ACTUACIONES DE MOTORES

Empuje Total

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, la ecuación para el empuje total es:

$$F_{gross} = \frac{W_a}{g} (V_2) + Aj (Pj - Pam)$$

Donde: F_{gross} = Empuje total

W_a = Peso del aire que entra al motor

g = Aceleración de la gravedad

V_2 = 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. Cuando se trata el término "empuje" de una turbina de gas, normalmente se refiere al empuje neto, a menos que se diga lo contrario.

Ejemplo: Determínese la cantidad de empuje total producido en un día estándar por un avión propulsado por un turborreactor, el cual se encuentra en reposo en cabecera de pista con su motor ajustado a potencia de despegue si el flujo de aire que pasa a través del motor es de 96 libras por segundo y produce una velocidad de gases en el escape de 1.460 pies por segundo con una presión de descarga de gases en la tobera de 39'3 psi, siendo el área de la tobera de escape de 2 pies cuadrados.

$$F_{gross} = \frac{96}{32} 1460 + 2(5659 - 2074) = 11.552 \text{ lbs}$$

Empuje Neto

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 sigue:

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

Donde: F_n = Empuje neto

W_a = Peso del aire que entra al motor

g = Aceleración de la gravedad

V_2 = Velocidad de los gases en la tobera de escape

V_1 = Velocidad del aire a la entrada del motor

W_f = Peso del combustible

V_f = Velocidad del combustible

A_j = Área de descarga de la tobera de escape

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

P_{am} = 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.

Ejemplo: Determínese la cantidad de empuje neto producido en un día estándar por un avión propulsado por un turborreactor, el cual se encuentra en vuelo a una velocidad de 310 mph si el flujo de aire que pasa a través del motor es de 96 libras por segundo y produce una velocidad de gases en el escape de 1.460 pies por segundo con una presión de descarga de gases en la tobera de 39'3 psi, siendo el área de la tobera de escape de 2 pies cuadrados.

$$F_n = \frac{96}{32}(1460 - 460) + 2(5659 - 2074) = 10.170\,\text{lbs}$$

Toberas Estranguladas

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.

Este componente del empuje puede hallarse por medio de esta fórmula:

$$F = A_j\,(P_2 - P_{am})$$

Donde:

A_j = Área de la tobera de escape en pulgadas cuadradas

P_2 = Presión estática del aire en la descarga de la tobera de escape en libras por pulgada cuadrada

P_{am} = Presión estática del aire ambiente en la tobera de escape en libras por pulgada cuadrada

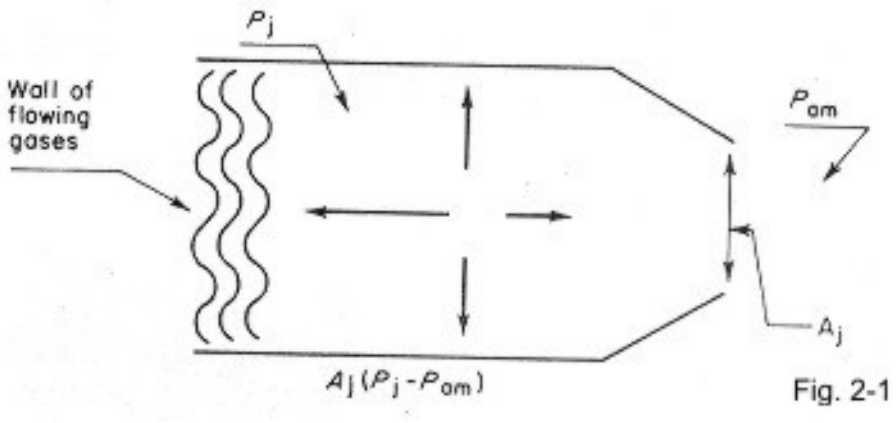
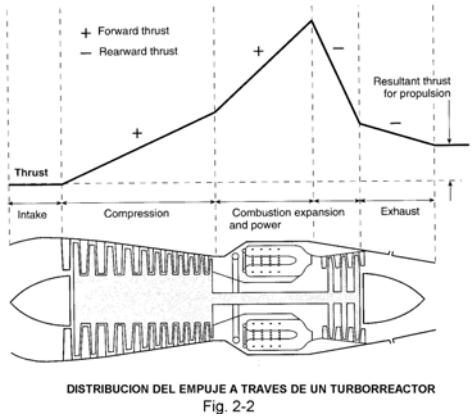


Fig. 2-1

Este empuje adicional está presente por la misma razón que había una fuerza que movía al globo. Esto, se recordará, ocurría porque había un desequilibrio de presión en el interior del globo después de que la boquilla se soltaba. El desequilibrio entre la presión estática en la tobera de un motor de reacción y la presión ambiente resulta en el mismo efecto. En el caso del reactor, como en el del globo, la presión estática corriente arriba (en la dirección del movimiento del motor de reacción y del globo) es mayor que la presión estática corriente abajo, la cual se suma a la fuerza que empuja conocida como empuje. Verdaderamente la manera en la que la fuerza adicional o empuje se genera en la tobera de ambos, el motor de reacción y el globo, es más complicado que esto. La explicación se ha simplificado de forma que el principio básico pueda comprenderse más fácilmente.

Distribución del Empuje



DISTRIBUCION DEL EMPUJE A TRAVES DE UN TURBORREACTOR
Fig. 2-2

El empuje neto en un motor está constituido de varios componentes, como se puede ver en la figura. Cuando se añade cantidad de movimiento a la masa de aire que fluye a través del motor, el empuje es hacia delante (+), y cuando se pierde cantidad de movimiento, el empuje es hacia atrás (-).

El aire que fluye dentro del motor a través del conducto de entrada no produce empuje de ningún tipo, pero a medida que el aire es comprimido, su cantidad de movimiento aumenta por la energía extraída de la turbina, y se produce un empuje hacia delante. Según pasa el aire por la sección de combustión, se añade energía por la combustión del combustible y se suma otro incremento de empuje hacia delante. Cuando el aire caliente deja la sección de combustión, fluye a través de la turbina donde se le extrae bastante de su energía para girar al compresor. Esto resulta en un empuje hacia atrás. A medida que los gases de escape se expanden a través del conducto de escape convergente, se produce más empuje hacia atrás. Cuando todos los componentes de empuje hacia atrás se restan de los componentes de empuje hacia delante, el empuje resultante es el empuje disponible para la propulsión.

Resultante de Empuje

El empuje neto de un motor es el resultado de los cambios de presión y cantidad de movimiento dentro del motor. Algunos de estos cambios producen fuerzas hacia delante, mientras otros producen fuerzas hacia atrás. Cuando quiera que hay un incremento de la energía calorífica total por la combustión del combustible, o en la energía de presión total por la compresión, o por un cambio de energía cinética a energía de presión, como en el difusor, se producen fuerzas hacia delante. Inversamente, fuerzas hacia atrás o pérdidas de empuje resultan cuando la energía calorífica o de presión disminuye o es convertida en energía cinética, como en la tobera. El empuje neto nominal de cualquier motor se determina por cuanto exceden las fuerzas de empuje hacia delante a las fuerzas de empuje hacia atrás.

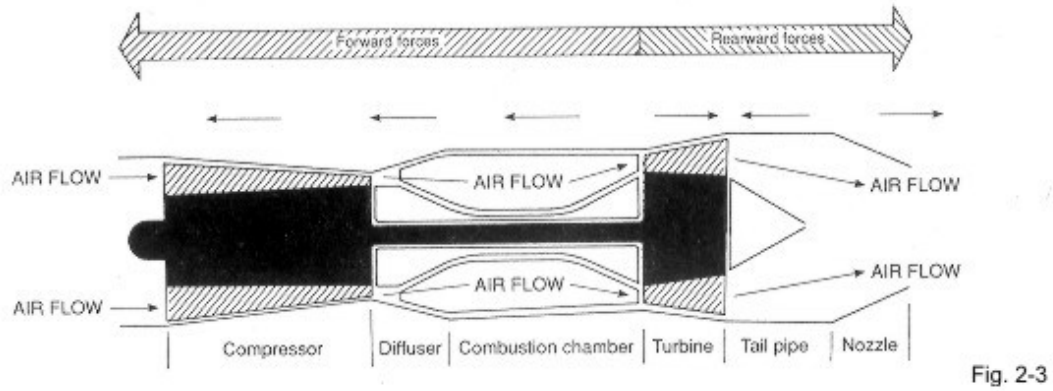


Fig. 2-3

Si las áreas, las presiones que actúan sobre estas áreas, las velocidades, y flujos de masa se conocen en cualquier punto del motor, las fuerzas que actúan en ese punto pueden calcularse. Para cualquier punto en el motor, la fuerza sería la suma de:

$$F_n = \frac{W_a}{g}(V_2 - V_1)$$ o masa x aceleración = Ma

mas

$$F_n = A_j(P_j - P_{am})$$ o presión x área

Entonces la formula completa se leería

$$F_n = M_a + PA$$

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/s^2

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

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

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

= 11.980 lb

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.

