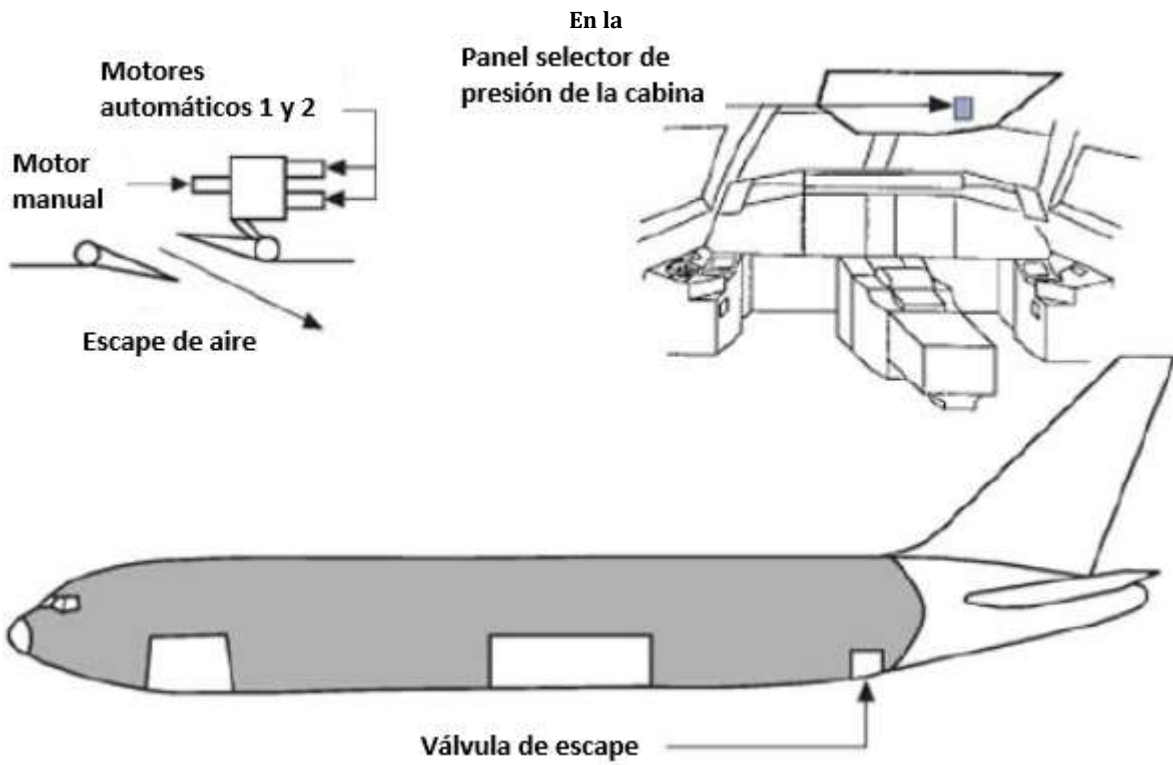


Figura 2-12 muestra el arreglo del sistema de control de presión de un Boeing 767.

