

LAPPEENRANTA UNIVERSITY OF TECHNOLOGY
Faculty of Technology
LUT Energy
BH10A0200 Bachelor Seminar of Energy Technology

MOTORES DE REACCIÓN MODERNOS POR TURBINAS DE GAS

In Lappeenranta 4.3.2012

0304048 Ilkka Aragón Kaksonen

Ente 5

ABSTRACT

Lappeenranta University of Technology
Faculty of Technology
LUT Energy

Ilkka Aragón Kaksonen

Modern jet engines

2012

Bachelor's thesis

36 pages, 24 figures, 1 table

Examiner: Professor D.Sc. (Tech.) Jari Backman

Instructor: Professor D.Sc. (Tech.) Jari Backman

Keywords: Motor de reacción

This Bachelor's thesis investigates the different types of jet engines used nowadays, their performance and applications. The thesis includes a general study of dynamics of fly, engine thermodynamics and contamination.

ÍNDICE

NOMENCLATURA	2
1 INTRODUCCIÓN	4
2 PROPULSIÓN	4
3 PROPULSIÓN POR TURBINAS DE GAS	5
3.1 Turborreactor	6
3.2 Turbofan.....	7
3.3 Turboeje y turbohélice	8
3.4 Estatorreactor	9
4 RÉGIMEN DE VELOCIDADES	10
4.1 Número Mach	11
4.2 Clasificación del número Mach	12
5 FUERZAS QUE ACTÚAN EN EL VUELO	13
5.1 Peso.....	14
5.2 Sustentación	15
5.2.1 Línea de Kármán.....	16
5.3 Resistencia	16
5.3.1 Resistencia inducida.....	17
5.3.2 Resistencia parásita.....	18
5.3.3 Resistencia total	19
5.4 Empuje	19
6 LEYES DE NEWTON APLICADAS A AERONAVES	19
6.1 Primera ley de Newton. Ley de la Inercia	19
6.2 Segunda ley de Newton. Ley de la fuerza	20
6.3 Tercera ley de Newton. Ley de acción y reacción	21
7 ANÁLISIS TERMODINÁMICO DE UN MOTOR DE REACCIÓN	21
7.1 Ciclo Brayton.....	22
7.2 Rendimiento ciclo Brayton y etapas básicas.....	23
7.3 Estado de referencia.....	24
7.4 Entrada de aire	24
7.5 Compresor.....	26
7.6 Cámara de combustión.....	28
7.7 Turbina.....	29
7.8 Tobera de propulsión	31
7.9 Variación de la presión, temperatura y velocidad en un motor de reacción.....	33
8 CONTAMINACIÓN	33
8.1 Formación de contaminantes	34
9 RESUMEN	35
BIBLIOGRAFÍA	36

NOMENCLATURA

Romanos

A	superficie alar	[m ²]
a	velocidad del sonido	[m/s]
C_L	coeficiente de sustentación	[-]
C_D	coeficiente aerodinámica de resistencia	[-]
F	fuerza	[N]
f	relación entre combustible y aire	[-]
g	gravedad	[m/s ²]
h	entalpía	[J/kg]
L	fuerza de sustentación	[N]
M	Mach	[-]
m	masa	[kg]
P	presión	[bar], [Pa]
p	cantidad de movimiento	[kg·m/s]
Q	poder calorífico	[kJ/kg]
q_m	flujo másico	[kg/s]
R	constante específica del gas	[J/kg·K]
S	entropía	[J/K]
T	temperatura	[°C], [K]
t	tiempo	[s]
V	velocidad	[m/s]
W	trabajo específico	[J/kg]

Griegos

γ	coeficiente de dilatación adiabática	[-]
η	eficiencia	[%]
π	relación de presión inicial y final	[-]
ρ	densidad	[kg/m ³]

Subíndices

m	masa
t	estado de estagnación
1,2,3...	Punto de referencia

Abreviaturas

RC	relación de compresión
----	------------------------

1 INTRODUCCIÓN

Este trabajo ha sido realizado para el laboratorio de mecánica de fluidos del departamento de ingeniería energética (LUT Energy) de la Universidad Politécnica de Lappeenranta. Este proyecto es parte del curso del proyecto fin de grado. En este trabajo se analizará y estudiará cómo son los motores de reacción actuales utilizados por turbinas de gas, su estructura, contaminación y análisis termodinámico. También se estudiarán las fuerzas que actúan en el vuelo y sus principales características aerodinámicas. Al final se expondrá la contaminación originada debido a la combustión de combustibles fósiles en la turbina de gas.

2 PROPULSIÓN

La Real Academia Española define la palabra propulsión como “procedimiento empleado para que un avión, proyectil, cohete, etc., avance en el espacio, por efecto de la reacción producida por la descarga de un fluido que es expulsado a gran velocidad por la parte posterior.”. Por lo tanto, un sistema de propulsión es una máquina que produce un empuje para desplazar un objeto hacia adelante. Con estas definiciones, se puede concluir que el estudio de la propulsión incluye el estudio de la fuerza propulsora, el movimiento causado y los cuerpos involucrados. El estudio de la propulsión abarca a todos los vehículos, como automóviles, trenes, barcos, aviones y naves espaciales. En este trabajo se centrará el estudio principalmente en las aeronaves, en las que el sistema de propulsión son los motores a reacción. Según necesiten utilizar el aire de la atmósfera para su combustión y funcionamiento, estos motores se subdividen en dos categorías diferentes, aerorreactores y no aerorreactores. (U.S. Army Materiel Command, 1969, p.1-2)

Aerorreactores

- El turboreactor
- El turboeje
- El estatorreactor
- La turbohélice
- El turbofan
- Motores de explosión

No aerorreactores

- Motor cohete
- Sistemas de propulsión nuclear
- Sistemas de propulsión eléctricos

Únicamente el turboreactor, el turboeje, la turbohélice y el turbofan están propulsadas por turbinas de gas. En todos estos sistemas de propulsión, el principio fundamental que genera el empuje es debido a la aplicación de la Tercera ley de Newton, la ley de acción y reacción. Esta ley establece que por cada acción en la naturaleza hay una reacción igual y opuesta. En este caso un gas o fluido en concreto es acelerado por el motor, y la reacción a la aceleración produce una fuerza en el motor. Para los motores de reacción, este principio es fundamental para explicar la dinámica del vuelo.



Imagen 1. Propulsión de un F-15 con su respectivo misil. (U.S. Air Force)

3 PROPULSIÓN POR TURBINAS DE GAS

Una turbina de gas está compuesta por dos partes principales

- El generador de gases
- La unidad generadora de potencia

El generador de gases está formado por uno o varios compresores, la cámara de combustión, y finalmente la turbina de expansión de gases, en la que sólo se obtendrá la

potencia necesaria para mover los compresores. El objetivo de un generador de gases es proporcionar el gas a alta presión y temperatura. La unidad generadora de potencia es donde se obtendrá la potencia útil de la máquina, y dependiendo de lo que se busque, será otra turbina de expansión de gases, o bien en este caso, una tobera de propulsión. (Mattingly. J, 2006, p. 6)

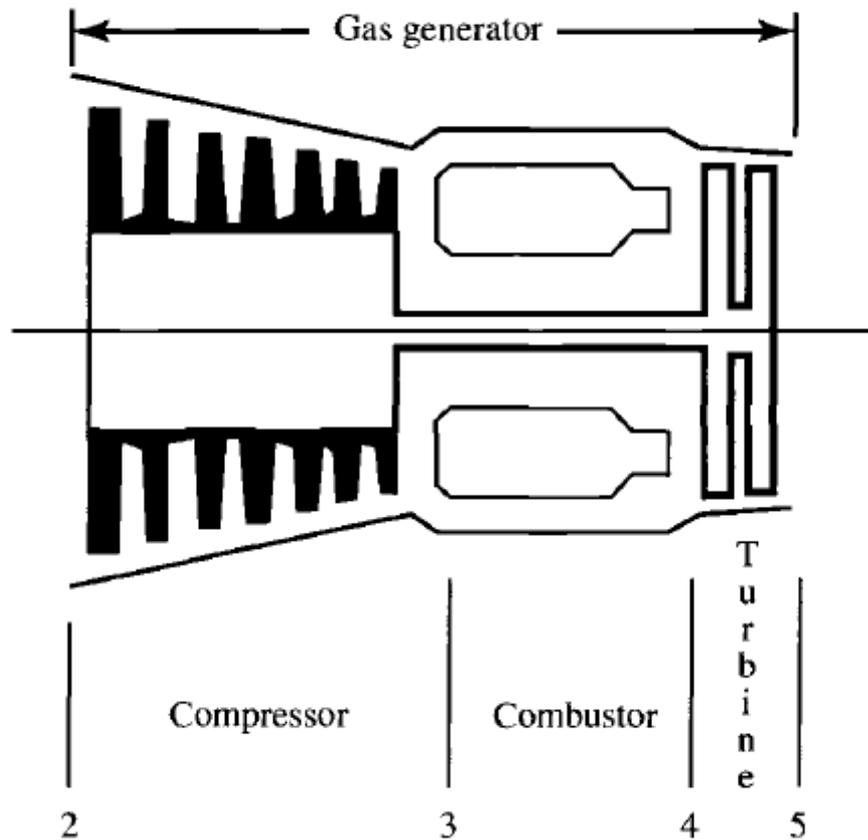


Imagen 2. Generador de gases. (Mattingly. J. p 6)

