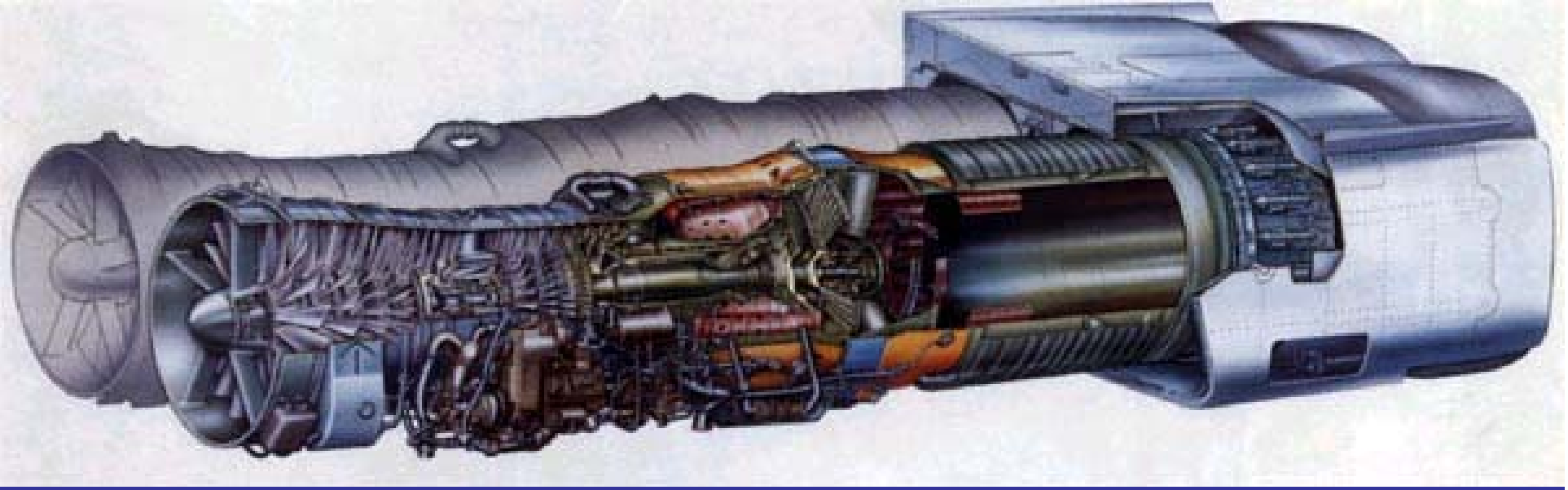
MOTOR DE TURBINA DE GAS

Rendimiento del Motor

15.2

A. G. Rivas



Rolls-Royce/SNECMA Olympus 593 Mrk 610 Afterburning Turbojet

Tipo: Turborreactor de doble compresor de flujo axial con posquemador
Compresor: Doble, dividido. 7 etapas axiales el compresor de baja presión y 7 etapas axiales el compresor de alta presión.
Cámara de combustión: Anular, 16 inyectores de combustible.
Turbina: Doble, axial de una sola etapa la de alta presión, y axial de una sola etapa la de baja presión.
Escape: Conducto posquemador de diámetro constante, tobera primaria convergente, tobera secundaria divergente de área variable con inversor de empuje.
Calificación de empuje: 38.050 lbs. Con posquemador.
Empuje seco máximo: 31.500 lbs.
Peso: 7.000 lbs.
Relación empuje/peso: 5’4:1
Flujo de la masa de aire: 410 lbs/sec.
Relación de compresión: 15’5:1
Consumo específico de combustible: 0’59 lb/hr/lbf (seco), 1’13 lb/hr/lbf (seco)

Empuje total

$$F_{gross} = \frac{W_a}{g}(V_2) + A_j(P_j - P_{am})$$

“Para cada acción existe una reacción igual y de sentido opuesto”.

El empuje total es el empuje desarrollado en la tobera de salida del motor. Este incluye ambos, el empuje generado por la cantidad de movimiento de los gases de escape y el empuje adicional resultante de la diferencia entre la presión estática en la tobera y la presión ambiente. El empuje total no toma en consideración las cantidades de movimiento del aire que entra y del combustible. Se considera cero la cantidad de movimiento entrante, lo cual es cierto solamente cuando el motor está estático. Sin considerar el flujo de combustible, esta es la ecuación para el empuje total.

Donde: **Fgross** = Empuje total
Wa = Peso del aire que entra al motor
g = Aceleración de la gravedad
V2 = Velocidad de los gases en la tobera de escape
Aj = Área de descarga de la tobera de escape
Pj = Presión de descarga de los gases en la tobera de escape
Pam = Presión ambiente

Cuando avión y motor están estáticos, como cuando el avión está parado y el motor rodando, o cuando el motor está rodando antes del despegue en la cabecera de pista, el empuje neto y el empuje total son iguales. Lo mismo es cierto cuando se opera un motor en un banco de pruebas.

Empuje neto

$$F_n = \frac{W_a}{g}(V_2 - V_1) + \frac{W_f}{g}(V_f) + A_j(P_j - P_{am})$$

Cuando se trata el término "empuje" de una turbina de gas, normalmente se refiere al empuje neto, a menos que se diga lo contrario.

El empuje neto producido por un motor turborreactor o turbofan está determinado por tres cosas.

1 - La variación en la cantidad de movimiento experimentada por el flujo de aire a través del motor.

2 - La cantidad de movimiento del combustible.

3 - La fuerza originada por la diferencia de presión a través de la tobera de escape multiplicada por el área de la tobera.

En consecuencia, la ecuación del empuje neto debe escribirse como se muestra aquí.

Donde: **Fn** = Empuje neto

Wa = Peso del aire que entra al motor

g = Aceleración de la gravedad

V2 = Velocidad de los gases en la tobera de escape

V1 = Velocidad del aire a la entrada del motor

Wf = Peso del combustible

Vf = Velocidad del combustible

Aj = Área de descarga de la tobera de escape

Pj = Presión de descarga de los gases en la tobera de escape

Pam = Presión ambiente

El combustible va en el avión, por lo tanto no tiene velocidad inicial relativa al motor.

En la practica real, el flujo de combustible normalmente se desprecia cuando se calcula el empuje neto, porque el peso del aire que se pierde por las distintas secciones del motor se calcula que es aproximadamente equivalente al peso del combustible consumido.

Empuje con tobera estrangulada

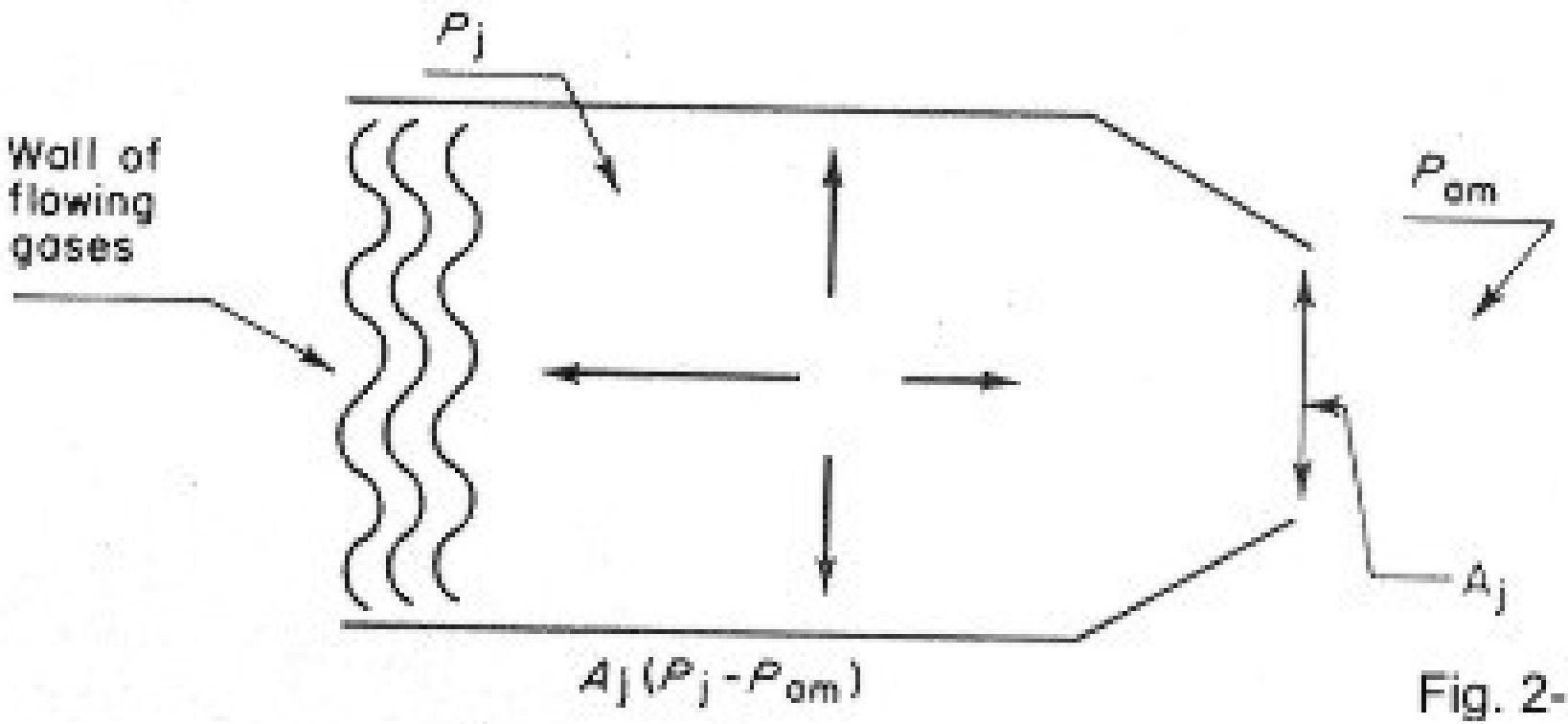


Fig. 2-1

Muchas toberas de escape subsónicas funcionan en condición de estranguladas. Esto significa que el aire que fluye a través de la sección convergente del conducto de escape alcanza la velocidad del sonido y ya no puede acelerar más. La energía que habría originado la aceleración ahora aumenta la presión y crea un componente del empuje por la diferencia entre la presión del escape y la presión del aire que rodea la tobera de escape.

$$F_n = \frac{W_a}{g}(V_2 - V_1) + \frac{W_f}{g}(V_f) + A_j\,(P_j - P_{am})$$

donde A_j = área de la tobera de descarga

P_j = presión estática de la tobera de descarga

P_{am} = presión estática ambiente

La formula completa para un motor turborreactor con una tobera estrangulada es la que aquí se muestra.

$$F_n = \frac{W_a}{g}(V_2 - V_1) \qquad + \frac{W_f}{g}(V_f) \qquad + A_j\,(P_j - P_{am})$$

EJEMPLO: En un motor de turbina de gas funcionando se conocen las siguientes condiciones.

Presión barométrica = 29´24 pulgadas de mercurio (inHg)
= 14’4 libras por pulgada cuadrada (psi) [99 kilopascales (kPa)]

Velocidad del avión = 310 mph (460 ft/s) [498’88 km/h (140’21 m/s)]

Flujo de aire del compresor = 96 lb/s [43’ 55 kg/s]

Área de la tobera de escape = 2 pies cuadrados (ft2) [0’19 m2]

Presión en la tobera de escape = 80 inHg (39’3 psi) [270’9 kPa]

Velocidad de los gases de escape = 1.000 mph (1.460 ft/s) [1.609’3 km/h (445’01 m/s)]

Flujo de combustible = 5.760 lb/h (1’6 lb/s) [2.612’7 kg/h (0’73 kg/s)]

Si la aceleración debida a la gravedad = 32 ft/s2, entonces *Fn* es prácticamente igual a

$$F_n = \frac{W_a}{g}(V_2 - V_1) \qquad + \frac{W_f}{g}(V_f) \qquad + A_j\,(P_j - P_{am})$$

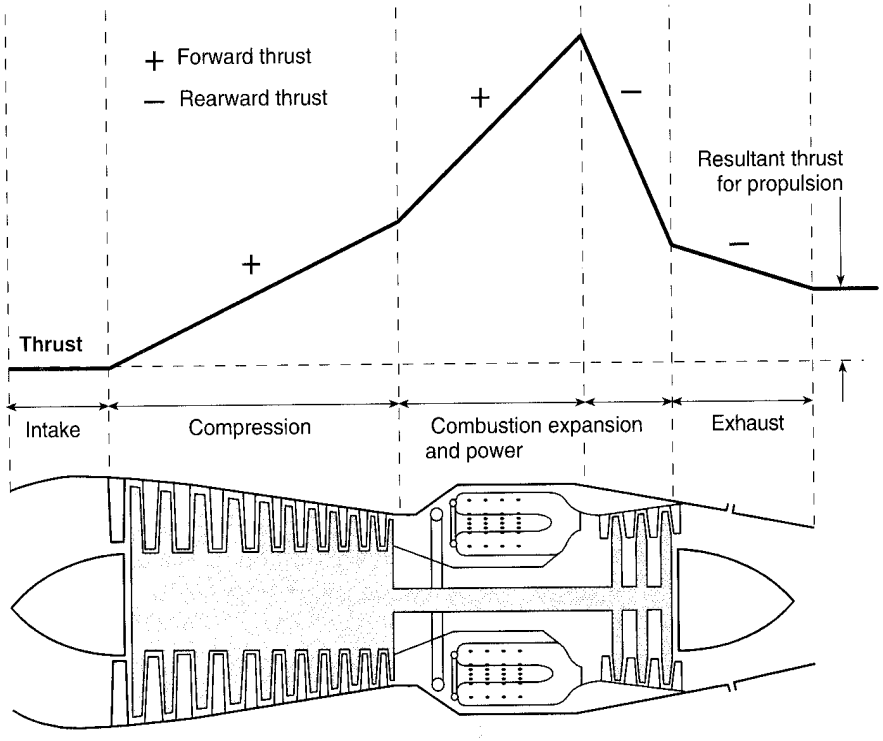
$$= \frac{96}{32}(1.460 - 460) \quad + \frac{1.6}{32}(1.460) \qquad + 2(5.659 - 2074)$$

$$= 3(1.000) \qquad + 0'05(1.460) \qquad + 2(3585)$$

$$= 3000 \qquad + 73 \qquad + 7.170$$

$$F_n = 10.243\,\text{lb}\,[4.651\,\text{kg}]$$

DISTRIBUCIÓN DEL EMPUJE



DISTRIBUCION DEL EMPUJE A TRAVES DE UN TURBORREACTOR

El empuje neto de un motor es el resultado de las variaciones en presión y cantidades de movimiento dentro del motor. Algunos de estos cambios producen fuerzas hacia delante, mientras otros producen fuerzas hacia atrás.

Cuando quiera que exista un incremento de la energía calorífica por la combustión del combustible, o en energía de presión total debida a la compresión, o por el cambio de energía cinética a energía de presión, como en el difusor, se producen fuerzas hacia adelante. Inversamente, resultan fuerzas hacia atrás o perdidas de empuje cuando la energía calorífica o la de presión disminuye o es convertida en energía cinética, como en la tobera. El empuje neto asignado de cualquier motor se determina por la diferencia entre las fuerzas que empujan hacia adelante y las fuerzas que empujan hacia atrás.

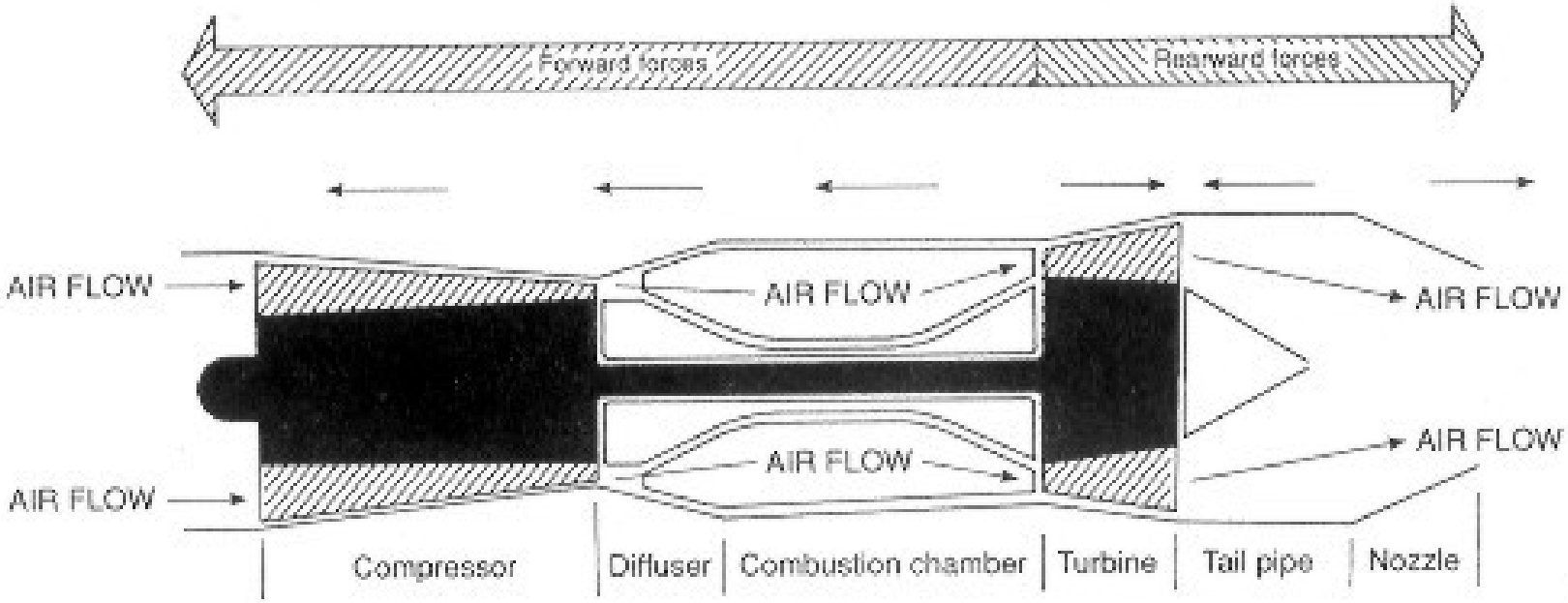


Fig. 2-3

$$F_n = \frac{W_a}{g}(V_2 - V_1) \qquad \text{ó} \qquad \text{masa} \times \text{aceleración} \quad = \quad Ma$$

mas

$$F_n = A_j(P_j - P_{am}) \qquad \text{ó} \qquad \text{presión} \times \text{área} \quad = \quad PA$$

Si las áreas, las presiones que actúan a través de estas áreas, las velocidades, y masas de flujos se conocen en cualquier punto dentro del motor, la fuerza que actúa en ese punto del motor puede calcularse.