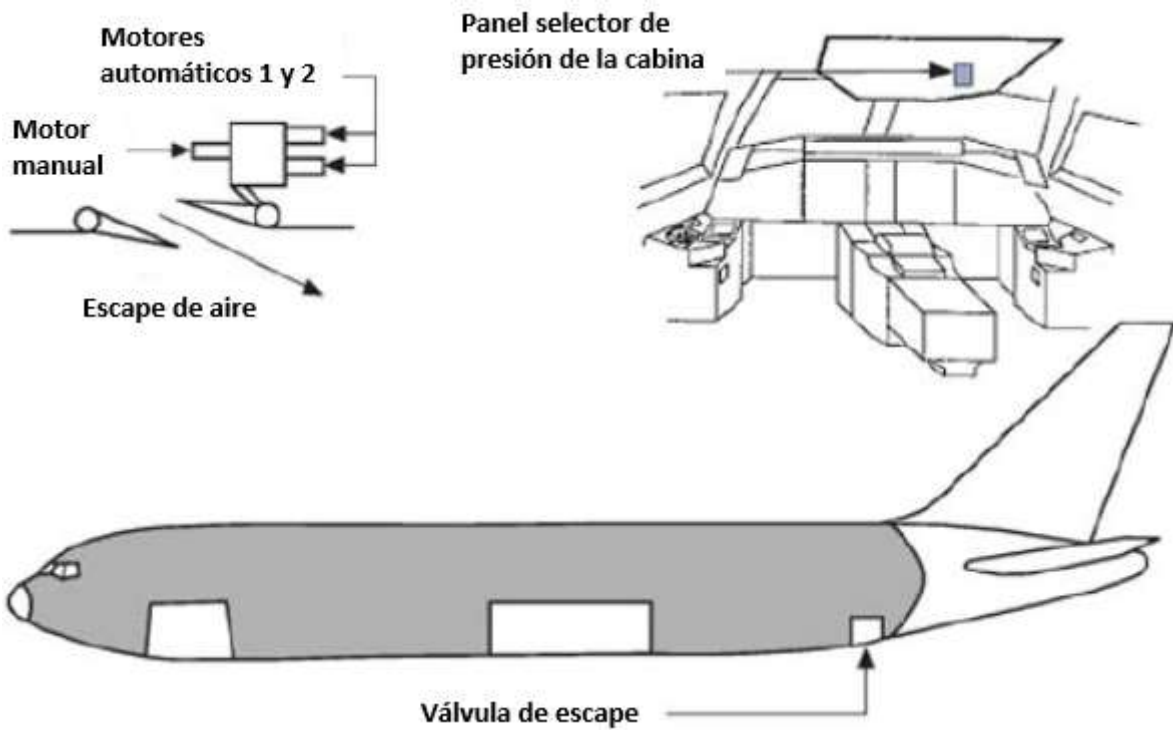


Figura 2-12 Sistema de control de presión de cabina. (6)

2.8. Resumen ECS

Después de las etapas descritas, éstas son las características del aire inyectado a la cabina:

- 20 pies cúbicos por minuto por pasajero con 50% reciclado.
- Temperatura alrededor de 18 -30 C.
- Concentración de ozono de 0.09 ppm.
- Taza de intercambio de 10 – 15 veces por hora.
- Máxima altitud de 8,000 pies en cabina.

Tales parámetros son establecidos por las regulaciones FAA (Administración Federal de Aviación), FAR (Regulaciones de Aviación Federal, EE. UU.) y JAR, para permitir a los pasajeros y tripulación llevar un vuelo confortable y realizar sus funciones sin realizar ningún esfuerzo extra.

2.9. Sistemas libres de purga

Algunos aviones modernos como el Boeing 787 *Dreamliner* y el *Bombardier C- Series* han cambiado la tendencia de los ECS, sustituyendo la purga de aire de los motores por aire generado por medio de compresores eléctricos. Con esto se evita la extracción de energía de los motores y el excesivo desperdicio de energía disipado en forma de calor en los intercambiadores y las válvulas reguladoras. De acuerdo con Boeing, con el uso de sistemas ECS libres de purga se puede aumentar la eficiencia de hasta 5% en el consumo de combustible (9); aun cuando la masa del sistema se eleve por la instalación de 2 compresores por cada paquete de ECS, los cuales en condición de crucero tienen una tasa de presión de $\pi = 0,5$ (en cada paquete) suministrando aire a los paquetes a 100 kPa y 300 K en lugar de los 470 K de los sistemas de purga convencionales, lo cual los hace energéticamente más eficientes (7).

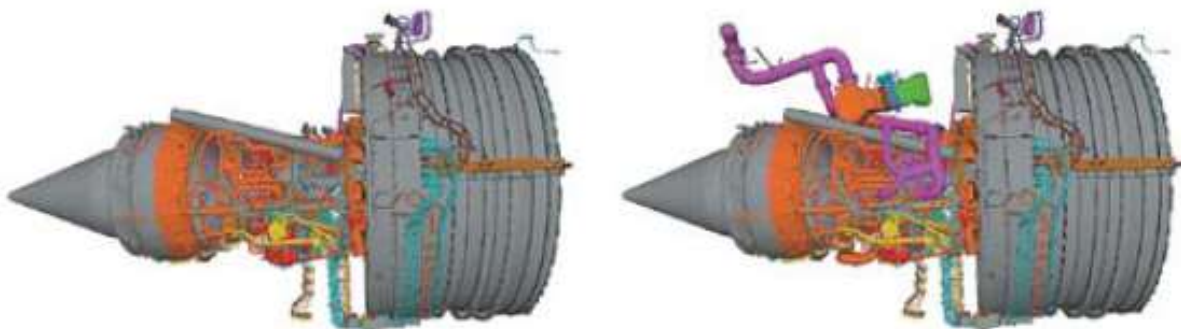


Figura 2-13 Comparativa de un motor sin purga (izquierda) y uno convencional con purga (derecha). (9)

3. Método

3.1.Generalidades

El enfoque utilizado para desarrollar el predictor de masa fue el dividir el ECS en sus diferentes etapas y estas a su vez en sus componentes principales.

Una vez teniendo la estructura desglosada de los componentes, se tuvo que determinar la capacidad de enfriamiento y el aire requerido en función de una serie de parámetros como lo son: número de pasajeros, número de tripulación y existencia de cocina a bordo, entre otros.

Saab Aeronautics recibió datos de masa real con respecto al avión Saab 2000. Tales datos tenían los principales componentes del ECS, pero faltaba la ductería y las conexiones entre ellos. Estos parámetros fueron usados para escalar dependiendo de la capacidad de enfriamiento pero fueron limitados a ciertos valores de aeronaves de mayor tamaño.