3.1 Turborreactor

Añadiendo una entrada de aire y una tobera al generador de gases, se puede crear un turborreactor. Con la evolución y desarrollo de estos motores, éstos se fueron haciendo más eficientes y reemplazaron en cierta medida a los motores de explosión. El empuje de

un turbo reactor es desarrollado por la compresión del aire en la entrada de aire y en el compresor, mezclándose luego el aire comprimido con el combustible y quemándolos en la cámara de combustión, expandiéndose el flujo de gas a través de la turbina y la tobera de propulsión. La expansión del gas a través de la turbina abastece de energía al compresor. El empuje neto entregado por el motor es el resultado de la conversión de la energía interna en energía cinética. En el compresor, la presión y la temperatura aumentan como resultado del trabajo realizado en el aire. La temperatura del gas se aumenta considerablemente quemando el combustible en la cámara de combustión. En la turbina, la energía es recibida de la corriente de gas y convertida en potencia en el eje para girar el compresor. En la tobera de propulsión, la corriente del gas es expandida para producir energía cinética de salida alta. (Mattingly. J, 2006, p. 7)

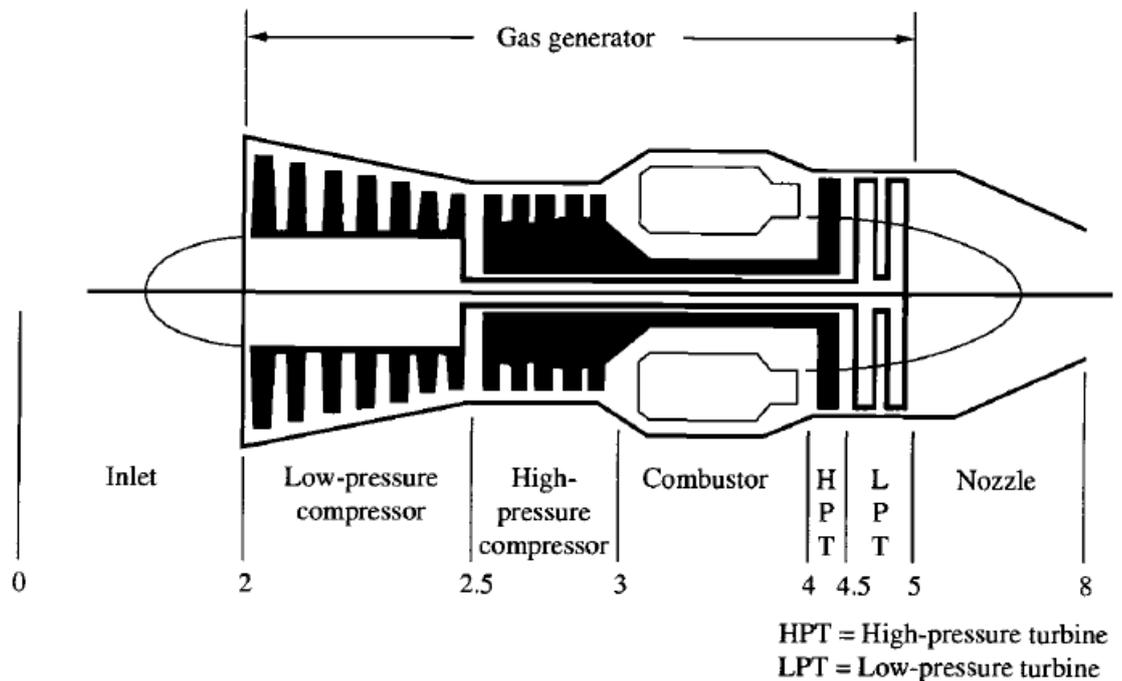


Imagen 3. Turbo reactor. (Mattingly. J. p 7)

3.2 Turbofan

El motor de un turbofan consiste en una entrada de aire, un ventilador, una turbina de gas y una tobera de propulsión. En el turbofan, una parte del trabajo de la turbina es suministrado en forma de potencia al ventilador. Generalmente los motores tipo turbofan son más

económicos y eficientes que los turborreactores en vuelos subsónicos. El turbofan acelera una masa de aire mayor a una velocidad inferior que los turborreactores para una mayor eficiencia propulsiva. El área frontal de un turbofan es bastante más grande en comparación con la de un turborreactor, y por esto aumenta la resistencia y su peso total.

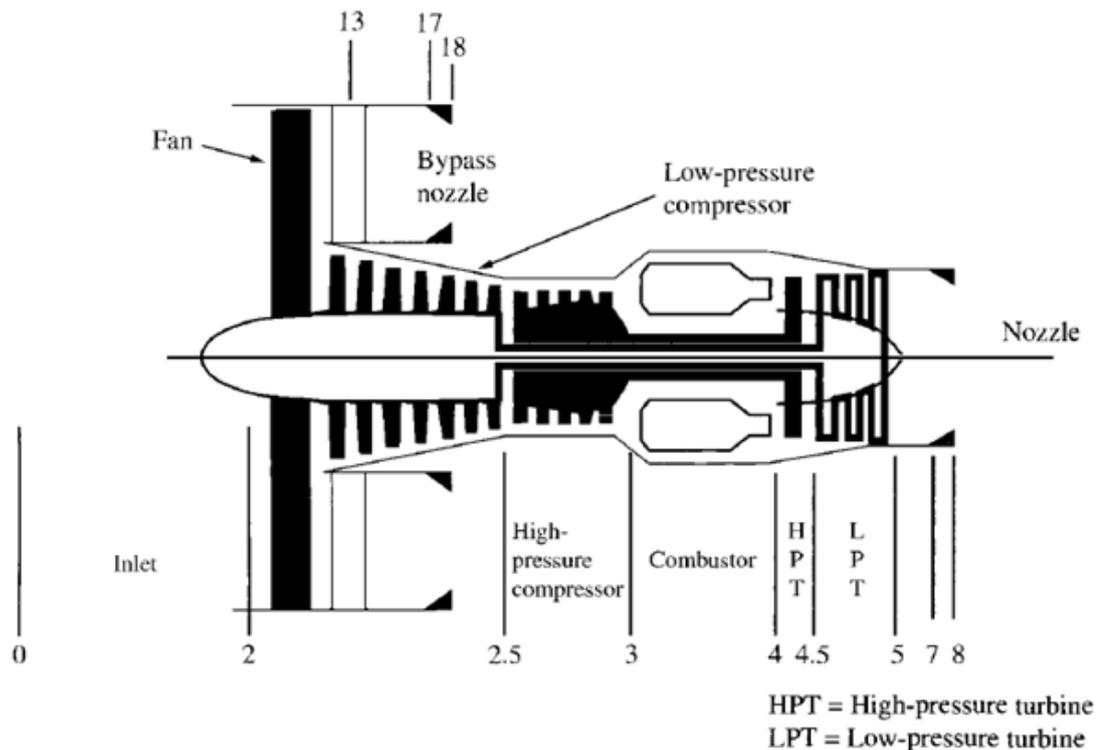


Imagen 4. Turbofan. (Mattingly. J. p 9)

3.3 Turboeje y turbohélice

Un generador de gases que mueve una hélice es un motor turbohélice. La expansión del gas a través de la turbina suministra la energía requerida para mover la hélice. El funcionamiento del turboeje es similar excepto que la potencia es suministrada al eje en lugar de a la hélice. El turboeje es utilizado comúnmente en helicópteros. Las ventajas e inconvenientes son en ambas las mismas. Para velocidades bajas y pistas de aterrizaje cortas, la hélice tiene ventaja. Para velocidades cercanas a la del sonido, los efectos de

compresibilidad afectan a la eficiencia aerodinámica de la hélice. En velocidades subsónicas altas, un motor turbofan tendrá mejor rendimiento aerodinámico que una propulsión por hélice. (Mattingly. J, 2006, p. 13)

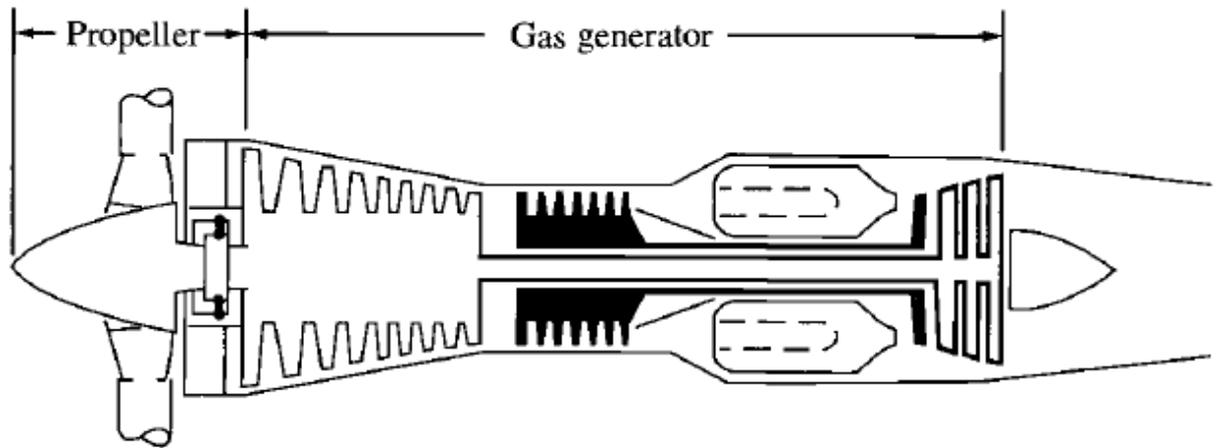


Imagen 5. Turboeje. (Mattingly. J. p 13)

3.4 Estatorreactor

Un estatorreactor está formado por una entrada de aire, una cámara de combustión y una tobera de expulsión. Este tipo de motores no tiene compresor ni turbina como los anteriores, por lo tanto no pueden ser considerados una turbina de gas. No obstante, se suelen añadir al mismo grupo debido a que son aerorreactores y su funcionamiento en sí son parecidos. En un estatorreactor, la entrada de aire tiene una forma aerodinámica especial, donde el aire que entra a gran velocidad es desacelerado y parcialmente comprimido, aumentando su temperatura por el efecto de presión dinámica. Cuanto más veloz sea el aire de entrada, mayor será la presión alcanzada. Es por esto que su rango de operación es mejor a velocidades supersónicas. A velocidades subsónicas es ineficiente y para encender este tipo de motores, aire a relativamente mayor velocidad debe ser introducido por la entrada de aire. El proceso de combustión ocurre a velocidades subsónicas. Esta deceleración de velocidad puede provocar un aumento de temperatura, acercándose al límite establecido por los materiales y los sistemas de refrigeración.