Para cualquier punto dentro del motor, la fuerza sería la suma de:

$$F_n = Ma + PA$$

Entonces la formula completa se leería

$$F_n = \frac{W_a}{g}\left(V_2 - V_1\right) + A_j\left(P_j - P_{am}\right)$$

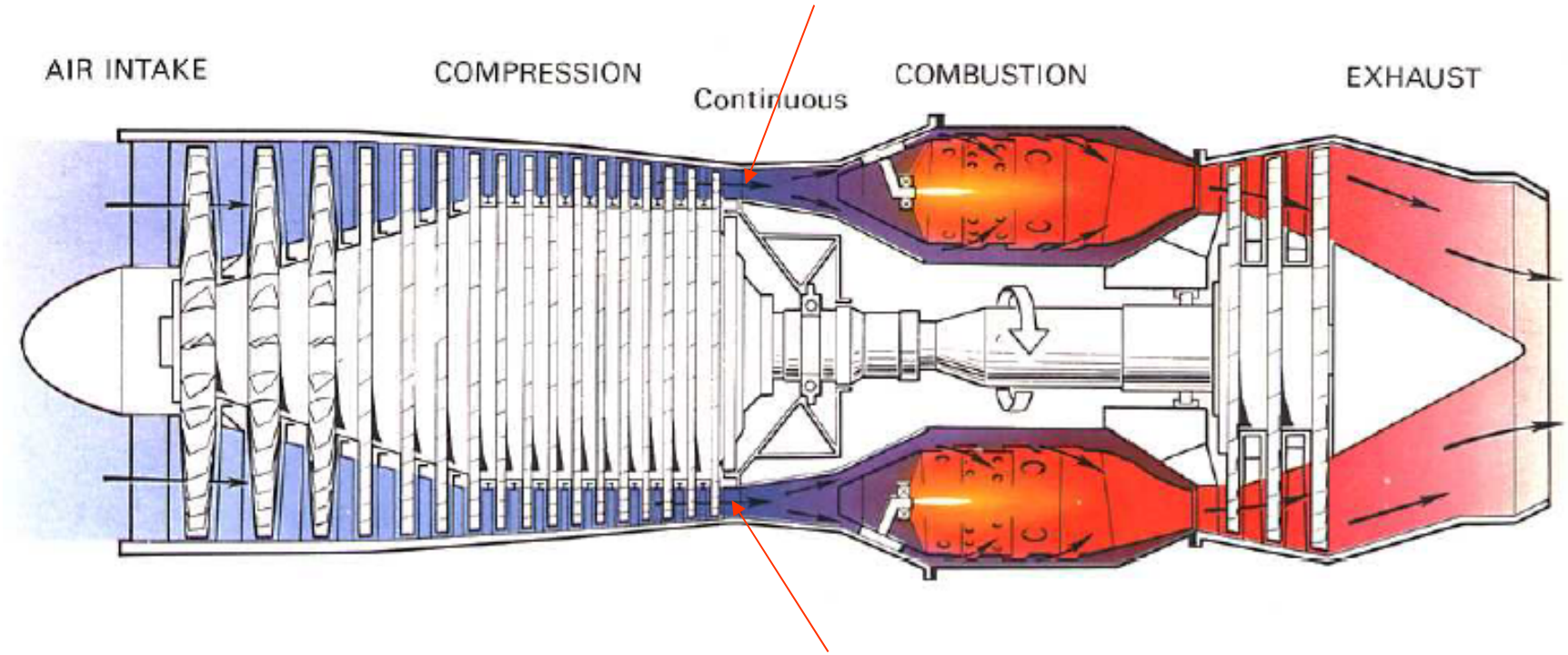
Usando los siguientes valores para un motor estático:
Peso del aire = 160 lb/s
Velocidad de entrada = 0 ft/s
Velocidad de los gases de escape = 2000 ft/s
Área de la tobera de escape = 330 pulgadas cuadradas
Presión en la tobera de escape = 6 psi
Presión ambiente = 0 psi
Aceleración de la gravedad = 32 ft/s2
El empuje de este motor sin considerar el flujo de combustible y las pérdidas será,

$$= \frac{160}{32}\left(2000 - 0\right) + 330\left(6 - 0\right)$$

$$= 11.980 \text{ Lbs}$$

El empuje de este motor sin considerar el flujo de combustible y las pérdidas será,

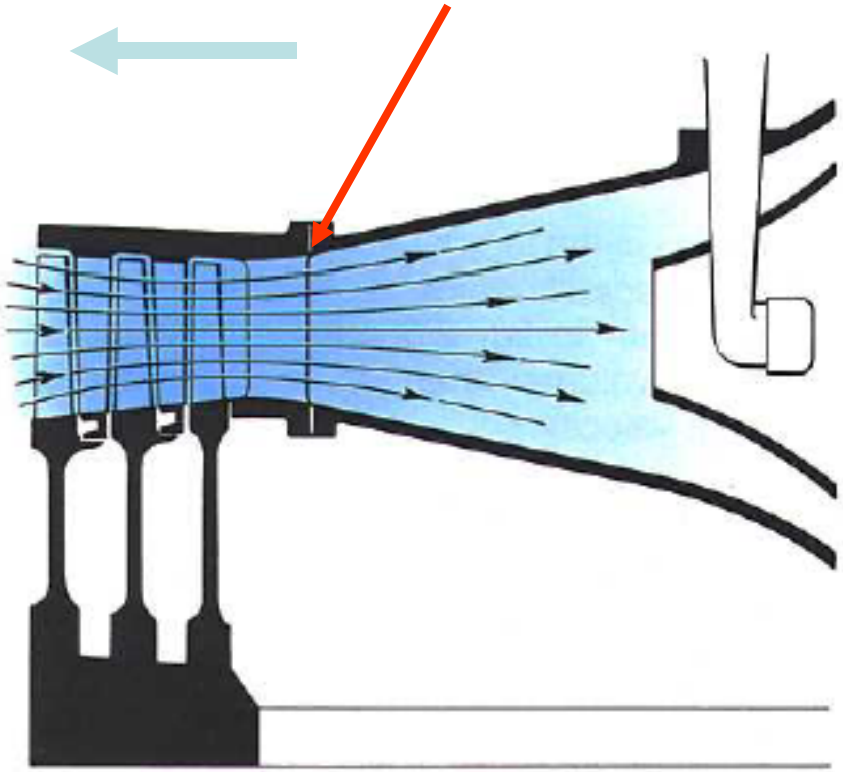
Descarga del Compresor



Flujo de aire = 160 lbs/s
Velocidad = 400 ft/s
Presión = 95 psi
Área = 180 pulgadas cuadradas

Las distintas cargas hacia delante y hacia atrás del motor se determinan usando la presión por el área (PA) mas la masa por la aceleración (Ma) en los puntos dados dentro del motor.
***Nota**:* La presión y la velocidad a la entrada del compresor son cero. Para calcular las fuerzas que actúan sobre el compresor, solo es necesario considerar las condiciones en la descarga.

Descarga del Compresor

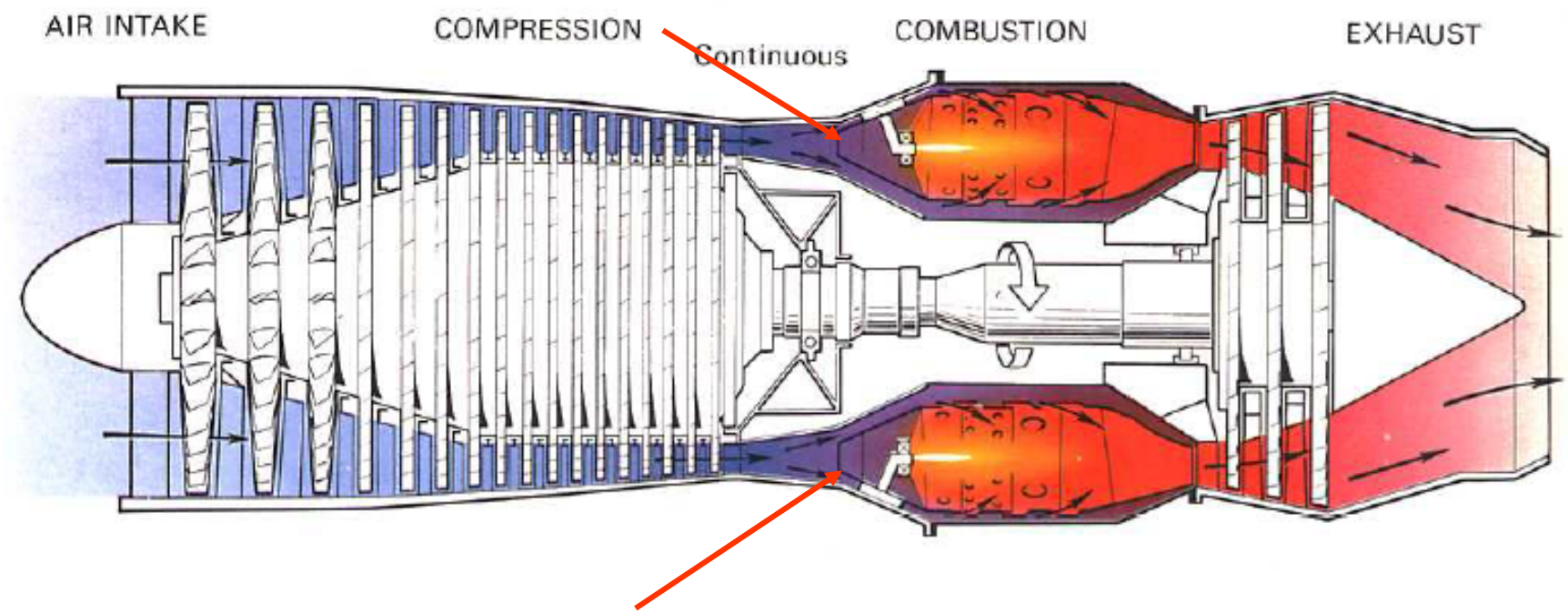


$$F_{n,\,comp} = Ma + PA$$

$$= \frac{160}{32}(400) + (95 \times 180)$$

$$= 19.100 \text{ lbs de empuje hacia delante}$$

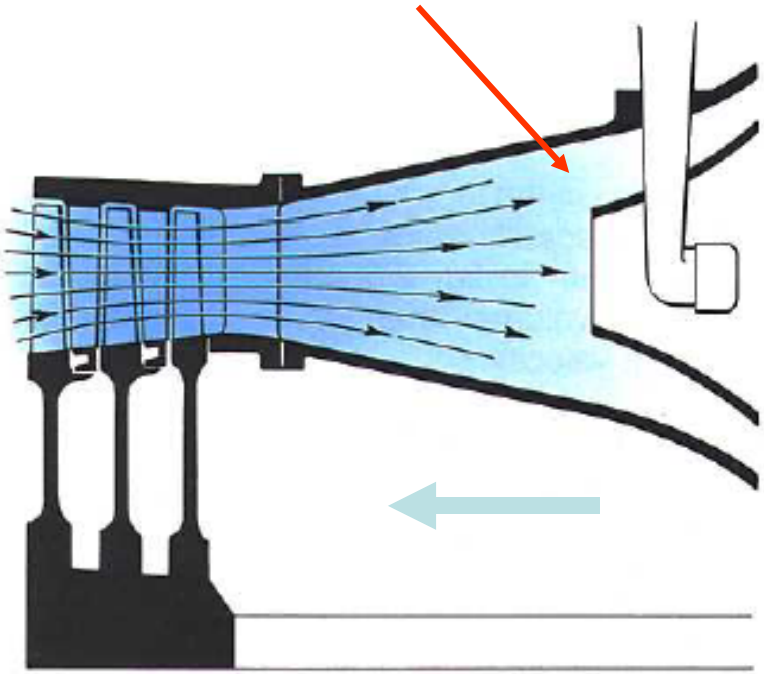
Descarga del Difusor



Flujo de aire = 160 lbs/s
Velocidad = 350 ft/s
Presión = 100 psi
Area = 200 pulgadas cuadradas

***Nota**:* Puesto que la condición a la entrada del difusor es la misma que a la salida del compresor, es decir 19.100 lbs, este valor tiene que restarse del valor de empuje hallado para la descarga del difusor.

Descarga del Difusor



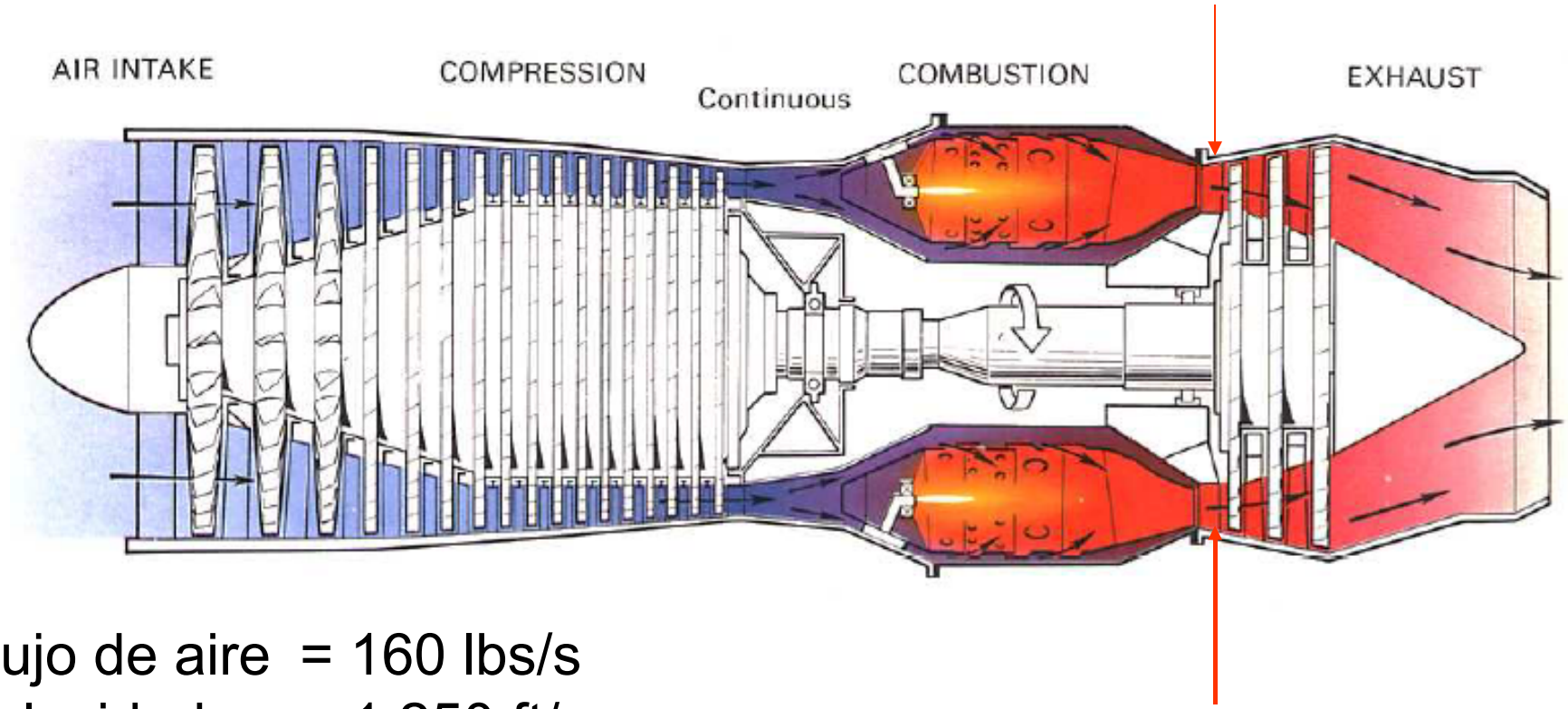
$$F_{n,\,dif} = Ma + PA - 19.100$$

$$= \frac{160}{32}(350) + (100 \times 200) - 19.100$$

$$= 21.750 - 19.100$$

$$= 2.650 \text{ lbs de empuje hacia delante}$$

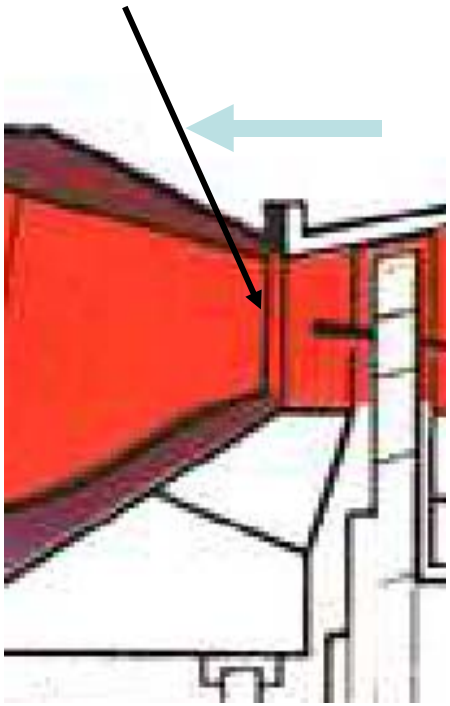
Descarga de la Cámara de Combustión



Flujo de aire = 160 lbs/s
Velocidad = 1.250 ft/s
Presión = 95 psi
Area = 500 pulgadas cuadradas

***Nota**:* La condición a la entrada de la cámara de combustión es la misma que a la salida del difusor, es decir, 21.750 lbs, por lo tanto:

Descarga de la Cámara de Combustión



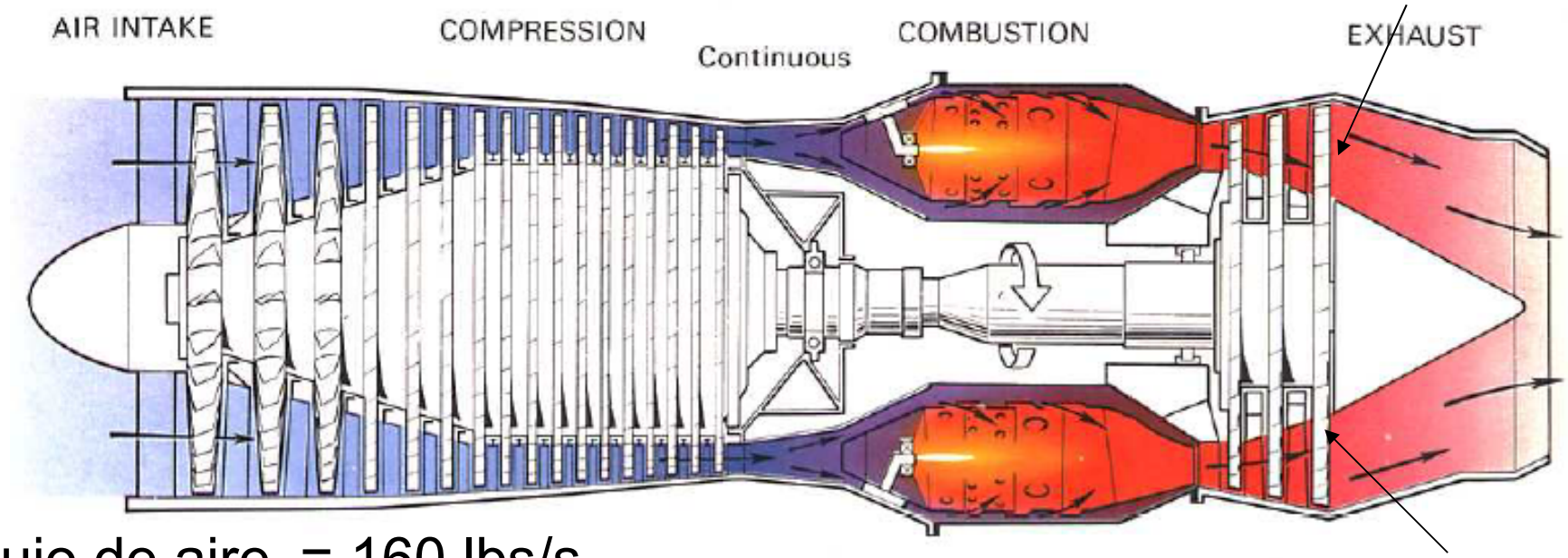
$$F_{n\,cam} = Ma + PA - 21.750$$

$$= \frac{160}{32}(1250) + (95 \times 500) - 21.750$$

$$= 53.750 - 21.750$$

$$= 32.000 \text{ lbs de empuje hacia delantel}$$

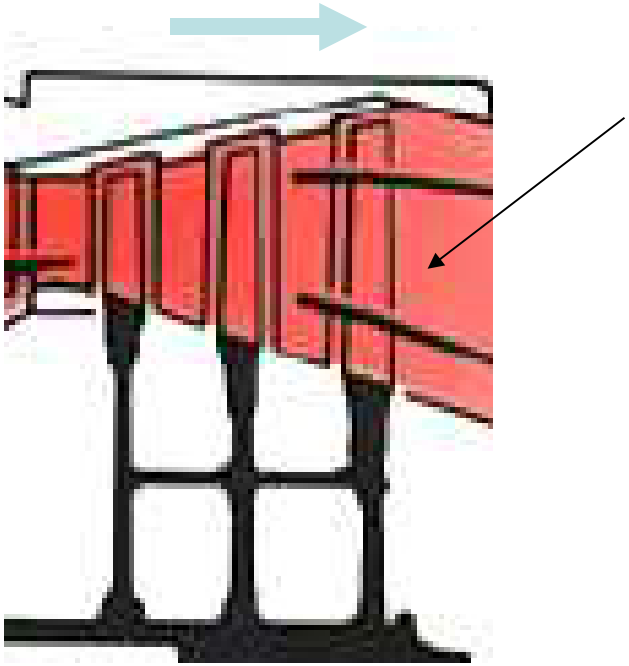
Descarga en la turbina



Flujo de aire = 160 lbs/s
Velocidad = 700 ft/s
Presión = 20 psi
Area = 550 pulgadas cuadradas

***Nota**:* La condición a la entrada de la turbina es la misma que a la descarga de la cámara de combustión, es decir, 53.750 lbs, por lo tanto

Descarga en la turbina



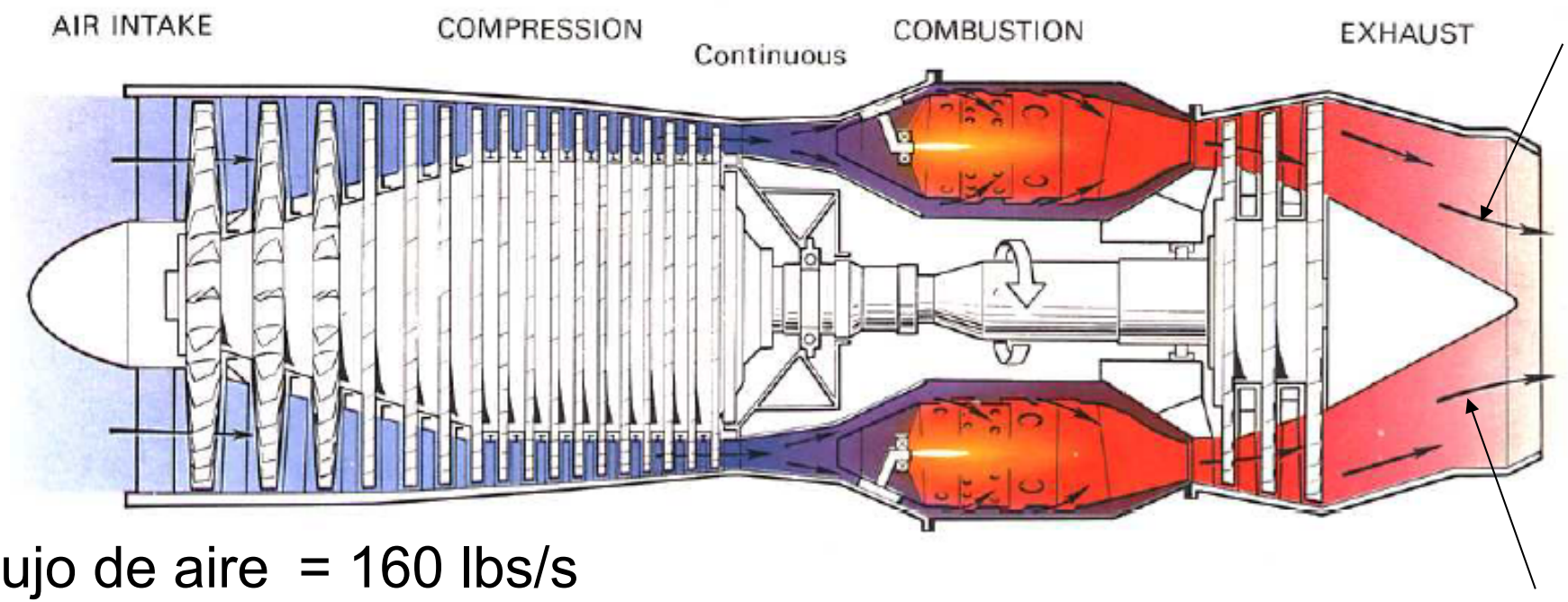
$$F_{n,\ turbina} = Ma + PA - 53.750$$

$$= \frac{160}{32}(700) + (20 \times 550) - 53.750$$

$$= 14.500 - 53.750$$

$$= -39.250 \text{ lbs de empuje hacia atrás}$$

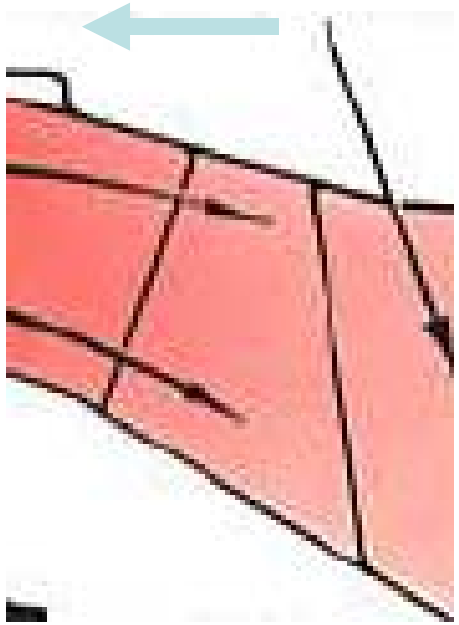
Descarga del Conducto de Escape



Flujo de aire = 160 lbs/s
Velocidad = 650 ft/s
Presión = 25 psi
Area = 600 pulgadas cuadradas

