

.- Este procedimiento equivale, en definitiva, a realizar una mezcla más rica y, por consiguiente, de mayor energía, sin por eso provocar en la turbina un aumento de temperatura que el sistema de paletas sería incapaz de resistir. El empuje puede así incrementarse de treinta a cuarenta por ciento, aún más en los casos favorables, pero esto se obtiene a expensas del rendimiento. Otra inferioridad del turbo reactor proviene de la disminución rápida del rendimiento que caracteriza las turbo máquinas cuando se apartan del régimen de marcha para el cual han sido programadas. Este inconveniente se remedia en cierto grado con la turbina de dos rotores. Aquí tanto la turbina como el compresor están divididos en dos partes: Una de Alta Presión (AP) y una de Baja Presión (BP): la turbina AP y el compresor AP están montados sobre el mismo eje, sobre otro eje la turbina BP y el compresor BP. Los dos ejes son concéntricos y uno de ellos gira en el interior del otro. El compresor de BP entrega el aire al de AP y este alimenta la cámara de combustión. Esta independencia mecánica de ambos rotores introduce un nuevo parámetro que puede utilizarse para hacer girar los dos elementos próximos a sus velocidades respectivas.

01-05-02.- Turbohélice.

.- Podemos encontrar turbohélices de uno solo o de dos ejes. Si es de un solo eje, este tendrá uno o más escalones adicionales en la turbina del generador de gas para extraer del fluido de trabajo el incremento de energía adicional necesario para suministrar a la hélice, llamándose Turbohélice de Turbina Fija. Si por el contrario es de dos ejes puede ocurrir que sea un generador de gas de dos ejes en el que el eje compresor-turbina de baja sea el que arrastre la hélice siendo también, en este caso, un Turbohélice de Turbina Fija o por el contrario que el generador de gas sea de un solo eje y lleve, además, una turbina únicamente para impulsar la hélice formando en este caso un eje turbina de baja-hélice, sin compresor, y pasando a llamarse Turbohélice de Turbina Libre. En cualquier caso lo usual es que la hélice vaya comunicada con su eje impulsor mediante un reductor de revoluciones ya que las revoluciones a las que el motor de reacción y la hélice tienen un buen rendimiento son distintas.

.- En este tipo de motopropulsor el empuje necesario lo proporciona mayoritariamente la hélice (del orden de $9/10$), pero también se obtiene una parte (del orden de $1/10$) mediante el motor de reacción.



02.- RENDIMIENTO DEL MOTOR.

.- Podemos definir las actuaciones del motor como el conjunto de características o cualidades que definen su comportamiento en determinadas condiciones de vuelo.

02-01.- EMPUJE

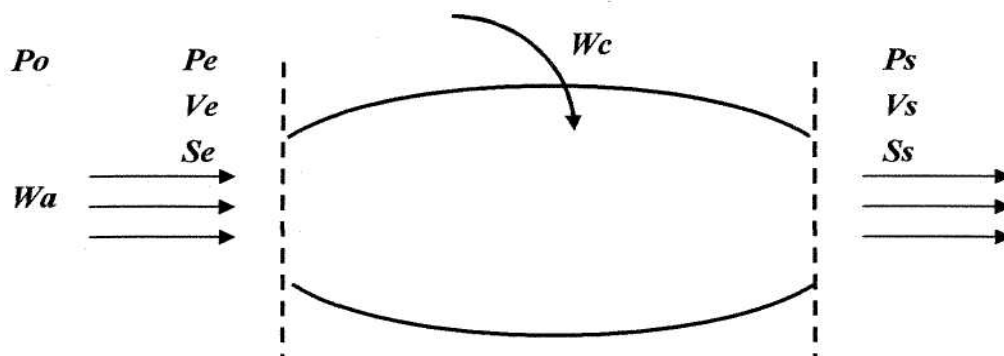
.- El motor de reacción es un sistema propulsor, subsistema de un vehículo, que se encarga de generar una fuerza propulsiva para vencer las fuerzas que genera el medio sobre el vehículo.

.- Este sistema genera una corriente propulsiva de una masa propulsiva de forma que la velocidad de esta es mayor a la salida que a la entrada del motor.

.- La aceleración del fluido de trabajo es debido a una fuerza resultante de todas las fuerzas que actúan sobre él a su paso por el motor. La reacción de esta fuerza es lo que llamamos Empuje.

.- La acción propulsiva del chorro de un motor de reacción y de la hélice de un motor alternativo o de un turbohélice se basa en la misma ley física y solo se diferencian el primero del resto en las masas y velocidades de estas que manejan. El valor de la masa para el grupo motor-hélice es relativamente mayor que para el turboreactor, mientras que las velocidades están en relación inversa.

.- Vamos a desarrollar la expresión que nos da el empuje obtenido por el motor en función de los valores de las propiedades del estado del fluido de trabajo a la entrada y a la salida. Para ello partimos de la siguiente configuración:



.- Siendo:

P_o = Presión atmosférica del aire libre, sin influencias del motor.

P_e = Presión de la corriente de aire a la entrada del motor.

V_e = Velocidad del aire de entrada al motor que podemos considerar aproximadamente igual a la de vuelo del avión V_o .

S_e = Superficie de entrada al motor.

P_s = Presión de los gases a la salida del motor

V_s = Velocidad de los gases a la salida del motor.

S_s = Superficie de salida al motor.

W_a = Gasto de aire del motor en peso, es decir, cantidad en peso de aire que pasa por segundo.

W_c = Gasto de combustible en peso, es decir, cantidad en peso de combustible que consume el motor.

.- Como sabemos, según la segunda y tercera ley de Newton podemos poner.

$$F = m \cdot a = -E$$

.- Tomando ahora como referencia positiva de las fuerzas la dirección de avance del motor podemos ir deduciendo en función de los valores anteriormente definidos para el fluido de trabajo la expresión que nos proporciona el empuje.

$$E = m \cdot a = m \frac{V}{t}$$

.- Reorganizando la expresión obtenemos:

$$E = V \frac{m}{t}$$

.- El primero de los factores es el Gasto Músico (G_a) de aire, cantidad de aire en masa que pasa por el motor en la unidad de tiempo, si bien al ser más fácil de medir es más común hablar de gasto en peso (W_a), con lo que para que la expresión no varié debemos dividir por la aceleración de la gravedad.

.- El segundo de los factores representa el incremento de la velocidad del fluido de trabajo a lo largo del motor con lo cual podemos poner

$$En = \frac{Wa}{g}(V_s - V_e)$$

.- Fórmula que representa el empuje neto del motor y de la que podemos extraer algunas conclusiones. Vemos que el empuje depende del gasto, el cual representa el **Tamaño** del motor y del incremento de velocidades, también denominado **Impulso**, el cual representa el consumo de combustible. Por tanto para aumentar el empuje de un motor tenemos dos opciones o bien aumentamos el tamaño o bien aumentamos el consumo. Por lo general se llegarán a soluciones de compromiso entre ambas posibilidades ajustándose en cada caso a las exigencias requeridas al motor.

.- Podemos dividir la expresión anterior en dos:

$$Ee = \frac{Wa}{g} \cdot V_s$$

.- Expresión que representa el Empuje Estático, es decir, el empuje que proporciona el motor en el banco de pruebas.

$$Er = \frac{Wa}{g} V_e$$

.- Que representa la Resistencia de Impacto la resistencia que opone el medio a su avance.

.- A la ecuación del empuje podemos añadirle algún sumando más si queremos precisar su valor. Estos sumandos son el empuje debido al gasto de combustible el cual forma parte del fluido de trabajo y que al ir incluido en el vehículo no posee velocidad relativa a éste y otra fuerza adicional que se obtiene al tener en cuenta la relación de presiones y áreas entre la entrada y la salida del motor. Estos dos términos toman respectivamente las formas:

$$\frac{Wc}{g} \cdot V_s$$

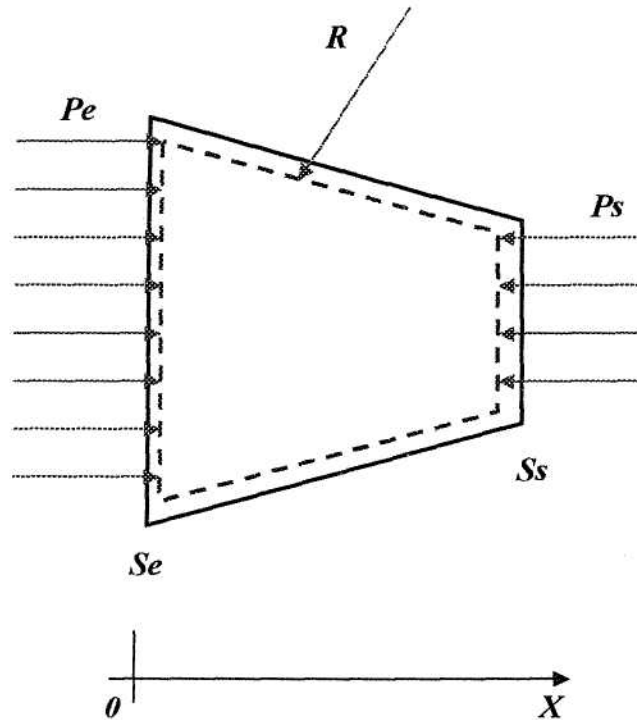
$$Ps \cdot Ss = Pe \cdot Se$$

.- Si incluimos estos términos la ecuación completa del empuje neto que nos proporciona un motor tiene la forma:

$$En = \frac{Wa}{g}(V_s - V_e) + \frac{Wc}{g} V_s + Ps \cdot Ss - Pe \cdot Se$$

.- Esta ecuación anterior también podemos obtenerla planteando la ecuación de equilibrio de fuerzas que actúan sobre el fluido que atraviesa un conducto proyectada sobre el eje longitudinal de dicho conducto.

.- Así tenemos proyectando sobre el eje X:



$$Pe \cdot Se - Ps \cdot Ss - Rx = m \cdot a$$

$$Pe \cdot Se - Ps \cdot Ss - Rx = m \cdot \frac{Vs - Ve}{t}$$

$$Pe \cdot Se - Ps \cdot Ss - Rx = G(Vs - Ve)$$

.- Rx es la proyección de la resultante de las fuerzas que ejerce el conducto sobre el fluido y que tiene el sentido de los valores negativos respecto al eje de referencia.

.- Si consideramos su valor contrario, tendremos la resultante de las fuerzas que ejerce el fluido sobre el conducto, es decir, el empuje.

$$Pe \cdot Se - Ps \cdot Ss + E = G(Vs - Ve)$$

.- Ordenando todo esto nos queda finalmente.

$$E = G(V_s - V_e) + P_s \cdot S_s - P_e \cdot S_e$$

.- Expresión que como vemos corresponde con la anteriormente obtenida a excepción del empuje que correspondería al aporte de combustible que no hemos tenido en cuenta y que simplemente bastaría con añadir.

.- Volviendo a la expresión del empuje neto, el gasto W_a fija el tamaño del motor mientras que la velocidad de salida de gases V_s es un factor de calidad del motor ya que esta velocidad depende de la cantidad de energía remanente en el gas, después de la que se la extrae para mover el motor y los accesorios, para su aceleración a gran velocidad en la tobera de salida.

.- Tal y como está representada la expresión el empuje tiene unidades de Kg (fuerza) o Kp, debiendo tener en cuenta que la presión, para que sean homogéneas las unidades, la tenemos que introducir en Kg/m² o Kg/cm² y la superficie en m² o en cm² respectivamente.

.- Si queremos obtener su valor en N debemos tener en cuenta la relación 1Kg=9,81N.

.- Debido a la diferencia en la masa de aire y la de combustible que gestiona el motor, el empuje proporcionado por la aceleración de la masa de combustible puede generalmente despreciarse.

.- El hablar de un empuje neto nos lleva indefectiblemente a un Empuje Bruto que se obtiene sumando al empuje que hemos llamado estático, el obtenido por la diferencia de superficies de entrada y salida y la diferencia de presiones que puede existir en determinadas condiciones de vuelo y despreciando el empuje relativo a la masa de combustible.

$$E_b = \frac{W_a}{g} \cdot V_s + P_s \cdot S_s - P_e \cdot S_e$$

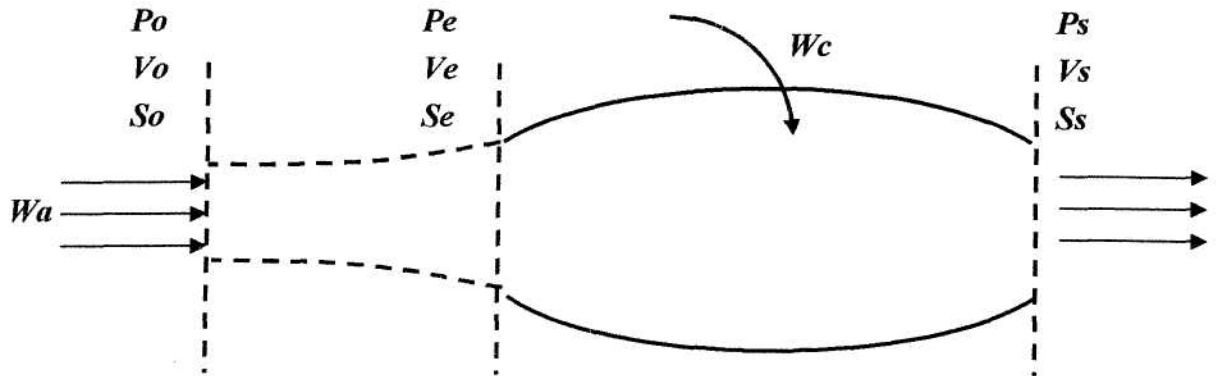
.- Se puede decir por último que la diferencia entre ambos estriba en la reducción del empuje bruto que es el que obtenemos en un banco de pruebas, con velocidad del aire de entrada cero, debido a que en vuelo este aire lleva ya una determinada velocidad cuando entra en el motor.