El estatorreactor de combustión supersónica es una variación del estatorreactor, donde la combustión ocurre a velocidades supersónicas y no es necesario desacelerar el aire a velocidades subsónicas. Con esto se reduce parte de la pérdida de presión y aumento de temperatura, maximizando su eficiencia en el proceso de combustión. Conocido en inglés como *scramjet*, estos motores son hoy en día los más rápidos sin aporte adicional de oxidante, con unas proyecciones de velocidad entre Mach 12 y Mach 24 (velocidad orbital). (Nicolai, Leland M.; Carichner, Grant E, p. 373, 2010)

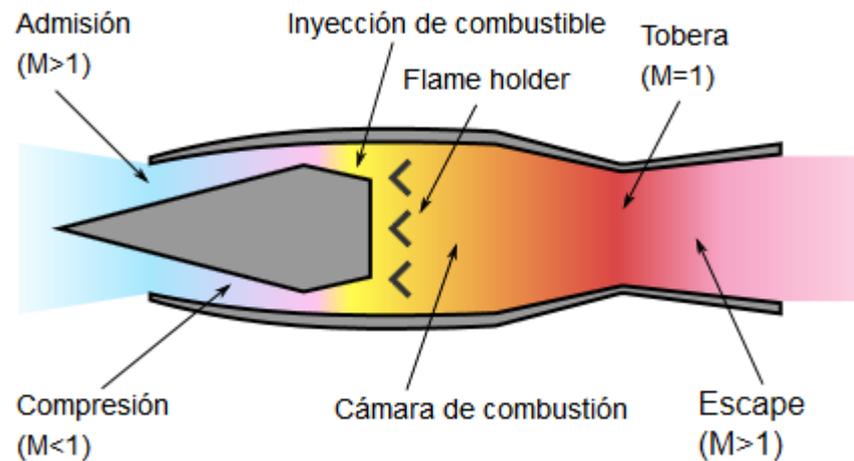


Imagen 6. Estatorreactor en funcionamiento. (Mattingly, J)

4 RÉGIMEN DE VELOCIDADES

El aire es un gas, y una propiedad muy importante de cualquier gas es la velocidad del sonido a través de dicho gas. La velocidad del sonido es realmente la velocidad de transmisión de una pequeña perturbación a través del medio. Las perturbaciones son transmitidas en el gas como resultado de las colisiones entre las moléculas del gas. La transmisión de las pequeñas perturbaciones en el gas son un proceso isentrópico; las condiciones del gas antes y después de la perturbación son las mismas. Debido a que la velocidad de transmisión depende de las colisiones de las moléculas, la velocidad del sonido depende del estado del gas. La velocidad del sonido depende únicamente del gas en cuestión y de la temperatura absoluta del gas. Basándose en un análisis de la conservación

de la masa y de la cantidad de movimiento, matemáticamente la velocidad del sonido se define

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (1)$$

donde	a	velocidad del sonido [m/s]
	γ	coeficiente de dilatación adiabática
	R	constante del gas específica [J/kgK]
	T	temperatura absoluta [K]

En la atmósfera terrestre, a nivel del mar y en condiciones normales, la velocidad del sonido se aproxima a 340 m/s. En alturas donde las aeronaves necesitan aire atmosférico para la combustión, desde la superficie terrestre hasta los 20 kilómetros, la temperatura absoluta disminuye sustancialmente, por lo tanto a su vez, la velocidad del sonido, suponiendo que el coeficiente de dilatación adiabática se mantenga constante. A 15 kilómetros de altura la velocidad del sonido es de 295 m/s. Debido a esta variación, en aeronáutica se utiliza un término diferente para comparar velocidades, el número Mach (M). (NASA, 2010a)

4.1 Número Mach

El número Mach es un número adimensional que representa la velocidad de un objeto moviéndose a través de un fluido dividido entre la velocidad del sonido en dicho punto. Matemáticamente se define

$$M = \frac{V}{a} \quad (2)$$

donde	M	número Mach
	V	velocidad de la aeronave [m/s]
	a	velocidad del sonido [m/s]

La importancia de éste número reside en que determina si un fluido puede ser considerado como incompresible o compresible. Cuando una aeronave se mueve a través del aire, las moléculas de aire son perturbadas y desplazadas alrededor de la nave. A velocidades bajas, menores de 400 km/h, la densidad del aire se puede considerar constante. Pero a velocidades mayores, parte de la energía de la aeronave se utiliza para comprimir el aire y cambiar su densidad localmente. Éste efecto de compresibilidad altera las fuerzas que actúan sobre la nave. Cuanto mayor sea la velocidad mayor será el efecto. Cerca de la velocidad del sonido y a mayores velocidades, una perturbación fuerte puede generar una onda de choque en forma de explosión que puede afectar completamente la estabilidad de la aeronave. Por ésta razón es en parte más importante conocer el número Mach de una aeronave, que la velocidad absoluta de la aeronave en sí misma. (NASA, 2010b)

4.2 Clasificación del número Mach

No existe un consenso claro en cómo clasificar diferentes regímenes de velocidades, pero en general la siguiente tabla está aceptada mayoritariamente.

Tabla 1. Clasificación del número Mach

Régimen	Mach	Km/h
Subsónico	<0,8	<1230
Transónico	0,8-1,2	980-1475
Supersónico	1,2-5	1230-6150
Hipersónico	5-10	6150-12300
Hipersónica alta	10-25	12300-30740

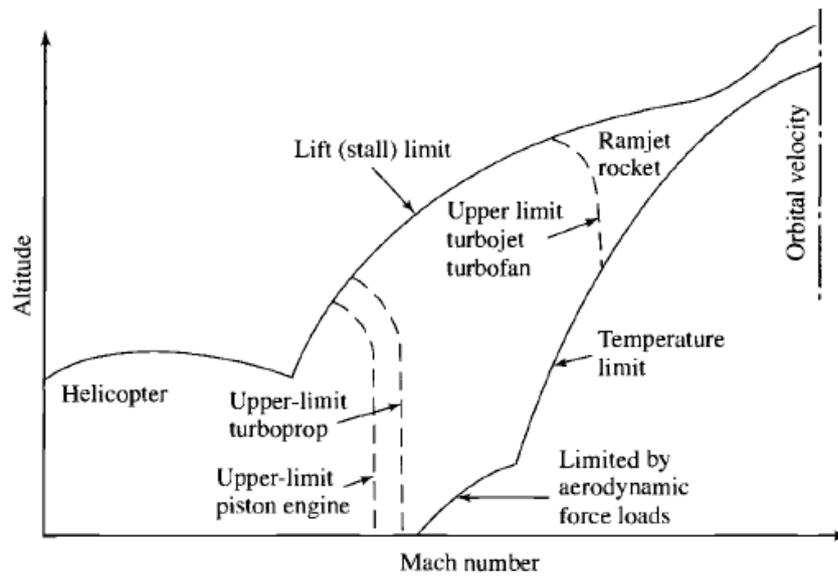


Imagen 7. Límites de vuelo. (Mattingly, J. p 4)

5 FUERZAS QUE ACTÚAN EN EL VUELO

Aplicando la mecánica clásica de Newton se puede explicar porqué un avión se mantiene en el aire, tanto su aceleración como capacidad de maniobrabilidad. Sobre un aeroplano en vuelo actúan diferentes fuerzas, unas favorables y otras desfavorables, siendo una tarea primordial del piloto ejercer control sobre ellas para mantener un vuelo seguro y eficiente. De todas las fuerzas que actúan, las básicas y principales que afectan a todas las maniobras en el aire son cuatro: sustentación, peso, empuje o tracción y resistencia. Estas cuatro fuerzas actúan como pares; la sustentación es opuesta al peso, y el empuje o tracción a la resistencia. (Principios básicos, 2007)

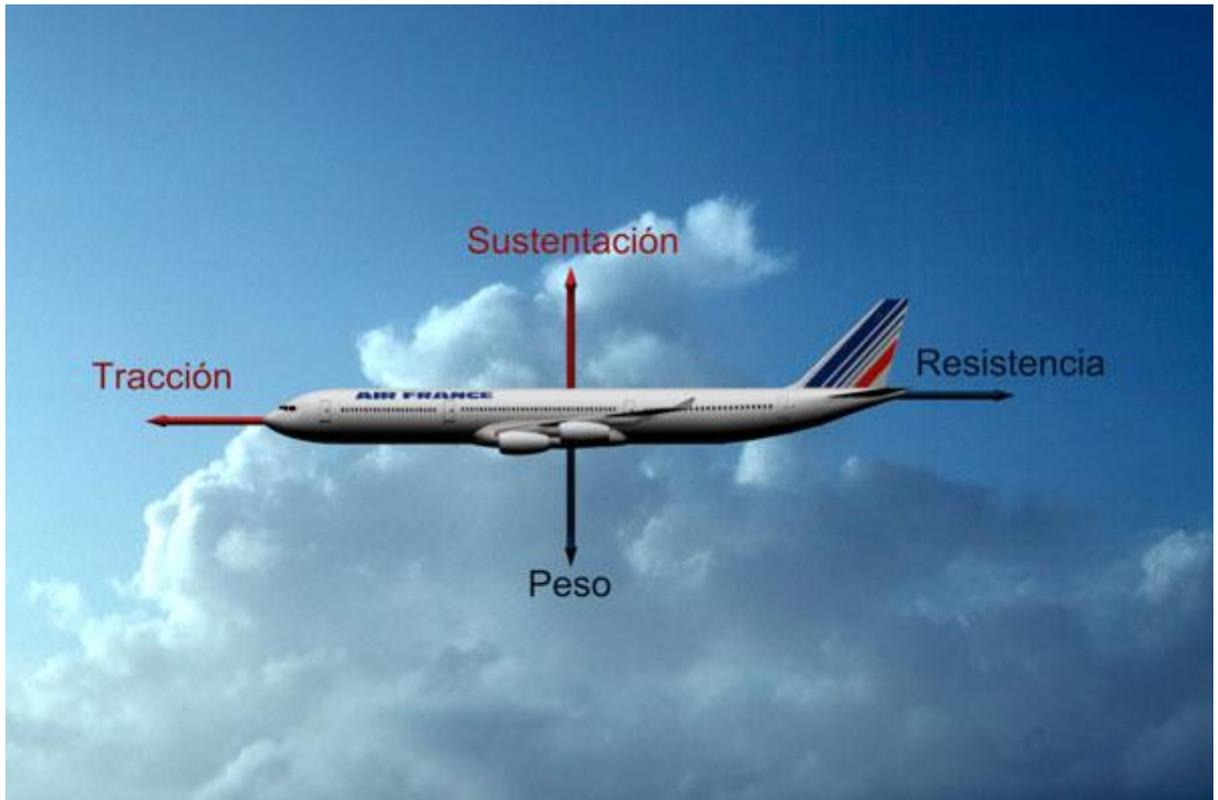


Imagen 8. Fuerzas que actúan en vuelo. (Carles Paul, 2010)