***Nota**:* La condición a la entrada del conducto de escape es la misma que a la salida de la turbina, es decir, 14.500 lbs, por lo tanto

Descarga del Conducto de Escape



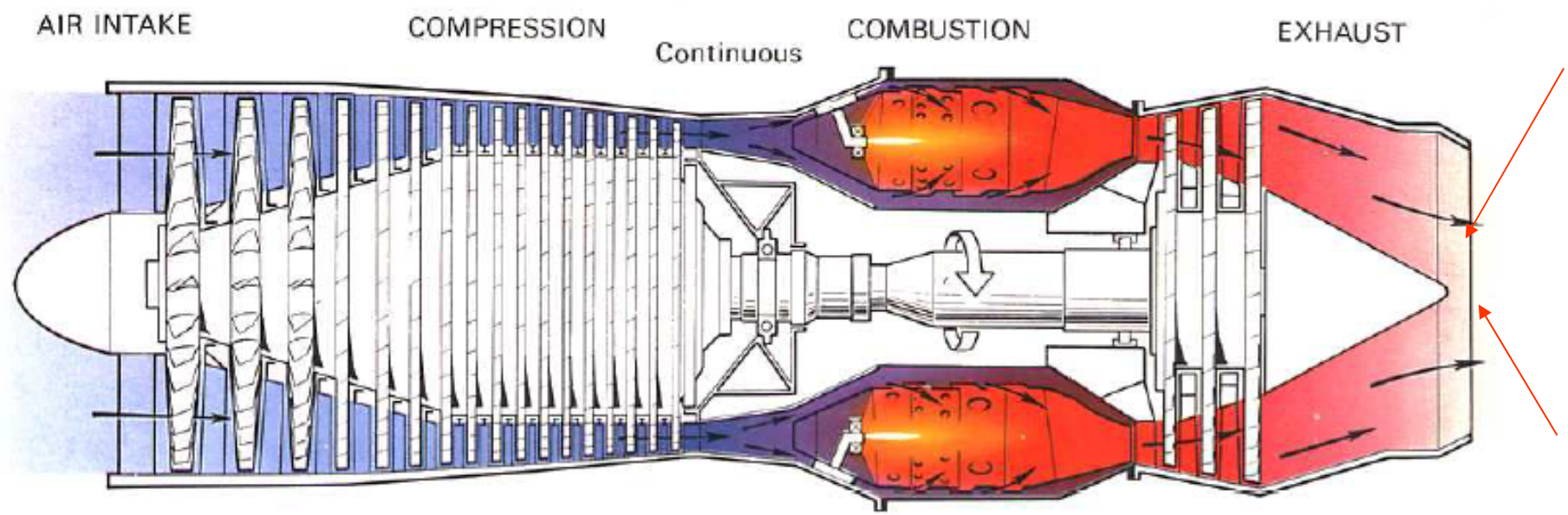
$$F_{n,\ cond.esca.} = Ma + PA - 14.500$$

$$= \frac{160}{32}(650) + (25 \times 600) - 14.500$$

$$= 18.250 - 14500$$

$$= 3.750 \text{lbs de empuje hacia delante}$$

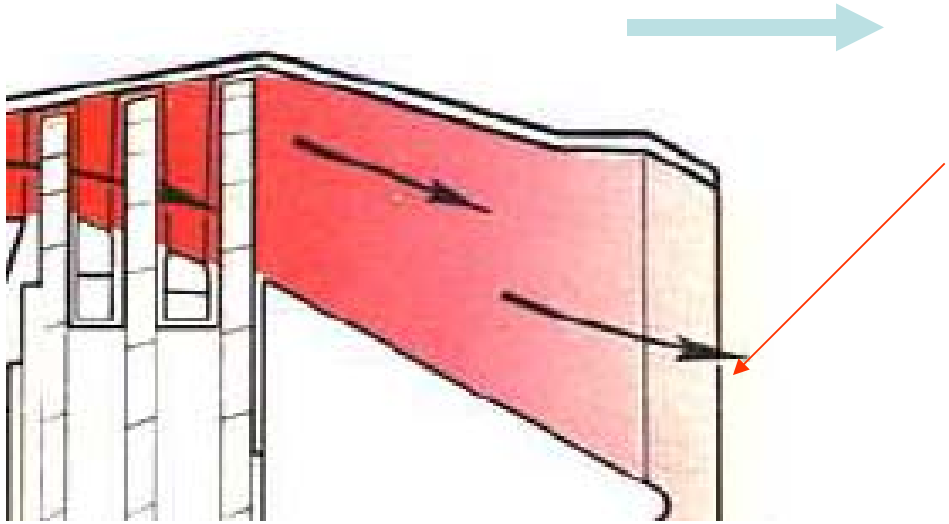
Descarga en la Tobera de Escape



Flujo de aire = 160 lbs/s
Velocidad = 2.000ft/s
Presión = 6 psi
Area = 330 pulgadas cuadradas

***Nota**:* La condición a la entrada de la tobera de escape es la misma que a la salida del conducto de escape, es decir, 18.250 lbs, por lo tanto

Descarga en la Tobera de Escape



$$F_{n,\ \text{tobera}} = Ma + PA - 18.250$$

$$= \frac{160}{32}(2.000) + (6 \times 330) - 18.250$$

$$= -6.270 \text{ lbs de empuje hacia atrás}$$

Empuje resultante

		Hacia delante	Hacia atrás
Compresor	**=**	**19.100**	
Difusor	**=**	**2.650**	
Cámara de comb.	**=**	**32.000**	
Turbina	**=**		**- 39.250**
Conducto de escape	**=**	**3.750**	
Tobera de escape	**=**		**- 6.270**
		57.500	**-45.520**
		-45.520	
		11.980	

La suma de los empujes hacia delante y hacia atrás es:
El empuje calculado para el motor completo es igual a 11.980 lbs
El empuje calculado para las secciones individuales del motor es igual a 11.980 lbs.

Empuje en Caballos

$$thp = \frac{(W_a/g)(V_2 - V_1) + A_j(P_j - P_{am}) \times \text{velocidad del avión (ft/s)}}{550}$$

El empuje y los caballos de potencia no se pueden comparar directamente porque, por definición, potencia es una fuerza aplicada a través de una distancia en un determinado periodo de tiempo. Toda la potencia producida por un motor de reacción se consume internamente en girar al compresor y arrastrar los distintos accesorios del motor. Por lo tanto, el motor de reacción no desarrolla ningún caballo de potencia en el sentido normalmente aceptado, pero suministra solo uno de los términos en la fórmula del caballo de potencia. El otro término es proporcionado verdaderamente por el vehículo en el cual el motor está instalado. Para determinar el empuje por caballo de potencia del motor de reacción, debe usarse la siguiente formula: Esta formula puede simplificarse:

Empuje en Caballos

$$\text{thp} = \frac{\text{empuje neto} \times \text{velocidad del avión (ft/s)}}{550}$$

ó

$$\text{thp} = \frac{F_n V}{550}$$

Puesto que la velocidad del avión con frecuencia se da en millas por hora, puede ser deseable calcular el empuje por caballo de potencia usando millas – libras por hora. En tal caso

Empuje en Caballos

$$\text{thp} = \frac{\text{empuje neto} \times \text{velocidad del avión (mph)}}{375}$$

El denominador en estas formulas se consigue de la siguiente manera:

Empuje en Caballos

$$1\text{hp} = 550\,(\text{ft})(\text{lb})/\text{s}$$

$$550\,(\text{ft})\,(\text{lb})/\text{s} \times 60 = 33.000\,(\text{ft})(\text{lb})/\text{min}$$

$$33.000\,(\text{ft})(\text{lb})/\text{min} \times 60 = 1.980.000\,(\text{ft})(\text{lb})/\text{h}$$

$$\frac{1.980.000\,(\text{ft})(\text{lb})/\text{h}}{5.280\,(\text{ft}/\text{min})} = 375\,(\text{mi})(\text{lb})/\text{h}$$

$$375\,(\text{mi})(\text{lb})/\text{h} = 1\,\text{hp}$$

Si un avión está volando a una velocidad de 375 mph y desarrollando 4000 lbs de empuje, las libras de empuje por cada caballo de potencia serán:

Empuje en Caballos

$$thp = \frac{F_n V_p}{375}$$

donde F_n = empuje neto en lbs

V_p = velocidad del avión en mph

$$thp = \frac{4.000 \times 375}{375}$$

$$= 4.000$$

De aquí puede deducirse que a 375 mph cada libra de empuje se convertirá en un caballo de potencia, y que para cada velocidad del avión habrá una diferente thp. A 750 mph este motor de reacción de 4.000 lbs de empuje producirá 8.000 thp.

Potencia Equivalente al Eje

$$\text{ESHP (estático)} = \text{SHP} + \frac{F_n}{2'5}$$

Los motores turbohélices están clasificados en sus equivalentes de caballos de potencia al eje (ESHP). Esta clasificación toma en cuenta los caballos de potencia entregados a la hélice y el empuje desarrollado en el escape del motor. Bajo condiciones estáticas, un caballo de potencia al eje es igual a aproximadamente 2`5 libras de empuje.

ESHP = Equivalente de Caballo de Potencia al Eje

SHP = Caballos de Potencia al Eje determinados por el torquímetro y tacómetro

Fn = Empuje neto en libras

2’5 = Constante que relaciona el caballo de potencia con el empuje estático.

1hp = 2’5 libras de empuje.

Potencia Equivalente al Eje

$$\mathrm{ESHP\,(vuelo)} = \mathrm{SHP} + \frac{\mathrm{F_n} \times \mathrm{V}}{375 \times \eta}$$

En vuelo, el ESHP considera el empuje producido por la hélice, que se halla multiplicando el empuje neto en libras por la velocidad del avión en millas por hora. Esto se divide por 375 multiplicado por el rendimiento de la hélice, que se considera del 80%

V = velocidad del avión (airspeed) en millas por hora

375 = una constante; libras-millas por hora por caballo de potencia

ŋ= rendimiento de la hélice; normalización industrial del 80%

Ejemplo: Halle el equivalente de caballo de potencia al eje producido por un avión turbohélice que tiene estas especificaciones:

Velocidad = 260mph

Caballos de potencia al eje indicados en el indicador de cabina = 525 SHP

Empuje neto = 195 libras

Bajo estas condiciones de vuelo, el motor está produciendo 694 ESHP.

Potencia Equivalente al Eje

$$\mathrm{ESHP\ (vuelo)} = \mathrm{SHP} + \frac{\mathrm{F_n} \times \mathrm{V}}{375 \times \eta}$$

$$= 525 + \frac{195 \times 260}{375 \times 0'8}$$

$$= 525 + 169$$

$$= 694$$

Consumo Específico de Combustible por Libra de Empuje.

El rendimiento térmico del motor se define como la energía producida por el motor dividida por la energía entregada por el combustible.

Una de las principales medidas del rendimiento de un motor se llama *consumo específico de combustible*

Para hacer una comparación exacta del consumo de combustible entre motores, el consumo de combustible se reduce a un denominador común aplicable a todos los tipos y tamaños de turborreactores y turbofanes. El término es consumo específico de combustible por libra de empuje, o TSFC. Esto es el consumo de combustible de un motor en libras por hora dividido por el empuje neto. El resultado es la cantidad de combustible necesaria para producir una libra de empuje. La unidad de TSFC es libras por hora por libra de empuje (lb/hr/lb Fn).

Donde: TSFC = Consumo Específico de Combustible por libra de empuje.

Wf = Flujo de combustible en lbs. por hora.

Fn = Empuje neto en libras.

Cuando es obvio que se refiere a un motor turborreactor o turbofan, al TSFC se le llama con frecuencia simplemente consumo específico de combustible o SFC.

Obviamente, cuanto mas empuje podamos obtener por libra de combustible, mas rentable es el motor.

Consumo Específico de Combustible

PARA TURBORREACTORES Y TURBOFANES

$$TSFC = \frac{W_f}{F_n}$$

Consumo Específico de Combustible

PARA TURBORREACTORES Y TURBOFANES

EJEMPLO: Un motor de 9.100 lb de empuje [4.136’36 Kg] consume 700 galones (gal) [2.649’5 litros (L)] de combustible por hora. ¿Cuál es el SFC? (Un galón de combustible es igual a 6’5 lb.)

$$\mathrm{SFC} = \frac{W_f}{F_n}$$

$$= \frac{4.550}{9.100}$$

$$= 0'5\,\mathrm{lb}\,[0'227\ \mathrm{kg}]\ \text{de combustible por hora por libra de empuje}$$

Consumo Específico de Combustible Equivalente

PARA TURBOHÉLICES

$$ESFC = \frac{W_f}{ESHP}$$

Indudablemente, los turbohélices no pueden compararse en base al consumo específico de combustible por libra de empuje (TSFC). Por lo tanto, en su lugar se utiliza el consumo específico de combustible equivalente o ESFC. Esto es la cantidad de flujo de combustible en libras por hora dividida por la potencia equivalente en el eje de un turbohélice (ESHP).

Donde: ESFC = Consumo Específico de Combustible Equivalente

Wf = Flujo de combustible en lbs. por hora.

ESHP = Potencia Equivalente en el Eje del Turbohélice

EJEMPLO: ¿Cuál es el consumo específico de combustible equivalente (ESFC) de un motor turbohélice que consume 1.500 lb de combustible por hora y produce 500 lb de empuje y 2.800 hp bajo condiciones estáticas? (*Nota*: Bajo condiciones estáticas, 1 hp = 2’5 lb de empuje.)

Consumo Específico de Combustible Equivalente

PARA TURBOHÉLICES

$$\mathrm{ESHP} = \mathrm{SHP} + \frac{F_n}{2'5}$$

$$= 2.800 + \frac{500}{2'5}$$

$$= 2.800 + 200$$

$$\mathrm{ESHP} = 3.000\,[2.238\ \mathrm{kW}]$$

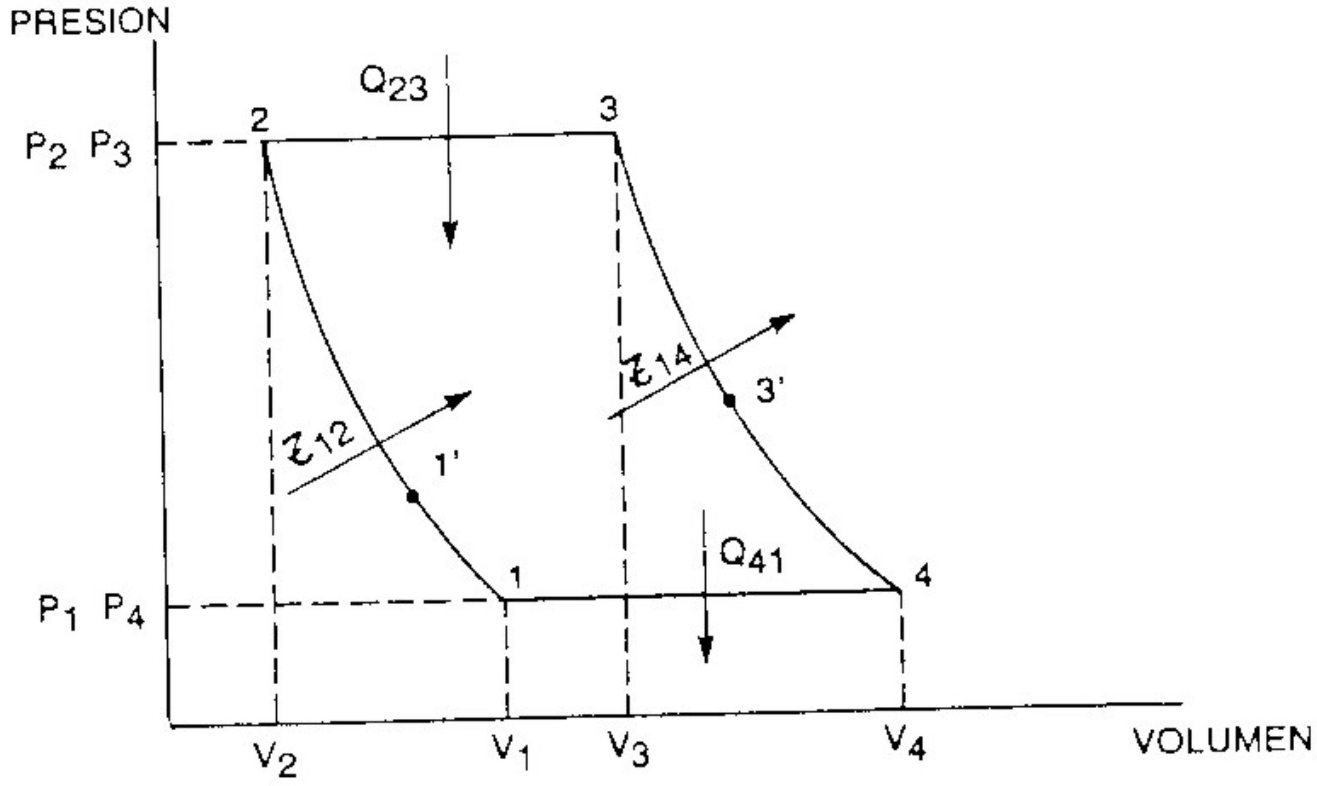
entonces

$$\mathrm{ESFC} = \frac{W_f}{\mathrm{ESHP}}$$

$$= \frac{1.500}{3.000}$$

$$\mathrm{ESFC} = 0'5\ \mathrm{lb/ESHP/h}\,[0'225\ \mathrm{kg/kW/h}]$$

CICLO DE BRAYTON DIAGRAMA PRESIÓN VOLUMEN



Como punto de partida se van a poner una serie de hipótesis que aunque no sean exactas se acercan lo suficiente a la realidad como para aceptarlas como primer paso, a la hora de realizar un estudio serio sobre el ciclo del motor de reacción. Dichas hipótesis son las siguientes:

1ª La mezcla en evolución es un gas ideal.

2ª No hay variación entre la mezcla que entra y la que sale.

3ª el calor será añadido a presión constante.

En la figura se encuentra representada la gráfica P. V. del ciclo de Brayton. En el eje de ordenadas se representan las presiones y en el eje de accisas se tienen representados los volúmenes. Las flechas que penetran en el ciclo indican que desde el exterior se le aporta trabajo o calor según corresponda y las que salen del ciclo indican que este lo cede al exterior.

LA COMPRESIÓN en el diagrama P. V. está representada por la línea que une los puntos 1 y 2. Se trata de una compresión adiabática, es decir sin intercambio de calor con el exterior. En ella se va a transformar una energía mecánica en presión.

De 1 a 1’ la compresión se realiza en el conducto de admisión o difusor de entrada, donde parte de la energía cinética que traen los gases se convierte en presión estática sin que ello varie la presión total.

De 1’ a 2, es en el compresor donde aportando una energía exterior se aumenta la presión del gas, y ahí si se aumenta la presión total ya que se aporta energía exterior.

LA COMBUSTIÓN en el diagrama P. V. viene representada de 2 a 3. Es aquí donde se aporta la energía, que de forma química se convertirá en calorífica. Se trata de una transformación isobara, es decir, a presión constante.
LA EXPANSIÓN está representada por la línea que une los puntos 3 y 4 en el diagrama P. V.
De 3 a 3’ la expansión se realiza en la turbina, donde el gas cederá parte de su energía (calorífica y de presión) y la convertirá en energía mecánica que se utiliza para mover al compresor y los accesorios.
De 3’ a 4 la expansión se realiza en la tobera sin que exista intercambio de trabajo.
Todo el proceso de la expansión teóricamente se realiza sin intercambio de calor con el exterior. Es decir, se trata de un proceso adiabático.
LA CESIÓN DE CALOR AL EXTERIOR es la parte del ciclo que se realiza fuera del motor y corresponde al enfriamiento de los gases en el exterior. Donde con el paso del tiempo y teóricamente a presión constante, volverán a alcanzar las

condiciones de entrada.