.- En algunas documentaciones podemos encontrar que la expresión que nos proporciona el empuje de un turborreactor difiere en algunos términos de la que nosotros hemos obtenido. Dicha fórmula puede aparecer con la siguiente forma:

$$E_n = \frac{W_a}{g} (V_s - V_0) + \frac{W_c}{g} \cdot V_s + (P_s - P_0) \cdot S_s$$

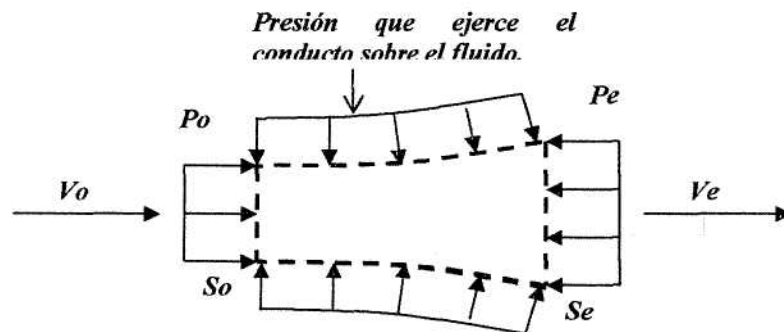
.- Esto es debido simplemente a que el modelo del motor elegido para el estudio, en este caso, se amplía hasta una sección situada aguas arriba del motor en la que encontramos la corriente

de aire con una velocidad igual a la de vuelo (V_o) y una presión igual a la atmosférica (P_o) , es decir, partimos de la siguiente situación:



.- La diferencia está en que en este modelo se toma en consideración adicionalmente el tubo de corriente situado entre las secciones S_o y S_e . Vamos a calcular las fuerzas que actúan sobre él, aplicando la ley de la variación de la cantidad de movimiento.

.- Partimos de lo siguiente:



.- Aplicando a los valores actuales el resultado obtenido anteriormente tenemos:

$$P_o \cdot S_o - P_e \cdot S_e - R_x = G \cdot (V_e - V_o)$$

$$G \cdot V_e + P_e \cdot S_e + R_x = P_o \cdot S_o + G \cdot V_o$$

.- Sumando y restando $P_o \cdot S_e$ en el segundo miembro y teniendo en cuenta que R_x y $P_o(S_o - S_e)$ se contraponen, nos queda que:

$$G \cdot V_e + P_e \cdot S_e = G \cdot V_o + P_o \cdot S_e$$

.- Si tomamos nuestra ecuación inicial del empuje

$$E = G(V_s - V_e) + P_s \cdot S_s - P_e \cdot S_e$$

.- Y sustituimos en ella la expresión que hemos obtenido, quedaría:

$$E = G V_s - G V_0 + P_s \cdot S_s - P_e \cdot S_e$$

.- Si ahora sumamos y restamos en el segundo miembro el producto $P_0 S_s$, y operamos, obtenemos:

$$E = G(V_s - V_0) + S_s(P_s - P_0) - P_0 \cdot (S_e - S_s)$$

.- En esta expresión, el sumando $P_0 \cdot (S_e - S_s)$:

.- Representa la resistencia aerodinámica del motor debido a la diferencia de áreas entre la entrada y la salida. Esta resistencia sería muy significativa si se tratara dicha diferencia de forma aislada, pero no podemos hacerlo así pues el motor se encuentra inmerso en la atmósfera y si suponemos que la presión que circunda todo el motor es la atmosférica, P_0 , la resultante total es por tanto igual a cero.

.- En realidad esta presión circundante no es igual a la atmosférica pero la diferencia entre la real y P_0 se considera normalmente como una resistencia incluida en la resistencia total que del avión con lo cual podemos eliminar este término de la expresión del empuje quedando definitivamente la expresión de este en función de las variables atmosféricas y las variables de salida del fluido como hablamos anunciado y que por tanto es equivalente a la que inicialmente manejábamos con la excepción del término relativo al gasto de combustible que no tenemos más que añadir:

$$E_n = \frac{W_a}{g}(V_s - V_0) + \frac{W_c}{g} V_s + (P_s - P_0) \cdot S_s$$

.- Podemos hacer ahora una reflexión al fijarnos en la expresión del empuje:

.- A la vista de la ecuación que nos proporciona el empuje del motor, vemos que para aumentarlo, una vez definido el tamaño de dicho motor debemos aumentar la velocidad de salida de los gases de escape, V_s . Esto se consigue aumentando el aporte de combustible. Intuitivamente llegamos a la conclusión de que a medida que aumentamos el empuje aumenta también la velocidad del vehículo, V_0 , con lo cual este tendería a reducirse al reducirse el impulso, $V_s - V_0$. Esto es así pero solo parcialmente pues la velocidad de vuelo sufre un incremento menor del esperado pues parte del aporte de combustible se emplea en realizar un aumento del régimen del motor y en vencer el aumento de las fuerzas de resistencia aerodinámica. En principio parece que bastaría con

33 suministrar el combustible necesario para incrementar el empuje indefinidamente, aunque cada

incremento de empuje suponga un incremento mayor de combustible que el incremento de empuje anterior.

-.- Por desgracia esto no ocurre así ya que además de que no podemos realizar una combustión tan extensa como queramos por correr el riesgo de sobrepasar los límites de resistencia de los materiales, resulta que el aumento de resistencia aerodinámica es tan grande que para vencerla el consumo de energía que necesita la turbina de gas para su funcionamiento, que recordamos tiene una estructura definida para un régimen de diseño determinado, es cada vez mayor llegando al punto en que todo el incremento de la energía del fluido de trabajo lo emplea el generador de gas en su funcionamiento.

02-02.- BLOQUEO DE LA TOBERA

.- La velocidad del fluido de trabajo al abandonar la turbina es subsónica. A partir de este momento necesitamos aumentar la velocidad del fluido lo más que podamos para que el fluido que ha experimentado este aumento en su cantidad de movimiento nos responda mediante reacción con el mayor empuje posible. Para esto colocamos un conducto (tobera) convergente a la salida de la turbina.

.- En este tipo de conductos podemos acelerar la velocidad del fluido como máximo hasta velocidades locales sónicas. Si por diseño, porque las condiciones de vuelo a que está destinado el motor así lo requieren, necesitáramos seguir aumentando la velocidad del fluido debemos colocar un conducto divergente a continuación del conducto convergente anterior, pues en estos conductos, a velocidades supersónicas el fluido se comporta inversamente que a velocidades subsónicas.

.- De lo anteriormente expuesto se deduce que como solo se puede conseguir la velocidad del sonido en la corriente en conductos convergentes, esta se alcanzará en una determinada sección de la tobera dependiendo de las condiciones de diseño del motor. A esta sección se le llama Garganta y en ella una vez alcanzadas estas condiciones el gasto ya no puede aumentar más del que tenga en esas condiciones produciéndose lo que se llama Bloqueo de Tobera. Este término hace referencia a que podemos aumentar el gasto hasta que se alcance en la parte más estrecha de la tobera la velocidad del sonido (condiciones críticas) a partir de lo cual el gasto de aire se mantiene constante por mucho que pudiéramos aumentar la relación presiones a ambos lados de esta.

02-03.- RENDIMIENTOS

.- La potencia disponible que ha producido la turbina de gas se emplea en accionar la hélice o en incrementar la energía cinética del fluido de trabajo.

Se observa que el proceso de conversión de la energía química del combustible en potencia útil para el vuelo se puede separar en dos pasos lógicos y un tercero que engloba a los dos anteriores. Tenemos, pues, tres tipos de rendimientos que nos definen la calidad de nuestro motor:

- El rendimiento motor (μ_m) .
- El rendimiento propulsor(μ_p) .
- El rendimiento de la planta motriz, es decir, el rendimiento motopropulsor (μ_{mp})

02-03-01.- RENDIMIENTO MOTOR

.- Nos da la efectividad que tiene el motor en la conversión de la energía del combustible en potencia mecánica disponible para el vuelo. Es el rendimiento como máquina que convierte en potencia en el eje o en energía cinética de los gases por unidad de tiempo, la energía química del combustible por unidad de tiempo. También se le puede llama Rendimiento Térmico y viene dado por la expresión:

$$\text{Rendimiento}_{\text{motor}} = \frac{\text{Energía}_{\text{mecánica}}_{\text{producida}}_{\text{disponible}}}{\text{Combustible}_{\text{necesario}}_{\text{para}}_{\text{obtenerla}}}$$
$$\eta_m = \frac{\frac{1}{2} \frac{W_a}{g} (V_s - V_0)^2}{W_c \cdot L}$$

Siendo L el calor latente del combustible, el poder calorífico, con un valor aproximado de:
L=10300 Kcal / Kg

02-03-02.- RENDIMIENTO PROPULSOR

.- El segundo paso de la transformación se da en el propulsor, la hélice o el motor en conjunto en el caso del turboreactor. Es la relación entre la potencia invertida en la propulsión y la potencia mecánica disponible obtenida en el motor.

$$\text{Rendimiento}_{\text{motor}} = \frac{\text{Energía}_{\text{util}}_{\text{para el vuelo}}}{\text{Energía}_{\text{mecánica}}_{\text{producida disponible}}}$$

$$\eta_p = \frac{\frac{W_a}{g} (V_s - V_0) V_0}{\frac{1}{2} \frac{W_a}{g} (V_s - V_0)^2}$$

simplificando

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{V_s}{V_0}}$$

02-03-03.- RENDIMIENTO MOTO-PROPULSOR

.- Es el que recoge el resultado de los dos anteriores siendo la relación entre la potencia invertida en la propulsión y la potencia del combustible, es por tanto, igual al producto de los dos anteriores.

$$\eta_p = \frac{\frac{W_a}{g} (V_s - V_0) V_0}{W_C \cdot L}$$

.- Expresión que se corresponde con: $\mu_{mp} = \mu_m * \mu_p$

.- Hay que resaltar que una buena turbina de gas (que tiene un buen rendimiento motor), es una máquina inútil si su rendimiento propulsor es bajo, y a la inversa.

.- El rendimiento motopropulsor es otro parámetro de calidad del motor siendo su cálculo laborioso, aunque existe otra relación que es inversa y cuyo cálculo es mucho más fácil, además de ser un dato que dan todos los fabricantes de motores llamada consumo específico de combustible la cual nos proporciona información similar.

Teniendo en cuenta estos últimos conceptos al ir aumentando la velocidad del avión vemos que el rendimiento mecánico (rendimiento motor) va disminuyendo ya que V_s y V_0 tienden a igualarse (numerador más pequeño) mientras que el rendimiento propulsor va aumentando. La propulsión más eficiente y más económica se consigue cuando la velocidad del avión y del chorro de gas están próximas. En el caso límite el rendimiento propulsor será la unidad cuando se igualen La velocidad de entrada y salida de los gases y tendremos los siguientes efectos:

- No tenemos empuje.
- El rendimiento propulsor es la unidad.
- El rendimiento motopropulsor es igual al rendimiento motor.
- Toda la energía del combustible la estamos utilizando en mover el motor pero sin obtener empuje alguno, el turbo reactor funciona solo como una turbina de gas.

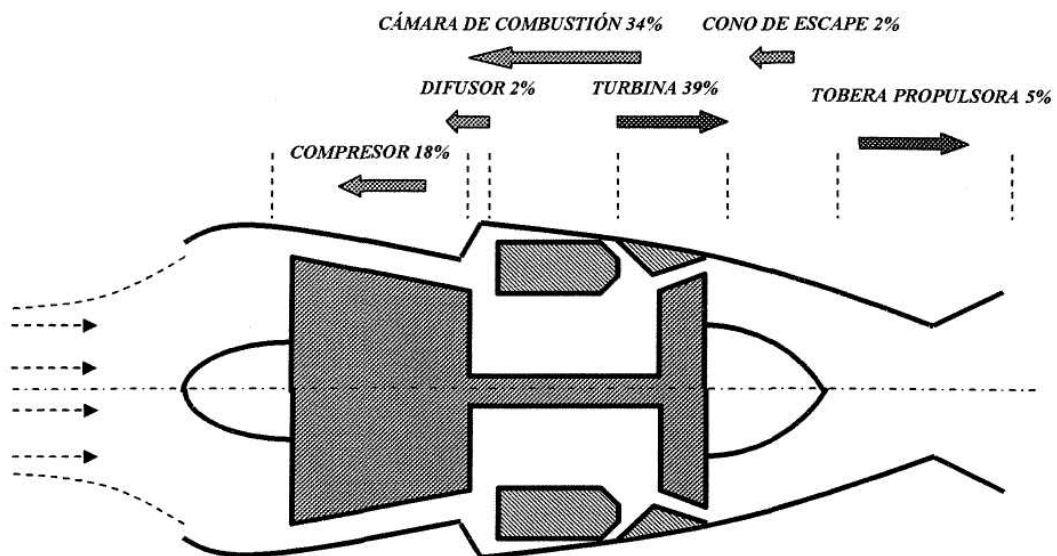
.- Como resultado de esta reflexión concluimos que el motor está limitado, aunque podemos adelantar que al ir aumentando la velocidad de vuelo la reducción del empuje no resulta como j cabria esperar ya que se produce un aumento adicional del empuje debido a que a partir de los 350-400 Km/h aumenta la relación de compresión por efecto de la presión dinámica del fluido entrante con lo que aumenta el rendimiento propulsor y el empuje lejos de disminuir aumenta progresivamente para no decrecer hasta que el motor se va acercando a sus limite de diseño.