3.2.Determinación de la capacidad de enfriamiento requerida

El factor de escala principal es la capacidad de enfriamiento requerida para satisfacer un flujo de 20 pies cúbicos por minuto (cfm) por pasajero, con un rango de temperatura de entre 18° y 30° Celsius y una presión de al menos 100 kPa, que equivale a una altitud de 8,000 pies.

El ser humano en reposo tiene en promedio una producción de calor de alrededor de 100 Watts y realizando actividades ligeras como caminar alrededor de 150 Watts. A esto debe sumarse también la producción de calor por los aviónicos del avión y la cocina si es que existe alguna (10) .

La potencia total de enfriamiento requerida se puede expresar con la siguiente ecuación:

$$P_{req}=N_{crew} * P_{crew} + N_{pax} * P_{pax} + P_{avionics} + P_{kitchen} \text{ (W)}$$

Donde:

N_{crew} : Número de miembros de la tripulación

P_{crew} : Producción de calor por miembro de tripulación, típicamente 150 W de acuerdo con *The Engineering Toolbox* (10)

N_{pax} : Número de pasajeros

P_{pax} : Producción de calor por pasajero, típicamente 100 W de acuerdo con *The Engineering Toolbox* (10)

$P_{avionics}$: Producción de calor por los sistemas aviónicos, factor escalado de un Airbus A320 de 10kW por 200 pasajeros (Isidoro Martínez) (7)

$P_{kitchen}$: Producción de calor por hornos de cocina, generalmente 10 kW por unidad de acuerdo con (Isidoro Martínez) (7)

Para el Saab 2000, la capacidad de enfriamiento es de 8100 W por paquete (2 existentes) y la requerida calculada de 6550 W (58 pasajeros + 5 tripulantes). Este parámetro asegura que cada paquete trabajando puede satisfacer los requerimientos de la aeronave con cierto margen de seguridad en caso de que alguno falle.

3.3. Parámetros de entrada del predictor

Para poder escalar la masa de los componentes, tienen que insertarse ciertos parámetros que dictarán la manera como se escalan esos factores.

Los parámetros de entrada son:

- N_{crew} : Número de tripulantes
- N_{pax} : Número de pasajeros
- $N_{engines}$: Número de motores
- Posición del motor interno, distancia de la línea central al motor (en dirección de la envergadura)
- Posición del motor externo, solo si el avión cuenta con 4 motores, distancia de la línea central al motor (en dirección de la envergadura)
- L_{cabin} : Largo de cabina
- Existencia de cocina (sí o no)
- Purga del APU (sí o no)
- MTOW: Peso máximo de despegue en kg.
- Diámetro del ducto de ventilación principal (parámetro elegido de la base de datos proporcionada).

Estos parámetros de entrada servirán para predecir la masa completa del ECS y comparar el resultado con otros métodos existentes.

3.4. Estructura de componentes desglosada

Una vez que los parámetros de entrada son definidos, el predictor escalará cada componente teniendo como referencia el peso específico del componente y la capacidad de enfriamiento del Saab 2000. Con ciertas limitaciones se puede observar:

Tabla 3-1 Estructura de componentes desglosada.

Componente	Observaciones
Bleeding System	
H.S Valve	N. Elementos igual al número de motores, limitado a 3 si $N_{engines} > 2$, porque la configuración usual es 1 paquete por motor con un máximo de 3.
M.S Valve	Igual que H.S valve pero se adiciona 1 si existe purga del APU.
Pressure regulation valve	Igual que H.S valve pero se adiciona 1 si existe purga del

	APU.
Bleed crossover valve	1 elemento donde los paquetes se unen en 1 solo flujo.
Bleed shutoff valve	1 por c/puerto de purga, igual que la válvula de regulación.
Pre-cooler H.E	Igual número de paquetes AC. 1 por motor limitado a 3. El peso por elemento está limitado a 15kg de acuerdo con (Isidoro Martínez) (7)
Sensors & Switches	1 juego
Ducting to A.C Pack	Ductería de los motores a los paquetes localizados usualmente en la panza del avión donde se une el ala con el fuselaje. El peso lineal se obtiene para un ducto de 2 pulgadas de aluminio 6061.
Bleedless Configuration	
Cabin Air Compressor	Trabajo futuro.
Electric Motor	Trabajo futuro.
Electronics	Trabajo futuro.
Fan	Trabajo futuro.
Ozone dissipation	
Ozone Converter	Peso real obtenido de Saywell Int. Company (11)
AC Pack	
ACM	1 por paquete.
Double H.E	1 por paquete, peso limitado a 30 kg de acuerdo con (7)
Water Scupper	1 por paquete
Condenser	1 por paquete
Water filter	1 por paquete
Temp. control valve	1 por paquete
Sensors & Switches	1 por paquete , peso escalado 30% más para aviones de mayor tamaño donde $N_{pax} > 100$
Ducting	1 juego por paquete, peso de los elementos de conexión aproximadamente 25% del peso el paquete.
Mix Manifold	
Mixing chamber	1 por avión, peso estimado de 10 kg.
Recycling System	
Recirculation valve	1 por paquete.
Fan	1 por paquete.
Sensors & Switches	1 por paquete.
Ventilation System	
Main Duct	El principal parámetro de diseño es obtener una velocidad de flujo de 25 m/s, se puede calcular la sección del ducto de esta manera: Sección de fluido= Tasa de flujo/velocidad de flujo Tasa de flujo= 20cfm* Npasajeros Velocidad de flujo= 25 m/s Una vez que se obtiene el diámetro, se puede obtener el peso de la base de datos (12)
Pressure Control	
Ram Air valve	1 por avión, peso escalado del Saab 2000
Main outflow valve	2 por avión, peso escalado del Saab 2000