EL ÁREA DEL CICLO DE BRAYTON

$$\text{Presión} = \frac{\text{Fuerza}}{\text{Superficie}} \quad \text{luego} \quad F = P \cdot S$$

$$\text{Trabajo} = \text{Fuerza x Distancia} \quad \text{entoces}$$

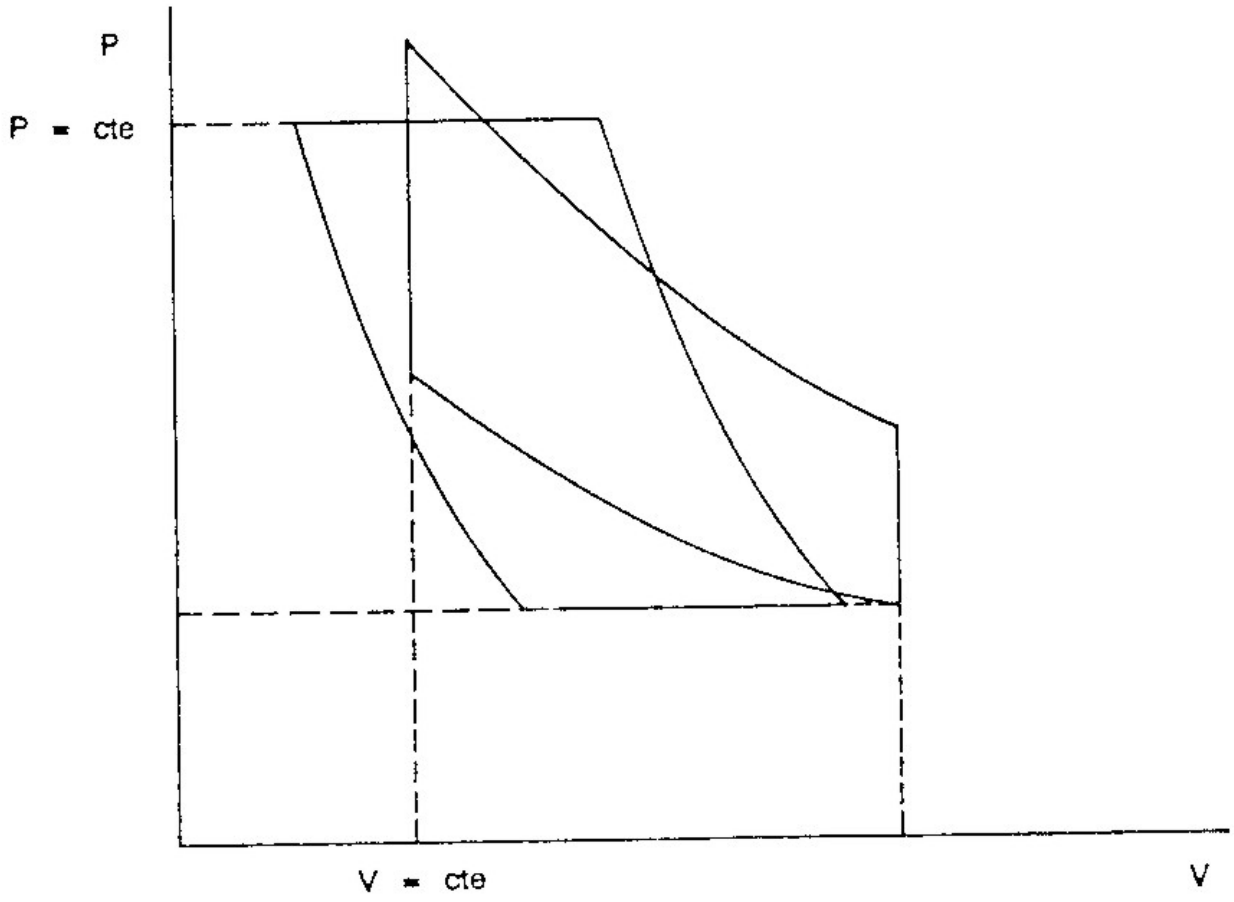
$$T = P \cdot S \,.\, D \quad \text{como} \quad \text{Volumen} = \text{Superficie x Distancia}$$

entonces

$$T = P \cdot V$$

Es importante conocer el área del ciclo y cual es su significado, para ello se procede de la siguiente forma:
Lo que quiere decir que cuanto mayor sea el área del ciclo, mayor va a ser la energía (trabajo), que se libere; por lo tanto las soluciones técnicas que apliquen, tendrán como objetivo el aumentar el área del ciclo. Por el contrario cuanto mas se degrade un motor mas pequeña será su área.

CICLO DE BRAYTON, COMPARACIÓN CON EL MOTOR ALTERNATIVO



El ciclo con el que opera el motor alternativo, es el ciclo Otto. La principal diferencia es que la combustión del ciclo Otto se realiza a volumen constante, mientras que en el Brayton es a presión constante.
Mientras que el ciclo de Brayton es un ciclo abierto el ciclo Otto es un ciclo cerrado.
En cuanto a los valores de las presiones máximas en el ciclo Otto se obtienen valores que superan a los 1.000 psi mientras que en el motor de reacción no superan los 200 psi.
Los gases de escape del ciclo de Brayton son los que producen el empuje, mientras que en el motor de explosión carecen de utilidad o está muy limitada.

Rendimientos del Motor

Una de las primeras leyes de la termodinámica dice que el calor y el trabajo son formas de energía, y que se puede pasar de una a otra, es decir: el trabajo se puede convertir en calor y el calor en trabajo.
El primer caso se consigue totalmente, pero el segundo no es posible el conseguirlo sin tener pérdidas.
En una máquina térmica, y eso es lo que es un motor de reacción, interesa que dichas pérdidas sean mínimas.
El rendimiento es un concepto mediante el cual se podrá hacer un balance de la energía disponible en función de la que se le comunicó al motor.
Hay que tener en cuenta que lo que realmente se pretende con un motor, es el obtener una energía de tipo mecánica, y no tiene ningún interés el calentar la atmósfera. Por lo tanto el motor que consiga devolver el gas lo más frío posible es el que mejor está utilizando la energía que se le había comunicado.

Por todo lo dicho la forma de expresar el rendimiento será:

$$\eta = \frac{\text{ENERGÍA UTIL ENTREGADA AL AVIÓN}}{\text{ENERGÍA CALORÍFICA DEL COMBUSTIBLE CONSUMIDO}}$$

Otra forma de determinar el rendimiento térmico del motor es comparar la energía potencial almacenada en el combustible con la cantidad de potencia que el motor está produciendo.
Supongamos que toda la energía calorífica pudiera liberarse en una libra de combustible para turbina de gas, el potencial de potencia desarrollada podría calcularse de la siguiente forma.

Rendimientos del Motor

1 Libra de combustible para reactores contiene 18.400 Btu

[19.412.000 julios (J)] de energía calorífica. Puesto que

1 Btu = 778 lb · ft [1 J = 0’102 kg · m],

el combustible contendrá

18.400 x 778 = 14.315.200 lb · ft [1.979.792 kg · m] de trabajo potencial

Dividiendo el número de libras-pies de trabajo potencial contenido en el combustible por 33.000, que es el número de libras-pies por minuto que tiene 1 hp, nos dará el equivalente en hp de 1 libra de combustible si fuese quemada completamente en 1 minuto

Rendimientos del Motor

$$\text{hp} = \frac{14.315.200}{33.000}$$

$$= 433'79 \text{ hp potenciales } [323'48 \text{ kW }]$$

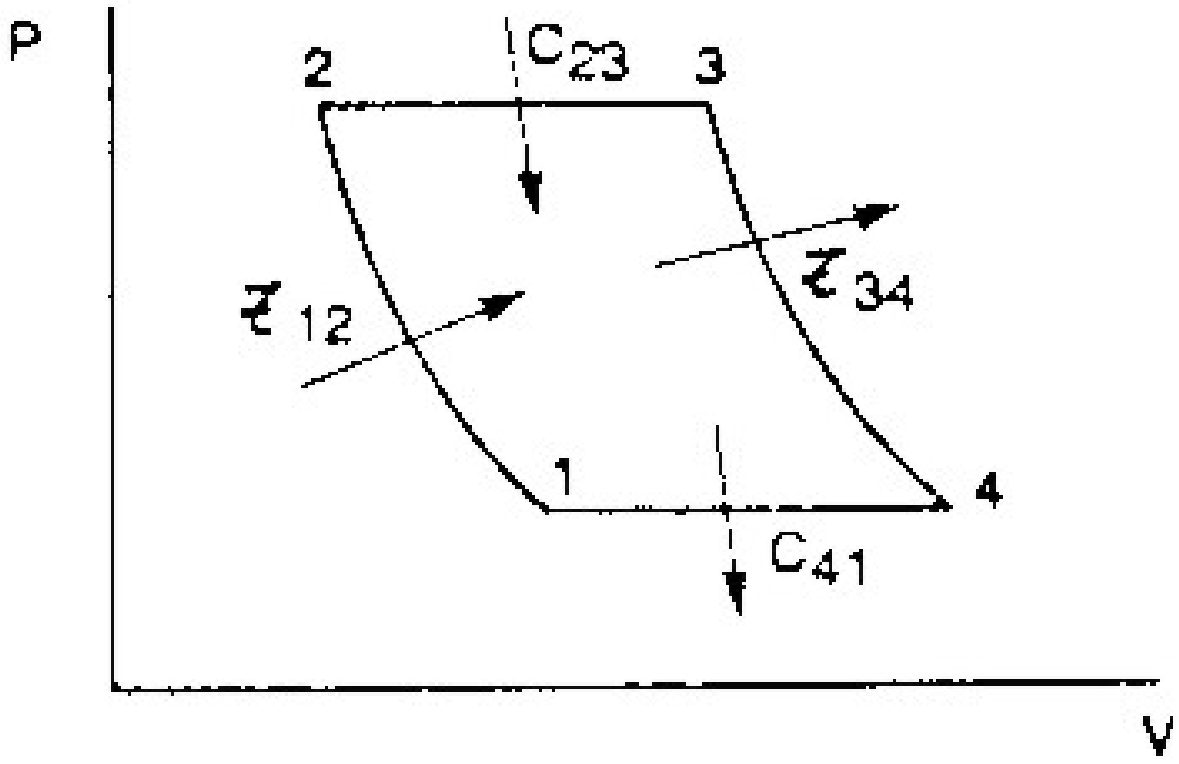
La potencia real desarrollada por el motor comparado con los hp contenidos en el combustible es una medida del rendimiento térmico del motor y puede determinarse dividiendo la potencia real desarrollada entre los hp potenciales contenidos en el combustible. Nunca son iguales, puesto que no puede liberarse toda la energía potencial contenida en el combustible, y ningún motor es capaz de aprovechar toda la energía calorífica disponible. Los rendimientos térmicos típicos están en la gama del 20 al 30 por ciento, con una gran porción de energía calorífica perdida en la atmósfera a través de la tobera de escape

$$\text{Rendimiento térmico} = \frac{\text{Potencia real desarrollada}}{\text{hp potenciales contenidos en el combustible}}$$

Rendimientos del Motor

RENDIMIENTO DEL CICLO IDEAL

Resulta evidente que si se analiza en un diagrama PV, el ciclo de Brayton, en la transformación de 4 a 1, se está tirando aire caliente a la calle. Por lo dicho anteriormente, dicha energía no interesaría al tirarla a la calle sin antes no haberla convertido en otra energía de tipo mecánico.
La expresión que se ha de tomar para el rendimiento del ciclo ideal es:



Rendimientos del Motor

RENDIMIENTO DEL CICLO IDEAL

Expresando todos los conceptos en las mismas unidades, se puede tener una idea del aprovechamiento de la energía que se ha tenido de la total aplicada

$$\eta = \frac{\text{Trabajo útil}}{\text{Calor comunicado}} = \frac{T_u}{C_c}$$

El trabajo útil será la diferencia entre la energía comunicada y la energía tirada. Como el calor es una forma de energía, esta afirmación también se podrá expresar: el trabajo útil será la diferencia entre el calor comunicado y el calor tirado, ya que en un motor de reacción es mediante calor la forma de suministrar energía.

Cuanta mas cantidad de calor se tira peor es el rendimiento. Si el calor tirado volviera cero, el rendimiento sería la unidad, lo que no puede suceder, ya que en el ciclo de 4 a 1 es cuando cede calor.

Rendimientos del Motor

RENDIMIENTO DEL CICLO IDEAL

$$T_u = C_c - C_t$$

$$\eta = \frac{T_u}{C_c} = \frac{C_c - C_t}{C_c} = 1 - \frac{C_t}{C_c}$$

Al motor de reacción la energía que se le aporta es el combustible, se trata de una energía química, que mediante la combustión se convertirá en energía calorífica, etc. Como consecuencia de este aporte de energías el motor la transforma en otras energías como son: el empuje, el incremento de la energía cinética a los gases que le atraviesan, y una energía tirada que no es capaz de aprovechar.

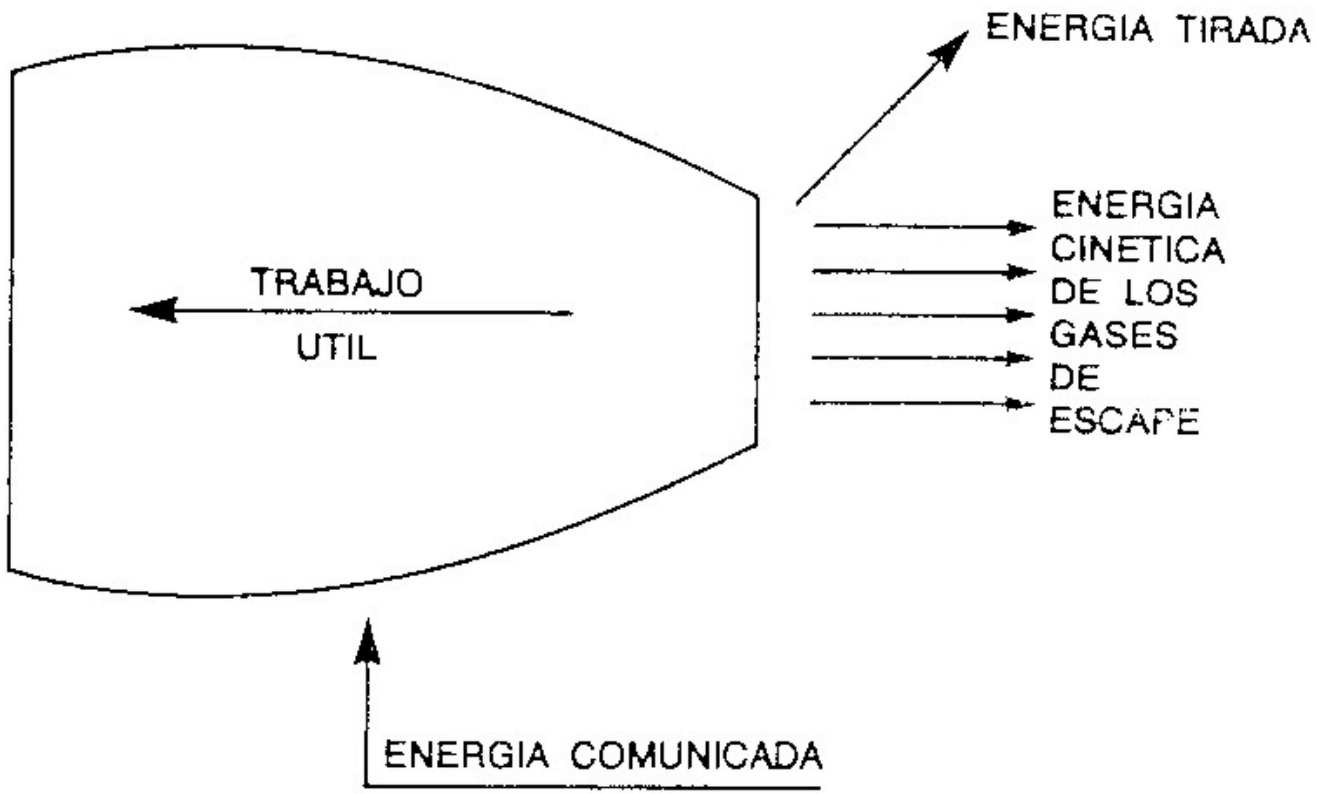
Para realizar el análisis de estas energías, se va a considerar el tiempo unidad, con lo cual en lugar de estar hablando de potencias se está hablando de energías.

TRABAJO UTIL es realmente la energía que del motor se va a transmitir al avión. Su valor será el empuje multiplicado por el desplazamiento

ENERGÍA TIRADA. Resulta evidente que los gases de escape salen al exterior con una temperatura muy superior a la que tenían cuando entraron en el motor, también los distintos cárteres están calientes y por lo tanto soltando calor al exterior. Pues bien todo este calor es una energía perdida, y por tanto el motor

no es capaz de aprovechar

Rendimientos del Motor



$$\text{Trabajo util} = \text{Empuje} \bullet \text{Velocidad de vuelo}$$

$$T_u = F_n \cdot V_2$$

ENERGÍA DE LOS GASES DE ESCAPE. Si los gases de escape salieran por la tobera con la misma velocidad con que entraron por el conducto de admisión, (lo que supondría no tener empuje), no habrían aumentado su energía cinética. Pero realmente esto no es así, pues existe un incremento de la velocidad, entre la entrada y la salida, por lo tanto sí existe el aumento de dicha energía, y ha sido el motor el que se ha encargado de realizarlo.

Dado que se trata de energía cinética su valor se expresará:

Rendimientos del Motor

$$\Delta Ec = \frac{1}{2} \cdot M\,(\Delta V)^2$$

y como

$$M = \frac{\text{Gasto de aire en peso } (W_a)}{\text{acelerac. de gravedad } (g)}$$

y

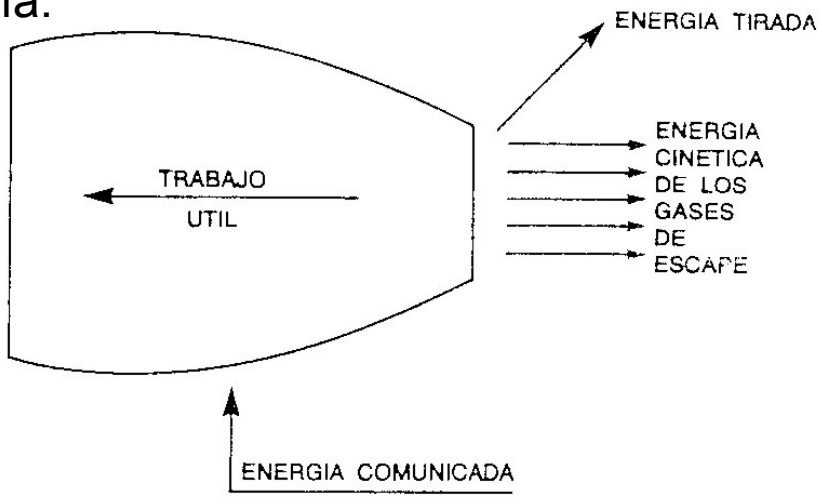
$$\Delta V = V_2 - V_1$$

entonces

$$Ec = \frac{1}{2} \cdot \frac{W_a}{g} \cdot (V_2 - V_1)^2$$

Rendimientos del Motor

Una vez conocidas todas las energías, no queda mas que hacer un computo de ellas, ajustando su balance de acuerdo con el principio fundamental de conservación de la energía.



ENERGÍA COMUNICADA = TRABAJO UTIL + ENERGÍA CINÉTICA + ENERGÍA TIRADA

$$C = F_n \cdot V_2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{W_a}{g} \cdot (V_2 - V_1)^2 + Et$$

Rendimientos del Motor

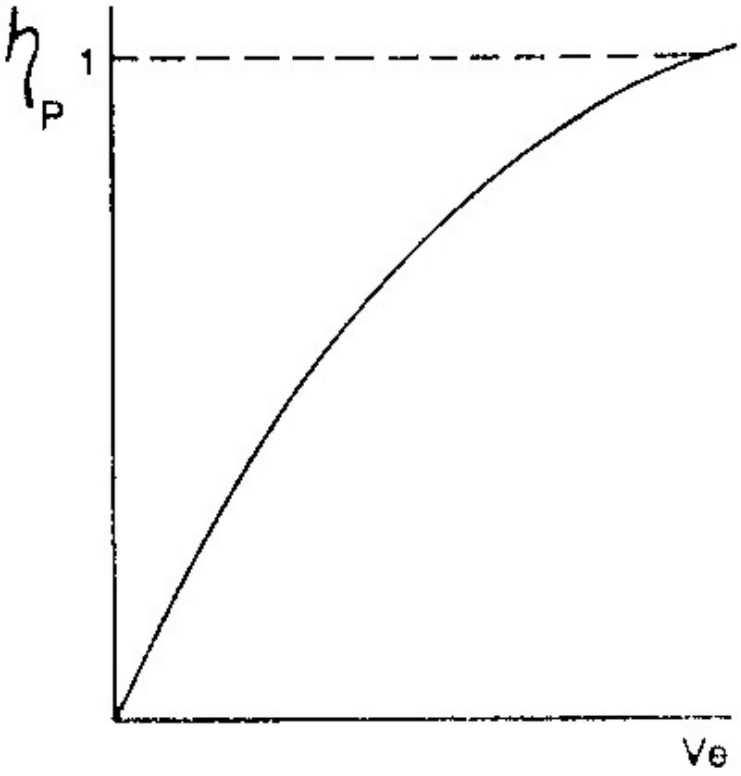
Con este concepto, se intenta medir la cantidad de energía que aprovecha el motor, de la que se le ha comunicado. No se mira en que la aprovecha, solo si se tiene disponible o no.
De todas las energías que antes se han expuesto, la única que no se aprovecha es la energía tirada.