02-04.- DISTRIBUCIÓN DEL EMPUJE

.- Mientras que el grupo motor-hélice el árbol de la hélice y sus cojinetes soportan todo el empuje derivado de la aceleración de la masa de aire m , en el turborreactor todos los elementos que lo componen cooperan en la acción propulsiva. Aplicando las leyes de la dinámica de los gases a cada elemento del turborreactor se encuentra que el empuje total es la resultante de numerosos empujes (reacciones del fluido) que actúan sobre esos elementos y que tienen diferentes direcciones y sentidos.

.- En la figura siguiente representamos de una forma aproximada una distribución típica de fuerzas en cada uno de sus componentes, partiendo de la idea de que el conjunto de las fuerzas de reacción generadas tiene un valor de 100.

.- Hay que remarcar que es un ejemplo y que variará tanto en magnitud como en signo en algunos de sus componentes dependiendo de la configuración específica de que se trate en un caso particular.



.- Si hacemos ahora la suma algebraica de todas las componentes obtenemos la resultante que llamamos EMPUJE.

RESULTANTE 12%



02-05.- RELACIÓN DE PRESIONES DEL MOTOR

.- La indicación del empuje que un motor está proporcionando en cada momento la obtenemos de diferentes maneras dependiendo del tipo de motor que se trate. Así para motores de compresor centrífugo es suficientemente buena la indicación del número de revoluciones e igualmente es suficientemente buena la indicación del número de revoluciones N_1 del eje compresor / turbina de baja en motores de gran índice de derivación. En cambio para el resto de los motores se utiliza como medida del empuje la Relación de Presiones totales (de remanso) P_{t5}/P_{t2} (E.P.R, Engine Pressure Ratio). Siendo P_{t2} la presión de remanso de entrada al compresor y P_{t5} la presión de remanso de salida de las turbinas. También se podría utilizar la presión P_{t5} por sí sola pero habría que irla corrigiendo según varían las condiciones de la corriente de entrada y como esta varían mucho de unas condiciones de vuelo a otras, es preferible utilizar la EPR como índice de el empuje.

.- Cuando un motor opera en unas determinadas condiciones de vuelo constantes y manteniendo la palanca de gases en una posición fija lo que logramos es mantener la velocidad, la altura y la temperatura exterior constantes y por tanto se puede decir que EPR es un Índice de actuación del motor como bomba de presión, pues mide el salto de presión que experimenta el aire a su paso por el motor, una vez descontados todos los procesos internos que se desarrollan en el interior del mismo.

.- El empuje que suministra el motor en un instante determinado es función de EPR. Esto se explica porque la presión total del gas a la salida de la turbina es una medida de la energía disponible para producir el efecto útil de propulsión, esto es, para acelerar la masa de gas en la tobera de salida.

02-06.- VARIABLES DE REMANSO

.- La Presión Total o de Remanso así como la Temperatura de Remanso y demás propiedades de remanso de un fluido son los valores que tomarían la presión, la temperatura, etc, si deceleráramos la corriente de un fluido de forma Isentrópica hasta que su velocidad fuera cero. Entendiéndose isentrópica a la transformación de un sistema que pasa de un estado a otro sin transmisión de calor al exterior {Transformación Adiabática} y sin pérdidas por fricción entre las partículas internas que componen el fluido {Transformación Reversible} .

.- Vamos a dar, brevemente, a continuación las expresiones que relacionan las variables de remanso con las variables estáticas en gases ideales.

.- Tanto las variables de remanso como las variables estáticas definen el estado termodinámico de un sistema, siendo por tanto ambas variables de estado.

$$T_t = T + \frac{V^2}{2 \cdot C_p}$$
$$P_t = P \cdot \left(1 + \frac{V^2}{2 \cdot C_p} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$
$$\rho_t = \frac{P_t}{R \cdot T_t}$$

.- Siendo los valores de los Calores Específicos a Presión y a Volumen Constante (C_p y C_v), la relación entre ellos se conoce como Coeficiente Isentrópico (γ), y tiene un valor para el aire de:

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1,4$$

.- Y a su diferencia se la conoce como la Relación de Mayer y es igual a la Constante Universal de los gases especificada para el aire cuyo valor es:

$$R = C_p - C_v = 287 \frac{J}{Kg \cdot K}$$

.- También se pueden obtener las variables de remanso en función del Número de Mach (M), entendiéndose este como el número de veces la velocidad del sonido que lleva un móvil o una corriente fluida:

$$M = \frac{V}{C}$$

.- Siendo V la velocidad del móvil y C la velocidad del sonido la cual es a su vez función de la temperatura.

$$C = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

.- Con estas definiciones previas ya podemos definir las variables de remanso para el aire en función del número de mach.

$$T_t = T \cdot (1 + 0,2 \cdot M^2)$$

$$P_t = P \cdot (1 + 0,2 \cdot M^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\rho_t = \rho \cdot (1 + 0,2 \cdot M^2)^{2,5}$$

02-07.- POTENCIA EQUIVALENTE

.- La Potencia al Eje que un motor alternativo o turbohélice desarrolla en unas determinadas condiciones de funcionamiento depende del par motor que sea capaz de producir y del número de revoluciones en que se encuentre. Esta potencia es la que transmite el motor a la hélice.

.- Para un motor alternativo tenemos las siguientes relaciones:

1.- La fuerza con que la hélice impulsa al avión hacia delante, en este caso se llama Tracción de la Hélice y toma idéntica forma que el empuje de un turboreactor.

$$Th = \frac{Wa}{g}(V_s - V_0)$$

2.- La potencia útil es la debida a esta tracción. Hace referencia a la parte de la potencia que entrega el motor que la hélice es capaz de emplear en tracción del avión.

$$W_{\text{útil}} = Th \cdot V_0$$

3.- Por último la potencia al eje que es la que el motor suministra al eje donde va anclada la hélice:

$$W_{\text{eje}} = \frac{2 \cdot \Pi \cdot n \cdot Par}{60 \cdot 1000} \rightarrow [Kw]$$
$$W_{\text{eje}} = \frac{2 \cdot \Pi \cdot n \cdot Par}{60 \cdot 75} \rightarrow [Cv]$$

.- Siendo el cociente entre ambas potencias lo que se define como el rendimiento de la hélice:

$$\eta_{\text{hélice}} = \frac{Th \cdot V_0}{W_{\text{eje}}} = \frac{W_{\text{útil}}}{W_{\text{eje}}}$$

.- Si se trata de un motor turbohélice tenemos que sumar dos efectos el de el empuje que proporciona la hélice (del orden de 9/10 del total) con el que produce el chorro de los gases de escape (del orden de 1/10 del total) . Por tanto en un turbohélice tenemos dos tipos de potencia, la que el motor entrega a la hélice SHP {Shaft Horse Power} y la del propio chorro.

1. La fuerza con que el grupo motopropulsor impulsa al avión toma la expresión:

$$Tt_h = T_h + E_{\text{chorro}}$$

2. La potencia útil es igualmente la debida a la tracción que en este caso toma la forma.

$$W_{util} = (Th + E_{chorro}) \cdot V_0$$

.- Si tenemos en cuenta la expresión del rendimiento de la hélice la potencia útil en un turborreactor la podemos expresar

$$W_{util} = \eta_{hélice} \cdot \left(W_{eje} + \frac{E_{chorro} \cdot V_0}{\eta_{hélice}} \right)$$

.- A la expresión que se encuentra dentro del paréntesis se la conoce como Potencia Equivalente del turbohélice, también conocida por ESHP (Equivalent Shaft Power).

$$W_{equivalente} = W_{eje} + \frac{E_{chorro} \cdot V_0}{\eta_h}$$

o

$$ESHP = SHP + \frac{E_{chorro} \cdot V_0}{\eta_h}$$

.- Con lo que el rendimiento de la hélice toma una forma similar a la anterior:

$$\eta_{hélice} = \frac{W_{util}}{ESHP}$$

.- Es decir vemos que solamente en el caso de la potencia al eje, esta depende únicamente de parámetros característicos propios y que se repetirán siempre que llevemos el motor al mismo régimen, independientemente de que se encuentre en un banco de pruebas o en vuelo, claro esta, hasta ciertos limites de condiciones atmosféricas. Por ello esta potencia, en este tipo de motores, es un parámetro muy significativo. En cambio la potencia útil es un término relativo que varia según la velocidad que lleve el vehículo en que se encuentre. Esta última dependerá de muchos condicionantes que no dependen en exclusiva del motor como pueden ser diversas condiciones de vuelo como despegues, aterrizajes, pruebas en banco (con velocidad cero), número de motores que lleve al avión, estructura (resistencia que opone en general) del avión que monte dicho motor, etc.

.- Por todo ello podemos solo podemos referirnos en turborreactores a una Potencia Equivalente, referida a una velocidad determinada de vuelo del avión.

02-07.- CONSUMO ESPECÍFICO DE COMBUSTIBLE

.- El consumo específico de combustible es una característica de cada motor muy indicativa de "lo bueno que es", de lo "bien que aprovecha el combustible", de "las pocas pérdidas que tiene" y que nos ayuda a comparar unos motores

con otros en un tema tan importante como es el del consumo sin perder de vista el empuje que obtenemos.

.- El consumo específico nos relaciona el consumo de combustible consumido en la unidad de tiempo con el empuje proporcionado. Un consumo específico pequeño implica en aviones de La Aviación Civil una mayor carta de pago y un mayor alcance y en la Aviación Militar, un mayor radio de acción, una mayor autonomía y una mayor maniobrabilidad. Vemos que en cualquiera de los casos interesa que el consumo específico sea lo menor posible, e interesa en cualquier régimen del motor pero sobre todo en régimen de crucero por ser en el que más tiempo se permanece.

.- Responde a la expresión:

$$C_e = \frac{W_c}{E} \rightarrow \left[\frac{Kg_c}{Kg_E \cdot h} \right]$$

.- Por ejemplo un consumo específico de 1 Kg/Kg.h quiere decir que el motor gasta 1 Kg de combustible en una hora por cada Kg de empuje que está proporcionando.

.- Además de su símbolo C_e también se le conoce por las siglas TSFC {Thrust Specific Fuel Consumption} .

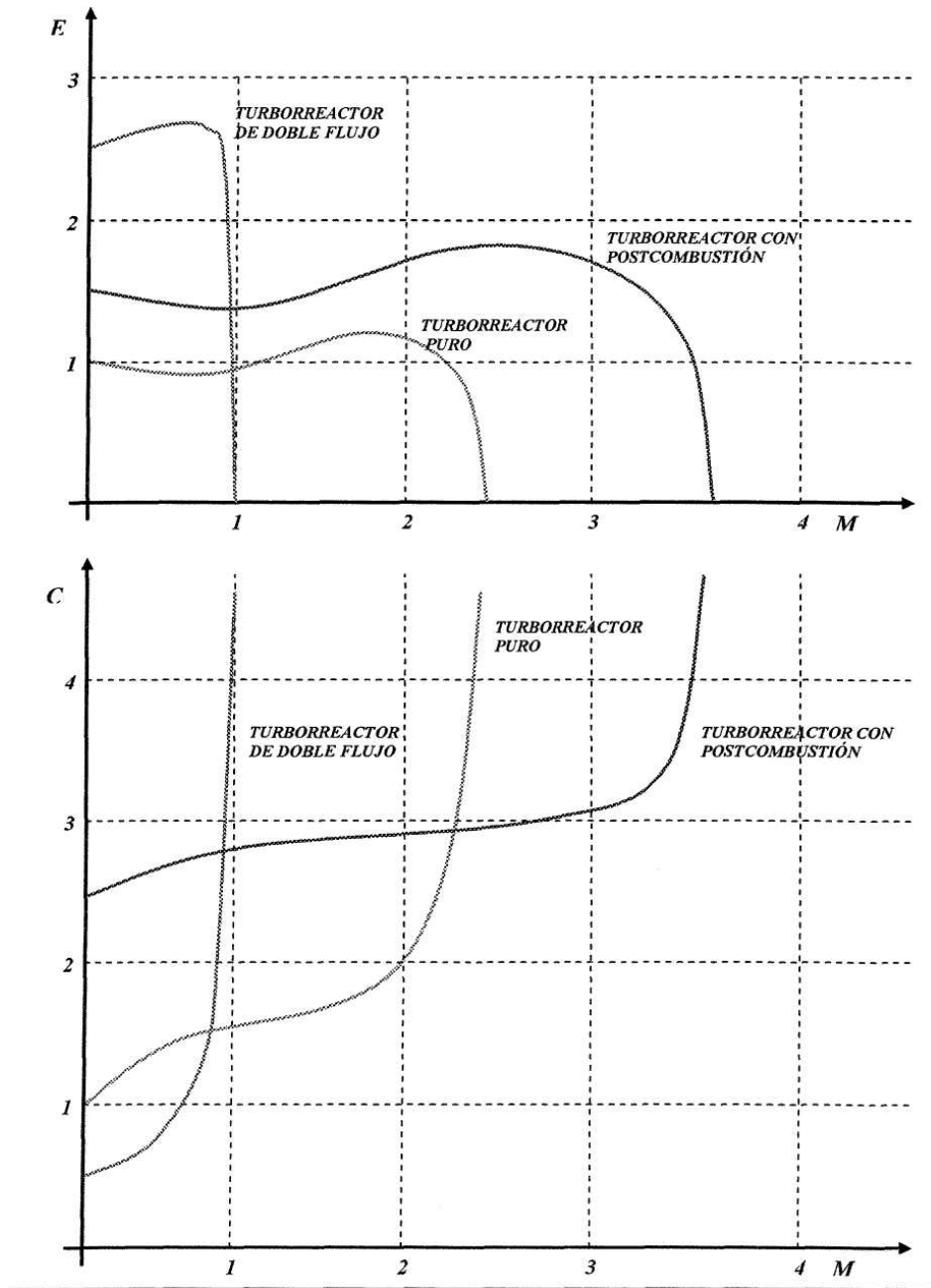
.- El consumo específico es el segundo parámetro de calidad del motor junto al empuje específico.