Descarga del Compresor

Flujo de aire = 160 lbs/s

Velocidad = 400 ft/s

Presión = 95 psi

Área = 180 pulgadas cuadradas

Nota: La presión y la velocidad en la cara del compresor son cero. Para calcular las fuerzas que actúan sobre el compresor, solo es necesario considerar las condiciones en la descarga.

$$F_{n,\,comp} = Ma + PA$$
$$= \frac{160}{32}(400) + (95 \times 180)$$
$$= 19.100 \text{ lbs de empuje hacia delante}$$

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.

$$F_{n,\,dif} = Ma + PA - 19.100$$
$$= \frac{160}{32}(350) + (100 \times 200) - 19.100$$
$$= 21.750 - 19.100$$
$$= 2.650 \text{ lbs de empuje hacia delante}$$

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

$$F_{n\,cam} = Ma + PA - 21.750$$
$$= \frac{160}{32}(1250) + (95 \times 500) - 21.750$$
$$= 53.750 - 21.750$$
$$= 32.000 \text{ lbs de empuje hacia delantel}$$

Descarga de 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

$$F_{n,\,turbina} = Ma + PA - 53.750$$
$$= \frac{160}{32}(700) + (20 \times 550) - 53.750$$
$$= 14.500 - 53.750$$
$$= -39.250 \text{ lbs de empuje hacia atrás}$$

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

$$F_{n,\,cond.esca.} = Ma + PA - 14.500$$
$$= \frac{160}{32}(650) + (25 \times 600) - 14.500$$
$$= 18.250 - 14500$$
$$= 3.750 \text{lbs de empuje hacia delante}$$

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

$$F_{n,\,tobera} = Ma + PA - 18.250$$
$$= \frac{160}{32}(2.000) + (6 \times 330) - 18.250$$
$$= -6.270 \text{ lbs de empuje hacia atrás}$$

La suma de los empujes hacia delante y hacia atrás es:

		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	

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.
Equipando al motor con un posquemador tendremos dos grandes efectos sobre las condiciones operativas del motor.

Flujo de aire = 160 lbs/s (sin considerar el flujo de combustible)

Velocidad = 2.500ft/s

Presión = 6 psi

Area = 450 pulgadas cuadradas

$$F_{n,\text{ tobera}} = Ma + PA - 18.250$$
$$= \frac{160}{32}(2.500) + (6 \times 450) - 18.250$$
$$= 15.200 - 18.250$$
$$= -3.050 \text{ lbs de empuje hacia atrás}$$

La cantidad de empuje hacia atrás para el motor sin posquemador es –6.270 lbs, y para el motor con posquemador es –3.050 lbs, una diferencia de 3.220 lbs. Si 3.220 lbs se añaden al empuje del motor sin posquemador, el empuje total será

$$11.980 + 3.220 = 15.200 \text{lbs}$$

El empuje para todo el motor bajo condiciones de poscombustión será

$$F_n = \frac{W_a}{g}(V_2 - V_1) + A_j(P_j - P_{am})$$
$$= \frac{160}{32}(2.500 - 0) + 450(6 - 0)$$
$$= 15.250 \text{ lbs}$$

Empuje en Caballos de Potencia

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:

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

Esta formula puede simplificarse a

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

o

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

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

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

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

$1hp = 550\ (ft)(lb)/s$

$550\ (ft)\ (lb)/s \times 60 = 33.000\ (ft)(lb)/min$

$33.000\ (ft)(lb)/min \times 60 = 1.980.000\ (ft)(lb)/h$

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

$375\ (mi)(lb)/h = 1hp$

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:

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

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 en el Eje

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 aproximadame 2`5 libras de empuje.
La fórmula para el ESHP es:

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

ESHP = Equivalente de Caballo de Potencia al Eje

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

F_n = Empuje neto en libras

2'5 = Constante que relaciona el caballo de potencia con el empuje estático. 1hp = 2'5 libras de empuje

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%

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

V = velocidad del avión (airspeed) en millas por hora
375 = una constante; libras-millas por hora por caballo de potencia
η = 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

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

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

$$= 525 + 169$$

$$= 694$$

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

Consumo Específico de Combustible

Consumo Específico de Combustible por Libra de Empuje.
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).

PARA TURBORREACTORES Y TURBOFANES

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

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

W_f = Flujo de combustible en lbs. por hora.

F_n = 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.

Consumo Específico de Combustible Equivalente.
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).

PARA TURBOHÉLICES:

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

Donde: ESFC = Consumo Específico de Combustible Equivalente

W_f = Flujo de combustible en lbs. por hora.

ESHP = Potencia Equivalente en el Eje del Turbohélice

Rendimientos del Motor

Una de las primeras leyes de la Termodinámica dice que el calor y el trabajo son formas de energía, y que puede pasarse 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.

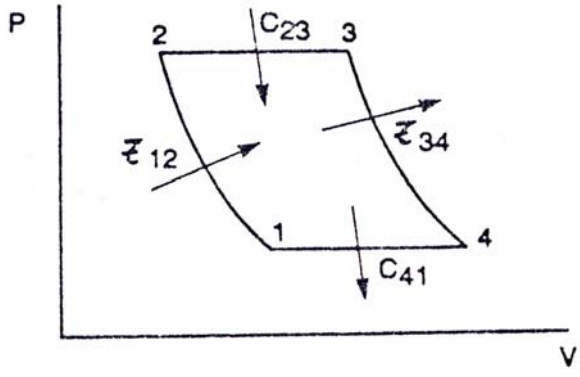
El rendimiento es un concepto mediante el cual se podrá hacer un balance de la energía disponible en función de la que se le entregó al motor.

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 entregado.

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

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

RENDIMIENTO DEL CICLO IDEAL



Resulta evidente que si se analiza en un diagrama P. V., el ciclo de Brayton, en la transformación de 4 a 1, se está tirando aire caliente a la calle. Por lo dicho en el apartado anterior, 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:

$$\eta = \frac{\text{Trabajo util}}{\text{Calor comunicado}} = \frac{\text{Tu}}{\text{Cc}}$$

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.

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.

$$\text{Tu} = \text{Cc} - \text{Ct}$$

Por lo tanto:

$$\eta = \frac{\text{Tu}}{\text{Cc}} = \frac{\text{Cc} - \text{Ct}}{\text{Cc}} = 1 - \frac{\text{Ct}}{\text{Cc}}$$

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

Estudiando el ciclo bajo el punto de vista de la termodinámica, se obtienen las siguientes ecuaciones:

(1) $$C_{12} + T_{12} = C_e\left(T_2 - T_1\right)$$

(2) $$C_{23} + T_{23} = C_e\left(T_3 - T_2\right)$$

(3) $$C_{34} - T_{34} = C_e\left(T_4 - T_3\right)$$

Donde: C_{12} = Calor aportado en la compresión.-
C_{23} = Calor aportado en la combustión.-
C_{34} = Calor de la expansión.-
T_{12} = Trabajo de la compresión.-
T_{23} = Trabajo de la combustión.-
T_{34} = Trabajo de la expansión.-
C_e = Calor específico.-
T_u = Trabajo útil.-