Este rendimiento se denomina rendimiento motor

$$\eta\ \text{motor} = \frac{F_n \cdot V_2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{W_a}{g} \cdot (V_2 - V_1)^2}{C}$$

Rendimiento Propulsivo

Este rendimiento mide que cantidad de energía de la que proporciona el motor, es útil para mover el avión.
Desde el punto de vista propulsivo, carece de importancia lo que le suceda a los gases, pues lo que les interesa es recibir un empuje, que le sirva para su desplazamiento.
Por lo tanto:



Rendimiento Propulsivo

Como empuje es:

$$\eta \text{ propulsivo} = \frac{\text{Trabajo útil (para el avión)}}{\text{Energía disponible del motor}}$$

Es decir

$$\eta\, p = \frac{F_n \cdot V_1}{F_n \cdot V_1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{W_a}{g} \cdot (V_2 - V_1)^2}$$

Rendimiento Propulsivo

Se tiene que:

$$F_n = \frac{W_a}{g} \cdot (V_2 - V_1)$$

Rendimiento Propulsivo

Tendremos que:

$$\eta\, p = \frac{\dfrac{W_a}{g} \cdot (V_2 - V_1) \cdot V_1}{\dfrac{W_a}{g}(V_2 - V1) \cdot V_1 + \dfrac{1}{2}\dfrac{W_a}{g}(V_2 - V_1)^2}$$

Dividiendo el numerador y el denominador por:

$$\frac{W_a}{g} \cdot (V_2 - V_1)$$

Rendimiento Propulsivo

Al sustituir queda:

$$\eta\, p = \frac{V_1}{V_2 + \frac{1}{2}(V_2 - V_1)}$$

Como:

$$V_1 + \frac{1}{2}(V_2 - V_1) = \frac{2V_1}{2} + \frac{1}{2}V_2 - \frac{1}{2}V_1 = \frac{1}{2}V_2 + \frac{1}{2}V_1 = \frac{V_2 + V_1}{2}$$

Rendimiento Propulsivo

Analizando esta última expresión, se deduce que según aumenta la velocidad de entrada, el cociente de V2 / V1 tiende a valer uno, con lo que el denominador total de la expresión tiende a valer dos, y toda la expresión tiende a valer la unidad. Luego cuanto mayor sea la velocidad de vuelo, mayor será el rendimiento propulsivo.

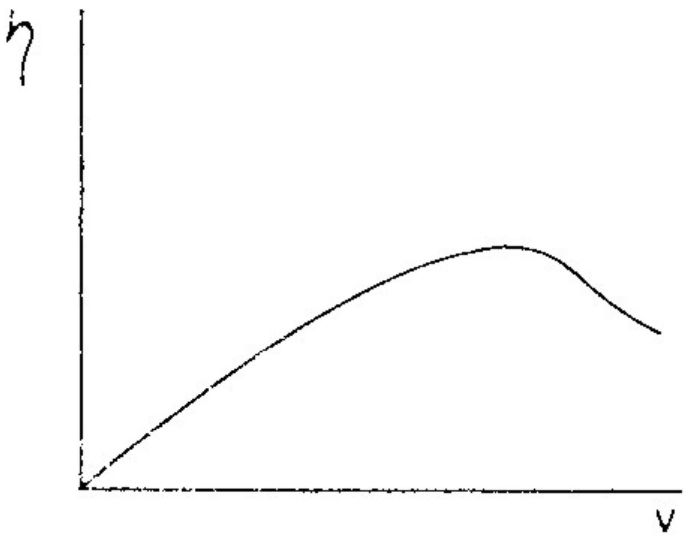
Por la ecuación final se deduce que el cien por cien del rendimiento propulsivo ocurriría si la velocidad del avión se igualase a la velocidad de los gases de escape.

En algunos motores turbofanes el aire de descarga del fan se mezcla con los gases de escape y salen por una tobera común, reduciendo por esto la velocidad de salida y aumentando consecuentemente el rendimiento propulsivo del sistema, lo que como consecuencia se refleja en un consumo específico de combustible (SFC) menor.

$$\eta\,\mathrm{p} = \frac{V_1}{\dfrac{V_2 + V_1}{2}} = \frac{2V_1}{V_2 + V_1} = \frac{2}{1 + \dfrac{V_2}{V_1}}$$

Rendimiento Motopropulsor

El rendimiento MOTOPROPULSOR mide la cantidad de energía empleada en mover el avión de la que se le da al motor como energía química en el combustible. Es decir, el trabajo útil partido por la energía comunicada.
Si una fracción se multiplica y divide por una misma cantidad, dicha fracción no varía.
Luego:



$$\eta \text{ Mtp.} = \frac{F_n \cdot V_1}{C}$$

Rendimiento Motopropulsor

Si multiplicamos y dividimos al mismo tiempo por el trabajo útil mas la energía cinética, o lo que es igual:

$$\eta\ \mathrm{Mtp.} = \frac{F_n \cdot V_1}{C} \cdot \frac{F_n \cdot V_1 + \frac{1}{2}\frac{W_a}{g}(V_2 - V_1)^2}{F_n \cdot V_1 + \frac{1}{2}\frac{W_a}{g}(V_2 - V_1)^2}$$

Rendimiento Motopropulsor

Y como:

$$\frac{F_n \cdot V_1}{F_n \cdot V_1 + \frac{1}{2}\frac{W_a}{g}(V_2 - V_1)^2} \cdot \frac{F_n \cdot V_1 + \frac{1}{2}\frac{W_a}{g}(V_2 - V_1)^2}{C}$$

Rendimiento Motopropulsor

Se tiene que:

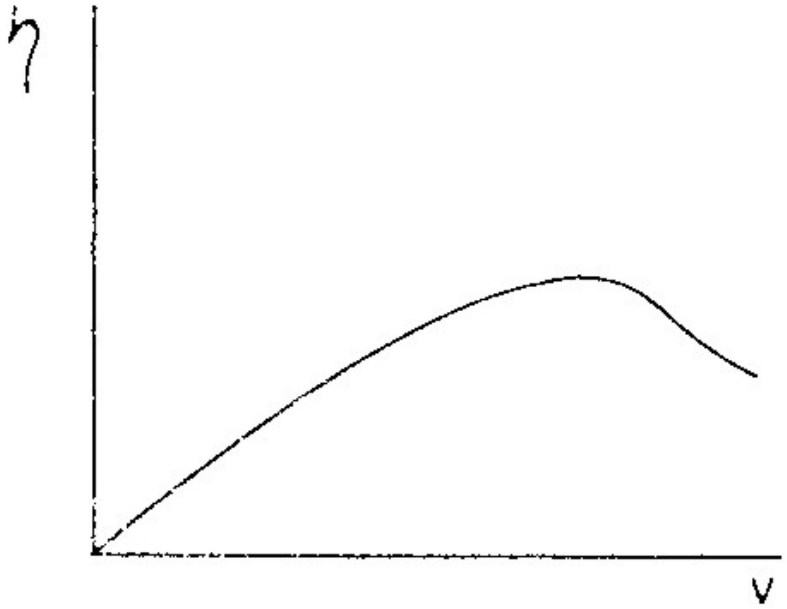
$$\frac{F_n \cdot V_1}{F_n \cdot V_1 + \frac{1}{2}\frac{W_a}{g}(V_2 - V_1)^2} = \eta\, p$$

Y:

$$\frac{F_n \cdot V_1 + \frac{1}{2}\frac{W_a}{g}(V_2 - V_1)^2}{C} = \eta\, M$$

Rendimiento Motopropulsor

En la figura se ve que hay un máximo para un cierto valor a partir del cual, cae rápidamente. Esto indica que interesa operar el motor en un entorno pequeño de este punto máximo.



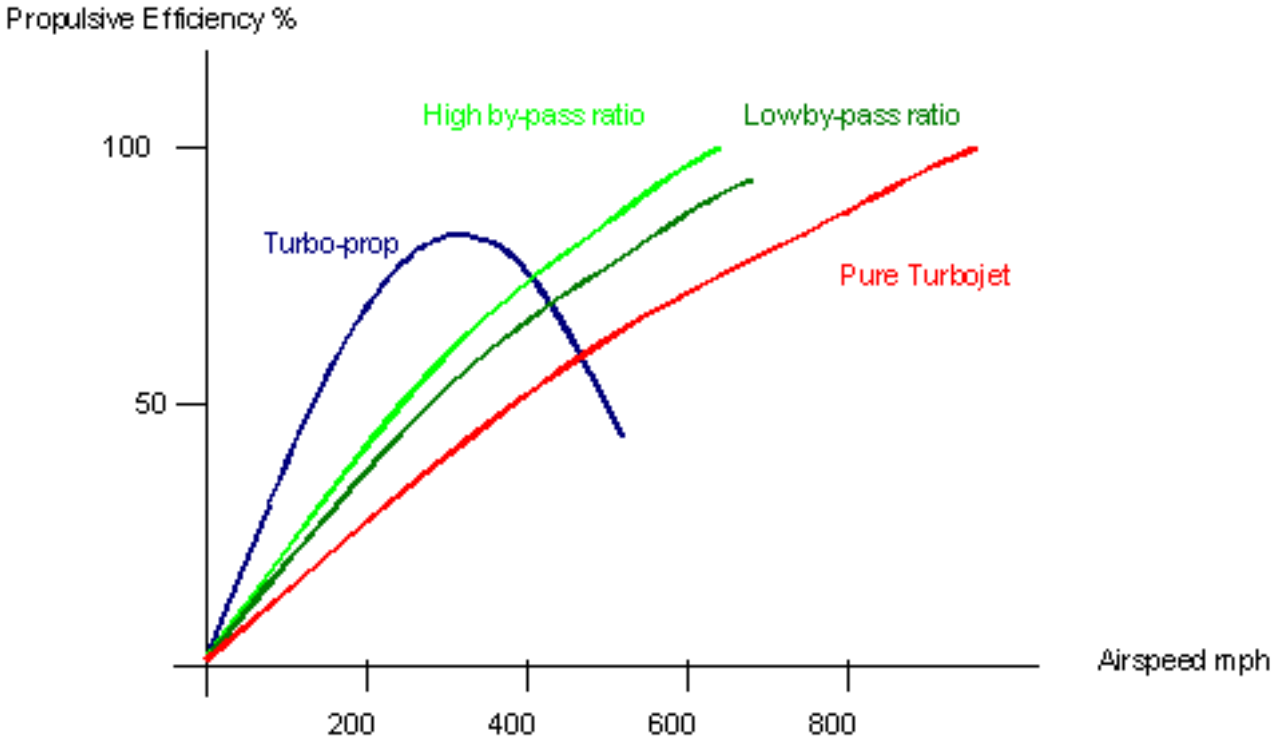
$$\eta\ \mathrm{Mtp} = \eta\ \mathrm{p} \cdot \eta\ \mathrm{M}$$

Aunque un avión que es capaz de volar a una cierta velocidad, también puede volar a otras inferiores, puede no interesarle operar a velocidades inferiores a la idónea ya que el consumo de combustible puede ser muy alto.
En esta figura se muestran los rendimientos motopropulsivos típicos para distintas familias de motores. Para el aprovechamiento óptimo del combustible, se debe operar próximo a valores máximos de este rendimiento.
Si la velocidad deseada es por ejemplo 100 m/s, resulta idóneo el motor de embolo, el resto puede funcionar pero con rendimientos mas bajos. Si la velocidad es de 250 m/s, el más apropiado es el turborreactor simple. El turbohélice o el turborreactor de doble flujo no la alcanzarían, y para el estatorreactor o el motor cohete el consumo es

excesivo.

Campo de Utilización de los Aviones

Comparación de los Rendimientos Propulsivos



Relación de Presión

Una relación es una magnitud dividida por otra magnitud de la misma clase. Cualquier máquina que trabaje basándose en el principio de la compresión y la expansión de los gases, trabaja sobre una gama de relaciones de presión. Un motor turborreactor, por ejemplo, toma el aire en la parte frontal, comprime el aire a una determinada presión, quema el combustible con el aire, y luego permite que la presión caiga hasta la presión atmosférica a medida que los gases se descargan en la tobera. Cada vez que la presión sube o baja en el interior de un motor de reacción, se origina una relación de presión. Así, hablamos de la relación de compresión (o, más simplemente, relación de presión) de un motor de turbina de gas o su compresor, queriendo decir la presión de salida del gas dividida por la presión de entrada del gas (o aire).

Relación de presiones del motor

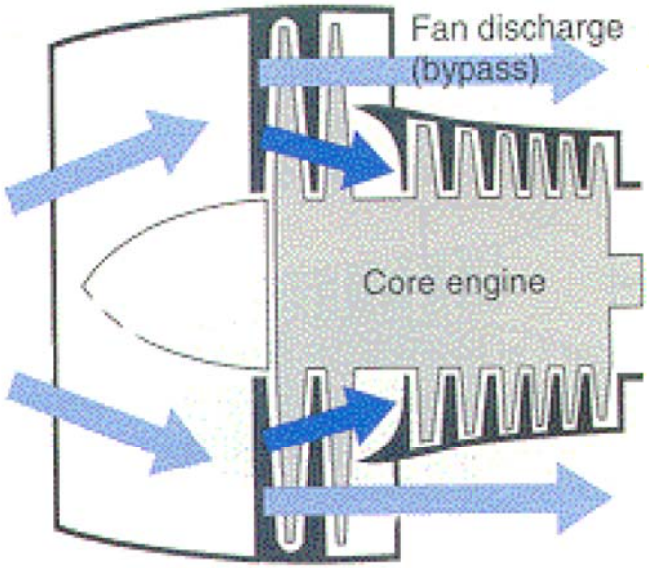
EPR .- Es la relación de la presión total a la entrada del compresor y la presión total en la parte posterior de la turbina.

Relación de Compresión del Compresor.- Es la relación de la presión total a la entrada del compresor y la presión total en la descarga del mismo.

Relación de Presión del Fan.- es la medida del cambio en presión del aire a medida que fluye a través del fan.

Relación de derivación (Bypass Ratio)

La relación de paso de un motor turbofan es la relación de la masa de aire movida por el fan (flujo frío) y la masa de aire movida por el núcleo motor (flujo caliente). Los motores turbofanes pueden clasificarse como de baja relación de paso, de media relación de paso, o de alta relación de paso. Los motores de baja relación de paso tienen una relación de paso de 1:1 o menos y normalmente pasan su descarga de aire a través de conductos anulares alrededor del motor. La descarga de aire del fan puede mezclarse con el escape procedente del núcleo motor, o puede descargarse a través de conductos independientes.



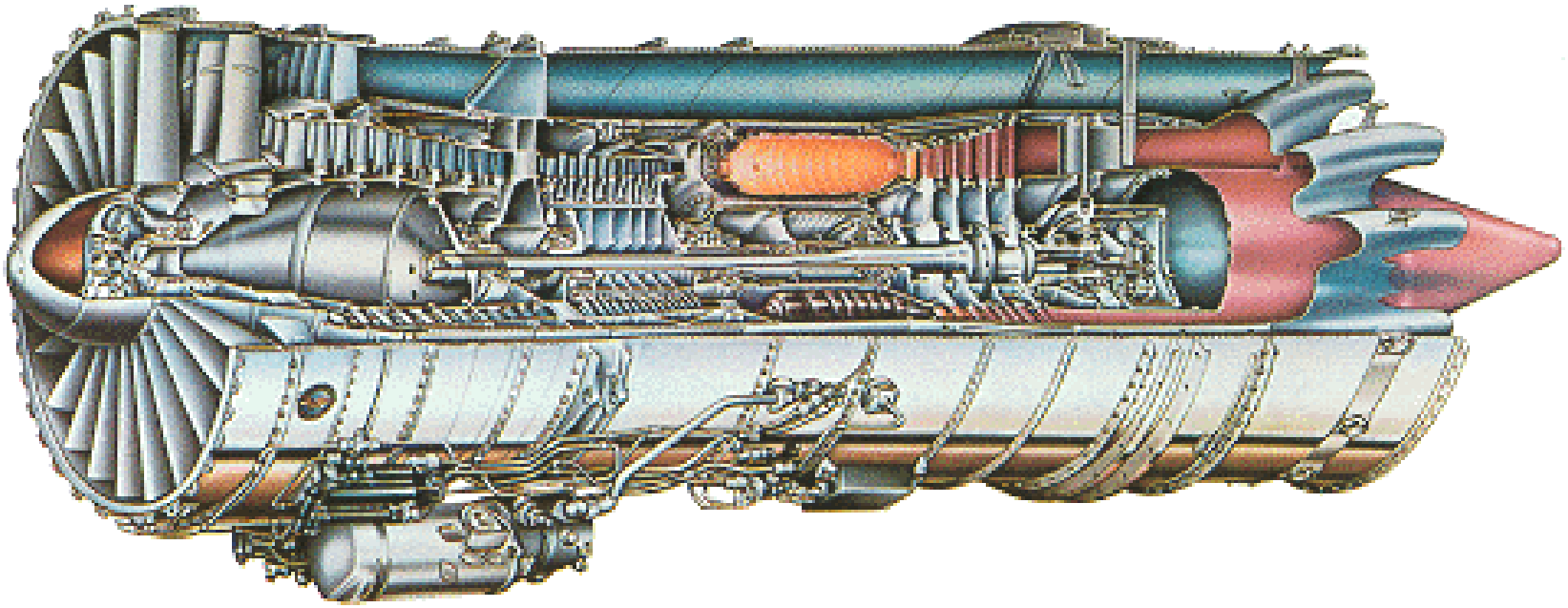
FLUJOS DE AIRE DEL FAN Y NÚCLEO MOTOR PARA DIFERENTES RELACIONES DE PASO (BYPASS RATIOS)

BYPASS RATIO	FAN AIRFLOW LB/S	CORE AIRFLOW LB/S
6.00	858	143
5.00	834	167
4.00	800	200
3.00	750	250
2.00	667	333
1.00	500	500
0.75	429	572
0.50	333	667

Los motores de baja relación de paso tienen una relación de paso de menos de 1 : 1 hasta 2 : 1, son típicos de los primeros motores turbofanes, también denominados “bypass”, introducidos a principìos de 1960 y normalmente pasan su descarga de aire a

través de conductos anulares alrededor del motor.

Relación de derivación (Bypass Ratio)



JT8D	-7	-17AR	-219
Application	727	727, 737, DC-9	MD-80, Super 27
Takeoff thrust	14,000 lb	16,000 lb	21,000 lb
Bypass Ratio	1.07	.96	1.74
Overall pressure ratio	15.4	18.5	19.4
Fan pressure ratio	1.93	2.16	1.91

Los motores turbofanes de media relación de paso tienen una relación de paso en la gama de 2:1 a 3:1, ejemplo de este tipo de motores el Kuznetskov NK-86 turbofan que propulsa al Illusin 86.

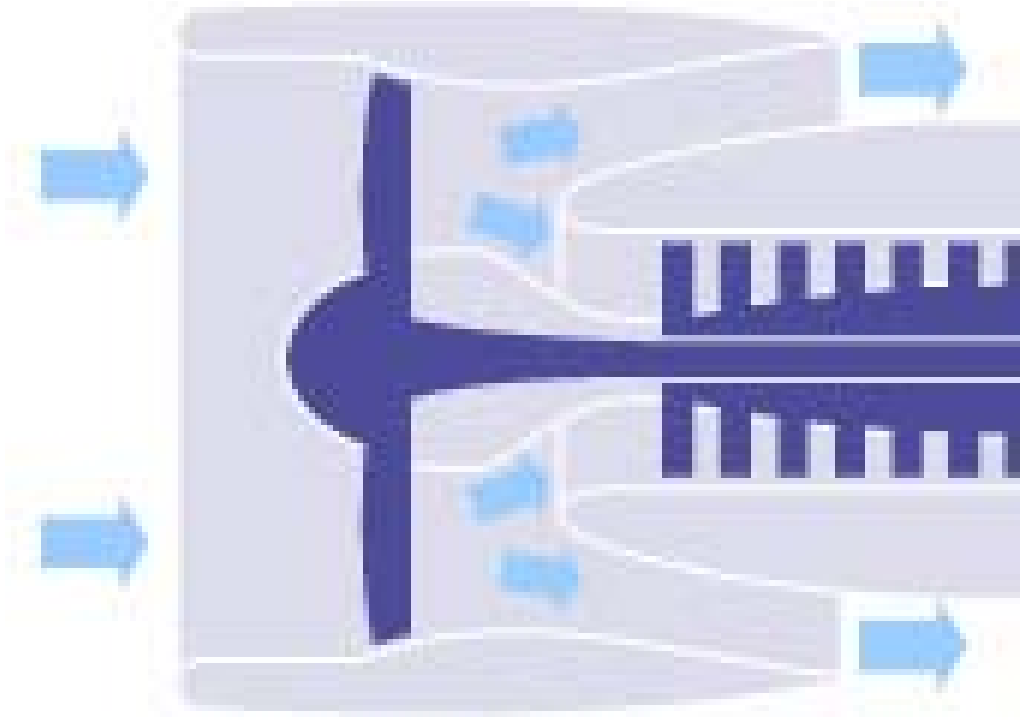
Photo Copyright Rolf Wallner

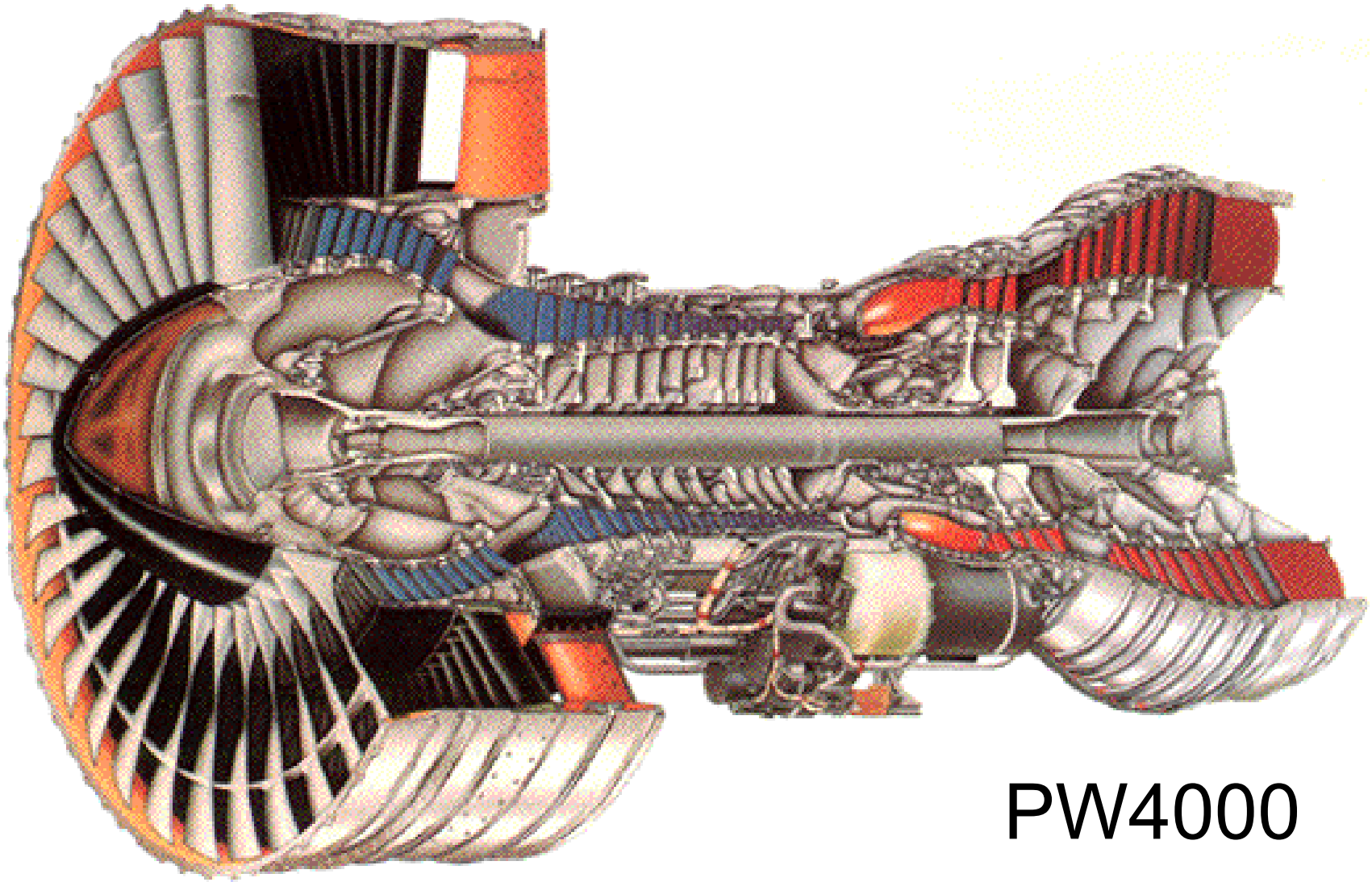
AIRLINERS.NET

Relación de derivación (Bypass Ratio)

Los motores turbofanes de alta relación de paso son los motores de la mayoría de los grandes aviones de transporte. Sus relaciones de paso están de 4:1 hasta tanto como 9:1. Casi todos estos motores descargan el aire de derivación del fan a través de un conjunto de alabes fijos de salida de fan para eliminar el torbellino del

aire según sale del cárter de fan.