.- Valores de referencia son:

- Turborreactor puro: Del orden de 1-1,5 Kg/Kg_E-h.
- Turborreactor con postcombustión: del orden de 2,5-3 veces el consumo específico del turborreactor puro.
- Turborreactor de doble flujo: Depende del índice de derivación, por ejemplo, si el índice de derivación es de $\lambda=6$ el consumo específico es del orden de 0,35 - 0,4 veces el consumo específico del turborreactor puro.

.- Todas estas cifras aproximadas son comparativas con los motores en banco, en vuelo aparecen las curvas características del empuje variando, por tanto, también el consumo específico.

.- En la página siguiente se ilustran dos gráficas relacionadas entre sí, comparativas entre tres tipos de motores. El turbo reactor puro, el turbo reactor con postcombustión y el turbo reactor de doble flujo con índice de derivación $\lambda=6$, y siempre referidas al turbo reactor puro como patrón. En la primera se muestra la variación del empuje en función de la velocidad del avión y en la segunda la variación del consumo específico en función de la velocidad.



02-08.- ÍNDICE DE DERIVACIÓN

.- Con los motores de doble flujo lo que se pretende al igual que en motores con postcombustión es aumentar el empuje pero mientras que en estos se logra a base de aumentar el consumo, es decir se encaminan a aumentar el término del empuje relativo al incremento de la velocidad de los gases, en aquellos últimos se pretende, por el contrario, lograrlo aumentando el gasto.

.- Para conseguirlo lo que se hace es manejar mayor cantidad de aire de entrada al motor redistribuyendo la corriente en dos flujos uno Primario W_{aI} que interviene en el ciclo del motor y otro Secundario W_{aII} al que aceleramos y expulsamos del motor sin que intervenga en el ciclo, es decir, es un método encaminado a aumentar el empuje influyendo en el término de este relativo al gasto. Con este método se logra un aumento considerable de empuje sin que aumente el consumo de forma apreciable obteniendo, por tanto, una disminución del consumo específico.

.- Esta disminución del consumo específico se puede traducir en lograr aviones comerciales con mayor carga de pago o de mayor alcance.

.- Los motores de doble flujo llevan un compresor de baja con los alabes más grandes de lo normal llamado Fan. Todo el aire del exterior pasa por él y a partir de él se divide en los dos flujos.

.- El chorro de aire del flujo secundario es de mayor tamaño y de menor energía (menor velocidad) que el del flujo primario. Cuanto mayor queramos que sea el flujo secundario menor tiene que ser el número de escalones del fan.

.- La solución del motor de doble flujo proporciona mayores empujes a velocidades subsónicas de vuelo que la solución de la postcombustión.

.- Se llama Índice de Derivación λ , a la relación entre el gasto secundario y el primario.

$$\lambda = \frac{Ga_{II}}{Ga_I} = \frac{Wa_{II}}{Wa_I}$$

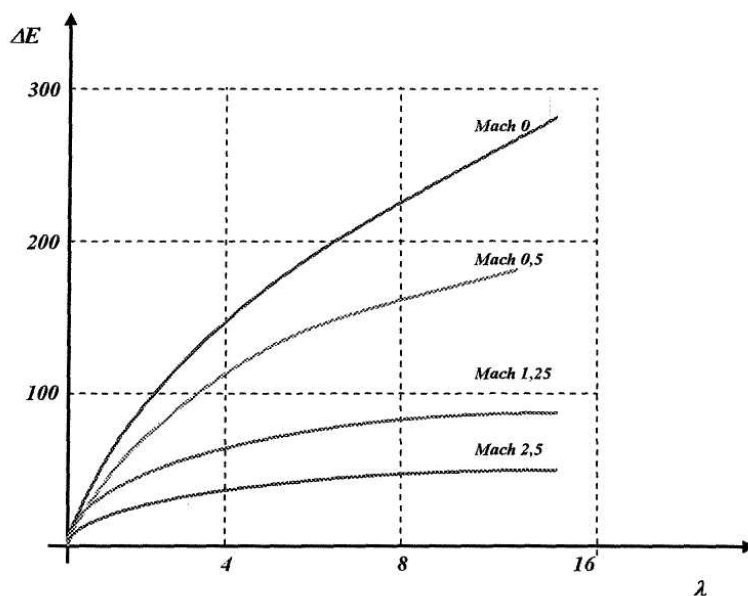
.- Como ya habíamos comentado pueden aparecer dos tipos de motores de doble flujo:

- **BY-PASS:** Que lleva una carena alrededor del motor hasta la salida del chorro primario donde se mezclan ambos flujos. Tiene índices de derivación bajos, hasta $\lambda=3$.

- **TURBOFAN:** El cual expulsa el chorro antes de que este llague a la tobera. En la tabla siguiente se muestra una relación de los valores del índice de derivación para este tipo de motores y el efecto que tiene en el empuje con relación al turboreactor a velocidad de vuelo cero.

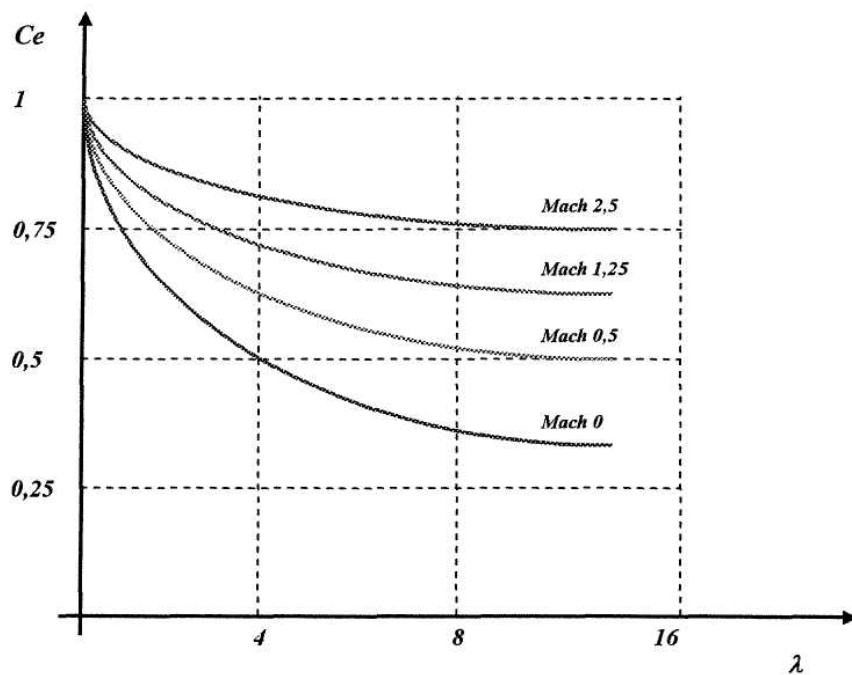
	λ	$\frac{E_{\text{doble_flujo}}}{E_{\text{reactor_purO}}}$
ANTES	2	1,7
	3	2
	4	2,2
HOY DIA	5	2,44
	6	2,64
EN EL FUTURO	7	2,82
	8	3
	HASTA 10	

.- También podemos ver gráficamente los ordenes en que varia el incremento del empuje en % de motores con distintos Índices de derivación con respecto a un turborreactor equipado con la misma turbina de gas y para distintas velocidades.



.- Así por ejemplo vemos que en condiciones estáticas y con un índice de derivación de $\lambda=6$, el motor de doble flujo proporciona del orden de un 160% más de empuje que el turbo reactor básico y para un índice de derivación de $\lambda=12$ el incremento de empuje sería del 260. Hay que señalar que el aumento del índice de derivación implica motores de mayor diámetro con el incremento de resistencia aerodinámica que esto implica.

.- Vamos ahora a mostrar como varía el consumo específico con el índice de derivación para motores en las mismas condiciones que en la gráfica anterior.



.- Como partimos de una misma turbina de gas los consumos de combustible son los mismos por consiguiente el consumo específico será inversamente proporcional al índice de derivación. La escala del C_e está referida al turbo reactor básico.

.- Como curiosidad podemos decir que un turbohélice es como si fuera un turbofan con un índice de derivación excepcionalmente alto del orden de 50/1 siendo su incremento de empuje en condiciones estáticas mayores que los auténticos turbofan.

02-09.- PRESIÓN TEMPERATURA Y VELOCIDAD DEL FLUJO DE GAS

.- En el transcurso del ciclo de trabajo de un motor de reacción, el fluido de trabajo recibe y da trabajo y calor lo cual produce cambios en su presión, volumen y en su temperatura cumpliéndose que el producto de la presión y el volumen del aire en los distintos estados en el ciclo de trabajo es proporcional a la temperatura absoluta del aire en dichos estados.

.- Por otro lado la energía añadida al ciclo de trabajo debida a la energía química del combustible o debida a la energía mecánica en la compresión o la extraída en la turbina y el calor transmitido al fluido de trabajo en estos procesos son directamente proporcionales.

.- Estas relaciones descritas en los dos párrafos anteriores podemos transcribirlas en leyes matemáticas las cuales nos permitirán entender los cambios que experimentan algunas de las propiedades de estado del fluido de trabajo cuando variamos forzosamente las otras al hacer pasar este fluido por conductos apropiados o con la introducción o extracción de energía en el ciclo de trabajo.

02-10.- ECUACIÓN DE ESTADO

.-Se llaman Gases Ideales a aquellos gases que cumplen la relación entre la presión, el volumen y la temperatura descrita en la llamada Ecuación de Estado que tiene la forma matemática siguiente:

$$P \cdot V = n \cdot R \cdot T$$

.- *NOTA: Los gases ideales no existen. Esta expresión es una simplificación de una expresión mucho más compleja que intenta acercarse lo máximo posible al comportamiento real de los gases, pero es lo bastante aproximada como para que la podamos tener en cuenta para nuestro estudio.*

.- R es la constante universal de los gases que toma distintos valores según las unidades en que trabajemos.

.- Una variante modificad de esta expresión es: $\frac{P}{\rho} = R \cdot T$, se cumple con bastante aproximación para el aire a las presiones y temperaturas de trabajo.

02-11.- TEOREMA DE BERNOULLI

.- El Teorema de Bernoulli nos dice que la presión total o presión de remanso de un fluido se mantiene constante en cada una de las secciones del tubo de corriente. Siendo la presión total de un fluido una suma de tres componentes:

Presión Estática = P

$$\text{Presión Dinámica} = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

$$\text{Presión debida a la altura} = \rho \cdot g \cdot h$$

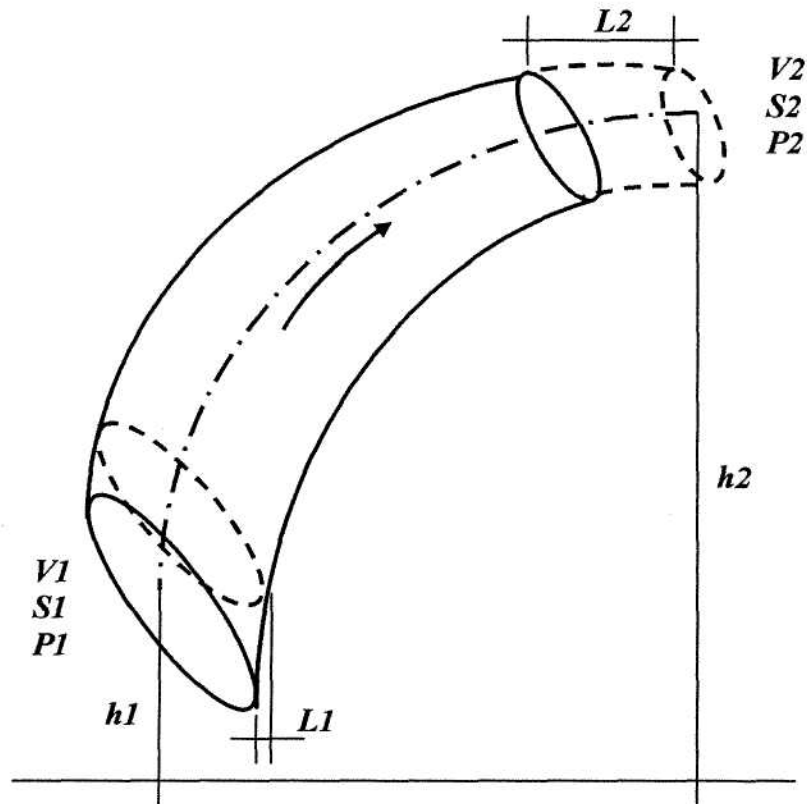
es decir :

$$P_t = P + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 + \rho \cdot g \cdot h$$

.- Este teorema nos dice que cuando hacemos pasar dicho fluido por una conducto que puede tener superficies limites reales o imaginarias, pueden variar dos o los tres sumandos que componen la presión total pero lo harán de tal forma que su suma total permanece constante. Esta ecuación debe aplicarse con una serie de requisitos, las cuales en principio puede parecer muy restrictivas, pero que en las condiciones en que se va a desarrollar el ciclo de trabajo, tienen una suficiente aproximación. Estas restricciones son:

- Fluido en régimen estacionario. Sus propiedades no varían con el tiempo.