$T_2/T_1 = \theta \qquad T_3/T_1 = \alpha$

Resulta evidente que el trabajo que se obtiene del ciclo, será el trabajo obtenido en la expansión menos el trabajo empleado en la compresión. Luego:

$$T_u = T_{34} - T_{12} \qquad (4)$$

Dado que en el ciclo ideal se está suponiendo que tanto la compresión como la expansión son procesos adiabáticos (sin intercambio de calor con el exterior), se tendrá que en las ecuaciones (1) y (3), C_{12} y C_{34} valdrán cero, con lo que dichas ecuaciones quedan:

$$T_{12} = C_e\left(T_2 - T_1\right)$$

$$T_{34} = C_e\left(T_3 - T_4\right)$$

Que al sustituir en (4) queda:

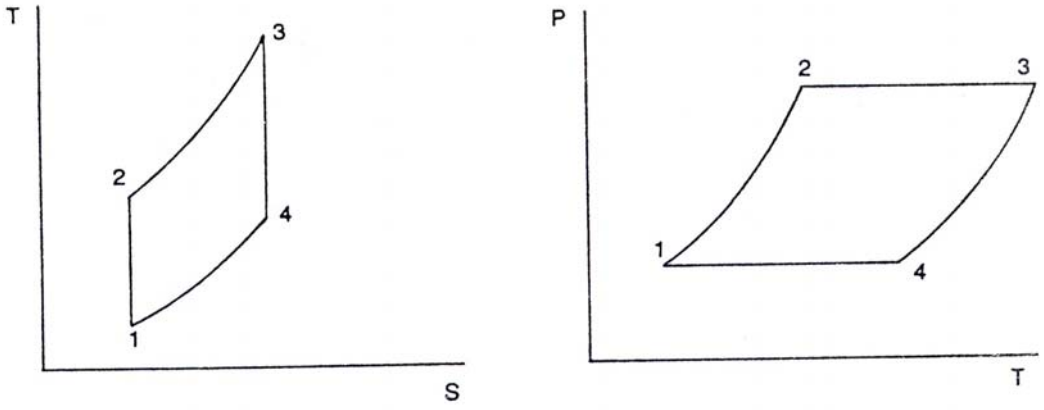
$T_u = C_e(T_3 - T_4) - C_e(T_2 - T_1)$ Luego:

$T_u = C_e(T_3 - T_4 - T_2 + T_1)$ Dividiendo por $C_e \cdot T_1$

$\frac{T_u}{C_e T_1} = \left(\frac{T_3}{T_1} - \frac{T_4}{T_1} - \frac{T_2}{T_1} + 1\right)$ Como $\frac{T_3}{T_1} = \alpha$ y $\frac{T_2}{T_1} = \theta$

Se obtiene $\frac{T_u}{C_e \cdot T_1} = \alpha - \frac{T_4}{T_1} + 1 - \theta$ (5)

Observando el ciclo de Brayton en los diagramas T/S y P/T y como la combustión y el enfriamiento son teóricamente isobaras, se cumple:



$\frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4}$; Luego $\frac{T_1}{T_2} = \frac{T_4}{T_3}$

Por otro lado: $\frac{T_4}{T_1} = \frac{T_4}{T_3} \cdot \frac{T_3}{T_1} = \frac{T_1}{T_2} \cdot \frac{T_3}{T_1} = \frac{1}{\theta} \cdot \alpha = \frac{\alpha}{\theta}$

Al sustituir en la ecuación (5), queda:

$$\frac{T_u}{C_e \cdot T} = \alpha - \frac{\alpha}{\theta} + 1 - \theta = \alpha\left(1 - \frac{1}{\theta}\right) - (\theta - 1) = \left(\frac{\theta - 1}{\theta}\right)(\alpha - \theta)$$

Luego el trabajo útil vale:

$$T_u = C_e T_1 \left(\frac{\theta - 1}{\theta}\right)(\alpha - \theta)$$

Como se indicaba anteriormente.

$\eta = \frac{T_u}{C_c}$ es decir $\eta = \frac{T_u}{C_{23}}$

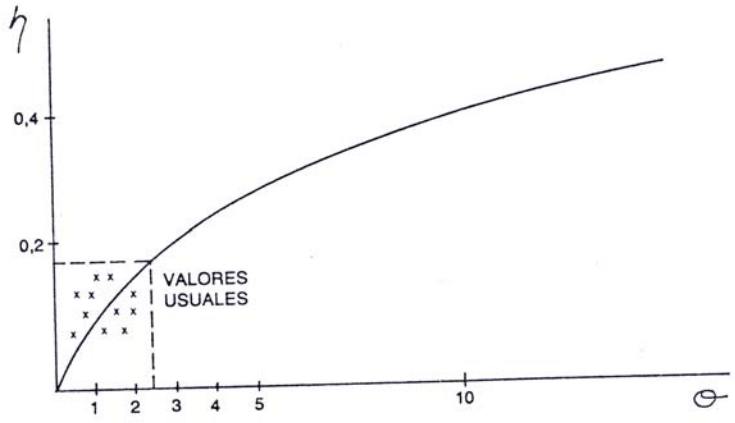
Como durante la combustión no hay aporte de trabajo mecánico T_{23} será igual a cero, con lo que la ecuación (2) queda:

$$\frac{C_{23}}{C_e \cdot T_1} = \frac{T_3}{T_1} - \frac{T_2}{T_1} = \alpha - \theta$$

Luego:

$$\frac{\dfrac{T_u}{C_e \cdot T_1}}{\dfrac{C_{23}}{C_e \cdot T_1}} = \frac{\theta - 1}{\theta}\frac{(\alpha - \theta)}{(\alpha - \theta)} = \frac{\theta - 1}{\theta} \quad \eta$$

Luego el rendimiento no depende de 2 sino de /, es decir de la relación de compresión



RENDIMIENTO DE LOS DISTINTOS PROCESOS DEL CICLO DE BRAYTON

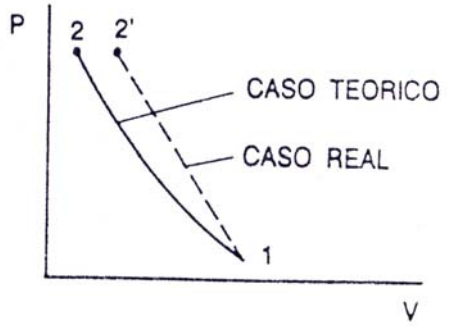
En el apartado anterior, se ha expuesto, el rendimiento en el ciclo en el caso ideal, es decir, viendo teóricamente la cantidad de energía que un motor es capaz de aprovechar a partir de la suministrada. Pero realmente dicho valor no se podrá alcanzar, dado que se han supuesto unas hipótesis que realmente no se cumplen, aunque en su comportamiento el motor se aproxime a ellas.
Las principales diferencias son:
La mezcla que evoluciona no es un componente puro, sino que se trata de una mezcla que cambia con la combustión.
La masa que evoluciona, varía en cuanto a cantidad entre la entrada y la salida, ya que entre medias se aporta el combustible.
El calor no se añade del exterior, sino que procede de la combustión de la propia mezcla.
La compresión y la expansión no son procesos adiabáticos, sino que existe intercambio de calor con el exterior.
Se supone que se trata de un gas ideal, es decir, que no tiene viscosidad, lo cual no es cierto.
Se suponen constantes los calores específicos, y en cambio estos varían con la temperatura.
Existe una absorción de energía mecánica debido a rozamientos de las partes móviles del motor, lo cual no se contempló en el estudio del ciclo ideal.
Estas causas hacen que el rendimiento del motor sea inferior al calculado para el caso ideal.
A continuación se exponen los distintos rendimientos de las fases del ciclo.

Rendimiento de la Compresión

Hay que distinguir dos partes: La compresión que se produce en el difusor y la que se produce en el compresor. Por dicho motivo se distinguirán dos rendimientos:

Rendimiento en el difusor: Es la relación que existe entre la presión total al final del difusor, y la presión total a la entrada del motor. Es decir lo que se mide es la pérdida de presión total a lo largo del difusor. Dicha pérdida está originada por fricción, desprendimientos, etc. Su valor oscila entre 0.94 y 0.97.

Rendimiento del compresor: Es el cociente entre el trabajo que se hubiera dado al aire, para alcanzar una presión en condiciones ideales, y el que realmente se le da.
Su valor depende mucho de su diseño, estado, etc. Pero suele tener un valor que oscila entre 0.80 y 0.85.