5.1 Peso

El peso (P), es una fuerza siempre presente y decrece a medida que el avión gasta combustible. Es la fuerza que ejerce la gravedad sobre la máquina y lo atrae hacia la tierra. Su dirección es siempre perpendicular a la superficie de la tierra, su sentido hacia abajo y su intensidad proporcional a la masa de dicho cuerpo. Matemáticamente se define como

$$P = mg \quad (3)$$

donde	P	peso [N]
	m	masa de la aeronave [kg]
	g	gravedad [m/s^2]

5.2 Sustentación

Es la principal fuerza que permite que una aeronave con alas se mantenga en vuelo. La sustentación es la fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, de dirección perpendicular a la de la velocidad de la corriente incidente. El modelo matemático de la fuerza de sustentación es

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_L \quad (4)$$

donde	L	fuerza de sustentación [N]
	ρ	densidad del fluido [kg/m ³]
	V	velocidad del fluido [m/s]
	A	superficie alar [m ²]
	C_L	Coefficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación al ser un coeficiente aerodinámico, es adimensional. Siempre se busca que su valor sea lo mayor posible. No obstante, su valor depende directamente del ángulo de ataque, aumentando según aumenta éste hasta llegar a un punto máximo o un ángulo crítico, después del cual el flujo de aire que pasa sobre la superficie del ala no logra recorrer en su totalidad y mantenerse adherido al perfil aerodinámico, dando lugar a la entrada en pérdida. (NASA, 2010c)

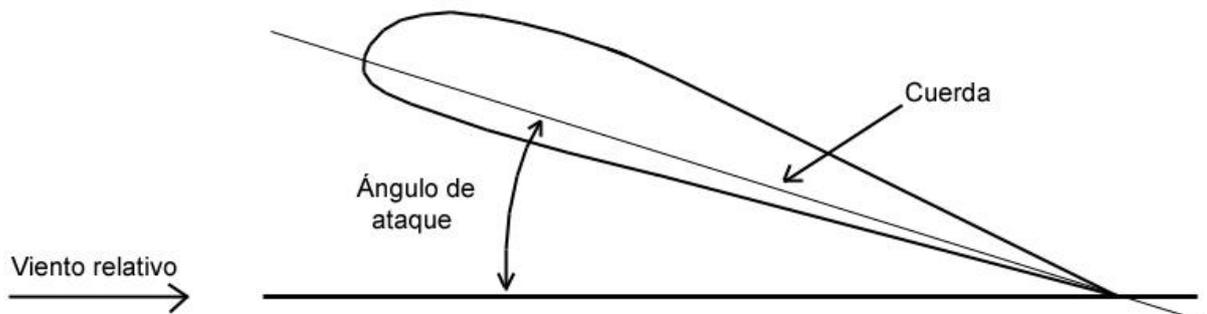


Imagen 9. Ángulo de vuelo y viento relativo. (Principios básicos, 2009)

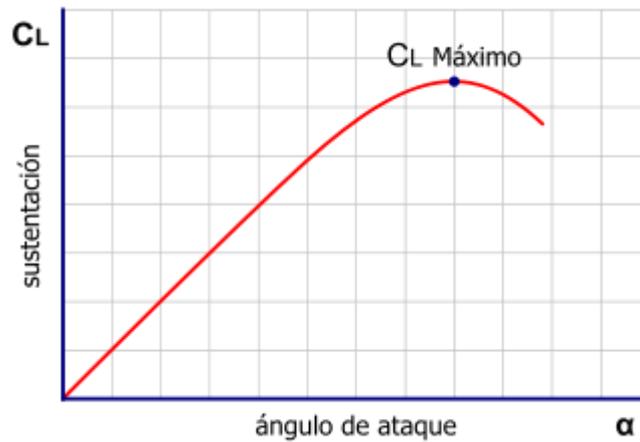


Imagen 10. Coeficiente de sustentación vs. ángulo de ataque. (Principios básicos, 2009)

5.2.1 Línea de Kármán

Theodore von Kármán, ingeniero y físico húngaro-estadounidense, calculó en 100 km la altura sobre el nivel del mar en la que la densidad del aire se vuelve tan baja que para conseguir sustentación aerodinámica la velocidad de una aeronave debería ser igual a la velocidad orbital para esa misma altura, por lo que a esa altura ya no sería necesarias las alas para mantener la nave. La Federación Aeronáutica Internacional acepta ésta línea para separar la atmósfera del espacio exterior, y a su vez, diferenciar entre aeronáutica y astronáutica.

5.3 Resistencia

La resistencia es la fuerza que impide o retarda el movimiento de un aeroplano. La resistencia actúa de forma paralela y en la misma dirección que el viento relativo, aunque también se puede afirmar que la resistencia es paralela y de dirección opuesta a la trayectoria.



Imagen 11. Dirección y sentido de la resistencia. (Principios básicos, 2009)

La fórmula de la resistencia total tiene la misma forma que la de la sustentación

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (5)$$

donde	D	resistencia aerodinámica [N]
	ρ	densidad del fluido [kg/m ³]
	V	velocidad del fluido [m/s]
	S	superficie alar [m ²]
	C_D	Coefficiente aerodinámico de resistencia

Desde un punto de vista aerodinámico, cuando un ala se desplaza a través del aire aparecen dos resistencias: la resistencia inducida y la resistencia parásita. La suma de ambas es la resistencia total. (Principios básicos, 2009)

5.3.1 Resistencia inducida

La resistencia inducida, indeseada pero inevitable, es un producto de la sustentación. El flujo de aire al pasar por la parte superior del ala se desvía hacia el cuerpo de la aeronave mientras que en la parte inferior es desviada hacia fuera. Estos flujos de aire con diferentes velocidades y direcciones al unirse en la punta del ala se unen y crean vórtices con una fuerza opuesta al empuje absorbiendo energía del avión. La resistencia inducida disminuye con el aumento de la velocidad y se incrementa en proporción directa al incremento del ángulo de ataque. (Larjola, J. p. 43, 2002)

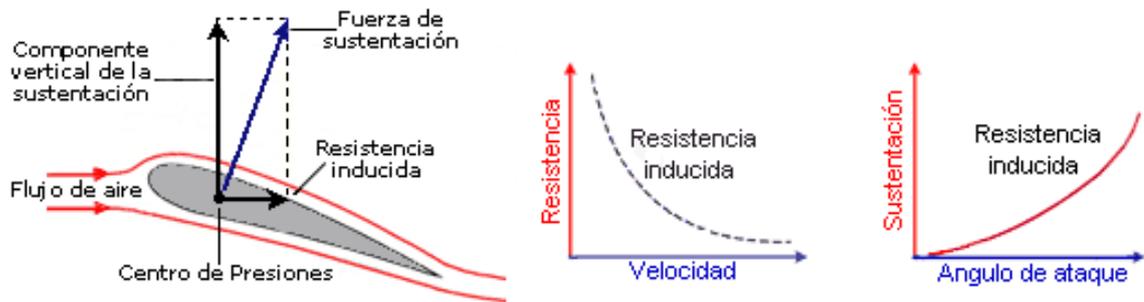


Imagen 12. A la izquierda resistencia inducida y a la derecha variación de la resistencia inducida con la velocidad y el ángulo de ataque. (Principios básicos, 2009)

5.3.2 Resistencia parásita

Se denomina así toda la resistencia que no es función de la sustentación. Se genera por todas las pequeñas partes no aerodinámicas del aeroplano, como son: la resistencia al avance de las partes del avión que sobresalen (antenas de radio, tren de aterrizaje no retráctil, fuselaje, etc.), formación de hielo en las alas e impacto de insectos, etc. Obviamente, cuanto mayor sea la velocidad mayor será el efecto de la resistencia parásita. (Principios básicos, 2009)

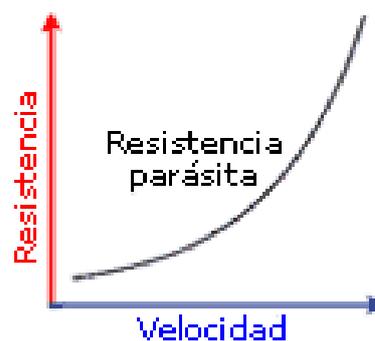


Imagen 13. Resistencia parásita vs. velocidad. (Principios básicos, 2009)

5.3.3 Resistencia total

Si aumentando la velocidad disminuye la resistencia inducida y aumenta la resistencia parásita, existe un punto en que la suma de ambas (resistencia total) sea la menor posible. Este punto de velocidad depende de las características propias de una aeronave.