- Fluido incompresible ($p=\text{cte}$) .
- Se consideran despreciables los efectos de la viscosidad ($\nu=0$) .
- Gráficamente situamos las condiciones de trabajo en la representación siguiente:



.- Siendo S_1 , V_1 , P_1 y h_1 las propiedades del fluido en la sección perpendicular a la dirección del movimiento del fluido y S_2 , V_2 , P_2 y h_2 , las mismas propiedades pero a la salida y teniendo en cuenta las restricciones anteriormente descritas el teorema de Bernoulli se expresa matemáticamente como:

$$\left(P + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 + \rho \cdot g \cdot h \right)_1 = \left(P + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 + \rho \cdot g \cdot h \right)_2$$

.- Siendo despreciable los términos relativos a la variación de presión debido a la altura si el fluido es un gas.

.- A baja velocidad del aire, del orden de $M=0,5$, la presión total es un excelente parámetro para representar la energía que posee el fluido en movimiento, energía que puede transformarse en

trabajo útil, basta diseñar un mecanismo apropiado que sea capaz de aprovechar la alta energía de presión disponible.

.- Hemos impuesto una serie de condiciones al fluido y al conducto para que se cumpla la ecuación de Bernouilli, en realidad, en los difusores, que son los elementos que se encargan de convertir en presión estática la presión dinámica, la presión total que se obtiene es menor que la que tiene la corriente libre pues debido a fenómenos de rozamiento del aire con las paredes del difusor, se disipa en forma de calor parte de la energía inicial que posee el aire.

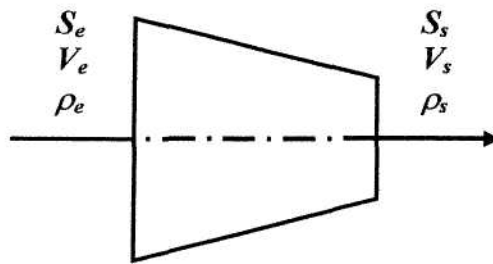
.- Como hablamos comentado anteriormente la temperatura total de un fluido también podemos descomponerla en dos sumandos, estática y dinámica.

.- A alta velocidad es más representativa la temperatura total que su presión total como referencia de la energía que posee una corriente fluida.

02-12.- ECUACIÓN DE CONTINUIDAD

.- Otra ecuación muy importante y práctica a la hora de Interpretar el efecto de la variación de unas propiedades del fluido en otras es la Ecuación de Continuidad, la cual parte de un fluido en las mismas condiciones que el teorema de Bernoulli y nos relaciona el gasto de un fluido en dos secciones distintas de un tubo de corriente.

.- Gráficamente podemos representar el proceso de la forma siguiente:



.- Siendo S_e , V_e y ρ_e la sección perpendicular a la dirección del movimiento del fluido, su velocidad y su densidad a la entrada del conducto y S_s , V_s y ρ_s las mismas propiedades pero a la salida.

.- En estas condiciones esta ecuación nos dice que el gasto a lo largo de las diversas secciones de un conducto en el que no existen ni fuentes ni sumideros de masa permanece constante.

.- Matemáticamente lo expresamos:

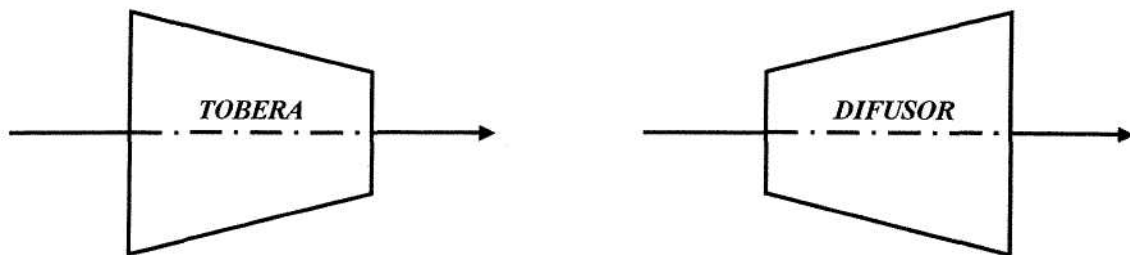
$$G_e = G_s$$

.- Teniendo en cuenta las definiciones de densidad y volumen podemos poner:

$$S_e \cdot V_e \cdot \rho_e = S_s \cdot V_s \cdot \rho_s$$

.- Para regímenes del fluido a velocidades inferiores a la velocidad local del sonido se puede considerar el fluido incompresible ($\rho = \text{cte}$) con lo que podemos poner:

$$S_e \cdot V_e = S_s \cdot V_s$$



.- Es decir si tenemos un conducto convergente, en el que la sección de salida es menor que la de entrada, en regímenes subsónicos, la velocidad de salida será mayor que la de entrada. A este conducto se la llama tobera.

.- Por el contrario, teniendo las mismas condiciones del fluido, si la sección de entrada es ahora menor que la de salida la velocidad a la salida será menor que al entrada, llamándose el conducto en esta ocasión Difusor.

.- Como ya hemos comentado estos efectos descritos se dan cuando el fluido de trabajo se encuentra en régimen subsónico.

.- Si por el contrario el fluido se desplaza a velocidades locales superiores a la del sonido los efectos se intercambian, es decir, las toberas disminuyen la velocidad y los difusores la aumentan. Esto es debido simplemente a fenómenos de compresibilidad, la densidad en esas velocidades no se puede considerar constante y no podemos simplificarla en la ecuación del gasto siendo su aportación el efecto descrito.

02-13.- PRIMER PRINCIPIO DE LA TERMODINÁMICA PARA SISTEMAS ABIERTOS

.- Por último vamos a hablar del Primer Principio de la Termodinámica aplicada a un sistema Abierto, es decir, cuando hablamos de un Volumen de Control (si el sistema es cerrado se le llama Masa de Control. Este principio no es más que una particularización del Principio de Conservación de la Energía.

.- Hasta ahora hemos descrito los cambios de la variación de las propiedades de un fluido de trabajo cuando este atraviese unos determinados conductos, sin recibir ningún tipo de influencia externa al conducto considerado, ni siquiera la posible influencia de las paredes de dicho conducto pues hemos despreciado los efectos de la viscosidad, es como si estas paredes no fuera más que los límites visibles de las verdaderas superficies de separación de nuestro sistema que son irreales.

.- Con el primer principio de la termodinámica (principio empírico sin demostración matemática) pasamos a considerar las únicas influencias externas" que afectan a las propiedades de un sistema termodinámico El Calor y El Trabajo Estos factores se intercambian entre el exterior y

nuestro sistema (no olvidemos que es el fluido de trabajo) a través de las Superficies de Control debiendo ser en el caso del trabajo superficies móviles.

.- Este principio aplicado a sistemas abiertos en estado estacionario tiene como expresión matemática:

$$\dot{W}_{12} + \dot{Q}_{12} = \dot{m} \cdot \left(h + \frac{V^2}{2} + g \cdot Z \right)_2 - \dot{m} \cdot \left(h + \frac{V^2}{2} + g \cdot Z \right)_1$$

En la que los distintos términos de esta ecuación son:

- $\dot{W}_{12}$ Es el trabajo que el sistema intercambia con el exterior al evolucionar del estado 1 al 2 en la unidad de tiempo.
- $\dot{Q}_{12}$ Es el calor que el sistema intercambia con el exterior al evolucionar del estado 1 al 2 en la unidad de tiempo.
- $\dot{m}$ Es el gasto de masa que pasa por el motor.
- h es la *Entalpía específica* de un fluido, siendo la entalpía una variable más del estado de un sistema que agrupa la *Energía Interna* y el producto de la *Presión* por el *Volumen*, por lo que se le suele llamar *Energía de Presión*, es decir:

$$H = U + P \cdot V$$

.- Dividiendo por la masa se obtiene la variable específica:

$$h = u + p \cdot v$$

.- En gases, que es el fluido con el que nosotros trabajamos la entalpía, se demuestra empíricamente, que responde:

$$h = C_p \cdot T$$

.- Los subíndices 1 y 2 hacen referencia a las propiedades de entalpía, velocidad y altura que posee el sistema en los estados entre los que evoluciona.

.- Esta ecuación la podemos poner como: $w + q = h_2 - h_1 + \frac{V_2^2 - V_1^2}{2} + g(Z_2 - Z_1)$

.- Operando podemos decir:

$$w + q = Cp \left[\left(T + \frac{V^2}{2 \cdot Cp} \right)_2 - \left(T + \frac{V^2}{2 \cdot Cp} \right)_1 \right]$$

02-13.- PARÁMETROS DEL MOTOR

.- Los parámetros del motor son una serie de características que posee y que lo definen tanto a nivel estructural como a nivel de las prestaciones (Performances) que es capaz de dar.

02-13-01.- CARACTERÍSTICAS ESTRUCTURALES

.- Las características estructurales son aquellas que le configuran y que son el resultado de la forma necesaria que debe poseer cada elemento para que el fluido de trabajo alcance en cada componente los valores de las variables de estado los valores necesarios para que el motor en conjunto resulte una máquina que nos proporcione el empuje requerido para las misiones para las que se halla diseñado y con el mínimo coste posible.

.- Estas características son sobre todo tomadas en cuenta a la hora del desarrollo del motor y nosotros vamos solamente a dar una relación de las principales.

- Tipo de motor y número de ejes.
- Tipo de compresor y número de escalones.
- Tipo y número de cámaras de combustión.
- Número de escalones de turbina.
- Peso.
- Área frontal.
- Diámetro máximo.
- Longitud máxima.
- Temperatura de entrada a turbina (T_{4t}).
- Relación de compresión (Π_{23}).
- Rendimientos orgánicos del motor, los cuales suelen tomarse como constantes una vez desarrollados a lo largo del ciclo termodinámico.
 - Toma Dinámica, ρ_{02} -
 - Compresor, ρ_{23} -
 - Cámara de Combustión, ρ_q -.
 - Turbina, ρ_{45} -.
 - Tobera de salida, ρ_{59} -.

02-13-02.- PRESTACIONES (PERFORMANCES)

.- Las prestaciones son el resultado del estudio realizado, son el efecto conseguido después de desarrollado al motor. También se llaman Actuaciones del Motor y definen los cambios que experimentan los parámetros del motor como empuje, consumo específico, etc, con las condiciones de vuelo sobre todo altitud y velocidad de vuelo, son en definitiva los parámetros más importantes del motor pues en función de ellos será elegido como planta de potencia para ser montado en un tipo de avión u en otro y destinado a unas misiones u otras.

.- Podemos resumir estas características en :

- 1.- Gasto de aire
- 2.- Empuje, con y sin postcombustión.
- 3.- Impulso
- 4.- Consumo específico.
- 5.- Rendimientos termodinámicos.

Del motor

Propulsor

Motorpropulsor.

A.- GASTO

.- Como ya habíamos definido el Gasto representa la cantidad de aire que atraviesa el motor en la unidad de tiempo. Podemos hablar de Gasto (Ga), refiriéndose al Gasto Másico, o bien al Gasto en Peso (Wa), existiendo entre los dos la relación ya conocida:

$$\frac{Wa}{g} = Ga$$

.- El gasto, como masa que es, está relacionado directamente con la presión y con el volumen e inversamente con la temperatura a través de la ecuación de estado. Así pues variará en el mismo sentido con las variaciones de presión y volumen y en sentido contrario con las de la temperatura.

.- El volumen del fluido de trabajo aumenta con el tamaño del motor y con el régimen de este, motivo por el cual, los motores turbofan son mayores que los turborreactores puros pues para un régimen dado mueven un mayor volumen de aire. Por tanto el gasto aumentará con el volumen, el tamaño del motor y con el régimen a que este se encuentre, es decir con el número de revoluciones por minuto lo cual representa el flujo de aire que se introduce en el motor en unidad de tiempo. Manteniendo constante el régimen del motor se puede considerar constante el gasto su volumétrico.

.- Si ahora si partimos de un volumen constante, motor ya diseñado y a un régimen determinado también constante, el gasto aumentará con la presión y disminuir la temperatura.