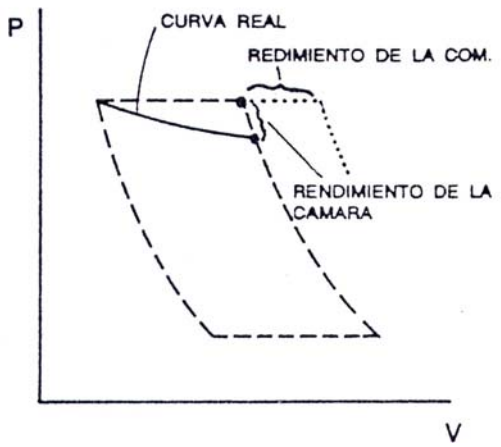


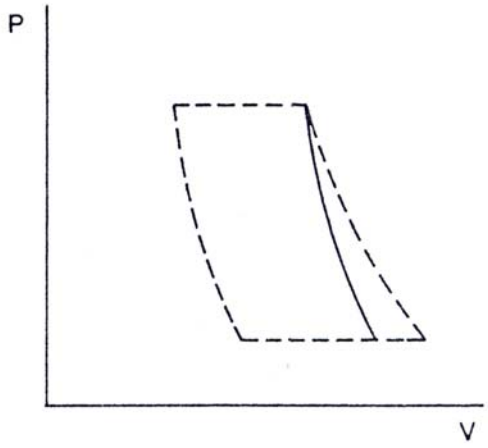
Rendimiento de la Combustión

Durante la combustión hay que tener en cuenta dos factores, el primero, es el aprovechamiento de la energía calorífica que con el combustible, en forma de energía química se le suministra. El segundo es la posible pérdida de presión originada como consecuencia de las múltiples turbulencias existentes en la cámara. A estos rendimientos se les denomina: Rendimiento de la combustión y rendimiento de la cámara respectivamente.

Rendimiento de la combustión: Es la relación que hay entre el calor producido por la combustión, y el calor que se hubiera obtenido en el caso de un combustible ideal, es decir completa, y con un combustible en óptimas condiciones. Este rendimiento suele valer alrededor de 0.95.

Rendimiento de la cámara: Cuando se vio en el estudio del ciclo el proceso de la combustión, estaba considerado como un proceso isóbaro, pero realmente no es así. Dado que en la cámara se busca una buena combustión y para ello se precisa una buena mezcla de aire/combustible, y esto se consigue mediante un estado de turbulencia que origina que en la cámara se tenga una pérdida de presión. Por lo tanto, el rendimiento de la cámara será la relación entre la presión del fluido a la salida de la cámara y la que tenía cuando entró en ella. Su valor suele oscilar alrededor de 0.95.





Rendimiento de la Expansión

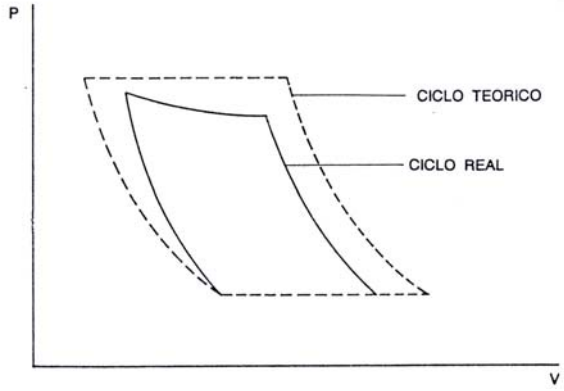
La expansión se produce en la turbina y en la tobera, por lo tanto de forma análoga a como sucedía en la compresión, hay que considerar dos rendimientos:

Rendimiento de la turbina: Es el cociente entre el trabajo real que se obtiene en la turbina, y el que se hubiera obtenido en el caso de que el proceso fuera ideal. Su valor oscila alrededor de 0.90.

Rendimiento de la tobera: Con él se pretende medir la pérdida de presión total a lo largo de la tobera y por lo tanto se define como: el cociente entre la presión total a la salida de la tobera, y la presión total a su entrada. Su valor suele superar a 0.98.

Rendimiento Mecánico

El motor de reacción, es una máquina y como tal tiene piezas móviles, que a su vez están soportadas por otras, existen transmisiones de movimientos entre unas y otras mediante engranajes, ejes, etc. todo ello ocasiona una pérdida de energía. Dicha pérdida se mide con el concepto de rendimiento mecánico.



Ciclo real

Después del estudio de todos los procesos del ciclo, resulta evidente que este se queda reducido en cuanto a su tamaño.
Recordando que el área del ciclo indica la cantidad de energía obtenida, el conocer cuanta área se ha perdido, dará idea de cómo es el aprovechamiento energético del motor. Por dicho motivo es necesario definir el concepto del rendimiento total.

Rendimiento total: Es el cociente de dividir el trabajo útil que se obtiene en el motor, entre la energía total que se le ha comunicado.
Su valor será el producto del rendimiento del ciclo ideal multiplicado por los valores de los rendimientos de todas las fases del ciclo.

En la figura de la derecha, se muestra la diferencia entre las gráficas del ciclo ideal (representada con puntos) y la correspondiente al ciclo real (representada con trazo continuo).
Por todo lo dicho el valor del rendimiento del ciclo real será:

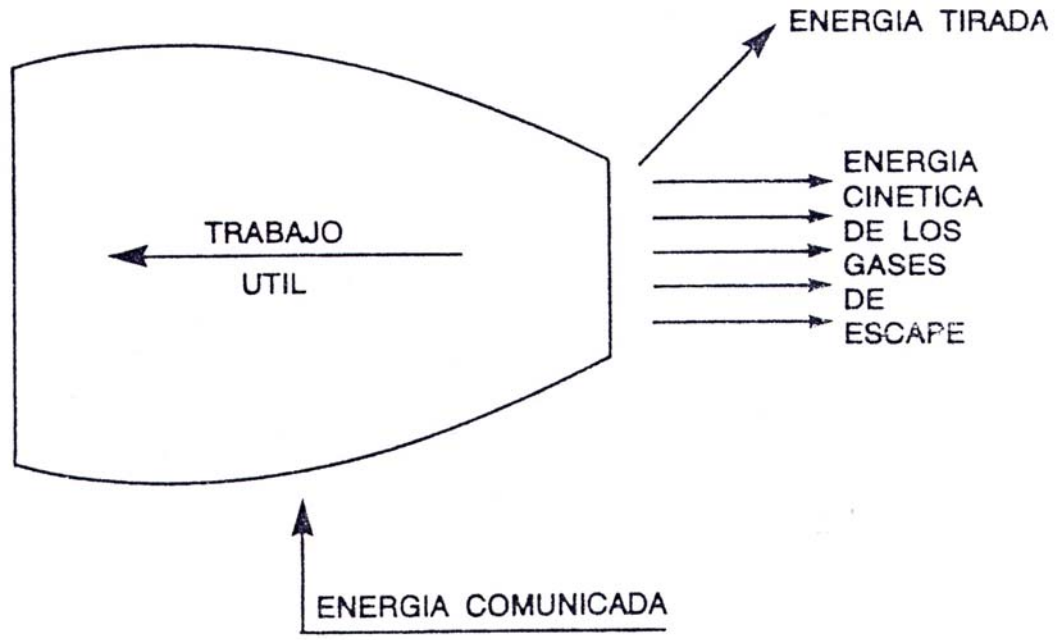
$$\eta_t = \eta\,\text{ideal} \cdot \eta\,\text{comp.} \cdot \eta\,\text{comb.} \cdot \eta\,\text{exp.} \cdot \eta\,\text{mecan.} =$$

$$\eta\,\text{ideal} \cdot \eta\,\text{difusor} \cdot \eta\,\text{comp.} \cdot \eta\,\text{comb.} \cdot \eta\,\text{cáma.} \cdot \eta\,\text{turb.} \cdot \eta\,\text{tobera} \cdot \eta\,\text{mec.} = \approx 0.219 = \frac{\text{Trabajo útil}}{\text{Calor comunicado}}$$

BALANCE ENERGÉTICO DEL MOTOR DE REACCIÓN

Computo de energías

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 vez de estar hablando de potencias, se está hablando de energías.