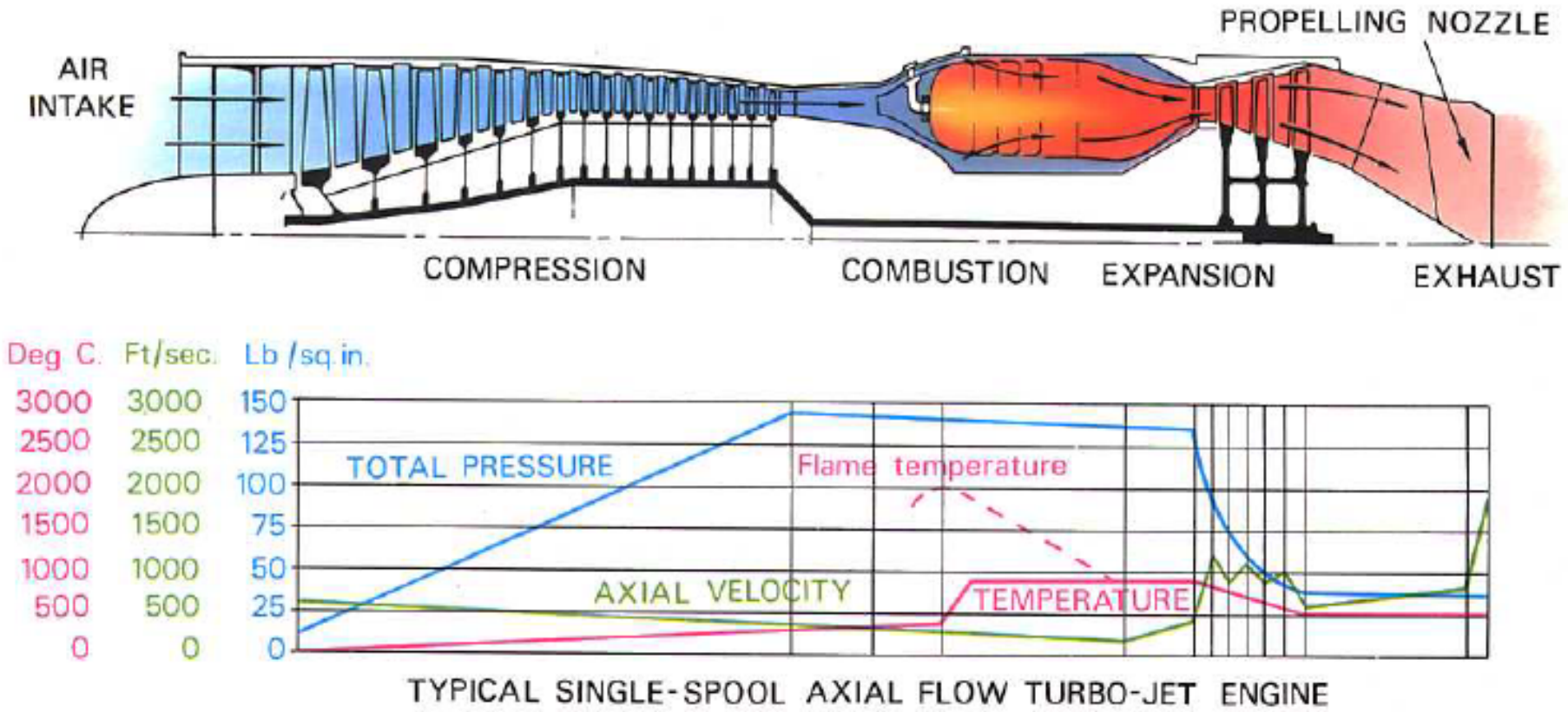


El PW4000 con una relación de paso de 5 : 1 proporciona el 78 % de su empuje con el flujo secundario o de fan.

Cambios en la presión

El aire normalmente entra en la parte frontal del compresor a una presión que es menor que la presión ambiente, indicando que existe una considerable succión a la entrada del motor. Esta, digamos, presión negativa a la entrada del motor puede parcial o completamente superarse por la presión de impacto (*ram pressure*) a medida que el avión incrementa su velocidad. Desde este punto en adelante, hay una considerable elevación de la presión total a través de las sucesivas etapas de compresión, con el índice de elevación aumentando en las últimas etapas de compresión. En la sección divergente del difusor tiene lugar una elevación final de la presión estática. Desde el difusor, el aire pasa a través de la sección de combustión donde experimenta una ligera pérdida de presión. La presión de la cámara de combustión debe ser más baja que la presión de descarga del compresor durante todas las fases de operación del motor con idea de establecer una dirección del flujo hacia la parte posterior del motor y permitir que los gases se expansionen a medida que ocurre la combustión. A medida que los gases se aceleran entre los pasos convergentes de los alabes guías de la turbina tiene lugar una acusada caída en la presión. La presión continúa cayendo a través de la rueda de turbina a medida que parte de la energía de presión en los gases calientes se convierte en fuerza rotacional por medio de la rueda. Si el motor está equipado con mas de una etapa de turbina, tiene lugar una reducción de la presión a través de cada rueda de turbina. Los cambios de presión después de la turbina dependen del tipo de tobera de escape usado y de si la tobera está operando en una condición estrangulada (velocidad del gas a la velocidad del sonido) o sin estrangular. Cuando los gases dejan la tobera de escape, la presión continúa cayendo hasta el valor de la presión ambiente.

Presión, Temperatura y Velocidad del Flujo de gas



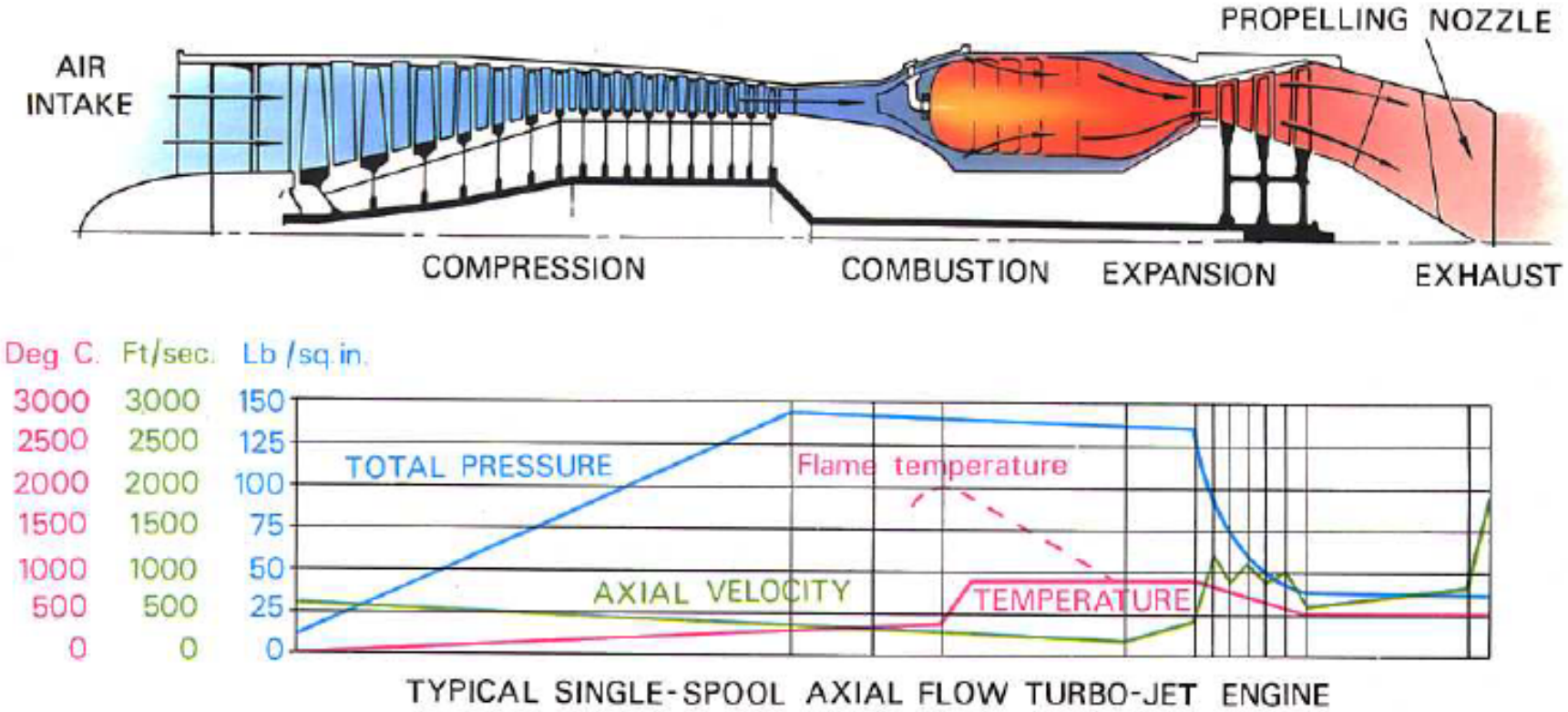
TYPICAL SINGLE-SPOOL AXIAL FLOW TURBO-JET ENGINE

Cambios en la Temperatura

El aire que entra en el compresor al nivel del mar en un día estándar se encuentra a una temperatura de 59º F (15º C). Debido a la compresión, la temperatura a través del compresor sube gradualmente hasta un punto determinado por el número de etapas de compresión y su rendimiento aerodinámico. En algunos motores comerciales grandes, la temperatura delante de la sección de combustión es aproximadamente 800º F (427º C). A medida que el aire entra en las cámaras de combustión, se añade combustible y la temperatura se eleva hasta aproximadamente 3.500º F (1.927º C) en la zona más caliente de la llama. Puesto que esta temperatura está por encima del punto de fusión de la mayoría de los metales, la cámara de combustión y piezas de alrededor en el motor están protegidas por una película de aire de refrigeración la cual se establece por medio del propio diseño de la cámara de combustión. A causa de esta película de refrigeración, el aire que entra en la sección de turbina es considerablemente más frío. La aceleración del aire a través de la sección de turbina reduce aún más la temperatura. Si el motor funciona sin posquemador, hay una ligera caída de temperatura a través del conducto de escape. Si el motor funciona con posquemador, habrá una acusada

elevación de la temperatura en el conducto de escape.

Presión, Temperatura y Velocidad del Flujo de gas



TYPICAL SINGLE-SPOOL AXIAL FLOW TURBO-JET ENGINE

Cambios en Velocidad

Puesto que un motor de reacción obtiene su empuje principalmente de la reacción a la acción en una corriente de aire a medida que fluye a través del motor, los cambios de presión y temperatura acabados de tratar son importantes solo porque deben estar presentes para realizar la parte del proceso de acción – reacción. Lo que realmente se desea es un chorro de aire fluyendo fuera del motor a una velocidad más rápida que la velocidad con la que entró.

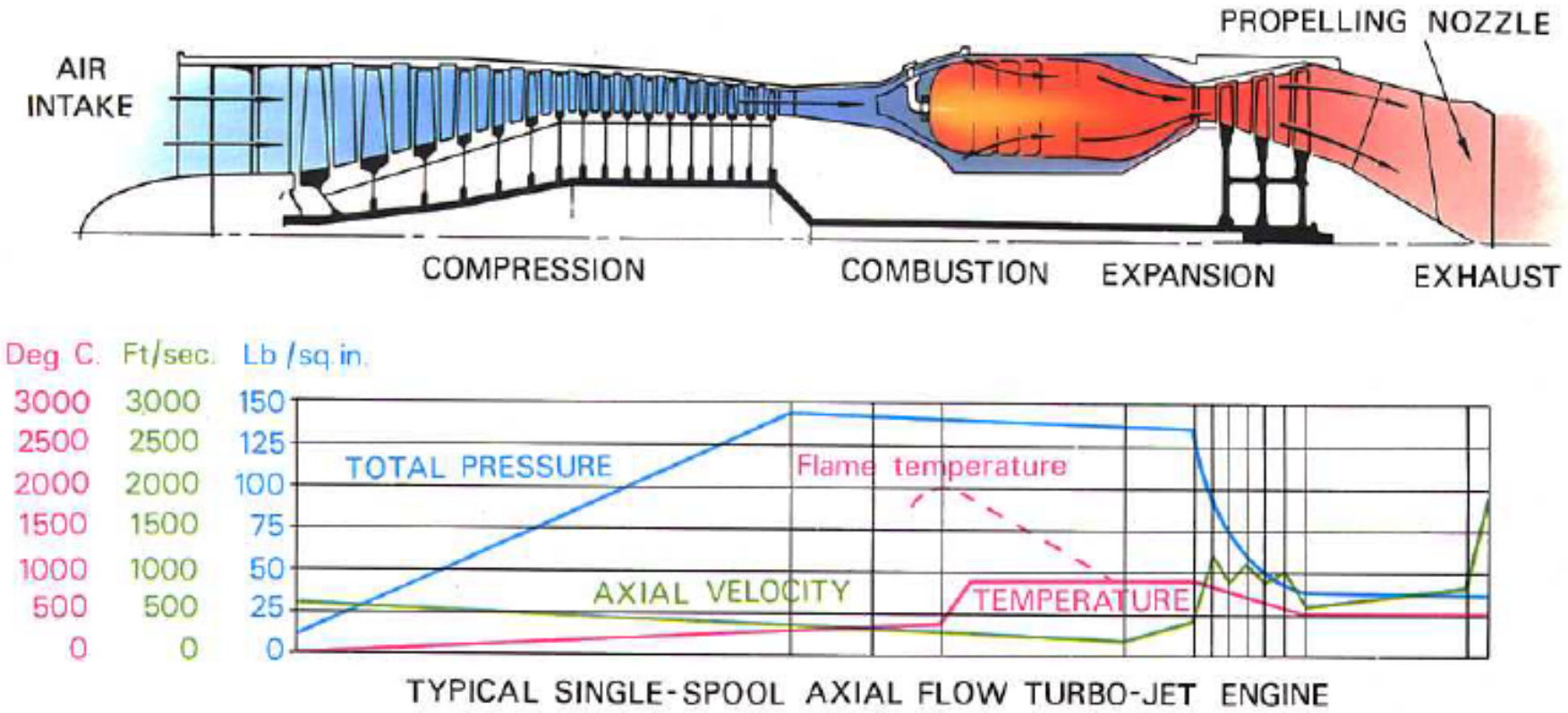
La velocidad del aire a la entrada del compresor debe ser menor que la del sonido para la mayoría de los compresores actuales. Para conseguir esto, el diseño del conducto de entrada del avión es de primordial importancia. Si la velocidad del aire ambiente es cero (avión estacionario), la velocidad del aire delante del conducto aumenta a medida que es arrastrado hacia dentro del compresor. Debido a que el aire que entra a velocidad cero del avión no tiene energía cinética relativa a la admisión del motor antes de entrar, no contribuye a la relación de compresión total. Esta situación cambia a medida que se alcanza el punto de recuperación por aire de impacto (*ram recovery point*) a la entrada del motor. Desde este punto en adelante, la energía cinética relativa contribuye a la relación de presión total en forma de compresión de impacto. En un buen conducto de entrada, esta compresión ocurrirá pronto y eficazmente, con una mínima elevación de temperatura.

Por otra parte, si la velocidad del avión es alta subsónica o supersónica, la velocidad del aire se reduce en el conducto. La velocidad del flujo de aire es casi constante a través de la mayoría de los compresores, y en la mayor parte de los compresores puede disminuir ligeramente. Una caída en la velocidad del aire considerable ocurre en el paso amplio del difusor. El punto donde la velocidad vuelve a comenzar a aumentar es en la cámara de combustión a medida que el aire es forzado alrededor del extremo anterior de la camisa interna de la cámara de combustión y a través de los orificios a lo largo de las paredes. Un posterior aumento tiene lugar en la parte trasera de la cámara de combustión a medida que los gases calientes se expanden y son forzados a través del área ligeramente más pequeña de la camisa de transición. Una elevación en velocidad extremadamente acusada, con una correspondiente pérdida de presión, sucede a medida que el aire pasa a través de las particiones convergentes del diafragma de turbina. Este cambio de presión por velocidad es muy deseable, ya que la turbina está diseñada mayormente para que la velocidad caiga. Como se explicó anteriormente, el aumento en velocidad va acompañado por un descenso en temperatura y presión. Una gran porción del aumento en velocidad a través de los álabes guías de entrada en turbina es absorbida por la rueda de turbina y aplicada para arrastrar al compresor y a los accesorios del motor.

Los cambios en velocidad desde este punto en adelante dependen del diseño del motor. Si el motor no usa el posquemador, la velocidad se reduce a medida que el aire entra en la sección de poscombustión debido a que es un área divergente. Según descarga el aire a través del orificio formado por la tobera de escape, la velocidad aumenta considerablemente. Si el motor funciona con el posquemador operativo, el aumento en temperatura originado por la combustión del combustible del posquemador causará un tremendo aumento en velocidad. En la mayoría de los casos, el uso del posquemador produce un aumento en la velocidad de los gases que es aproximadamente igual a la reducción en velocidad a través de la rueda de turbina. Obsérvese que los únicos cambios que se producen con el uso del posquemador son los de temperatura y velocidad en el conducto de escape. Los cambios de presión, temperatura, y velocidad en el motor básico permanecen iguales porque la tobera de escape de área variable usada con los motores equipados con posquemador está diseñada para abrir a una nueva posición que mantendrá la misma temperatura y presión de descarga de la turbina que existía cuando estaba funcionando a plena potencia sin el posquemador.

En los turbohélices existe un pequeño cambio de velocidad después de la sección de turbina. En ambos motores siempre hay energía en forma de temperatura, presión y velocidad remanentes en los gases de escape después de que dejan la turbina, pero este nivel de energía es mucho más bajo en el turbohélice porque la turbina extrae mas de los gases para arrastrar a la hélice. Esto también es cierto para los motores equipados con fan. Por supuesto que el efecto del chorro se reduce una cantidad proporcional. Además, parte de la energía se pierde porque los gases de escape no se han enfriado a la misma temperatura que el aire que entró en el motor.

Presión, Temperatura y Velocidad del Flujo de gas



TYPICAL SINGLE-SPOOL AXIAL FLOW TURBO-JET ENGINE

Valores Nominales del Motor

Los motores instalados en los aviones comerciales son normalmente motores “part-throttle”; es decir, el empuje de despegue evaluado se obtiene a ajustes del mando de gases por debajo de la posición de gases a tope.
De los motores “part throttle” también se dice que están evaluados planos (*flat rated*), debido a la forma de las curvas de empujes de despegue usadas para tales motores. Lo que verdaderamente se quiere decir con el término *flat rated* tal vez se describa mejor comparando los ajustes de empujes de despegue “gases a tope” en los motores militares con los motores “part throttle” comerciales.
Los motores “full throtle” (gases a tope) están evaluados bajo condiciones de atmósfera estandar (*SL Std.*) para producir el empuje a gases a tope con la palanca de gases en la posición totalmente avanzada. Los cambios de la temperatura ambiente que tengan lugar con la palanca de gases en la posición de totalmente adelante harán que el nivel de empuje cambie. Las elevaciones de temperatura por encima del *SL Std.* de 15º C resultarán en una disminución proporcional del empuje de 15º C. mientras que con las temperaturas por debajo de la estándar, el empuje aumentará, excediendo el nivel evaluado como se ve en la figura.