.- Por regla general la variación de estos parámetros no podrá hacerse manteniendo constante todas las condiciones exteriores menos una a la que hacemos variar para ver su influencia en determinados parámetros sino que habrá que evaluarlos considerando la variación varias de variables a la vez pues cuando un avión cambia su velocidad o su altura sufren cambios muchas de las condiciones exteriores a la vez.

1. Variación del gasto con la altura:

.- Para ver el efecto en el gasto tiene la altura hay que tener en cuenta el efecto de la presión y la temperatura a la vez.

.- Tanto la presión como la temperatura disminuyen con la altura pero el efecto de la presión es mayor. Esto implica que una vez considerado el gasto volumétrico constante al disminuir la presión lo que está es disminuyendo la densidad y por tanto el gasto másico disminuye con la altura. Esto ocurre de una forma suave hasta una altura de 11000m donde comienza la estratosfera a partir de la cual la temperatura permanece constante y el efecto de la presión se hace mucho más acusado por lo que el descenso del gasto es mucho mayor a partir de entonces. Debido a estos efectos, la aviación comercial suele tener esta altura como techo de vuelo, altura en la que la reducción de la resistencia aerodinámica es muy significativa mientras que el gasto todavía es aceptable. La forma en que varían ambas con la altura para una variación entre cero y 11000m. tienen la expresión.

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 - \frac{h}{44300}\right)^{5,256}$$

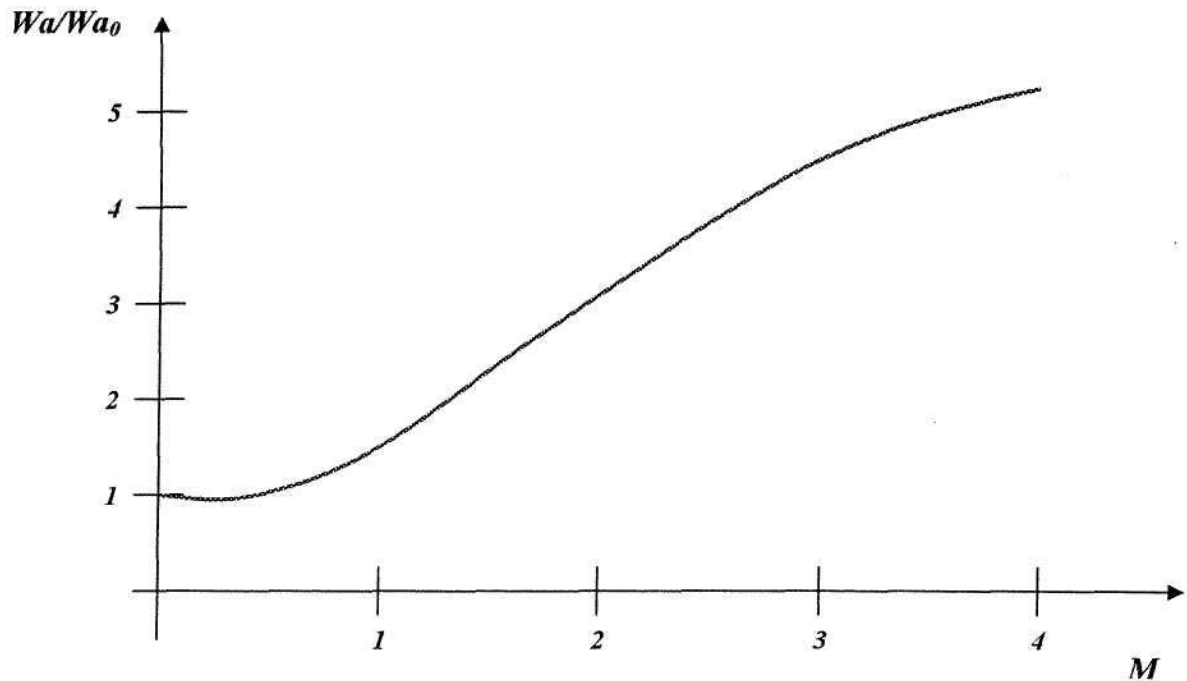
$$\frac{T}{T_0} = \left(1 - \frac{h}{44300}\right)$$

.- Vemos que para una misma altura, para una P_0 constante y una T_0 constante la relación es menor para la presión que para la altura.

2. Variación del gasto con la velocidad de Vuelo (V_0) :

El gasto se mantiene prácticamente constante hasta valores de 100 a 150 m/s aumentando de forma exponencial a partir de entonces debido al efecto de la presión dinámica del aire, presión de impacto o Ram y del efecto de recuperación de presión de la toma dinámica. Este incremento parecería que debiera mantenerse indefinidamente con la velocidad pero no es así. Se puede demostrar que aunque el gasto sigue creciendo enormemente, la pendiente del crecimiento comienza a disminuir para valores del orden de $M=2$, siendo cada vez más horizontales hasta conseguir el gasto límite, del orden de 6 veces el gasto nominal. Esto se debe a que mientras que la velocidad tiende a infinito el rendimiento de la toma dinámica tiende a cero. Para $M=4$ el gasto ya varía poco con la velocidad.

Podemos representar la variación de la relación entre el gasto y el gasto a velocidad cero en función de la velocidad de una forma aproximada de la forma siguiente:



3. Dependencia del Gasto con las revoluciones

.- Para ver la variación del gasto de aire con las revoluciones mantenemos constante la altura de vuelo y velocidad (por ejemplo en banco) resultando que el gasto aumenta de forma aproximadamente lineal al aumentar las revoluciones teniendo como límite el gasto conseguido a revoluciones máximas del motor.

B.- EMPUJE

.- Anteriormente hemos definido el empuje que proporciona un motor de reacción así como su forma matemática. Evidentemente los factores que afectan al empuje son los que afectan a los términos que componen dicha fórmula.

1. Efecto de la Altitud.

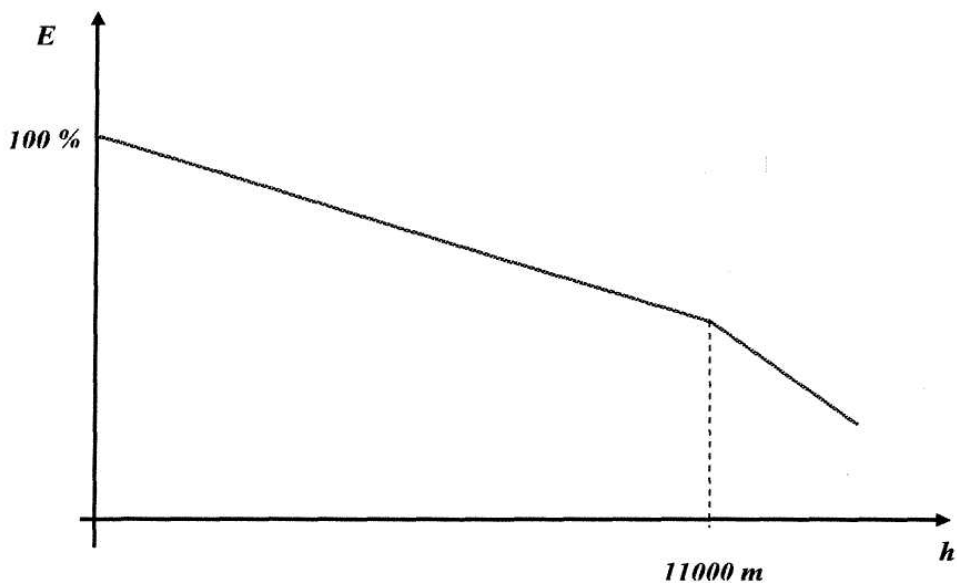
.- La disminución del gasto con la altura es el factor que predomina en la variación del empuje con esta variable. El gasto disminuye de forma parecida a la que experimenta la densidad del aire ambiente, y por tanto, el empuje decrecerá de forma análoga.

.- Con la altura disminuye la presión y con ella la densidad y el gasto y por tanto el empuje. Este efecto lo podemos en parte contrarrestar por la disminución de la temperatura (hasta los 11000 m, en que empieza la estratosfera, disminuye a razón de 5°C cada 1000 m) . En conjunto disminuye el empuje pero podemos compensar esta disminución aumentando el combustible pues al entrar el aire más frío tenemos más margen hasta alcanzar la temperatura límite de turbina.

.- Aunque el empuje es menor con la altura de vuelo, se compensa esta circunstancia con creces con la disminución de la resistencia aerodinámica del avión que vuela en atmósfera menos densa.

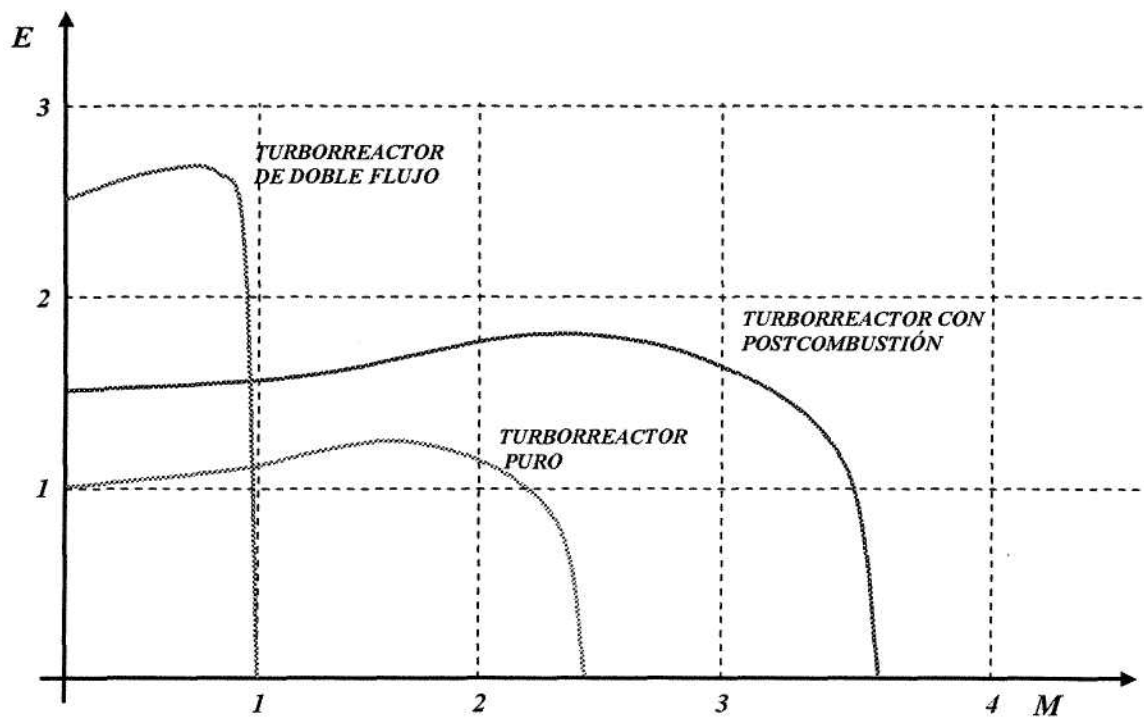
.- Como se muestra en la figura siguiente a partir de los 11000 m la pendiente negativa del empuje se hace más acusada, esto es debido a que a partir de esa altura la temperatura deja de disminuir para pasar a ser aproximadamente constante dejando de influenciar el efecto positivo que tenía su descenso.

.- Podemos por tanto concluir que la pérdida de empuje hasta esta altura es asumible siendo a partir de ella tan acusada que ya no se compensa ni con la falta de resistencia aerodinámica. El valor de la altura concreta en que cada avión vuele será función de la compresión que consigan sus motores.