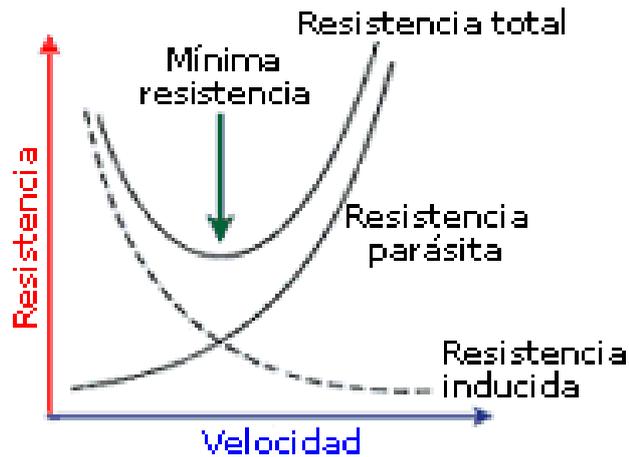


Imagen 14. Resistencia total. (Principios básicos, 2009)

5.4 Empuje

El empuje es la fuerza fundamental de la aeronave para poder vencer la resistencia y crear sustentación. Básicamente, se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. En los motores de reacción, la propulsión se logra por la expulsión violenta de gases quemados. A continuación se analizará a detalle la aparición del empuje utilizando la mecánica clásica de Newton.

6 LEYES DE NEWTON APLICADAS A AERONAVES

6.1 Primera ley de Newton. Ley de la Inercia

“Todo cuerpo persevera en su estado de reposo o movimiento uniforme y rectilíneo a no ser que sea obligado a cambiar su estado por fuerzas impresas en él.” Es decir, para modificar la trayectoria de una aeronave basta con aumentar o disminuir cada una de las

fuerzas que actúan en función de lo deseado. Si la suma de todas las fuerzas es cero, la aeronave seguirá en movimiento uniforme con velocidad constante o en reposo. Matemáticamente se define como

$$\Sigma F = 0 \Rightarrow \frac{dv}{dt} = 0 \quad (6)$$

6.2 Segunda ley de Newton. Ley de la fuerza

“El cambio de movimiento es proporcional a la fuerza motriz impresa, y se hace en la dirección de la línea recta en la que se imprime esa fuerza.” Los cambios experimentados en el momento lineal de un cuerpo son proporcionales a la fuerza motriz y se desarrollan en la dirección de esta; esto es, las fuerzas son causas que producen aceleraciones en los cuerpos. Su ecuación viene definida

$$F = \frac{dp}{dt} = \frac{d(mv)}{dt} \quad (7)$$

donde mv es la cantidad de movimiento. El empuje total creado por el motor de reacción es la diferencia entre la cantidad del aire expulsado y aire entrante. Ésta, al ser la diferencia entre la cantidad de movimiento respecto al tiempo, puede escribirse de forma

$$F = \frac{(mv)_2 - (mv)_1}{t_2 - t_1} \quad (8)$$

La variación de masa respecto al tiempo es el flujo másico, por lo tanto se puede simplificar como

$$F = q_{me}V_e - q_{mi}V_i \quad (9)$$

Si las presiones de entrada y salida en el motor de reacción son las mismas. Si son diferentes se añade la fuerza creada por la diferencia de presiones

$$F = q_{me}V_e - q_{m0}V_0 + (p_e - p_o)A_e \quad (10)$$

Normalmente las presiones de salida y entrada son las mismas, es decir, la presión atmosférica actual. (NASA, 2010i)

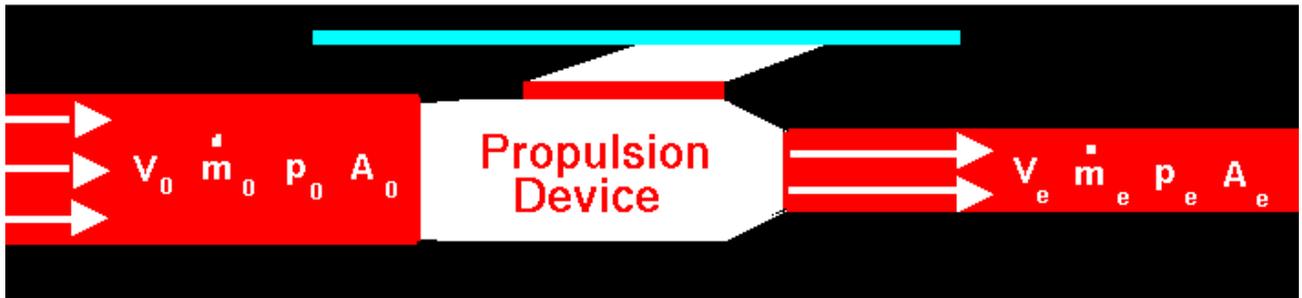


Imagen 15. Entrada y salida del motor. (NASA, 2010)

6.3 Tercera ley de Newton. Ley de acción y reacción

“Con toda acción ocurre siempre una reacción igual y contraria: o sea, las acciones mutuas de dos cuerpos siempre son iguales y dirigidas en sentido opuesto”. Esta ley es fundamental y es la que crea el empuje en la dirección deseada. Una vez creada la fuerza según se explicó con la segunda ley de Newton, ésta provocará una fuerza de la misma magnitud pero de sentido contrario que impulsará la aeronave, es decir, el empuje.

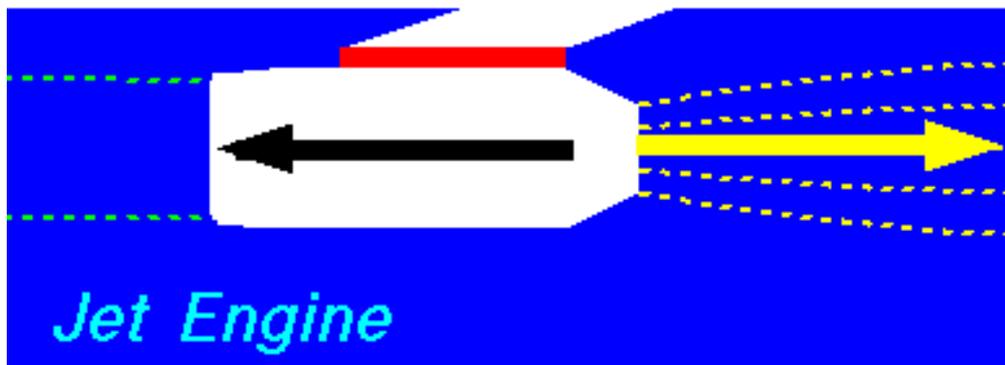


Imagen 16. Principio de acción y reacción. (NASA, 2010)

7 ANÁLISIS TERMODINÁMICO DE UN MOTOR DE REACCIÓN

En este apartado se presentará el funcionamiento interno de un motor de reacción. En principio se analizará un ciclo Brayton ideal, el cual es el mejor ciclo posible para una turbina de gas. A posterior se estudiará cada parte básica en un motor de reacción.

7.1 Ciclo Brayton

Un ciclo Brayton es un ciclo termodinámico consistente, en su forma más sencilla, es una etapa de compresión adiabática, una etapa de calentamiento isobárico y una expansión adiabática de un fluido termodinámico compresible. En una turbina de gas, se produce energía mediante el compresor, la cámara de combustión y la turbina. En el compresor el gas es comprimido a una presión y temperatura mayores. En la cámara de combustión el combustible arde a presión constante creando energía calorífica, pasando a la turbina donde la energía interna de los gases de combustión se transforma en energía cinética, siendo parte de esta utilizada en el funcionamiento del compresor. El resto de la energía creada será usada para el empuje de la aeronave. A continuación diagrama del ciclo Brayton teórico. (Universidad de Sevilla, 2009)

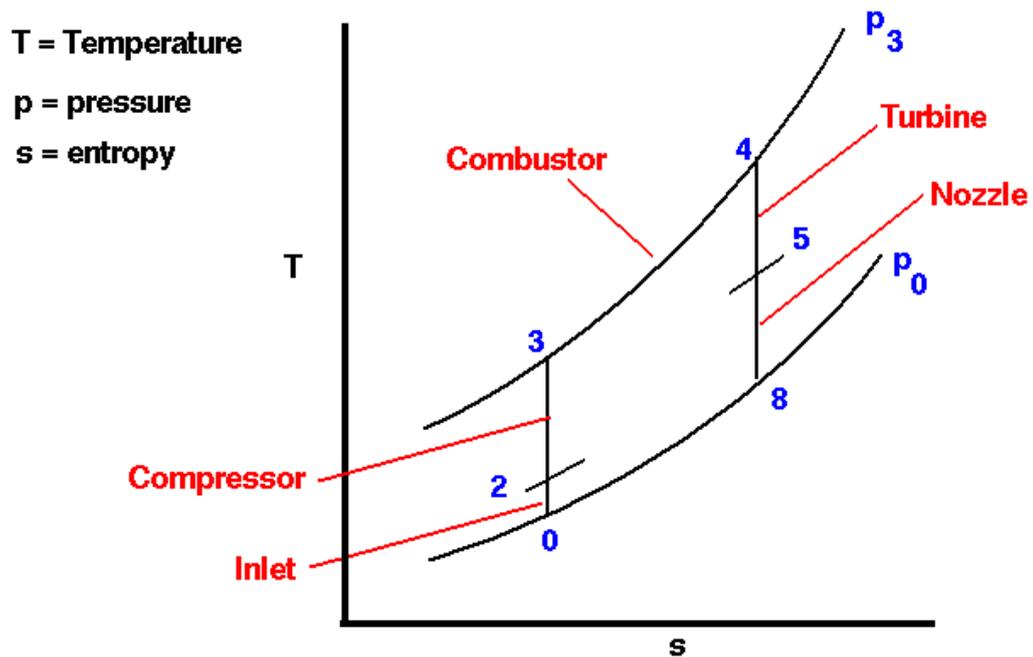


Imagen 17. Diagrama T-S ideal de un motor de reacción. (NASA, 2010)