Trabajo útil: Es realmente la energía que del motor va a transmitirse al avión. Su valor será el empuje multiplicado por el desplazamiento, pero al considerar el tiempo unidad:

Trabajo útil = Empuje · Velocidad de vuelo

$$T_u = E \cdot V_e$$

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 lo tanto el motor no es capaz de aprovecharla.

Energía de los gases de escape: Si los gases de escape salieran por la tobera con la misma velocidad con que entraron por el difusor de entrada, (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, luego si 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 será:

$$\Delta E_c = \frac{1}{2} \cdot M(\Delta V)^2 \qquad \text{y como } M = \frac{\text{gasto de aire en peso}}{\text{aceleración de la gravedad}} \quad \text{y} \quad \Delta V = V_s - V_e$$

Entonces: $$E_c = \frac{1}{2} \cdot \frac{G}{g} \cdot (V_s - V_e)^2$$

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

ENERGÍA COMUNICADA = TRABAJO ÚTIL + ENERGÍA CINÉTICA + ENERGÍA TIRADA

$$C = E \cdot V_e + \frac{1}{2} \cdot \frac{G}{g} \cdot (V_s - V_e)^2 + E_t$$

Rendimiento motor

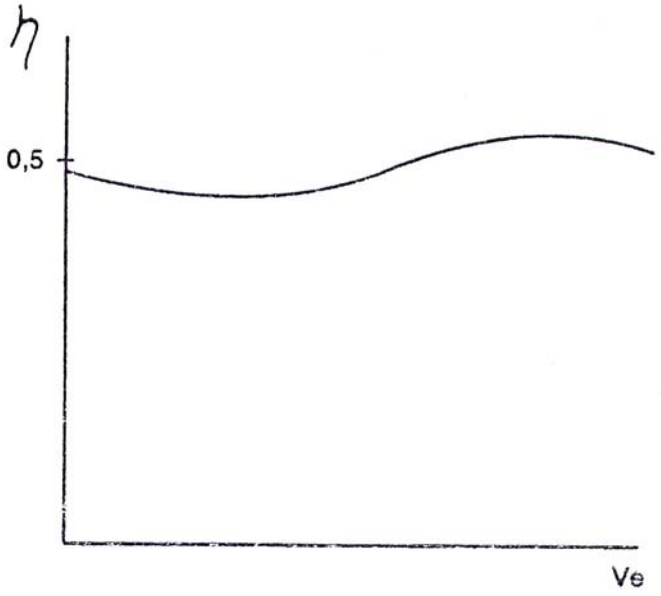
Con este concepto, se intenta medir la cantidad de energía que aprovecha el motor, de la que se le ha suministrado. No se mira en que la aprovecha, solo si se tiene disponible o no.

De todas las energías que antes se han expuesto, la única que no se aprovecha es la energía tirada.

Este rendimiento se puede expresar como:

$$\eta M = \frac{E \cdot V_e + \frac{1}{2} \cdot \frac{G}{g} \cdot (V_s - V_e)^2}{C}$$

Como se ve en el gráfico a la derecha, su valor cambia con la velocidad; existiendo una velocidad óptima para la cual el rendimiento se hace máximo.



Comparando el concepto de rendimiento motor, con el que se vio anteriormente como rendimiento total, se ve que es el mismo; la diferencia de la formulación se debe a que mientras en el rendimiento total se veía bajo el punto de vista termodinámico, ahora se está viendo bajo el punto de vista energético.

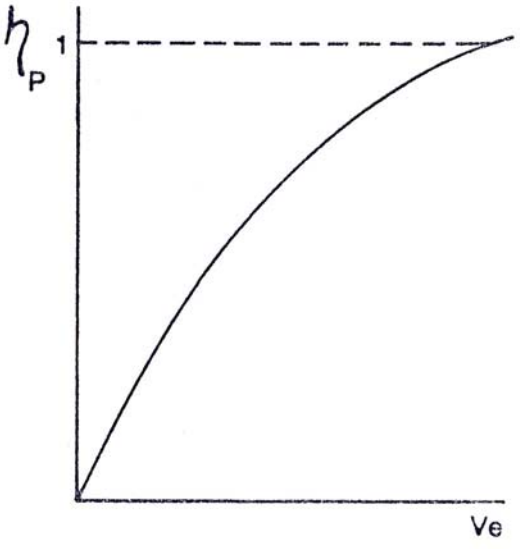
Rendimiento propulsivo

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 este solo le interesa recibir un empuje, que le sirva para su desplazamiento.

Por lo tanto:

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



Es decir:

$$\eta P = \frac{E \cdot V_e}{E \cdot V_e + \frac{1}{2} \cdot \frac{G}{g} \cdot (V_s - V_e)^2}$$

Como:

$$E = \frac{G}{g} \cdot (V_s - V_e)^2$$

Se tiene

$$\eta P = \frac{\frac{G}{g} \cdot (V_s - V_e) \cdot V_e}{\frac{G}{g}\left(V_s - V_e) \cdot V_e + \frac{1}{2}\frac{G}{g}(V_s - V_e)^2}$$ Dividiendo el numerador y el denominador por:

$\frac{G}{g} \cdot (V_s - V_e)$ se tiene: $\eta P = \frac{V_e}{V_e \frac{1}{2}(V_s - V_e)}$

Como $V_e + \frac{1}{2} \cdot (V_s - V_e) = \frac{2V_e}{2} + \frac{1}{2}V_s - \frac{1}{2}V_e = \frac{1}{2}V_s + \frac{1}{2}V_e = \frac{V_s + V_e}{2}$

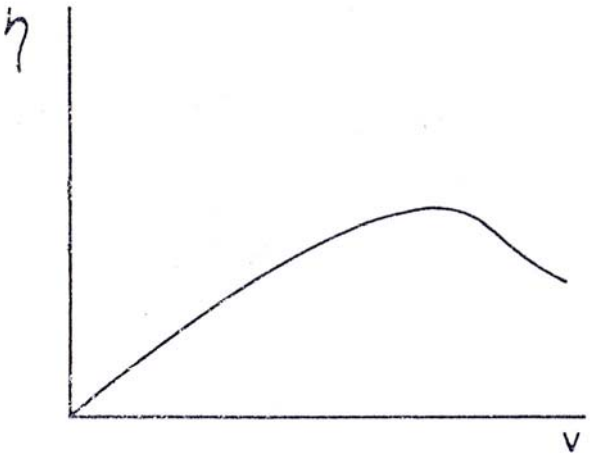
Al sustituir queda:

$$\eta P = \frac{V_e}{\frac{V_s + V_e}{2}} = \frac{2V_e}{V_s + V_e} = \frac{2}{1 + \frac{V_s}{V_e}}$$

Analizando esta última expresión, se deduce que según aumenta la velocidad de entrada, el cociente de V_s / V_e 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.

Rendimiento motopropulsor

Este rendimiento mide la cantidad de energía empleada en mover el avión de la que se le da al motor como energía química en el combustible.