Pressure relief valve	1 por avión, peso escalado del Saab 2000
-----------------------	--

3.5. Métodos existentes

Diversos métodos existentes fueron investigados para comparar los resultados obtenidos. A continuación se enlistan los métodos encontrados.

3.5.1. Stanford (13)

Este método se usa en la Universidad de Stanford, es muy simple y se basa únicamente en la siguiente ecuación.

$$W_{\text{aircond}} = 15 * N_{\text{seats}} \quad (\text{lb})$$

3.5.2. Torenbeek (14)

Este método fue propuesto por Egbert Torenbeek en su libro *Synthesis of Subsonic Airplane Design* y propone lo siguiente:

$$W_{\text{aircond}} = 14 * (L_{\text{cabin}})^{1,28} \quad (\text{Kg}) \quad L_{\text{cabin}} \text{ en metros.}$$

3.5.3. Asker (15)

Asker sugiere que en aviación civil con MTOW <160 Tons:

$$W_{\text{ECS}} = 0,276 * (N_{\text{crew}} + N_{\text{pax}})^{0,079} * \text{MTOW}^{0,695} \quad (\text{kg})$$

Y para MTOW >160 Tons:

$$W_{\text{ECS}} = 0,766 * (N_{\text{crew}} + N_{\text{pax}})^{0,323} * \text{MTOW}^{0,452} \quad (\text{kg})$$

3.5.4. Regresión (*Regresssion*)

Con datos reales obtenidos de la Universidad de Stanford (13), se graficó el peso del ECS en función al número máximo de pasajeros.

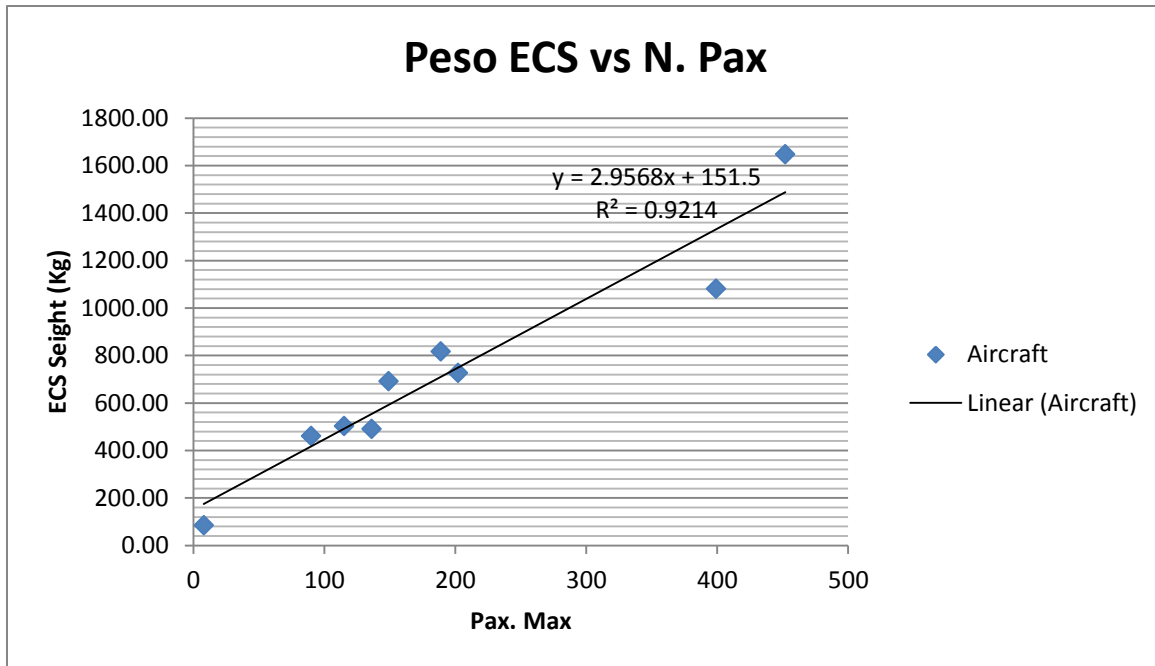


Figura 3-1 Datos reales Peso ECS vs N, pasajeros.