7.2 Rendimiento ciclo Brayton y etapas básicas

Un motor de reacción impulsado por una turbina de gas es un ciclo de Brayton. Un ciclo de Brayton ideal modela el comportamiento de un motor de turbina de gas. Este ciclo está formado por cinco pasos distintos, y el rendimiento del ciclo viene dado por la expresión

$$\eta = 1 - \frac{1}{\pi^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (11)$$

donde γ constante adiabática
 π relación de presión entre la presión final y inicial del compresor

Las etapas del proceso básico de un motor de turbina de gas es el siguiente

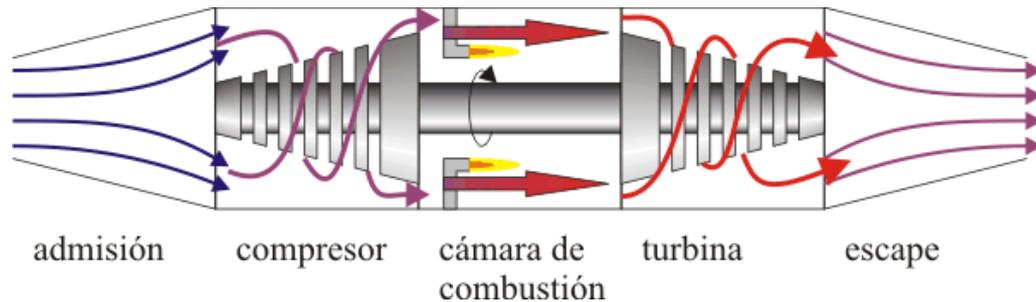


Imagen 18. Interior de un motor de reacción. (Universidad de Sevilla, 2009)

- Admisión: El aire frío y a presión atmosférica entra por la boca de la turbina
- Compresor: El aire es comprimido y dirigido hacia la cámara de combustión mediante un compresor (movido por la turbina). Puesto que esta fase ocurre muy rápidamente, se modela una compresión adiabática.
- Cámara de combustión: En la cámara, la combustión del queroseno aumenta la temperatura del aire. Puesto que la cámara está abierta el aire puede expandirse, por lo que el calentamiento se modela un proceso isobaro.
- Turbina: El aire caliente pasa por la turbina, a la cual mueve. En este paso el aire se expande y se enfría rápidamente, lo que se define como una expansión adiabática.

- Escape: Por último, el aire enfriado (pero aún a mayor temperatura que la inicial) sale al exterior. Técnicamente, este es un ciclo abierto ya que el aire que escapa no es el mismo que entra por la boca de la turbina, pero dado que sí entra en la misma cantidad y a la misma presión, se hace la aproximación de suponer una recirculación.

7.3 Estado de referencia

Para poder describir el estado de un fluido en cualquier punto a lo largo de su flujo, es conveniente considerar el estado de estagnación como estado de referencia. Las propiedades de estagnación pueden considerarse como las propiedades que resultarían si el fluido fuese isentrópicamente desacelerado a velocidad cero. (U.S. Army Materiel Command, p. 3-15)

7.4 Entrada de aire

Existen diferentes tipos de motores de reacción pero todos ellos tienen una entrada de aire que lleva aire a la cámara de combustión. Es importante que el aire que llega al compresor tenga unas condiciones concretas para que el funcionamiento y la eficiencia sean correctos. Debido a que la entrada de aire no hace un trabajo termodinámico sobre el fluido, la temperatura total a través de ella puede considerarse constante, igualmente su entalpía total.

$$\frac{T_{t2}}{T_{t0}} = \frac{h_{t2}}{h_{t0}} = 1 \quad (12)$$

No obstante, la presión total a través de la entrada de aire cambia, principalmente por diversos efectos en el fluido. Para conocer el rendimiento de la entrada de aire se utiliza la recuperación total de presión, la cual mide la cantidad del flujo de aire en condiciones iniciales que son “recuperados”. La relación de presión inicial y final depende de la forma de la entrada de aire, la velocidad de la aeronave, el flujo demandado por la cámara de combustión y las maniobras de vuelo. Ésta puede definirse con el factor de eficiencia de entrada de aire

$$\eta_i = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \quad (13)$$

Para vuelos subsónicos, éstas son las únicas pérdidas. Para un valor de Mach menor de uno, el valor de recuperación de presión se define como

$$\frac{P_{t2}}{P_{t0}} = \eta_i \quad (14)$$

Para velocidades supersónicas, se producen pérdidas adicionales debido a las ondas de choque necesarias para reducir la velocidad del flujo a velocidades subsónicas para el compresor.

$$\frac{P_{t2}}{P_{t0}} = \eta_i (1 - 0,75[M - 1]^{1,35}) \quad (15)$$

Además de pérdidas en la presión total, aparece una fuerza de resistencia extra debida a que no todo el aire capturado entra hacia la entrada de aire, y es desviado por encima del borde de entrada. Esto se debe a la existencia de compresión en la superficie y a que la demanda de aire del motor es menor que el aire introducido por la entrada de admisión. Cuando el aire llega al compresor, el fluido puede ser distorsionado por la entrada de aire. Una parte de ella puede tener una gran velocidad o presión en comparación a otra parte del flujo. Parte del fluido podría tener remolinos o diferentes tamaños en la capa límite, y una vez entrando en el compresor, esta diferencia de características podrían provocar una pérdida del compresor, dando problemas estructurales en los álabes del compresor. Por esta razón, para un funcionamiento correcto, una entrada de aire debe producir poca distorsión del fluido, poca fuerza de resistencia extra y una buena recuperación de presión. (NASA, 2009d)

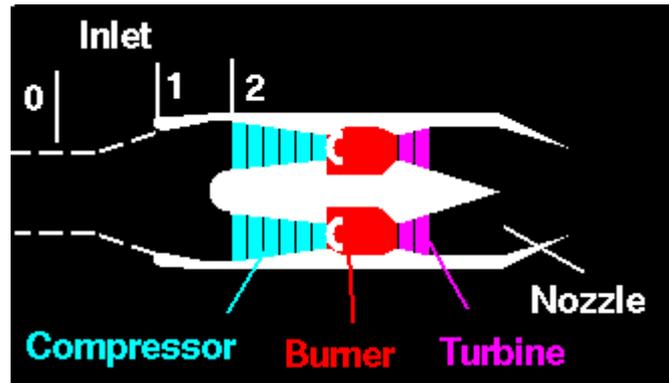


Imagen 19. Entrada de aire. (NASA, 2009)

7.5 Compresor

Al igual que la entrada de aire, esta parte es fundamental en todos los motores de reacción por turbinas de gas. Como su nombre indica, la función del compresor es incrementar la presión del aire antes de ser enviado a la cámara de combustión. Existen principalmente dos tipos diferentes de compresores, los axiales y los radiales. Los compresores axiales reciben su nombre a que el flujo que viaja a través de ellos se mueve paralelamente al eje de rotación; e igualmente, en los compresores radiales el flujo llega axialmente al compresor pero sale perpendicular al eje de rotación. Los compresores radiales fueron utilizados en los primeros motores de reacción creados en los años 40, pero con el paso del tiempo los compresores axiales fueron reemplazándolos. Hoy en día los compresores radiales se usan únicamente en pequeños motores de turboreactores, en turbohélices y en diferentes tipos de cohetes. En los grandes motores actuales del turbofan y turboreactores, los compresores utilizados son axiales. La razón del uso mayoritario de compresores axiales se debe a que es más fácil unir varios escalones seguidos en este tipo de compresores, que en los compresores radiales. Además, existen mayores pérdidas debido a que en los compresores radiales el flujo debe de cambiar constantemente de dirección, mientras que en los axiales el flujo se mueve en dirección axial, sin importar cuantos escalones tenga.

Sea el compresor radial o axial, el análisis termodinámico es equivalente, ya que la principal función del compresor es incrementar la presión total final del aire respecto a la

presión inicial del aire, es decir, la relación de compresión. Matemáticamente esta relación se define como

$$RC = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \left(\frac{T_{t3}}{T_{t2}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (16)$$

El trabajo específico realizado por el compresor es

$$W = (h_{t3} - h_{t2}) \quad (17)$$

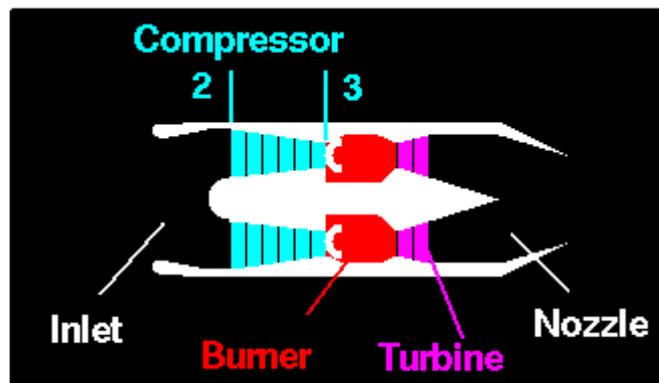
Suponiendo que se trabaja con un gas perfecto y el coeficiente de dilatación adiabática se mantiene constante.

$$W = c_p(T_{t3} - T_{t2}) \quad (18)$$

Uniendo ambas ecuaciones y resolviendo se obtiene como trabajo específico del compresor

$$W = \frac{c_p T_{t2}}{\eta_c} (RC^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad (19)$$

donde η_c factor de eficiencia
 RC relación de compresión
 γ constante adiabática



station 2 – compressor entrance
station 3 – compressor exit

Imagen 20. Compresor. (NASA, 2008)

En un proceso ideal, el factor de eficiencia sería de uno, pero en la realidad siempre existen pérdidas, por lo tanto este valor es siempre menor de uno. La energía necesaria para el funcionamiento del compresor es proporcionado por la turbina, la cual está conectada al compresor por medio del eje central. (NASA, 2008e)