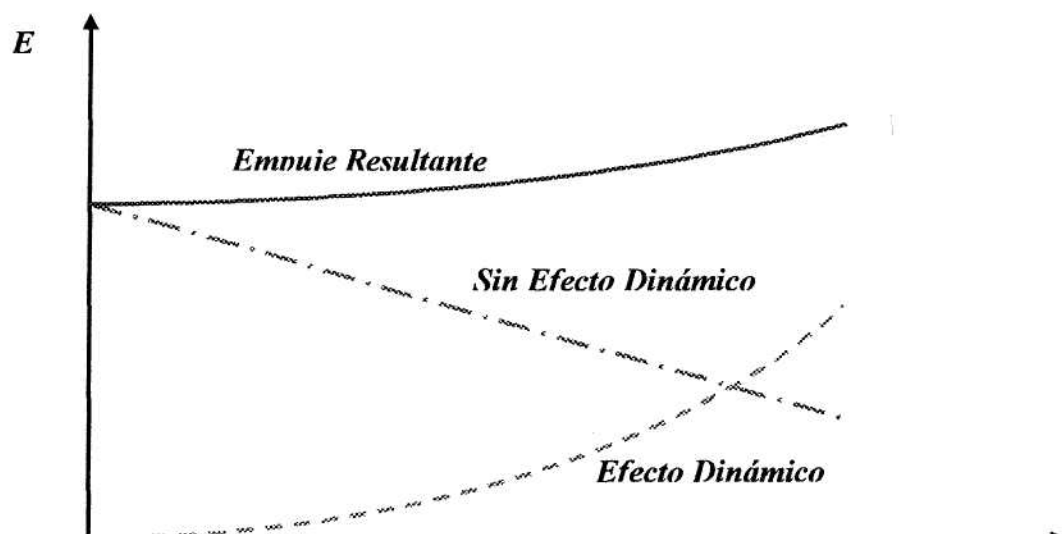


2. Efecto de la velocidad

.- La dependencia del empuje con la velocidad se deduce de la expresión de su fórmula utilizando la ley de variación de los parámetros que intervienen en ella. El empuje de un turborreactor lo podemos poner como $E=G \cdot I$, es decir, gasto por empuje específico. A bajas velocidades predomina, en ese producto, el término relativo al empuje específico con lo que partiendo de velocidad cero el empuje va disminuyendo al irse haciendo menor el impulso, a medida que aumenta la velocidad el empuje va disminuyendo con motivo de la diferencia entre las velocidades de entrada y salida de gases. Sin embargo a medida que aumenta la velocidad del avión la influencia del incremento del gasto va haciéndose más decisiva superando la tendencia de disminución debido al empuje específico, por efecto del incremento del gasto con la velocidad, el empuje cambia su tendencia recuperando lo perdido e incluso aumentando con respecto al empuje en banco. Este incremento positivo vuelve a cambiar su signo a partir de $M=2$, cuando el empuje específico empieza a disminuir de forma irremisible, el empuje del motor disminuye rápidamente a pesar del fuerte aumento del gasto de aire y para velocidades próximas a $M=2,5$ el rendimiento propulsivo se hace prácticamente igual a cero y por tanto también el empuje. Este mismo efecto ocurre para otros tipos de motores pero a distintas velocidades dependiendo de su configuración tal y como se representa en el gráfico siguiente. Es importante señalar que este punto donde el empuje se hace cero es justo donde la temperatura final de la compresión es igual a la prevista para el fluido de trabajo a la entrada a la turbina, con lo cual no podemos aportar nada de combustible pues la temperatura que obtendríamos sería superior a la que la turbina puede soportar, punto en el cual se anula el rendimiento térmico del motor. No hay entrada de combustible, no hay efecto útil alguno.



Podemos representar gráficamente el efecto en el empuje de la variación de la velocidad primero independientemente del efecto dinámico, el efecto dinámico por otro lado y su resultante finalmente:



3. Efecto de las Revoluciones

.- Con las revoluciones el empuje tiene una relación totalmente directa, si en cualquier condición de vuelo variamos las revoluciones en un sentido, el empuje varia en el mismo sentido.

.- Es el único factor que depende exclusivamente del motor y tiene un crecimiento exponencial ya que en este factor se suman el efecto de el gasto crece con el aumento de la velocidad de salida de los gases, siendo este aumento especialmente grande a partir del orden del 60% de las revoluciones del motor

4. Efecto de la Presión:

Como cabía esperar, la influencia de la presión sobre el empuje es la misma que sobre el gasto, es decir, debido al incremento de presión que se da por debido a la presión dinámica y de recuperación de presión de la toma dinámica el empuje experimenta un incremento en el mismo sentido.

5. Efecto de la Temperatura.

En general el efecto que tiene la temperatura sobre el empuje es debido a la variación de la densidad con ella, por lo tanto como la densidad disminuye al aumentar la temperatura, el empuje experimenta el mismo efecto con su aumento.

C.- IMPULSO

.- El impulso es el incremento en la velocidad que sufre el fluido de trabajo en su paso a través del motor, también se le puede llamar Empuje Específico, al relacionar empuje con el gasto de aire si bien hay autores que definen el empuje específico como la relación entre el empuje y el gasto de combustible:

$$I = \frac{E}{Ga} = V_s - V_e$$

$$I = \frac{E}{Ga} = \frac{V_s - V_e}{g}$$

.- Mientras que el empuje está muy influenciado por el gasto que depende esencialmente del tamaño del motor, el impulso depende de la velocidad de salida de los gases que es una función característica de dicho motor. El impulso es un parámetro de calidad del motor, ya que mide la variación de la cantidad de movimiento que se imparte a cada Kg de aire por segundo que pasa por él. Un motor de reacción es de mayor calidad cuando su empuje específico es mayor.

1. Dependencia con la Altura

Si mantenemos constante el segundo sumando, es decir, la velocidad de vuelo, como la velocidad de salida del fluido del motor aumenta con la altura al disminuir en el mismo sentido la presión circundante de la que depende, lo que repercute en un incremento del salto de presiones en la tobera ocasionando finalmente el aumento del impulso con la altura.

2. Dependencia con la Velocidad de vuelo

Si por el contrario mantenemos constante ahora la altura el impulso dependerá sobre todo de la velocidad de entrada de los gases en el motor, es decir, de la velocidad de vuelo, teniendo una dependencia inversamente proporcional. A medida que aumentamos la velocidad de vuelo disminuye el impulso para una misma altura.

D.- CONSUMO ESPECÍFICO

.- El consumo específico representa la eficiencia con la que el motor convierte la energía del combustible en empuje.

1. Dependencia con la Altura

.- Ya hemos visto que con la altura disminuye tanto el empuje como el consumo aunque sin embargo es más acusado la disminución del consumo que el de el empuje por lo tanto el consumo específico disminuye con la altura.

.- Si mantenemos constante el resto de los parámetros, el empuje específico, depende, en origen, de la relación de compresión global y de la cantidad de combustible que pueda introducirse en las cámaras de combustión. Ambos factores, la compresión global y la cantidad de combustible que podemos meter en las cámaras, mejoran y crecen con la constante disminución de la temperatura exterior hasta la estratosfera, por lo cual a partir de esta altura como la temperatura permanece constante perderemos su efecto beneficioso.

2. Dependencia con la Velocidad de Vuelo

.- La variación del consumo específico de combustible es relativamente poco significativa, de ahí que algunos textos de actuaciones del avión lo consideren constante con el Mach de vuelo aunque en realidad aumenta con la velocidad debido a la disminución del empuje específico.

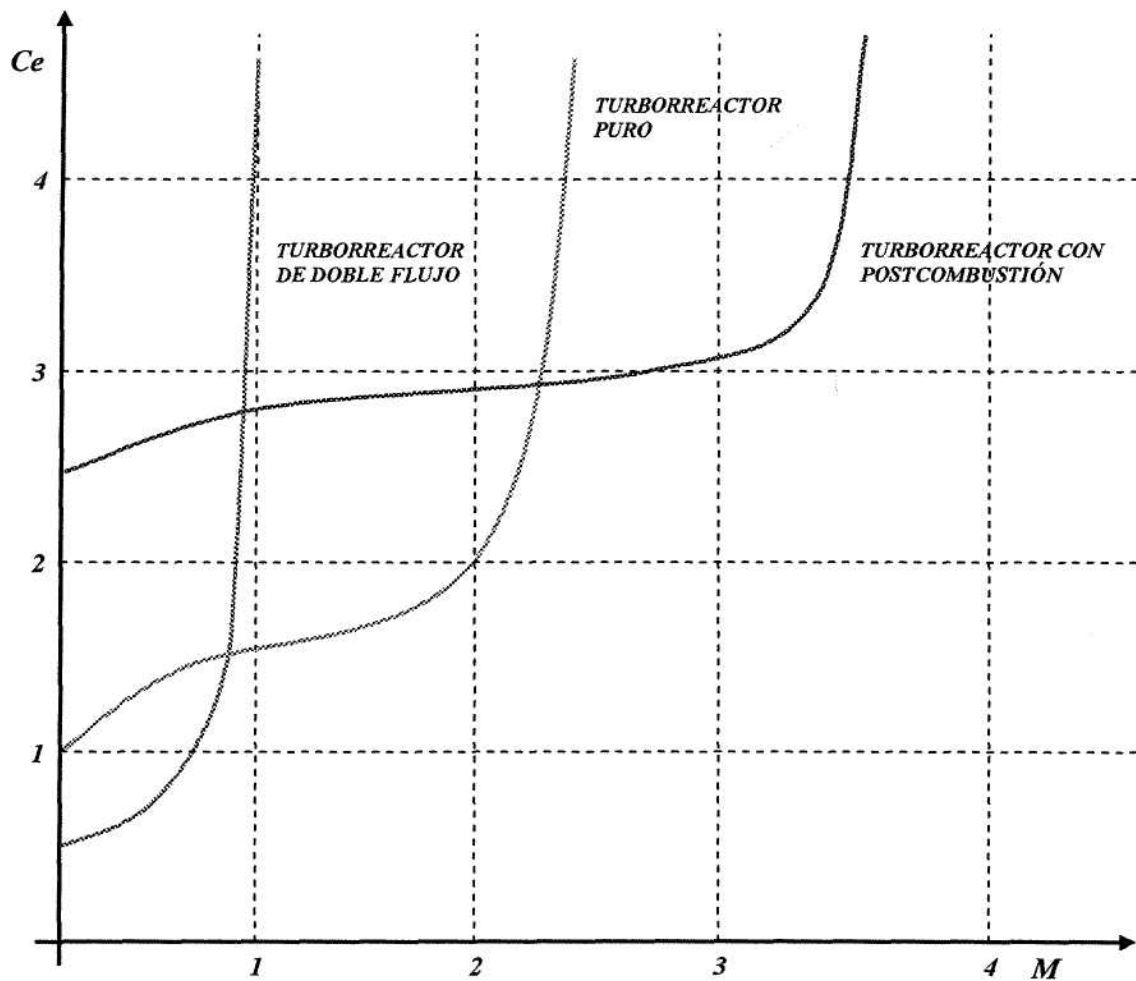
.- Para aumentar la velocidad de vuelo se hace necesario aumentar mucho la velocidad de salida de gases para que aumente el empuje lo cual se transmite en aumento de consumo de combustible. A medida que queremos aumentar más la velocidad de vuelo es necesario un incremento mayor en el combustible por tanto aumenta el consumo más rápidamente que el empuje y en consecuencia el consumo específico. No hay que perder de vista que las fuerzas de resistencia que hay que vencer aumentan exponencialmente con la velocidad.

.- La velocidad de salida de gases aumenta con la velocidad de vuelo, pero con una pendiente muy plana. El incremento de la V_s con el Mach es debido a que la compresión global del motor aumenta (ten en cuenta que estamos analizando velocidad de salida con el número de mach y no con la variación de otro factor). Este aumento supone un incremento de la presión del gas delante u detrás de la turbina. Por consiguiente, la relación de expansión del gas en la tobera crece y con ella la velocidad de salida de los gases.

.- No obstante, a pesar del aumento de V_s con M_o , la diferencia entre la velocidad de salida y la velocidad de vuelo ($V_s - V_o$) disminuye ya que V_s no crece tan rápidamente como V_o con lo que el empuje específico disminuye.

.- Este aumento del consumo específico de combustible se ve un poco reducido a velocidades cercanas al $M=1$ por el aumento del empuje debido al efecto de la presión dinámica, la curva tiene menor pendiente.

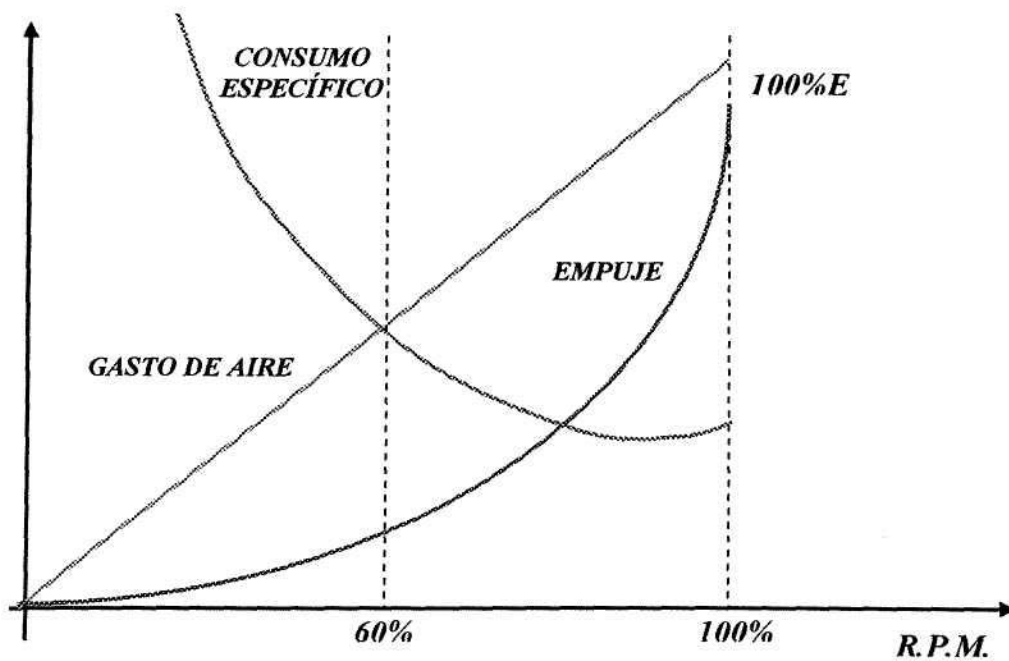
.- En particular, la fuerte caída del empuje a Mach elevados hacen que el consumo específico experimente un incremento positivo elevado.



3. Dependencia con la revoluciones

.- Para evaluar la dependencia del consumo específico con las revoluciones mantenemos el motor en el banco de pruebas para que no haya influencia de la presión dinámica en el gasto de aire.