Así tendremos que:

$$\eta \text{Mtp.} = \frac{\text{Trabajo útil}}{\text{Energía comunicada}}$$

Luego valdrá:

$$\eta \text{Mtp.} = \frac{E \cdot V_e}{C}$$

Si una fracción se multiplica y divide por una misma cantidad, dicha fracción no varía. Luego:

$$\eta\,\mathrm{Mtp.} = \frac{E \cdot V_e}{C} \cdot \frac{E \cdot V_e + \frac{1}{2}\frac{G}{g}\left(V_s - V_e\right)^2}{E \cdot V_e + \frac{1}{2}\frac{G}{g}\left(V_s - V_e\right)^2} = \frac{E \cdot V_e}{E \cdot V_e + \frac{1G\left(V_s - V_e\right)^2}{2g}} \cdot \frac{E \cdot V_e + \frac{1G\left(V_s - V_e\right)^2}{2g}}{C}$$

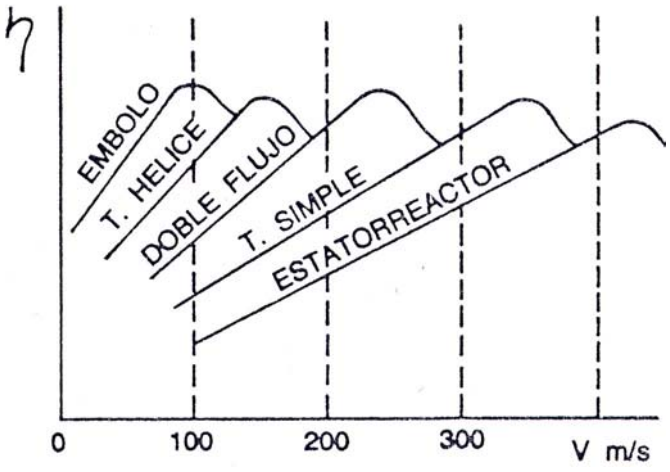
Y como: $\dfrac{E \cdot V_e}{E \cdot V_e + \frac{1}{2}\frac{G}{g}\left(V_s - V_e\right)^2} = \eta\,P \;\; ; \;\; \eta\,M = \dfrac{E \cdot V_e + \frac{1}{2}\frac{G}{g}\left(V_s - V_e\right)^2}{C}$

Se tiene: $\eta\,\mathrm{Mtp.} = \eta\,P \cdot \eta\,M$

En la figura de arriba 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.

Campo de utilización de los aviones

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 la figura de la derecha 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 más 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.

Índice de Derivación y Relación de Presión del Motor

Índice de derivación (By-pass ratio)

El aire de entrada que pasa a través de un motor turbofan normalmente se divide en dos corrientes de aire independientes. Una corriente pasa a través del núcleo motor mientras que la otra corriente coaxialmente rodea al núcleo motor. Es esta corriente de aire que rodea al núcleo motor la que es responsable del término *motor by-pass*. Cuando se trata a los motores *by-pass* hay tres términos con los que se debe estar familiarizado; estos son la relación de empuje (*thrust ratio*), la relación de paso (*by-pass ratio*), y la relación de presión del fan (*fan pressure ratio*). La relación de empuje de un motor turbofan es una comparación del empuje producido por el fan y el empuje producido por el escape del núcleo motor. Por otra parte, la relación de paso de un motor turbofan se refiere a la relación del aire que entra y rodea al núcleo motor y la cantidad de aire que pasa a través del núcleo motor. Los turbofanes en los aviones civiles generalmente se dividen en tres clasificaciones basadas en la relación de paso:

1. Baja relación de paso (1 : 1)
2. Media relación de paso (2 : 1 o 3 : 1)
3. Alta relación de paso (4 : 1 o mayor)

Normalmente, la masa del flujo de aire en la sección del fan de un motor de baja relación de paso es la misma que la masa del flujo de aire en el compresor. La descarga del fan podría ser ligeramente más alta o más baja dependiendo del modelo de motor, pero las relaciones de paso son aproximadamente 1 : 1. En algunos motores el aire de derivación es conducido directamente al exterior a través de un conducto de fan corto. Sin embargo, existen motores turbofanes en los que el aire de derivación es conducido a lo largo de toda la longitud del motor. Los conductos de fan largos reducen la resistencia aerodinámica y la emisión de ruidos. En cualquier caso, el extremo del conducto tiene normalmente una tobera de descarga convergente que aumenta la velocidad y produce empuje reactivo.

Los motores de relación de paso media o intermedia tienen relaciones de paso que van desde 2 : 1 a 3 : 1. Estos motores tienen relaciones de empuje similares a sus relaciones de paso. Los fanes usados en estos motores tienen un diámetro mayor que los fanes usados en los motores de baja relación de paso de potencia comparable. El diámetro del fan determina la relación de paso y la relación de empuje.

Los motores turbofanes de gran relación de paso tienen relaciones de paso de 4 : 1 o mayores y usan diámetros de fan mayores que cualquier otro tipo de motor turbofan. Los motores de gran relación de paso ofrecen rendimientos propulsivos más altos y mejor economía del combustible que los de baja o media relación de paso. Son los motores que propulsan a los grandes aviones comerciales usados para vuelos de gran radio de acción. Algunos de estos motores de gran relación de paso son el Pratt & Whittney JT9D y PW4000, el Rolls-Royce RB-211, y el General Electric CF6. Una versión del JT9D tiene una relación de paso de 5 : 1 con el 80 % del empuje proporcionado por el fan, y solo el 20 % por el núcleo motor.

Otro término con el que hay que familiarizarse es con la **relación de presión del fan** *fan pressure ratio* que es la relación de la presión del aire de la descarga del fan y la presión del aire que entra en el fan. La relación de presión del fan en un típico fan de baja relación de paso es aproximadamente 1'5 : 1, mientras que para algunos fanes de alta relación de paso la relación de presión del fan puede ser tan alta como 7 : 1. Para obtener altas relaciones de presión del fan, la mayoría de los motores de gran relación de paso se diseñan con álabes de fan de alto *aspect ratio*. El **aspect ratio** es la relación entre la longitud del álabe y su ancho, o cuerda. Por lo tanto, un álabe largo con una cuerda estrecha tiene un aspect ratio más alto que un álabe corto con una cuerda ancha. Aunque los álabes de fan que se usan con más frecuencia son los de alto aspect ratio, los álabes de bajo aspect ratio se están usando ampliamente hoy día. Los avances tecnológicos en la construcción de álabes han superado los problemas de peso asociados con los álabes de bajo aspect ratio en el pasado. Los ahorros de peso en los álabes de bajo aspect ratio se han conseguido con álabes huecos de titanio que interiormente tienen materiales compuestos de refuerzo. Adicionalmente, los álabes de bajo aspect ratio son deseables debido a su resistencia al daño originado por objetos extraños, especialmente impactos de aves.

Relación de Presión del Motor (EPR)

Los primeros motores de turbina de gas normalmente usaban las rpm como el único parámetro de operación del motor para establecer el empuje, mientras muchos motores de hoy día usan el EPR (*engine pressure ratio*) como el primer indicador del empuje. En un día cálido, las rpm del compresor para un empuje dado serán más altas que en un día frío. Además, un compresor sucio o dañado reducirá el empuje para unas rpm dadas. El EPR se usa porque varía directamente con el empuje. Es la relación de la presión total a la entrada del compresor y la presión total en la parte posterior de la turbina. La temperatura de los gases de escape nunca se usa para ajustar el empuje, aunque debe controlarse para ver que los límites de temperatura no se exceden. El uso del EPR como el indicador del empuje significa que en un día cálido es bastante posible que el motor exceda el 100 % de rpm, y en un día frío, los regímenes de empuje deseados pueden alcanzarse a algo menos del 100 % de rpm. Generalmente, el empuje se consigue ajustando el mando de gases para obtener una predeterminada lectura de

EPR sobre el instrumento del avión. El valor del EPR para unos ajustes de empuje dados variará con la temperatura y presión ambiente.