7.6 Cámara de combustión

La cámara de combustión se encuentra entre el compresor y la turbina. Aquí el combustible es combinado con el aire a presión y quemado. El resultado son gases de combustión a alta temperatura que servirán para mover la turbina y producir empuje una vez pasado por la tobera de escape. Los materiales con los que están fabricadas las cámaras de combustión deben soportar grandes presiones y temperaturas. Existen tres tipos diferentes de cámaras para los motores de turbina de gas. Estas son la cámara múltiple, la de bote anular y la cámara anular. Es importante que se quemeficazmente sobre una amplia gama de condiciones operacionales sin incurrir en gran pérdida de presión. Además, si ocurriese un apagado de llama, debe tener la posibilidad de volverse a encender. Generalmente, se puede suponer que la presión total se mantiene constante durante la combustión, decreciendo de 1 a 2 por ciento. La relación de compresión en la cámara de combustión es entonces

$$RCC = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \approx 1 \quad (20)$$

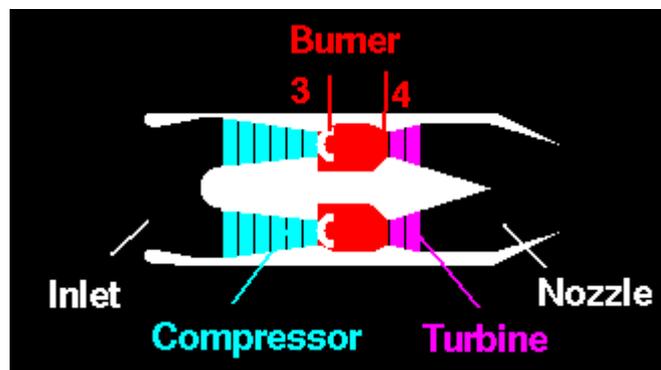


Imagen 21. Cámara de combustión. (NASA, 2008)

En el proceso de combustión, el calor es liberado y para conocer el cambio de la temperatura total es necesario conocer la ecuación de la energía, la cual es

$$(1 + f)h_{t4} = h_{t3} + f\eta_b Q \Rightarrow (1 + f)c_p T_{t4} = c_p T_{t3} + f\eta_b Q \quad (21)$$

donde f relación de combustible/aire
 Q poder calorífico del combustible
 η_b eficiencia adiabática

Dividiendo ambos términos de la ecuación por T_{t3} , y despejándola en relación de temperaturas totales, se obtiene

$$\frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \frac{1 + f\eta_b Q/c_p T_{t3}}{1 + f} \quad (22)$$

La temperatura de llegada a la cámara de combustión está determinada por el compresor y las condiciones externas del aire. El poder calorífico del combustible es una propiedad particular del combustible utilizado y la capacidad calorífica específica del aire es conocida. En la práctica, el proceso de combustión tiene un límite debido a la física de los materiales, ya que la temperatura puede llegar hasta los 2000 grados centígrados, la cual es demasiado alta para entrar en los álabes guías de entrada en turbina, siendo necesario enfriarlo antes de que entre en la turbina. (NASA, 2008f)

7.7 Turbina

La función de la turbina en un motor de reacción es extraer el calor expulsado por la cámara de combustión, abasteciendo de energía al compresor y a los sistemas eléctricos de la aeronave. Mientras el fluido pasa a través de la turbina, su presión y temperatura total van disminuyendo. La disminución de presión en un escalón de la turbina puede ser mucho mayor que el incremento de presión en un escalón del compresor, por esto, una turbina simple puede ser usada para mover un compresor con múltiples escalones. De manera similar al compresor, en la turbina se define la relación de compresión en la turbina como (Backman, J. Larjola, J, p. 23, 2002)

$$RCT = \frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (23)$$

Esta relación es siempre menor de uno, debido a que la presión disminuye a medida que el fluido avanza por la turbina hacia la tobera de propulsión. Como en la turbina no se añade calor ni se pierde al exterior, se supone que es un proceso isentrópico. El trabajo específico hecho por la turbina es

$$TW = (h_{t4} - h_{t5}) \Rightarrow TW = c_p(T_{t4} - T_{t5}) \quad (24)$$

Uniando ambas ecuaciones y despejando se obtiene como trabajo específico hecho por la turbina

$$TW = \eta_t c_p T_{t4} (1 - RCT^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}) \quad (25)$$

donde η_t factor de eficiencia
 RCT relación de compresión
 γ constante adiabática

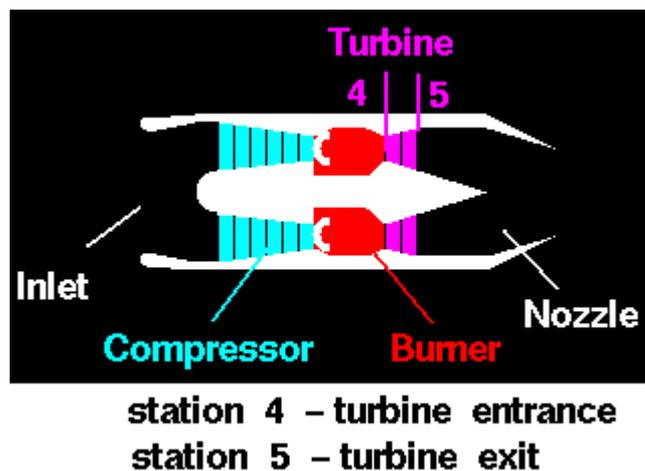


Imagen 22. Turbina. (NASA, 2008g)

7.8 Tobera de propulsión

La tobera de propulsión se encuentra tras la turbina y es la última parte de un motor de avión. Existen muchos tipos diferentes de diseños dependiendo de la misión que vayan a cumplir. Todos los motores de reacción tienen una tobera para producir el empuje, para conducir los gases de combustión hacia la atmósfera y para establecer la relación de caudal másico a través del motor. La tobera es un dispositivo relativamente simple en comparación a otras partes del motor, un tubo con forma especial por donde pasan los gases calientes. Se puede entender como un “transformador” de energía, ya que aquí la energía interna de los gases tras la turbina es transformada en energía cinética, que servirá para mover el avión.

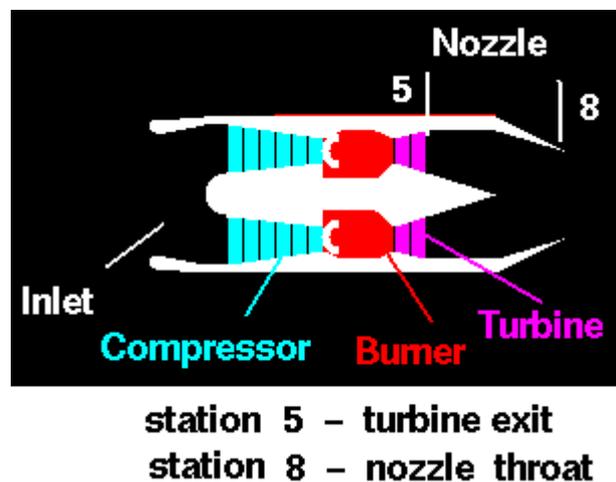


Imagen 23. Tobera de propulsión. (NASA, 2008)

Como la tobera de propulsión no hace trabajo termodinámico sobre el fluido, la temperatura total a través de esta se mantiene constante. De la misma manera la entalpía total entre la entrada y la salida se mantiene constante.

$$\frac{T_{t8}}{T_{t5}} = 1 \quad (26)$$

La presión total a través de la tobera se mantiene constante también

$$\frac{P_{t8}}{P_{t5}} = 1 \quad (27)$$

La presión estática a la salida de la tobera es igual a la presión estática atmosférica, a menos que el fluido sea expandido a velocidades supersónicas. La relación entre la presión total de la tobera y la presión estática se conoce como relación de compresión en la tobera de propulsión.

$$\text{RCP} = \frac{P_{t8}}{P_8} = \frac{P_{t8}}{P_0} \quad (28)$$

Siendo la relación entre la presión y la temperatura

$$\frac{P_{t8}}{P_{t5}} = \left(\frac{T_{t8}}{T_{t5}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1 \quad (29)$$

Debido al principio de conservación de energía en la tobera, la entalpía total específica al final de la tobera es

$$h_{t8} = h_8 + \frac{V_8^2}{2\eta_n} \quad (30)$$

donde η_n factor de eficiencia
 V velocidad de salida de los gases

El factor de eficiencia es siempre menor de uno debido a las pérdidas, pero en la tobera se aproxima bastante a uno. Con estas ecuaciones y sabiendo que la velocidad de salida es necesaria para conocer el empuje creado por el motor de reacción, se obtiene

$$V_8 = \sqrt{2c_p T_{t8} \eta_n \left[1 - \frac{1}{\text{RCP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right]} \quad (31)$$

Como se puede observar, la velocidad de salida depende de la relación de compresión en la tobera y de la temperatura total en ella. Esta ecuación es válida para todas las toberas de los motores de reacción y cohetes, exceptuando que los cohetes siempre expandirán sus flujos a velocidades supersónicas. (NASA, 2008h)