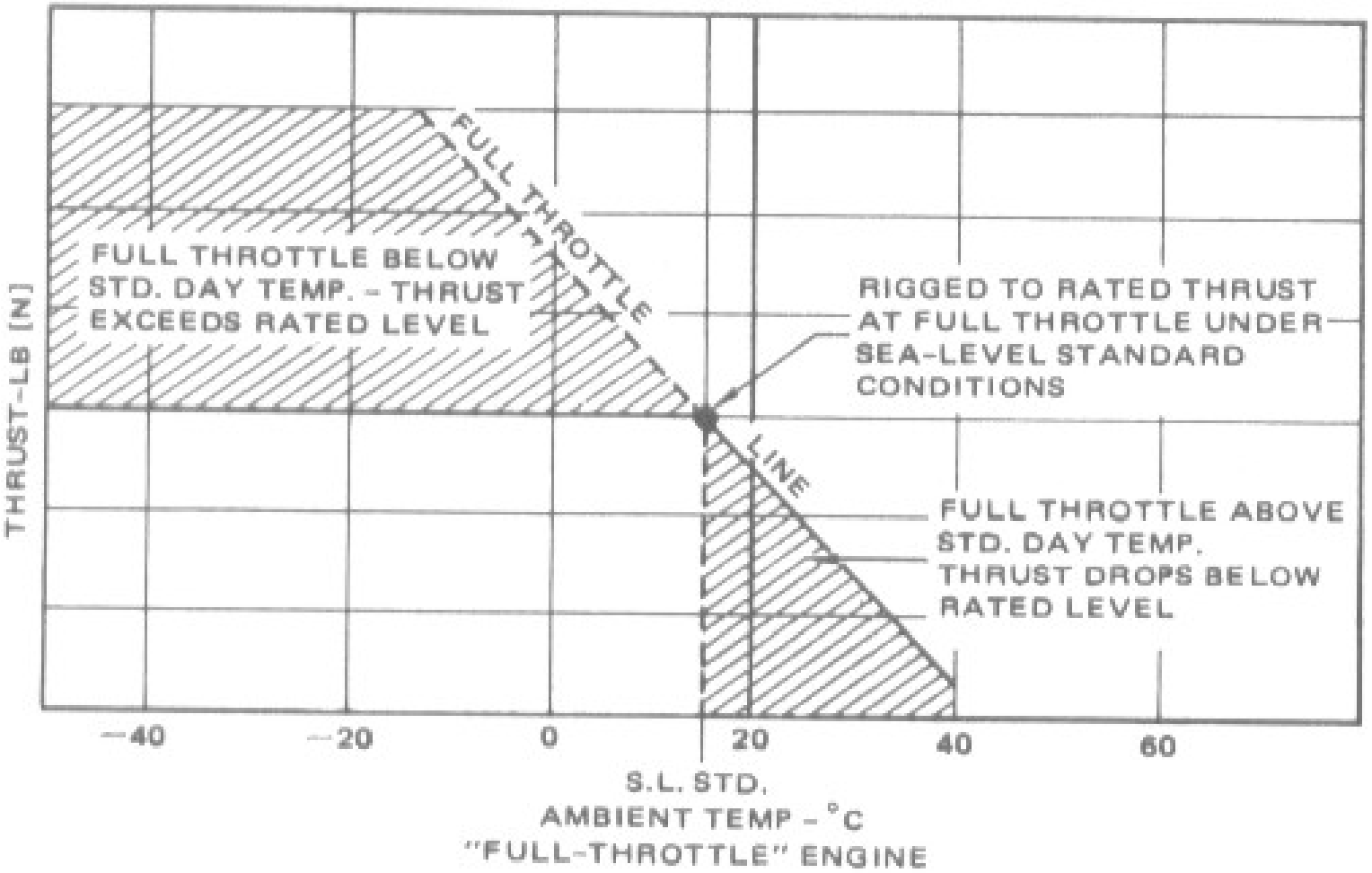
Para la máxima fiabilidad, la mejor actuación en día cálido, y economía de la operación, los motores comerciales turborreactores y turbofanes se operan en los niveles de empuje mas conservadores de “part trottle”, haciendo que así en efecto sean *flat rated*. Un motor “flat rated”se ajusta bajo condiciones del día estandar al nivel del mar para que produzca el empuje a tope evaluado con la palanca de gases a menos del tope del recorrido hacia delante. Cuando la temperatura ambiente se eleva por encima de los 15º C estandar al nivel del mar, el empuje evaluado puede mantenerse todavía avanzando el mando de gases hasta un incremento dado de temperatura en turbina. La cantidad de avance disponible del mando de gases para mantener el nivel de empuje “*flat rated*” está determinado por los límites de temperatura operacional del motor.

Como ejemplo, el empuje de despegue del motor turbofan de gran relación de paso CF6-6 de General Electric es

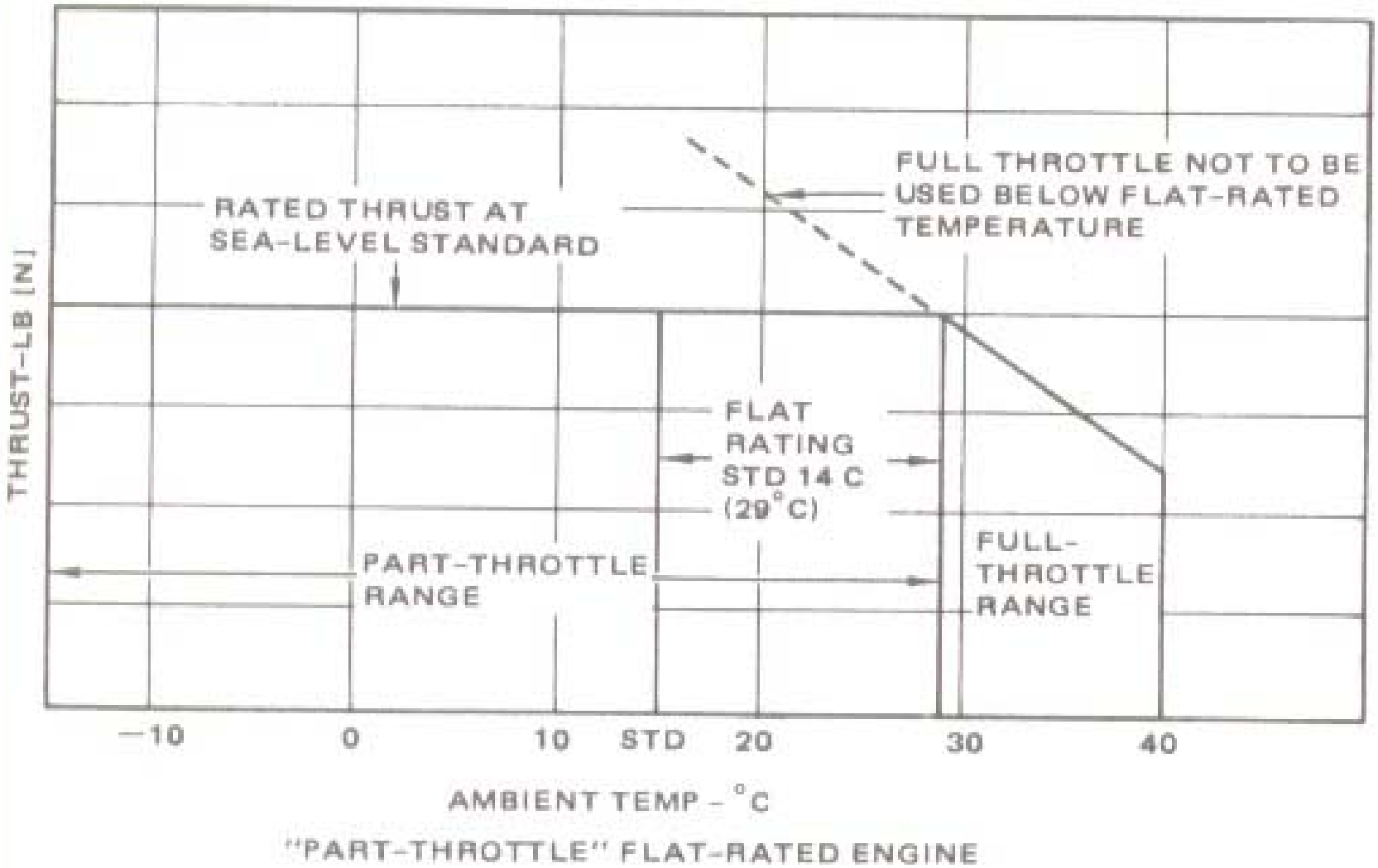
flat rated para el día estándar (15º C) mas 16º C = 31º C, en cuyo punto el empuje se hace limitado por la EGT. Cualquier incremento posterior de la temperatura ambiente causará una disminución proporcional en el empuje.

A temperaturas ambientes por debajo de la estándar al nivel del mar, el empuje se mantiene en el mismo valor máximo que para un día cálido. De esta forma un motor *flat rated* puede producir un empuje evaluado constante sobre una amplia gama de temperaturas ambientes sin sobrecargarse

Valores Nominales del Motor



Valores Nominales del Motor



Regímenes del Motor

Los motores turborreactores y turbofanes están evaluados por el número de libras de empuje que tienen que producir según diseño para los regímenes de:
-Despegue
-Máximo continuo
-Máximo en subida
-Máximo en crucero
Los regímenes para estas condiciones operacionales están publicados en la Especificación del Modelo de Motor para cada tipo de motor. Siendo los regimenes de despegue y máximo continuo, los dos únicos regímenes de motor sujetos a la aprobación del FAA, también están definidos en la Hoja de Datos del Certificado Tipo del FAA.

Definiciones del régimen

Despegue (húmedo) Este es el máximo empuje permisible para el despegue. Se obtiene actuando el sistema de inyección de agua y ajustando el empuje “húmedo” con el mando de gases, en términos de una predeterminada presión de descarga de turbina o relación de presión del motor para las condiciones ambientales prevalecientes. Este régimen está permitido solo para el despegue, tiene limitación de tiempo, y tendrá limitación de altitud. Los motores sin inyección de agua no tienen este régimen.

Despegue (seco) Este es el empuje máximo permisible sin el uso de inyección de agua. Este régimen se obtiene ajustando el mando de gases al empuje de despegue (seco) en términos de una predeterminada presión de descarga de turbina o relación de presión del motor para las condiciones ambientales prevalecientes. Este régimen tiene limitación de tiempo y se usa solo para el despegue.

Máximo Continuo Este régimen es el empuje máximo que puede usarse continuamente, se entiende que es solo para uso en emergencia a discreción del piloto. Este régimen se obtiene ajustando el mando de gases a una predeterminada presión de descarga de turbina o relación de presión del motor.

Máximo o Normal en Subida Es el empuje máximo aprobado para la subida normal. El régimen se obtiene de la misma manera que el Máximo Continuo. En algunos motores el empuje de Máximo Continuo y el Normal son los mismos.

Máximo en Crucero Este es el empuje máximo aprobado para el crucero. Se obtiene de la misma forma que el Máximo Continuo.

Ralentí Esto no es un régimen de motor, sino mas bien una posición del mando de gases adecuada para la operación a mínimo empuje en tierra o vuelo. Se obtiene colocando el mando de gases en el detent de ralentí. El flujo de combustible calibrado para el ralentí se determina por el ajuste en la unidad de control de combustible.

Todos los regímenes previamente mencionados se refieren a valores específicos de empuje, no – como algunas veces se interpreta – a un valor máximo de r.p.m. y/o EGT. Las limitaciones de r.p.m. y EGT son limitaciones físicas dentro de las cuales un motor debería desarrollar el régimen de empuje adecuado.

Regímenes del Motor

-Despegue

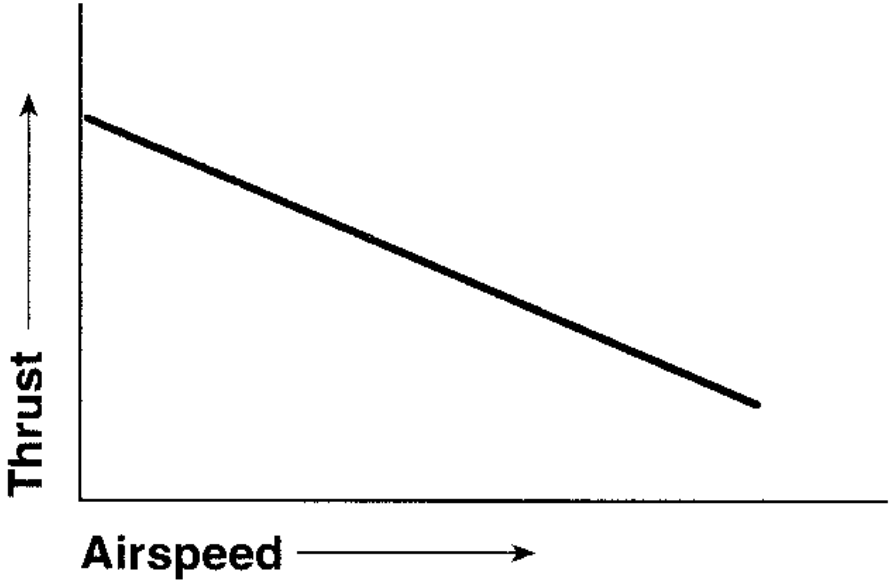
-Máximo continuo

-Máximo en subida

-Máximo en crucero

Influencia de la velocidad sobre el empuje estático

La formula muestra que cualquier incremento en la velocidad hacia delante del avión resultará en un descenso en el empuje. Cuanto más rápido se desplace el avión, mayor será la cantidad de movimiento inicial del aire en relación con el motor (V1 aumentando). Pero la velocidad en la tobera de descarga generalmente está fijada por la velocidad del sonido. Obviamente, la diferencia V2 – V1 o variación de la cantidad de movimiento se hará más pequeña a medida que la velocidad del avión aumenta



$$F_n = \frac{W_a}{g}(V_2 - V_1)$$

Esta pérdida de empuje será parcialmente compensada por el aumento en Wa debido al aire de impacto (*ram air*). No se recupera tanto empuje debido al aumento de la presión de impacto como parecería indicarse a primera vista.

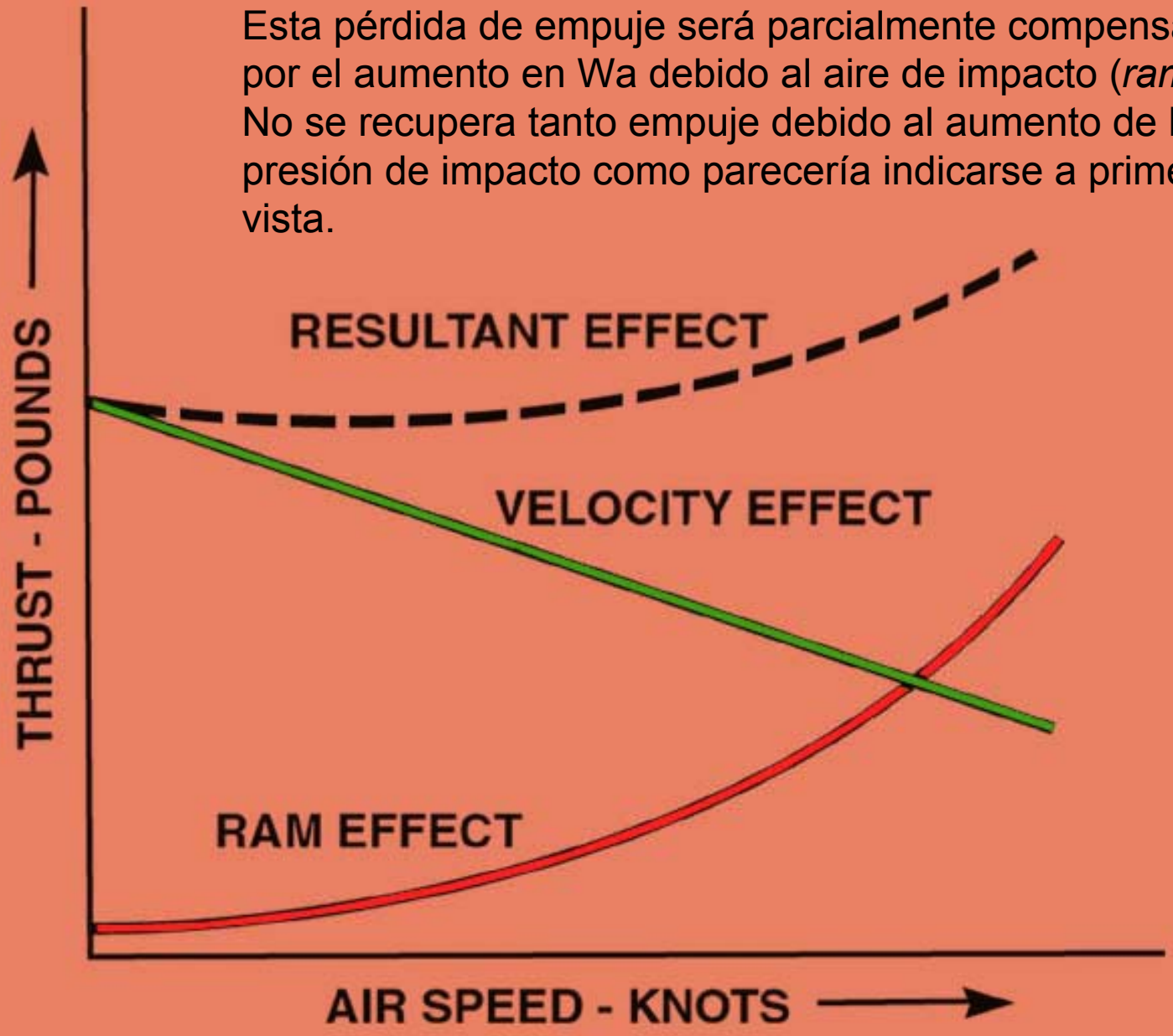


FIG 03-74

©Jeppesen Sanderson, INC. 2001 All Rights

A&P Tech Powerplant Textbook

A altas velocidades del avión existe una considerable elevación de la temperatura además de la elevación en presión. El aumento real del peso del flujo de aire dentro del motor será directamente proporcional a la elevación de presión e inversamente proporcional a la raíz cuadrada de la elevación en temperatura.

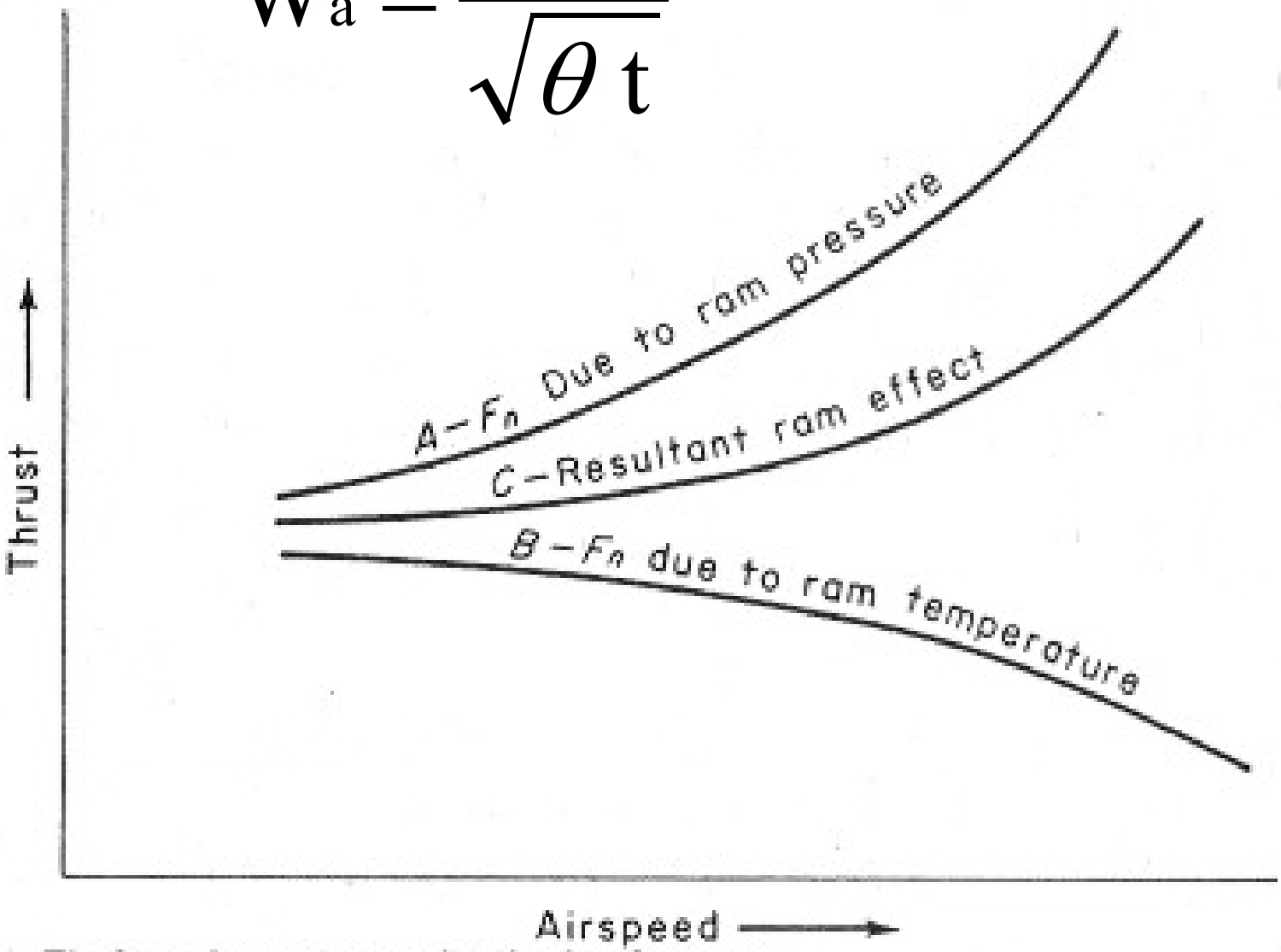
Las pérdidas también pueden ocurrir en el conducto a altas velocidades como resultado del rozamiento del aire y la formación de ondas de choque.