Presión, Temperatura y Velocidad del Flujo de gas

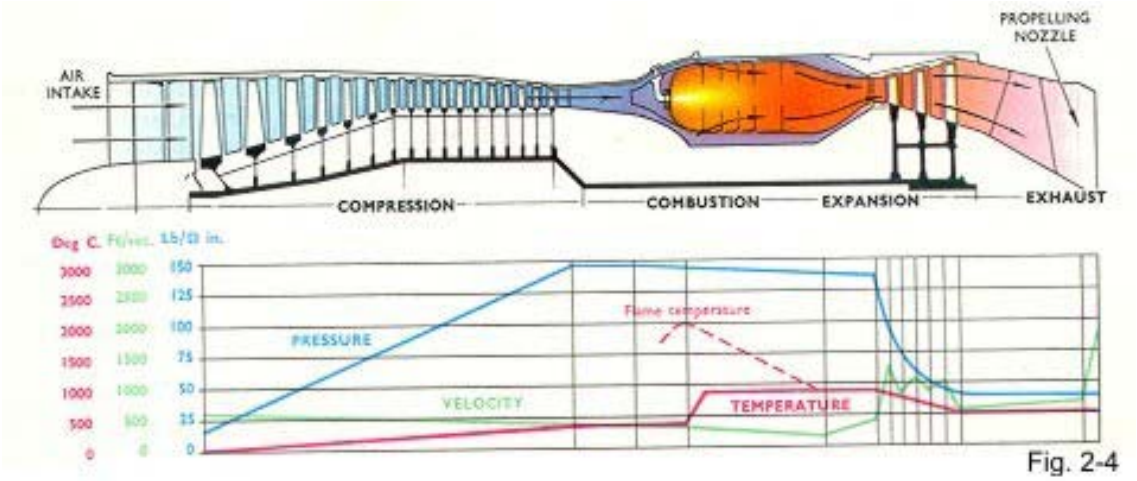
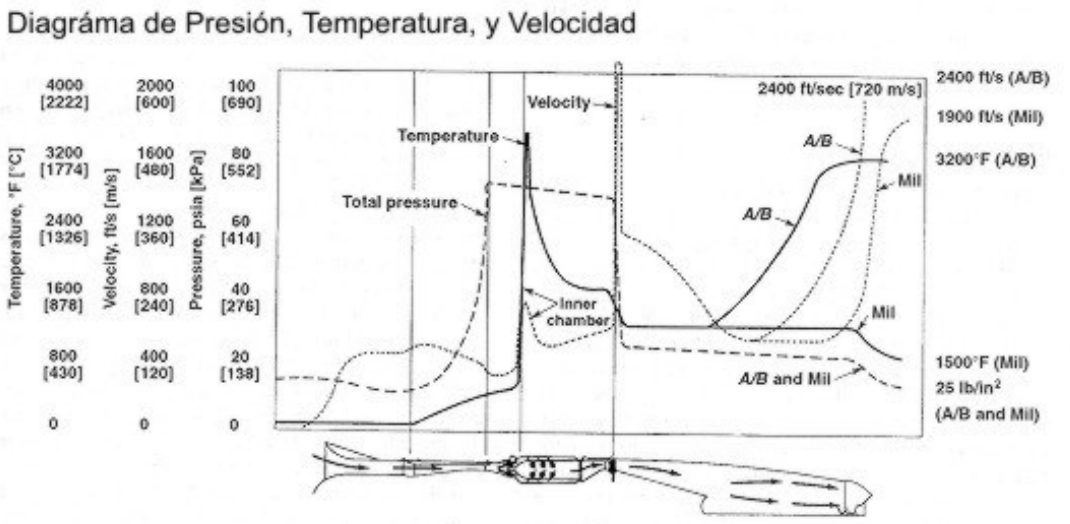
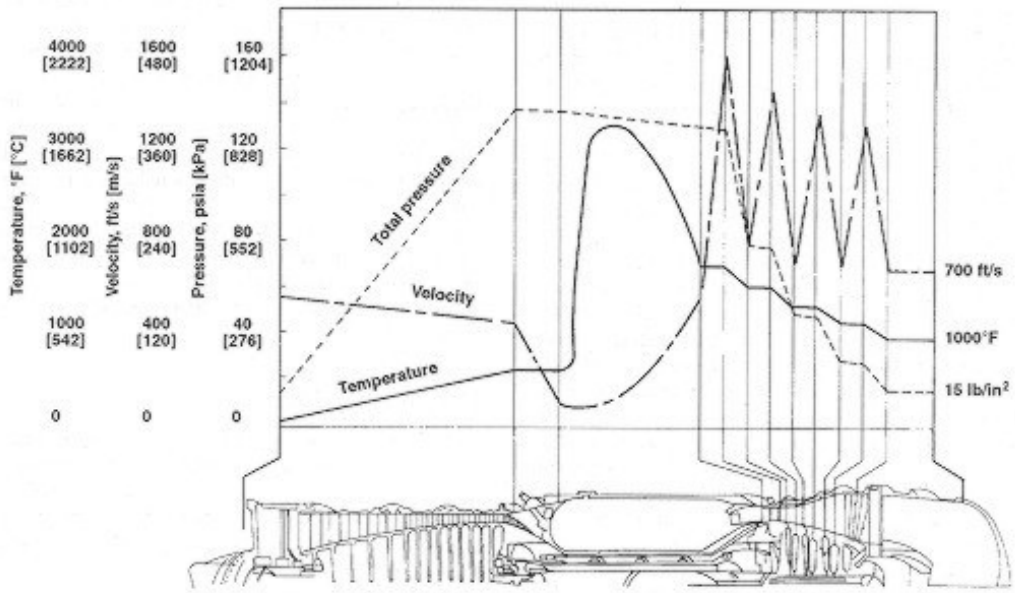


Fig. 2-4

Durante el ciclo de funcionamiento del motor de turbina, el flujo de aire recibe y cede calor, produciendo de esta manera cambios en su presión, volumen y temperatura.



(a) Para un típico motor turborreactor con y sin operación del posquemador



(b) Para un típico motor turbohélice

Fig. 2-5

Existen tres condiciones principales en el ciclo de funcionamiento del motor durante las cuales ocurren estos cambios. Durante la compresión, cuando se efectúa trabajo sobre el aire; este aumenta la presión y la temperatura y disminuye el volumen de aire. Durante la combustión, cuando se añade combustible al aire y se prende; este aumenta la temperatura y el volumen del aire, mientras que la presión permanece casi constante, puesto que el motor opera en un ciclo de presión constante. Durante la expansión, cuando se extrae trabajo de la corriente de gas por medio del conjunto de turbina para arrastrar al compresor; esto disminuye la temperatura y la presión, mientras que el volumen aumenta.

Durante el paso del aire a través del motor, los requisitos aerodinámicos y de energía exigen cambios en su velocidad y presión. Por ejemplo, durante la compresión, se requiere una elevación en la presión del aire y no un aumento en su velocidad. Después que el aire se ha calentado y aumentado su energía interna por medio de la combustión, es necesario un aumento en la velocidad de los gases para hacer girar a la turbina. En la tobera propulsora se requiere una alta velocidad de salida, pues es el cambio en la cantidad de movimiento del aire lo que proporciona el empuje sobre el avión. También se requiere desaceleraciones locales del flujo de aire, como por ejemplo en las cámaras de combustión para proporcionar una zona de baja velocidad para que la llama arda.

Estos diferentes cambios se efectúan por medio del tamaño y forma de los pasos a través de los cuales el aire fluye en su camino a través del motor. Donde se requiere una transformación de energía de velocidad (cinética) a presión, los pasos son de forma divergente. Contrariamente, donde se requiere convertir la energía almacenada en los gases de la combustión en energía de velocidad, se usa un paso convergente o tobera. Estas formas se aplican al motor de turbina de gas donde la velocidad del flujo de aire es subsónica o sónica, es decir a la velocidad local del sonido. Donde nos encontramos con velocidades supersónicas, tal como en la tobera propulsora del cohete y algunos tipos de motores de reacción, se usa una tobera convergente divergente para obtener la máxima conversión de la energía de los gases de la combustión en energía cinética.

El diseño de los pasos y toberas es de gran importancia, pues de su buen diseño dependerá el rendimiento con el que se efectúen los cambios de energía. Cualquier interferencia con el suave flujo de aire crea una pérdida de rendimiento y podría resultar en el fallo de un componente debido a la vibración originada por la inestabilidad o turbulencia del flujo de aire.

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 álabes 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.

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.

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.

Parámetros del motor, empuje estático, influencia de la velocidad

El motor de reacción es mucho más sensible a las variables operativas de lo que es el motor alternativo. Tales variables pueden dividirse en dos grupos: aquellas que cambian debido a las características de diseño o funcionamiento y las que cambian a causa del medio en el cual el motor debe operar.