7.9 Variación de la presión, temperatura y velocidad en un motor de reacción

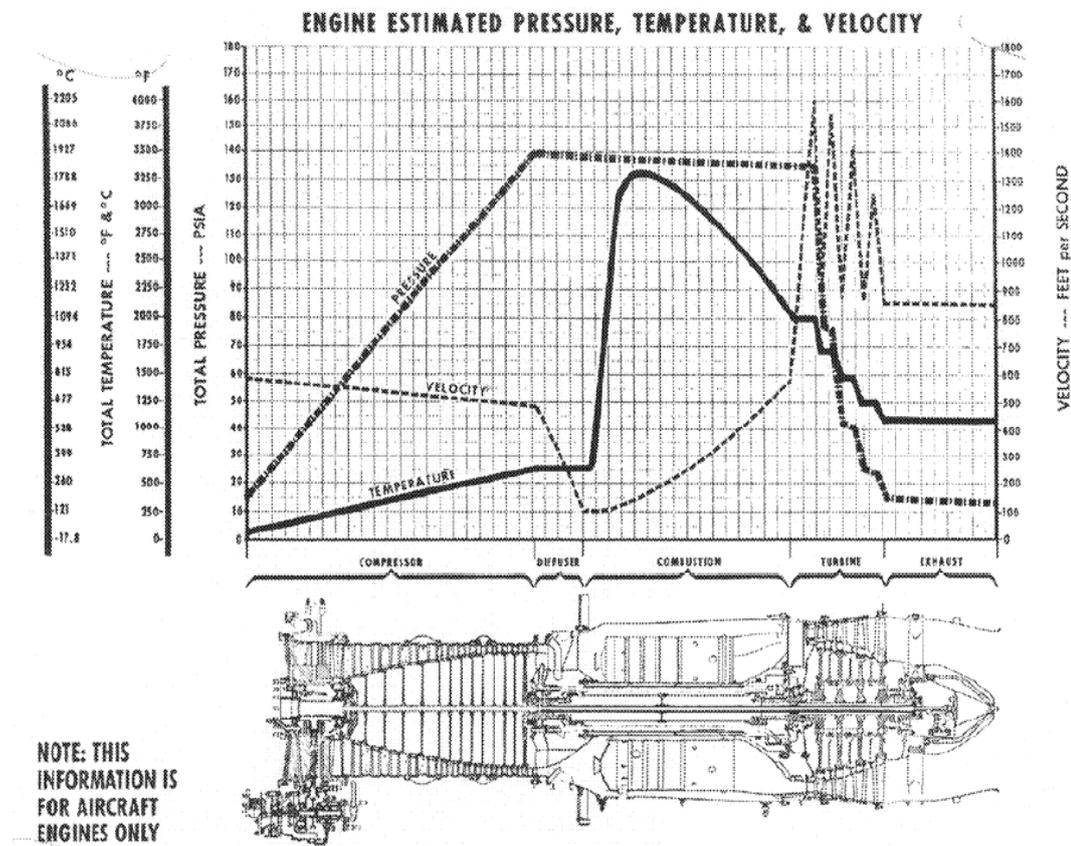


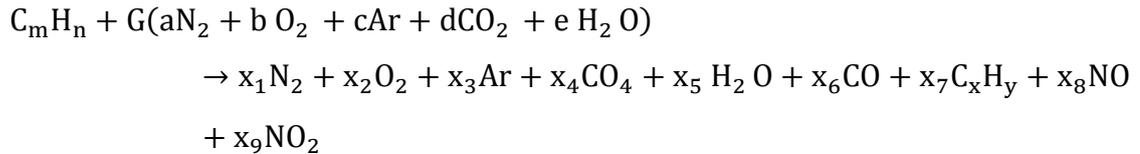
Imagen 24. Gráfica termodinámica. (Cast-Safety, p. 10)

8 CONTAMINACIÓN

Los turborreactores emiten a la atmósfera, principalmente, tres tipos diferentes de compuestos químicos:

- Compuestos del aire ambiente: N_2 , O_2 y Ar
- Productos de combustión completa: CO_2 y H_2O
- Contaminantes, que no son quemados: CO, CH y humos, así como NO_x

La reacción química general se puede expresar de la siguiente forma:



Las concentraciones de cada contaminante emitido dependen de las condiciones de funcionamiento de la cámara de combustión, tanto como de la tecnología utilizada.

8.1 Formación de contaminantes

- Óxidos de nitrógeno. Se originan en su mayor parte en las zonas de alta temperatura. En las condiciones de funcionamiento adecuado de un turborreactor, las reacciones de oxidación son más lentas que las de combustión por carburante por lo que las concentraciones resultantes están lejos del equilibrio químico, siendo prácticamente proporcionales al tiempo de permanencia. La emisión de los NO_x se producen sobre todo en condiciones de gran carga. En las fases de despegue y vuelo ascendente se emiten aproximadamente $\frac{3}{4}$ partes de la masa total de NO_x . Otro parámetro importante del que dependen las emisiones contaminantes es la riqueza de funcionamiento de la cámara de combustión. Teniéndose en cuenta la complejidad interna de la cámara de combustión, las temperaturas y riquezas locales de la mezcla son las que controlan los procesos químicos, si se mejora la mezcla o se hace una premezcla, se puede reducir el nivel de los NO_x emitidos.

- CO e hidrocarburos no quemados HC. Son productos intermedios de la combustión del carburante, cuya oxidación completa da lugar al CO_2 . Las reacciones de oxidación dependen de las temperaturas locales, riquezas locales de la mezcla, presión y tiempo de permanencia.

- Humos. Los humos inquemados se produce bajo condiciones de alta presión, en partes de la cámara donde la riqueza local es elevada, principalmente en la zona primaria. En la zona terciaria, debido a la oxigenación de los gases y a que las temperaturas son elevadas, se observa una combustión de las partículas de carbono y, por lo tanto, una disminución de los humos. El nivel total de los humos emitidos por un turborreactor aumenta con la presión y con la riqueza de funcionamiento de la cámara de combustión, y disminuye con la temperatura en la zona de dilución. (Fernández Díez, P. 2009)

9 RESUMEN

La historia de la aviación se remonta al día en el que el hombre se paró a observar el vuelo de las aves. El deseo de volar está presente en la humanidad desde hace milenios, siendo en la Antigua Grecia donde los primeros filósofos, matemáticos y astrónomos empezaron a estudiar el vuelo de las aves por primera vez en serio. Desde ese momento hasta la Edad Media, ha habido intentos fallidos de volar que acabaron desgraciadamente mal. Leonardo da Vinci fue el primero que dibujó y diseñó el primer aparato volador, el tornillo aéreo, considerado el antecesor del helicóptero. No obstante, el principal problema de todos los aparatos era la fuente de energía necesaria para impulsar la máquina. No fue hasta el siglo XX cuando se hicieron comunes los primeros motores de gasolina, aplicándose en aviación y resolviendo el problema del empuje en la aeronave que existía.

Desde el primer vuelo de los hermanos Wright en 1903 hasta hoy han pasado poco más de cien años, pero la evolución de estas máquinas ha sido sorprendente. Primero fueron los motores de combustión interna, de los motores en línea a los motores radiales. Llegaron los problemas con la compresibilidad del aire, debido a que la velocidad lineal de la hélice alcanzaba la velocidad del sonido. En 1937 se solucionó este problema, cuando el ingeniero Frank Whittle creó el primer motor de reacción. A partir de ese momento, los motores de combustión fueron reemplazados en la aviación y los motores de reacción han ido evolucionando hasta hoy día, existiendo una amplia gama de ellos dependiendo de su función. A la par, la aerodinámica de los aviones ha mejorado intentando minimizar las pérdidas debido a la resistencia del aire. Así se ha conseguido aumentar la potencia disminuyendo el consumo específico.

No se puede saber a ciencia cierta cómo evolucionarán en el futuro estas máquinas, pero en poco más de cien años desde el primer vuelo, se está planeando el primer viaje espacial al planeta Marte, y es que el afán explorador del ser humano no tiene límites.

BIBLIOGRAFÍA

Larjola, Jaakko. 2002. Turbokoneet, suunnittelun ja laskennan perusteet osa I, toinen painos. Lappeenranta University of Technology.

Backman, J; Larjola, J. 2002. Kaasuturbiinikytkennät ja niiden laskenta. Lappeenranta University of Technology.

Mattingly, Jack. H. von Ohain. 2006. Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 896 pages. ISBN 1563477793.

United States. Army Materiel Command. 1969. Engineering Design Handbook - Elements of Aircraft and Missile Propulsion. U.S. Army Materiel Command. 727 pages. ISBN 978-1-61344-010-0

Nicolay, Leland M.; Carichner, Grant E. 2010. Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Volume I – Aircraft Design. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 945 pages. ISBN 978-1-60086-751-4

Principios básicos. 2009. Fuerzas que actúan en el vuelo. [página web] [citado 14.4.2012] Disponible: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html>

Paul, C. 2010. Que son los flaps? [página web] [citado 16.4.2012] Disponible: <http://abcienciade.wordpress.com/2010/06/11/que-son-los-flaps/>

Universidad de Sevilla, 2009. Ciclo Brayton. [página web] [citado 18.4.2012] Disponible: http://laplace.us.es/wiki/index.php/Ciclo_Brayton

NASA- 2010a. Propulsion Index, Speed of Sound [página web] [citado 4.3.2012] Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/sound.html>

NASA- 2010b. Propulsion Index, Mach number [página web] [citado 7.3.2012] Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/mach.html>

NASA- 2010c. Aerodynamics Index. What is lift? [página web] [citado 21.3.2012] Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/lift1.html>

NASA- 2009d. Propulsion Index. Inlet Performance [página web] [citado 24.2.2012]
Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/inleth.html>

NASA- 2008e. Propulsion Index. Compressor Thermodynamics [página web] [citado 27.2.2012] Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/compth.html>

NASA- 2008f. Propulsion Index. Burner Thermodynamics. [página web] [citado 2.3.2012]
Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/burnth.html>

NASA- 2008g. Propulsion Index. Turbine Thermodynamics [página web] [citado 5.3.2012] Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/powtrbth.html>

NASA- 2008h. Propulsion Index. Nozzle Performance. [página web] [citado 8.3.2012]
Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/nozzleh.html>

NASA- 2010i. Propulsion Index. General Thrust Equation [página web] [citado 11.3.2012]
Disponible: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/thrsteq.html>

NASA- página web. [documento-pdf] [citado 11.2.2012] Disponible:
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/Images/naca1135.pdf>

The Commercial Aviation Safety Team- página web [documento-pdf] [citado 5.3.2012]
Disponible: http://www.cast-safety.org/pdf/3_engine_fundamentals.pdf

Fernández Díez, P. 2009. Contaminación por turbinas de aviación. [documento-pdf]
[citado 14.3.2012] Disponible: <http://libros.redsauce.net/Turbinas/Gas/PDFs/09Tgas.pdf>