Donde

δt = presión total

θt = temperatura total

$$W_a = \frac{\delta t}{\sqrt{\theta t}}$$



El efecto impacto resulta de dos factores

Fig. 2-9

Efecto de la Temperatura sobre el Empuje

El motor de turbina de gas es muy sensible a las variaciones de la temperatura del aire (Fig. 2-10). Muchos motores están evaluados con el aire a la temperatura estándar 59º Fahrenheit (F) [15º Celsius (C)], aunque algunos fabricantes evaluarán de forma estimada (*flat rating*) sus motores para una temperatura más alta; es decir, el motor está garantizado para producir un empuje específico mínimo a una temperatura por encima de 59º F [15º C]. A temperaturas inferiores se requiere una manipulación cuidadosa de la palanca de gases. En cualquier caso, si el motor opera a temperaturas del aire más altas que la estándar, producirá menos empuje. Contrariamente, la operación del motor a temperaturas del aire más frías que las condiciones del día estándar producirá un empuje mayor que el evaluado.
Una elevación de la temperatura ambiente hará que la velocidad de las moléculas aumente y se separen mas unas de otras. Cuando están separadas un determinado número de moléculas ocupará un espacio mayor, por lo que un menor número de ellas entrarán en el área de admisión del motor. Esto resulta en una disminución de Wa dentro del motor con una correspondiente disminución del empuje.

Efecto de la Temperatura sobre el Empuje

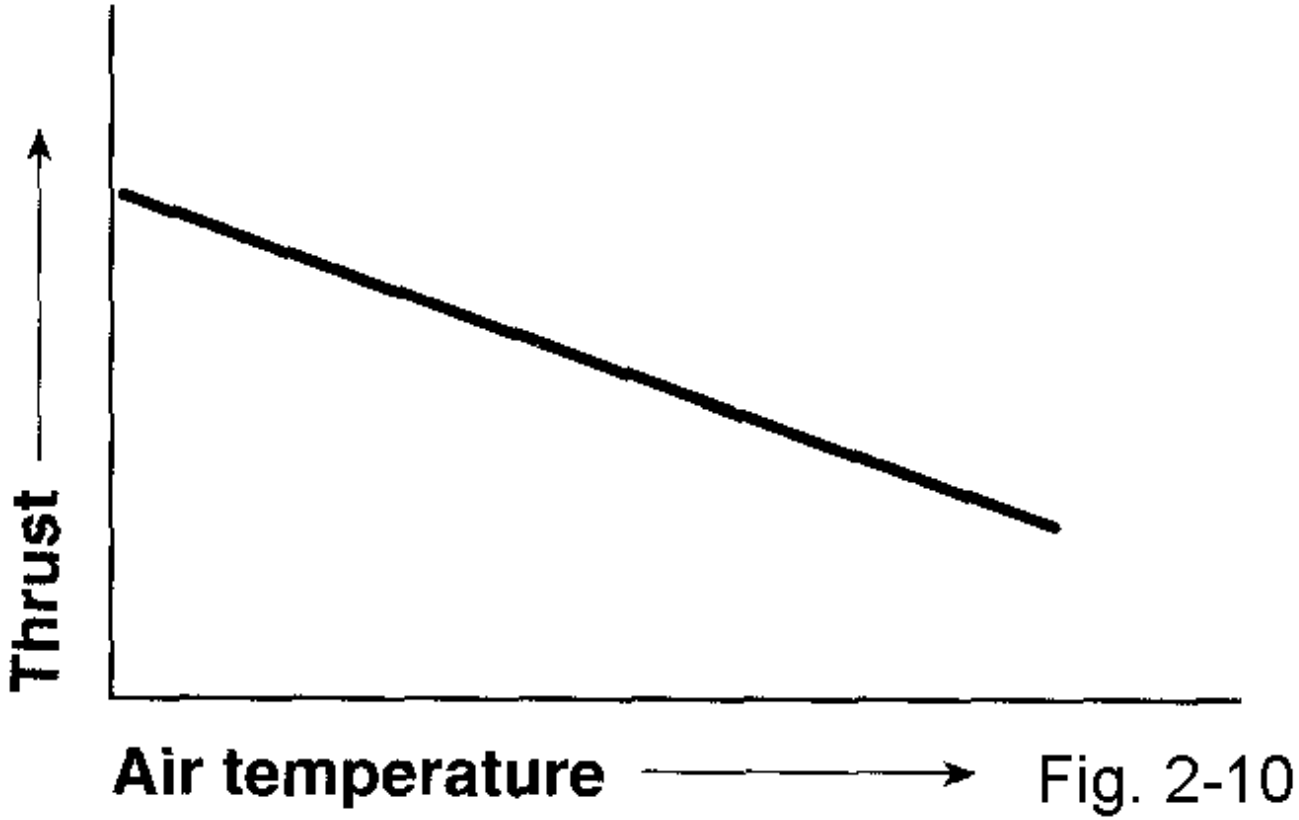


Fig. 2-10

VARIACIÓN DEL EMPUJE CON LA TEMPERATURA AMBIENTE

Efecto de la Densidad sobre el Empuje

Densidad es el número de moléculas por unidad de volumen, y está afectada por la presión y por la temperatura. Cuando la presión sube, la densidad sube, cuando la temperatura sube, la densidad baja.
Esta relación puede expresarse matemáticamente como se muestra en la imagen.
O la densidad es directamente proporcional a la presión e inversamente proporcional a la temperatura multiplicada por una constante. Una constante de 17’32 es necesaria para hacer que la relación de densidad sea igual a 1 bajo condiciones estándares de temperatura (518’7º R) y presión (29’92 inHg)

Efecto de la Densidad sobre el Empuje

$$\text{Relación de densidad} = K\,\frac{P}{T}$$

donde K = una constante
P = presión en pulgadas de mercurio (in Hg.)
T = temperatura en grados Rankine (º R)

$$17'32\,\frac{29'92}{518'69} = 1$$

Efecto de la Presión sobre el Empuje

Un aumento de la presión atmosférica tiene como resultado que haya mas moléculas por unidad de volumen. Cuando esta situación ocurre, hay mas moléculas disponibles para entrar en el área de admisión del motor, y como

resultado, tiene lugar un aumento de Wa a través del motor (Fig. 2-11)

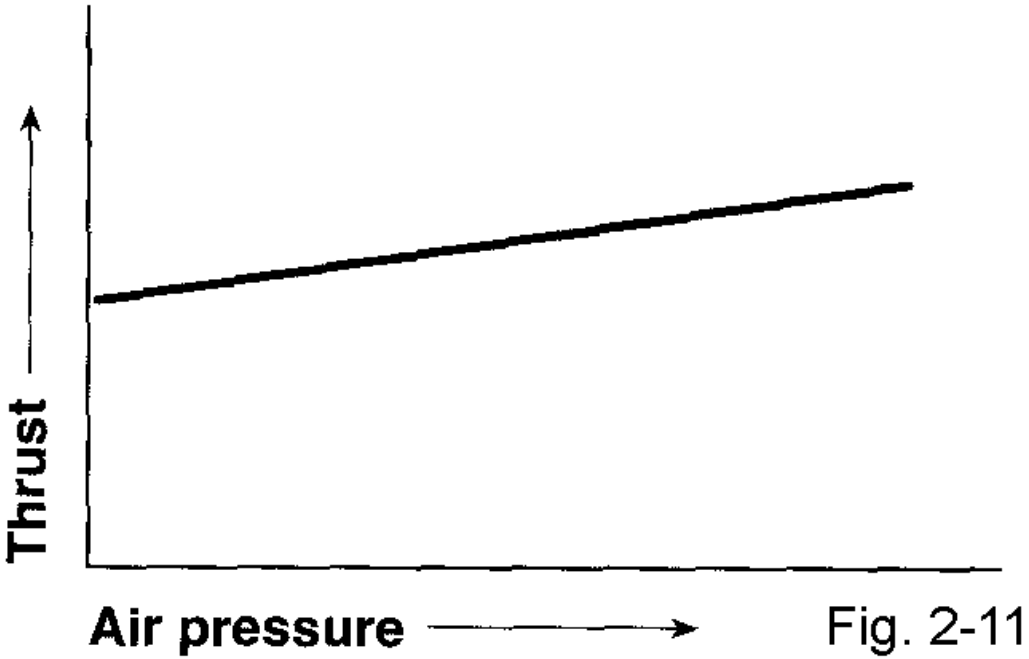


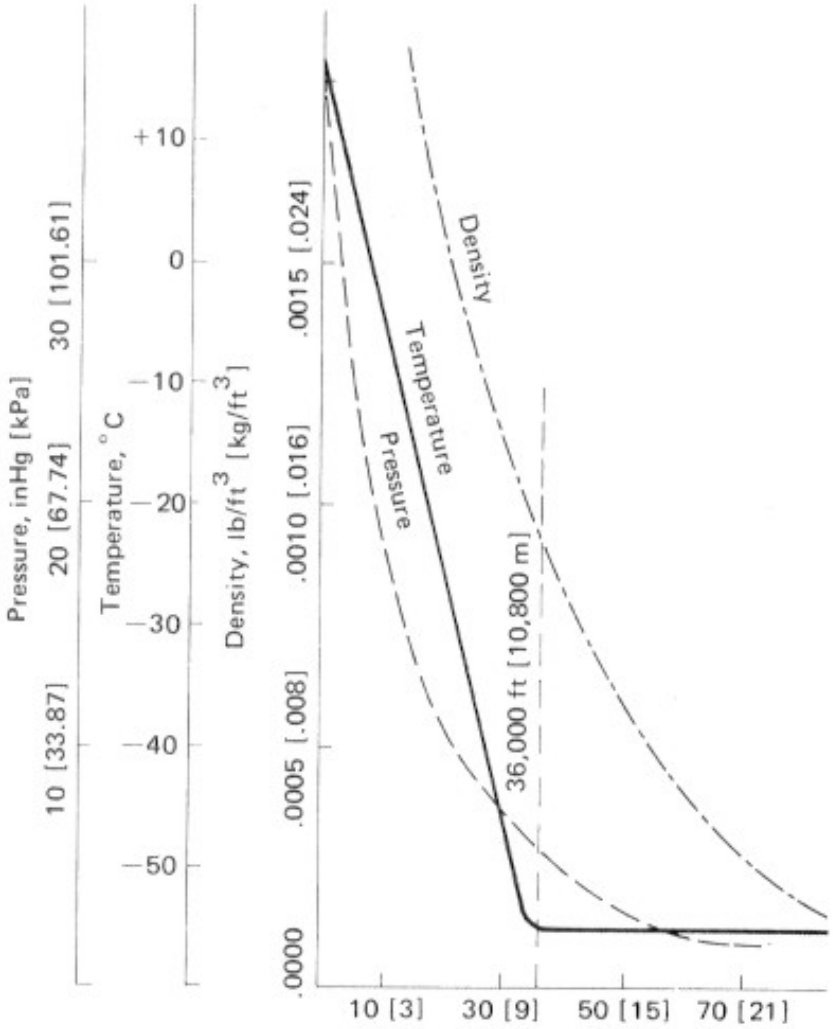
Fig. 2-11

VARIACION DEL EMPUJE CON LA PRESION AMBIENTE

Variaciones de la Densidad, Temperatura y Presión con la Altitud

Por supuesto que las variaciones de densidad son de lo más perceptibles con los cambios de altitud. A aproximadamente 36.000 pies [10.973 m], esencialmente el comienzo de la tropopausa, la temperatura deja de bajar y permanece constante mientras que la presión continúa descendiendo.

Variaciones de la Densidad, Temperatura y Presión con la Altitud



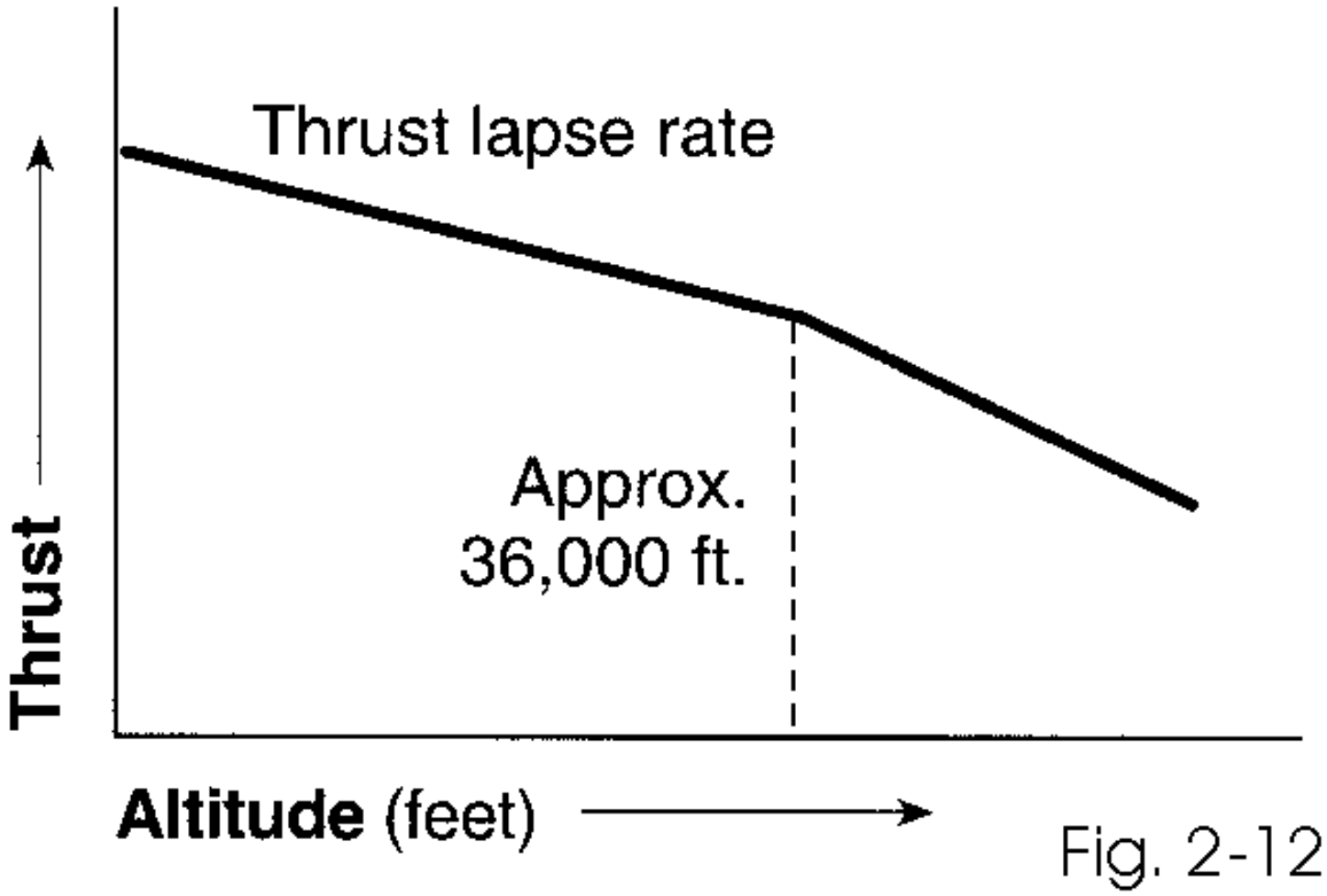
Altitud, miles de pies [m]
Variación de la presión - temperatura - densidad con el aumento de altitud

Fig. 2-13 A 36.000 pies (10.973 m) la temperatura deja de bajar.

Efecto de la Altitud sobre el Empuje

Cuanto mayor es la altitud, menor es la presión, resultando en un descenso del empuje. Pero cuanto mayor es la altitud, el aire es más frío, resultando en un incremento del empuje. Sin embargo, la presión cae más rápida que la temperatura, por lo que realmente existe una disminución del empuje con el incremento de altitud. A aproximadamente 36.000 pies [10.973 m], esencialmente el comienzo de la tropopausa, la temperatura deja de bajar y permanece constante mientras que la presión continúa descendiendo (Fig. 2-13). Como resultado, el empuje caerá más rápidamente por encima de los 36.000 pies porque la pérdida de empuje debida a la caída de presión del aire ya no será parcialmente compensada por la ganancia de empuje debida al descenso de la temperatura. Así que los 36.000 pies es la altitud óptima para el vuelo de crucero de gran radio de acción, porque a esta altitud, aunque el empuje del motor se reduce, la relación entre el empuje producido y la disminución de la resistencia aerodinámica sobre el avión es de lo más favorable. La mayoría de los reactores comerciales y privados están certificados para una altitud mucho mayor.

Efecto de la Altitud sobre el Empuje



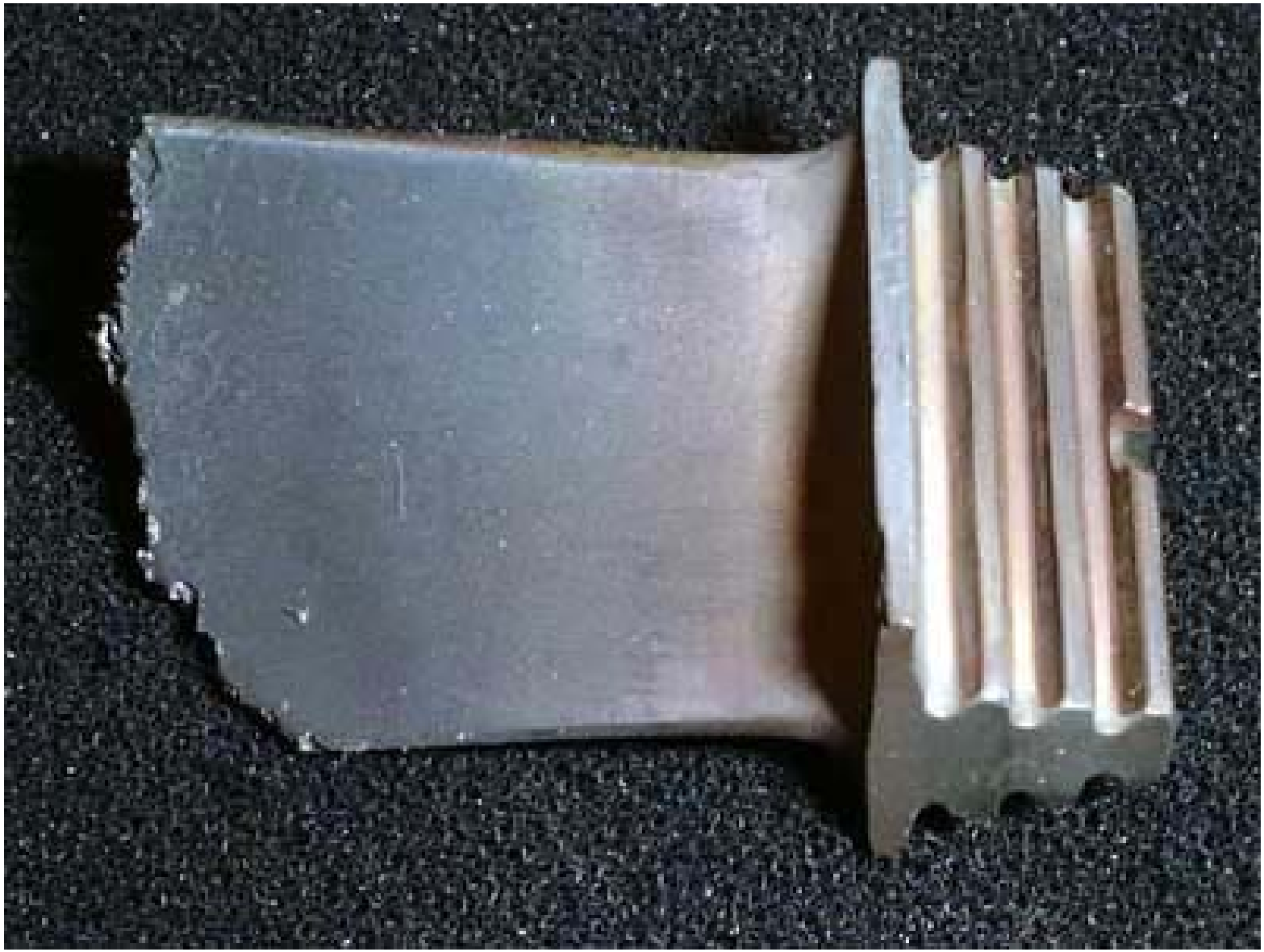
VARIACION DEL EMPUJE CON LA ALTITUD

Limitaciones Operativas del Motor

En empuje de despegue, un motor está funcionando más próximo a sus capacidades físicas y estructurales totales que durante cualquier otra fase de funcionamiento. Consecuentemente, por razones de seguridad así como también para asegurar una máxima vida en servicio de los componentes del motor, debemos ceñirnos estrechamente a todas las limitaciones operativas.
Más que cualquier otros factores asociados, la temperatura interna del motor (EGT) afecta a la vida en servicio de los motores turborreactores y turbofanes. Las excursiones rápidas y los periodos prolongados de funcionamiento a altas EGT's tienen efectos adversos y muy pronunciados sobre los componentes de la sección caliente del motor – alabes guías de entrada en turbina, discos de turbina, y alabes rotatorios de turbina.
Aunque el uso del empuje de despegue está permitido hasta un tiempo límite de 5 minutos, se recomienda que el tiempo de empuje de despegue se limite hasta satisfacer los requisitos del vuelo inmediato y se reduzca el empuje tan pronto como sea posible.

Limitaciones Operativas del Motor

Limitaciones Operativas del Motor

El funcionamiento a altos niveles de empuje durante el mas corto tiempo posible y el mantener las condiciones de EGT lo más bajas posibles tienen una relación muy importante con el resultado final de la vida en servicio del motor. Debe evitarse la operación prolongada a empuje de despegue con EGT's altos. Los efectos combinados de las altas temperaturas y las altas velocidades del motor conducen a esfuerzos de rupturas y a una oxidación progresiva intergranular de los alabes de turbina. Cuando se requieran cambios de potencia que resulten en excursiones por el alto EGT, los cambios deberían hacerse tan lentos como se pueda para reducir el esfuerzo térmico en los metales de los alabes guías de entrada en turbina y de los alabes rotatorios.

Limitaciones Operativas del Motor