La función obtenida es la siguiente:

$$W_{ECS} = 2,9568 \cdot N_{pax} + 151,5 \quad (\text{kg})$$

Estos métodos fueron evaluados con los mismos datos que el predictor para comparar los resultados obtenidos.

4. Resultados

El método fue probado en 5 diferentes aviones en los cuales la información real se tenía disponible. Los parámetros de entrada utilizados pueden ser identificados en la

Aircraft	N _{Crew}	N _{Pax}	N _{Eng}	Pos. Eng1 (m)	Pos. Eng2 (m)	L _{cabin} (m)	Kitchen	APU Bleed	MTOW (Kg)
B 737-200	8	136	2	4,55	-	20,58	Yes	Yes	47174
B 707-320	8	202	4	9,92	15,53	34	Yes	No	141523
B 747-400	18	660	4	12,31	21,78	57,64	Yes	No	333396
DC-8	14	259	4	7,68	13,23	44,19	Yes	No	161000
DC-10	14	399	3	9,11	-	40,8	Yes	No	195048

Se puede observar una comparativa de resultados obtenidos en la Figura 4-1.

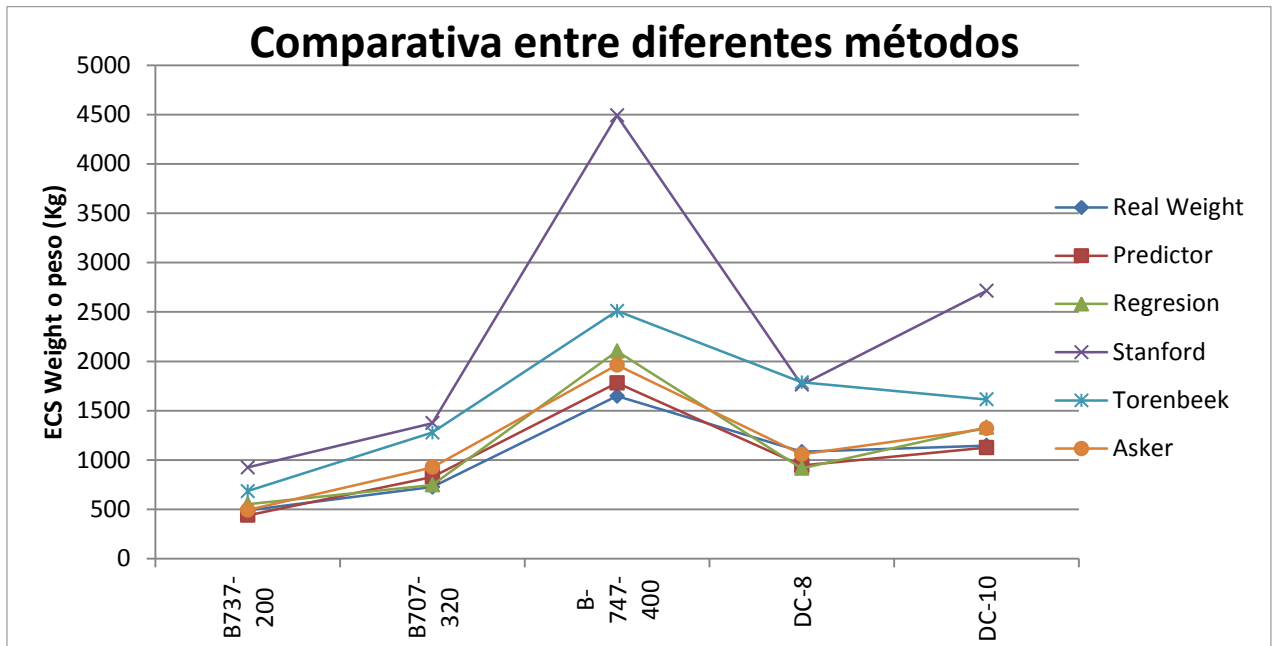


Figura 4-1 Comparativa de resultados con diferentes métodos evaluados.

En esta gráfica se muestra qué tan cercanos son los resultados obtenidos de diferentes métodos al valor real. Se puede observar que tanto Asker y como Predictor son los más precisos y que el método usado por la Universidad de Stanford es muy impreciso, especialmente para aeronaves de mayor tamaño.

Para poder tener una mejor comparativa entre los métodos y evaluar su precisión, se calculó el porcentaje de error promedio. Los resultados se pueden observar en la Figura 4-2.