.- En la figura siguiente representamos la variación del gasto de aire con las revoluciones, lo cual representa también la variación del consumo de combustible pues este está regulado en función del gasto de aire. En ella vemos su variación lineal con las revoluciones. Por otro lado hemos visto que el empuje varia exponencialmente con las revoluciones, por lo tanto el consumo específico como cociente entre una función lineal y otra exponencial será otra función que tenderá a infinito cuando las rpm tiendan a cero e irá disminuyendo a medida que estas aumentan para llegar a un mínimo cerca del 100% de rpm para ir aumentando a continuación hasta el máximo régimen del motor.



02-14.- RENDIMIENTOS TERMODINÁMICAS

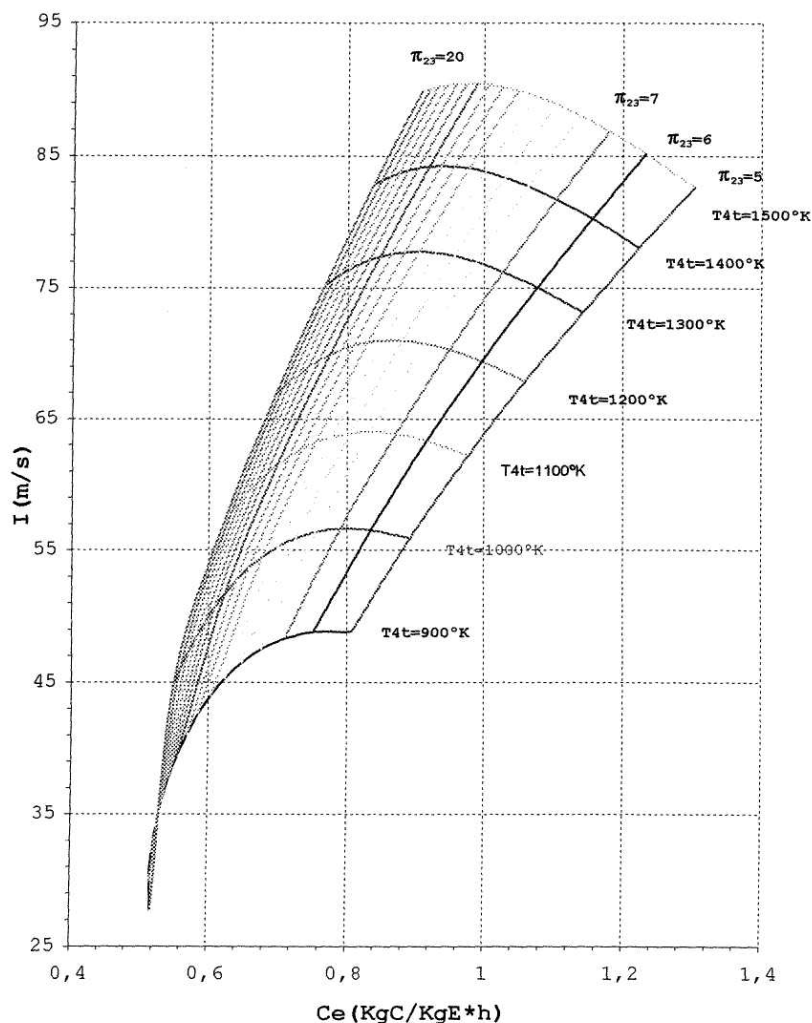
1. RENDIMIENTO MOTOR (TÉRMICO)

.- El rendimiento térmico del generador de gas depende de dos factores fundamentalmente la relación de compresión π_{23} y la temperatura de entrada a turbina T_{4t} .

.- El rendimiento térmico mejora con valores crecientes de ambos parámetros sobre todo con la temperatura de entrada a turbina.

.- La gráfica siguiente se la conoce como Diagrama de Calidad del Turborreactor y corresponde a la representación de la variación del empuje específico con el consumo específico para valores distintos de la relación de compresión y de la temperatura de entrada a turbina. En ella se aprecia que el empuje específico aumenta notablemente con la temperatura de entrada a turbina mientras que para consumos específicos menores debemos aumentar la relación de compresión.

DIAGRAMA DE CALIDAD

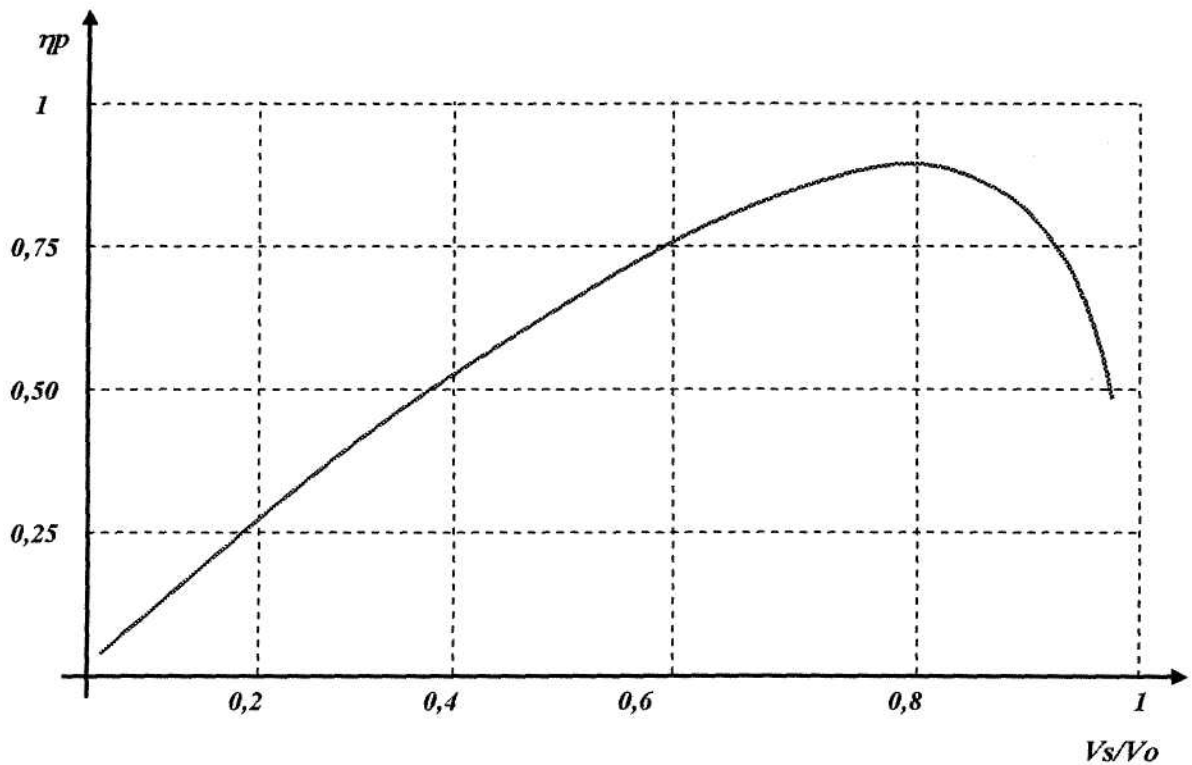


2. RENDIMIENTO PROPULSIVO

- Según hemos visto en la ecuación que nos da el rendimiento propulsivo este es mayor cuanto más cerca esta la velocidad de salida de los gases con la velocidad de vuelo, deben estar muy cercanas pero no excesivamente.

- Esto quiere decir que el incremento de la cantidad de movimiento del fluido de trabajo debe ser relativamente pequeño para que el rendimiento propulsivo sea alto. Esta variación del rendimiento con la relación de velocidades V_s/V_o la representamos a continuación.

- Esto explica que el turboreactor básico a bajas velocidades, próximas a la velocidad del sonido, no es un buen sistema propulsivo pues su velocidad de salida de gases es del orden del doble. En cambio el turbohélice si es en este rango de velocidades un buen sistema propulsivo, lo que explica su bajo consumo de combustible. El turbofan es un grupo motopropulsor intermedio entre uno y otro extremo.

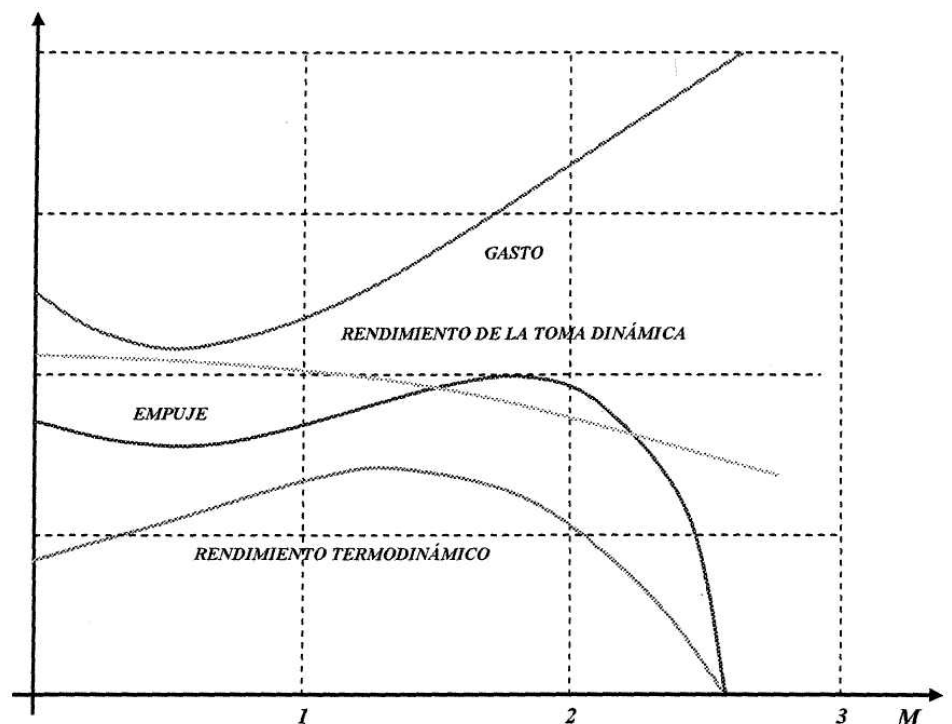


3. RENDIMIENTO MOTOPROPULSOR

.- Un turborreactor ha de caracterizarse por un alto valor, tanto del rendimiento mecánico, como propulsivo, y de esta forma obtener un alto rendimiento global, lo que representa un consumo específico de combustible bajo ($K/(KgE.h)$), y de esta forma, un mayor radio de acción, o también, una mayor carta de pago y un mayor alcance.

.- Ahora bien, en un turborreactor puro, el valor máximo del rendimiento global está próximo a velocidades de $M=1$ y si se desea alcanzar velocidades supersónicas, es a costa de una disminución del rendimiento mecánico, disminución que llega a hacer que este rendimiento mecánico sea igual al rendimiento global, para velocidades de $M=2,5$, esto es, cuando el rendimiento propulsivo es la unidad, y para ello la velocidad de salida de gases de escape (V_s) es igual a la del avión (V_o). Pero en esta condición el empuje es nulo, y toda la energía suministrada al motor por la combustión, es para mover el motor, pero sin obtener empuje alguno, es decir, el turborreactor funciona solo como una turbina de gas, que proporciona energía mecánica pero no el empuje que necesitamos para mover el avión. Aquí está la justificación de los turborreactores hasta velocidades próximas a $Mach = 2,5$.

.- En la gráfica siguiente representamos una variación típica del rendimiento turbopropulsor de un turborreactor puro y de su efecto en el empuje, además también se ve en ella como varía el gasto y el rendimiento de la toma dinámica, todo ello en función del número de mach.



03.- CONDUCTOS DE ADMISIÓN.

03-01.- FUNCIÓN DE LA TOMA DE AIRE

.- La alimentación de aire en un turborreactor requiere un conducto que comunique la entrada del motor (compresor) con uno o más puntos de la superficie exterior del avión. Este conjunto se denomina **Difusor o Toma de Entrada de Aire**.

.- El difusor de entrada tiene como función principal la captura del aire del exterior, en cualquier condición de vuelo, y conducirlo hasta la entrada del compresor. La captura y conducción del flujo debe realizarse con pérdidas energéticas mínimas, es decir, el aire debe conservar la máxima presión total posible. En realidad en un difusor aumenta la presión estática, disminuye la presión dinámica y también disminuye, aunque se intenta que sea lo mínimo posible, la presión total. Disminuye por tanto la energía cinética y aumenta la de presión.

.-Se denomina **Efecto de Recuperación de la Presión** a la relación entre la presión total obtenida al final de la admisión y la que sería posible obtener sin ningún tipo de pérdidas. Esta relación debe ser próxima a la unidad.

.- Es decir, partiendo de las condiciones estáticas del aire en una sección S_0 lo suficientemente alejada del motor para que no estén perturbadas por la influencia de éste, tendremos una presión estática P_0 , una temperatura estática T_0 y una velocidad relativa avión/ S_0 , igual a V_0 . Las condiciones de remanso de esta corriente las obtenemos mediante las ecuaciones:

$$T_{0t} = T_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot C_p}$$

.- Y a través de la ecuación de las transformaciones isentrópicas:

$$\frac{P_t}{P} = \left(\frac{T_t}{T} \right)^{\frac{\lambda}{\lambda-1}}$$

.- Obtenemos:

$$P_{0t} = P_0 \cdot \left(1 + \frac{V_0^2}{2 \cdot C_p \cdot T_0} \right)^{\frac{\lambda}{\lambda-1}}$$