En la primera categoría se encuentran factores tales como

1. Las r.p.m. del motor (peso del aire)
2. Tamaño del área de la tobera
3. Peso del flujo de combustible
4. Cantidad del aire sangrado del motor
5. Temperatura de entrada en turbina
6. Uso de la inyección de agua

En la segunda, los factores que no son de diseño, tales como

7. Velocidad del avión (elevación de la presión de impacto)

8. Temperatura del aire)
9. Presión del aire) efecto densidad
10. Cantidad de humedad)

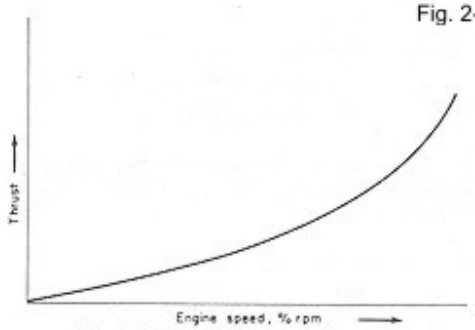
De momento, solo los factores 1, 7, 8, 9, y 10 se tratan. El efecto de las otras variables sobre el funcionamiento del motor se cubrirá en las secciones correspondientes.

Efecto r. p. m.

La velocidad del motor en revoluciones por minuto tiene un efecto muy grande sobre el empuje desarrollado por un motor a reacción. En la figura 2-6 se muestra que a bajas r.p.m. se desarrolla poco empuje comparado con el empuje desarrollado a altas r.p.m. del motor y que a unas r.p.m. dadas el cambio tiene mas efecto sobre el empuje a altas velocidades del motor que a bajas. El peso del aire bombeado por el motor es una función de sus r.p.m.. Volviendo a la formula

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

Fig. 2-6



Efecto de las r.p.m. sobre el empuje neto

Es evidente que aumentando el peso del aire que es bombeado resultará en un aumento en F_n o empuje. Como veremos cuando lleguemos a la sección de compresores, la velocidad del motor no puede variarse indiscriminadamente, sino que debe controlarse dentro de unos límites muy estrechos.

Efecto velocidad

La formula

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

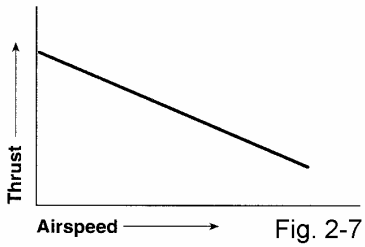


Fig. 2-7

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 (V_1 aumentando). Pero la velocidad en la tobera de descarga generalmente está fijada por la velocidad del sonido. Obviamente, la diferencia $V_2 – V_1$ o variación de la cantidad de movimiento se hará más pequeña a medida que la velocidad del avión aumenta (Fig. 2-7). Esta pérdida de empuje será parcialmente compensada por el aumento en W_a debido al aire de impacto (*ram air*) (Fig. 2-8). No se recupera tanto empuje debido al aumento de la presión de impacto como parecería indicarse a primera vista. A altas velocidades del avión existe una considerable elevación de la temperatura además de la elevación en presión (Fig. 2-9). 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.

$$W_a = \frac{\delta_t}{\sqrt{\theta_t}}$$

donde δ_t = presión total
θ_t = temperatura total

A altas velocidades también pueden existir pérdidas en el conducto como resultado de la fricción del aire y la formación de ondas de choque.

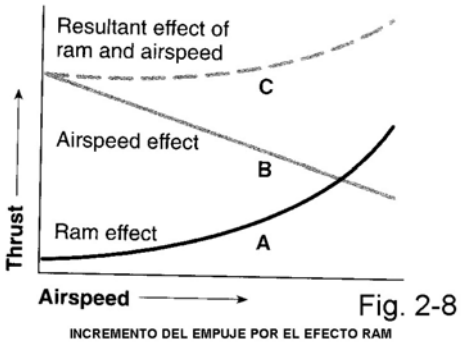
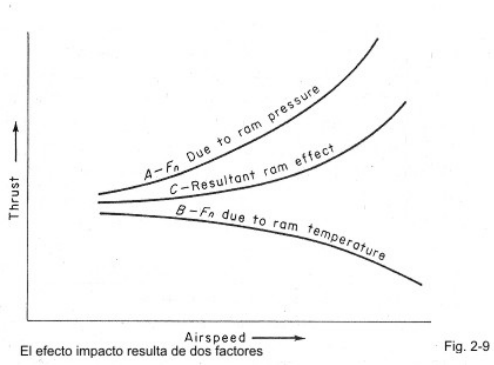


Fig. 2-8
INCREMENTO DEL EMPUJE POR EL EFECTO RAM



El efecto impacto resulta de dos factores
Fig. 2-9

Influencia de la altitud y temperatura, valoración estimada de la actuación, limitaciones

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.

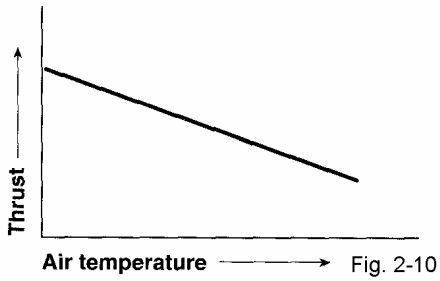


Fig. 2-10
VARIACIÓN DEL EMPUJE CON LA TEMPERATURA AMBIENTE

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 W_a dentro del motor con una correspondiente disminución del empuje.

Efecto de la presión

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 W_a a través del motor (Fig. 2-11)

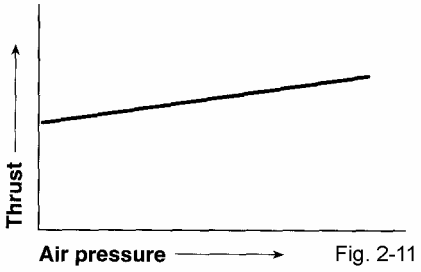


Fig. 2-11
VARIACION DEL EMPUJE CON LA PRESION AMBIENTE

Efecto de la densidad

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

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

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

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).

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

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

$$= 1$$

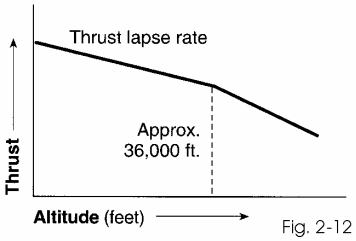
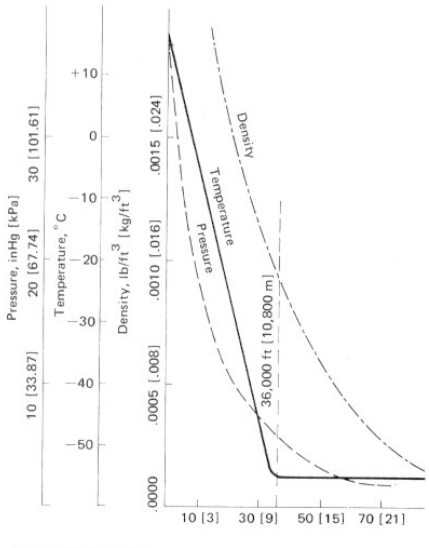


Fig. 2-12
VARIACION DEL EMPUJE CON LA ALTITUD



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.

Por supuesto que las variaciones de densidad son de lo más perceptibles con los cambios de altitud. El efecto sobre el empuje del cambio de altitud es verdaderamente una función de la densidad. La Figura 2-12 muestra el resultado de la combinación de las Figuras 2-10 y 2-11. Cuanto mayor es la altitud, menor es la presión, resultando en un descenso del empuje como se muestra en la Figura 2-11. Pero cuanto mayor es la altitud, el aire es más frío, resultando en un incremento del empuje como se muestra en la Figura 2-10. 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 humedad

Mientras la humedad tiene un efecto bastante considerable en los motores alternativos, su efecto sobre el motor de turbina de gas es inapreciable. Dado que el vapor de agua pesa solo cinco octavos como mucho con respecto al aire seco, el aumento de humedad disminuirá el peso por unidad de volumen; por lo tanto, a menor densidad menor masa para las mismas r.p.m.. Puesto que un carburador es esencialmente un dispositivo medidor de volumen, no sentirá esta disminución en el peso del aire, y como resultado, continuará suministrando la misma cantidad de combustible al motor, haciendo que la relación de mezcla combustible – aire se convierta en demasiado rica y el motor pierda potencia.

Por otra parte, un motor de reacción opera con un exceso de aire del que necesita para la combustión. Cualquier aire necesario para el proceso de combustión vendrá del suministro de aire de refrigeración. Además, el control de combustible no mide el volumen de aire directamente, sino mas bien mide el flujo de combustible como una función de presiones, temperaturas, y rpm.