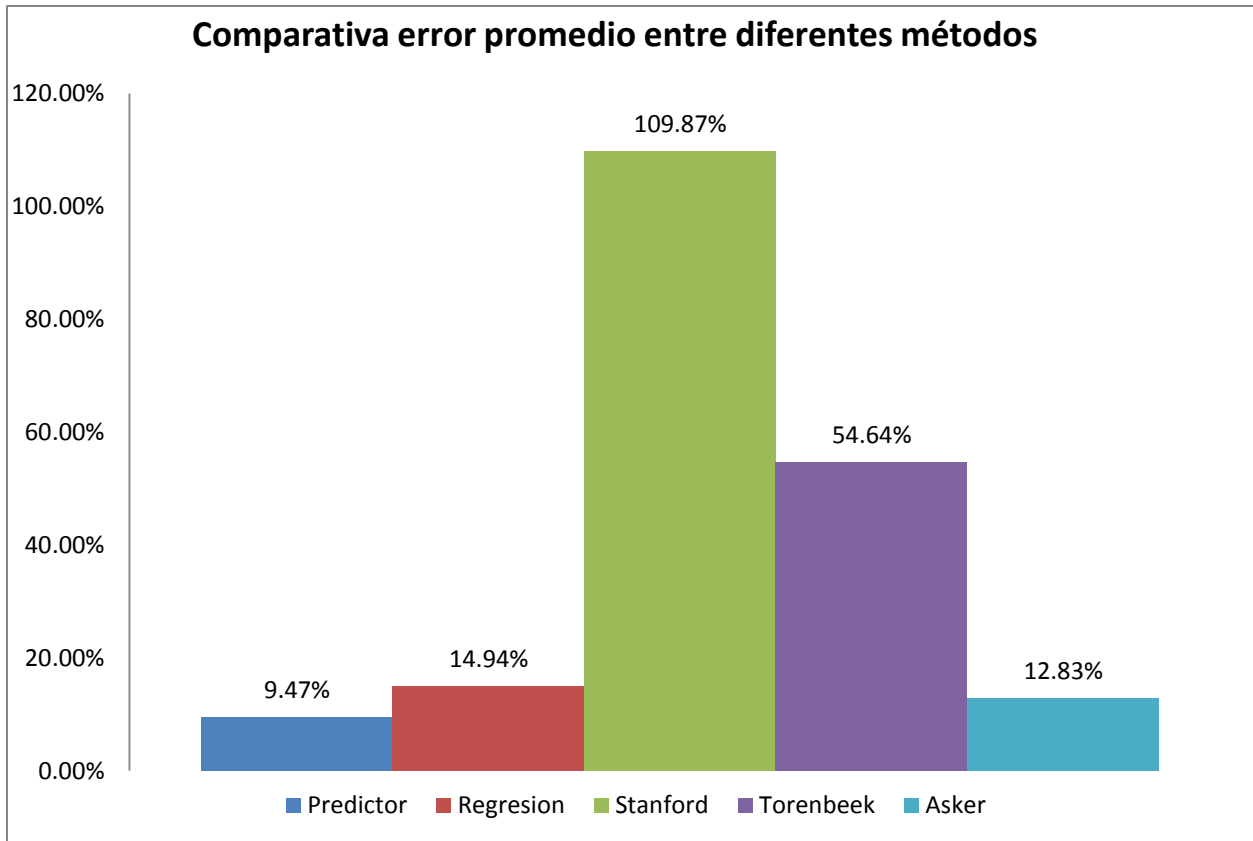


Figura 4-2 Comparativa de porcentaje de error promedio.

La gráfica muestra que ambos métodos, Asker y el desarrollado, presentan la mayor precisión, el método propuesto presenta un error promedio por debajo de 10%, que es mucho más bajo que el resto de los métodos actualmente utilizados en diseño conceptual.

5. Conclusiones y trabajo futuro

5.1. Conclusiones

El objetivo principal de este trabajo fue crear una interfaz con el uso de M.S Excel que ayude a predecir la masa del Sistema de Control Ambiental (ECS) en aeronaves comerciales con una mayor precisión a la brindada por los métodos existentes. Después de una extensiva investigación, con datos reales brindados por Anders Öfverstedt de Saab Aeronautics, fue posible escalar los componentes principales del sistema ECS pero tomando en consideración los límites reales de los componentes individuales gracias a los datos proporcionados por Isidoro Martínez (7), así fue posible obtener resultados mucho más precisos que los de los métodos convencionales.

Una de las mayores dificultades durante esta tesis fue la de obtener información real para poder verificar los resultados. Se enviaron peticiones para obtener información a United Technologies, Honeywell, Liebherr, R&D Dynamics y HEICO Corp.; sin embargo,

en todos los casos las compañías se reusaron a proveer información sin un contrato de por medio o al menos números de cola de aeronaves para verificar la posesión.

Debido a la falta de datos reales, existen algunos parámetros que pueden parecer exagerados, pero cuando se combinan, el resultado en conjunto es satisfactorio.

Para la ductería entre el sistema de purga y los paquetes AC, se tomó en consideración la distancia lineal de los motores al centro de la aeronave (en sentido de la envergadura); de acuerdo con la información encontrada, estos ductos siempre son hechos de aluminio 6061, con bases de datos existentes se puede obtener un peso lineal que sugiere una aproximación con gran precisión al peso real, aunque no existan datos reales para formar una comparativa.

5.2. Trabajo futuro

Algunas recomendaciones que pueden hacerse con base en los resultados de este estudio en sus fases conceptual y empírica son:

- Realizar más investigación de información real de otras aeronaves además del Saab 2000 para mejorar los parámetros de referencia usados para escalar.
- Buscar más configuraciones de pesos distribuidos en otras aeronaves para poder probar el método con mayor amplitud.
- Estudiar el nuevo sistema libre de purga propuesto en aeronaves modernas y evaluar su impacto en el peso del ECS.
- Implementar predicción de dimensiones además de masa para poder obtener un *layout* de componentes sugerido y así proveer información que ayude los estudios de estabilidad dinámica y balanceo de la aeronave.

REFERENCIAS

1. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington DC : EE. UU.: AIA, 1989 (actualmente en su quinta edición de 2012).
2. **Berry, Patrick.** *Aircraft Conceptual Design Methods*. Linköping: Department of Mechanical Engineering, 2005. Thesis No.1197.
3. **Banel-Caule, Isabelle.** *System Weight Estimation Enhanced Method for Early Project Phases*. Madrid: Society of Allied Weight Engineers Inc., 2007. SAWE paper No. 3430.
4. **Moir, Ian och Seabridge, Allan.** *Aircraft Systems*. Essex, England: Longman Group UK, 1992. ISBN 0-582-07223-9.
5. *The Airplane Cabin Environment (Issues Pertaining to Flight Attendant Comfort)*. **Hunt, Elwood H. and Space, David R.** s.l. : Boeing Inc.
6. *Commercial Airliner Environmental Control System (Engineering Aspects of Cabin Air Quality)*. **Hunt, Elwood H., et al.** s.l. : Boeing Inc.
7. **Martinez, Isidoro.** *Aircraft Environmental Control*. Detpartment of Thermodynamics, Technical School of Aeronautic Engineers/Polytechnic Institute of Madrid, España: s.n., 2010.
8. **Davies, Mark.** *The Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. s.l.: New York, NY, EE. UU.: McGraw-Hill, 2003. 0-07-136229-0.
9. **Sinnott, Mike.** *787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies* .
10. Metabolic heat gain from occupants in air conditioned spaces at different degrees of activities. *The Engineering Toolbox*. [Online]
http://www.engineeringtoolbox.com/metabolic-heat-persons-d_706.html.
11. BASF (Engelhard) Technical Information. [Online] Saywell International.
<http://www.saywell.co.uk/pages/engelhardtech.htm>.
12. Ducting.com. [Online] <http://www.ducting.com/>.
13. Aircraft Weight Estimation. [Online] Stanford University.
<http://adg.stanford.edu/aa241/structures/componentweight.html>.
14. **Torenbeek, Egbert.** *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. u.o. : Delft University Press, 1980. ISBN 90-247-2724-3.

15. **Asker, E.** *Metodik för Prediktering av Luftsystèmes Vikt och Volym i Flygplanets Förprojektfas*. Linköping, Sverige : Linköping University, 2001. Thesis, LiTH-IKP-Ex-1782.

16. **Wikipedia.** [Online] http://en.wikipedia.org/wiki/Main_Page.

APÉNDICE 1 – Capturas de pantalla del Predictor

ECS WEIGHT PREDICTOR

NOTE: Fill only the input parameters in the yellow boxes.

Inputs	
Number of Crew members	18
Number of Passengers	660
Number of Engines	2
Position of the Engine (Inner) (m)	7,68
Position of the Engine (outer) (m)	13,23
Cabin length	44,19
Kitchen in aircraft	1
Bleed from APU	0
Maximum Takeoff Weight (Kg)	23000

Variables
Human Air Flow Required 383,98 m3/min 6,40
AC Pack Flow Required 191,99 m3/min

Entradas

Flujo de aire mínimo requerido (FAR25)

Previous Methods		
	lb	kg
ECS Weight (Standford) 15*N	9900	4490,64
ECS Weight (Torenbeek)	3942,57	1787,07
ECS Weight (Asker)		406,57

Otros métodos

Saab 2000 capacidad de refrigeración

Model aircraft			
Heat discipation	134700,00	Watt	needed
	166575,57	Watt	Safety Margin
Air flow	383,98	m3/min	needed
	385,68	m3/min	Safety Margin

Capacidad de refrigeración requerida

Saab 2000 (max 58 pass + 5 crew)			
6550	Watt	needed	
8100	Watt	real	
34,55	m3/min	needed	
38,20	m3/min	real	

	Watt(kg)	# of	Wtot(kg)	Watt(kg)	Wtot(kg)	# of	Wtot(kg)	% Total
32 Bleeding System from Engine								
33 High Stage Valve	31,18	2	62,31	5,34	1,51	2	1,03	1,96%
34 Check Valve, Mid Stage	3,94	2	7,28	0,35	0,18	2	0,35	0,48%
35 Valve Pressure Regulation	51,30	2	102,61	5,3	2,49	2	4,99	6,32%
36 Valve Bleed Crossover	31,16	1	31,16	3,34	1,01	1	1,51	1,98%
37 Valve Bleed Shutoff	33,01	2	71,83	3,83	1,75	2	3,48	4,37%
38 Pre-cooler H.E	13,00	2	30,00	0,00	0,00	2	0,00	0,00%
39 Sensors & Switches	4,01	1	4,01	0,43	0,20	1	0,20	0,25%
40 Ducting to AC Pack	19,77	2	39,55		0,00	1	0,00	0,25%
41								
42 Bleedless configuration								
43 Cabin Air Compressor								
44 Electric Motor								
45 Power Electronics								
46 Fan								
47								
48 Ozone Converters								
49 Engelhard Ozone Converter	11,57	2	23,13	25,5	11,57	2	23,13	
50								
51 AC pack								
52 ACM (Compressor, Turbine, etc.)	148,32	2	296,63	13,9	7,21	2	14,42	18,85%
53 Double Heat Exchanger	30,00	2	60,00	22,6	30,25	2	30,50	28,86%
54 Water Scupper	19,12	2	38,25	2,05	0,91	2	1,86	1,41%
55 Condenser	9,07	2	18,14	10,8	4,90	2	9,80	12,82%
56 Water Filter	1,49	2	2,80	0,15	0,07	2	0,14	0,18%
57 Valve, Temp Control	29,38	2	58,77	5,15	1,43	2	2,86	1,74%
58 Sensors & Switches	1,34	2	5,07	4,1	1,83	1	1,33	2,33%
59 Ducting	59,96	2	119,91					
60								
61 Mix Manifold								
62 Mixing Chamber	10	1	10					
63								
64								
65								
66 Recycling System								
67 Recirculation Valve	1,21	2	2,43	0,13	0,06	2	0,12	0,15%
68 Fan	13,00	2	30,00			2	30,00	11,07%
69 Sensors & Switches	9,89	2	19,78	1,06	0,48	2	0,96	1,26%
70								
71								
72 Ventilation system								
73 Main Ducting	6,30	22,48	6,30					
74								
75								
76								
77								
78 Pressure control								
79 Ram Air Valve	2,98	1	2,98	0,12	0,13	1	0,13	0,18%
80 Main Outflow Valve	3,94	2	7,28	0,35	0,18	1	0,18	0,23%
81 Pressure Relief Outflow valves (safe)	1,94	1	5,84			2		
82								
83								
84								
85								
86								
87								

Parámetros escalados

Datos reales Saab 2000

TOTAL PREDICTED WEIGHT 1118,84 kg 76,51 Total ECS Weight

Design Parameters				CONSTANTS				
1		English	SI	Conversion Units				
2	Feeder	kg/hr	kg/hr	1 of -- 0,0001 m3				
3	Air flow per passenger	20	kg/min	1 ft -- 0,3048 m	Molar Mass Dry Air	Max	0,02897	
4	Recycled air	10	%	1 gal -- 3,7854 liter	Universal Gas Const	R	8,314	
5	Air exchange ratio	0,5	min per sec	1 lb -- 0,4536 kg				
6	Max Cabin Altitude	8000	ft					
7	Max Press. Difference	8,5	psi					
8	Cabin Temperature		21					
9	Cabin Pressure	14,7	psi					
10	Normal AC Pressure Input	30,25	psi					
11	Normal AC Temp Input		100					
12	Normal mass flow, bleed system		1					
13	Heat production p/Passenger		100					
14	Heat production Avionics		3000					
15	Heat production Kitchen		3000					
16	ACM flow needed		0					
17	Airflow velocity in the ventilation system		100					
18								
19								
20								
21								
22								
23								
24								
25								
26								
27	Cabin air ventilation							
28	1 Outside air continuously enters engine where it is compressed & then passes through cooling packs to a mixing chamber.				2 Air from the mixing chamber is then supplied to the cabin from overhead outlets on a continuous basis.			
29	3 Outside air entering the mixing chamber is mixed with recirculated air that has been cleaned with high efficiency filters. The filters are similar to those used in critical areas of hospitals. The makeup of air in the mixing chamber is approximately 50% outside, 50% recirculated.				4 As outside air enters the airplane, it is being continuously conditioned.			
30								
31	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; display: inline-block;">Parámetros de diseño</div>							
32	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; display: inline-block;">Diseño típico de componentes de ECS</div>							
33								
34								
35								
36								
37								
38								
39								
40								
41								
42								
43								
44								
45								
46								
47								
48								
49								
50								
51								