

LA AVIACION Y LOS PROGRESOS TECNICOS

Por FEDERICO DUESO TELLO

CUANDO los chinos, allá por el año 3000 antes de J. C., inventaron la pólvora y la aplicaron a la construcción de cohetes, no podían imaginar las derivaciones que de este hecho se sacarían en la vida de la humanidad. Descubrieron, sin saberlo, el principio de la acción y de la reacción, que Newton anunció en el año 1700 y que aplicado a las modernas máquinas iba a constituir un avance gigantesco al ser aplicado en su forma más sencilla.

La propulsión a reacción, tal como hoy se conoce, ha sido aplicada a los vehículos alados de una forma magistral. La diferencia principal entre este sistema y el de hélice es que, mientras con la hélice no podemos hacer más vuelos que por donde hay atmósfera, con la propulsión por reacción es posible el vuelo por los espacios siderales hacia otros astros.

El primer avión a reacción que voló en el mundo fue construido por el ingeniero alemán Ernest Heinkel, que construyó su modelo He-178, que levantó su primer vuelo el día 24 de agosto de 1939, pocos días antes del comienzo de la segunda guerra mundial, en absoluto secreto.

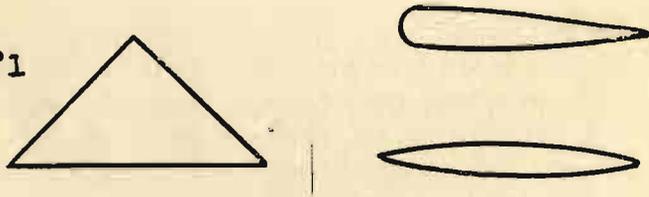
En el año 1941, vuela el primer avión inglés a reacción con fecha 15 de mayo, debido a los entusiastas trabajos de Whittle. Los aparatos americanos no aparecen hasta el año 1942; no obstante, su técnica en la construcción de estos aparatos avanza rápidamente y ellos son los primeros en conseguir la velocidad de 1.000 km. hora, y paralelamente al aumento de velocidad, consiguen incrementar el tonelaje, llegando a sobrepasar los 150.000 kgs.

La primera compañía que aplicó este tipo de aparatos para el transporte de viajeros fue la B. O. A. C., que en mayo de 1952 puso en servicio su primera línea comercial con aviones *Comet*.

Pronto la propulsión a reacción consiguió éxitos indiscutibles: el Bell X-1 es el primer avión que vuela más rápido que el sonido, a 1.200 kilómetros hora. Más tarde, un avión tipo *Skyrocket*, impulsado por motores cohete, fija el record de velocidad en 2.700 km. hora. Asimismo, mediante la combinación de dos proyectiles cohetes se llega a los 400 km. de altura, fotografiando la tierra; estas placas muestran la tierra con su forma esférica. Finalmente, mencionaremos los proyectiles cohete V-2, que llegan a alcanzar 4.200 km. hora.

Hasta el año 1940 la velocidad de los aviones se había limitado a unos 640 km. hora, o sea un número de Mach de 0,55, y no se creía probable mejorar dichas cifras empleando el tipo clásico de unidad

fig n°1



motriz con hélice y motores de pistón. La aparición del motor de reacción cambió radicalmente esta situación. Con esta unidad, ligera, compacta, de enorme potencia y poseyendo además la envidiable propiedad de un rendimiento de propulsión creciente con la velocidad de avance. En pocos años el record mundial de velocidad pasó desde el 55 % de la velocidad del sonido hasta más del 85 %.

Para el alcance de velocidades supersónicas, la técnica ha tenido que resolver gran cantidad de problemas. En las velocidades inferiores a la del sonido, la perturbación precede al ala y se extiende con la velocidad del sonido en todas las direcciones de la atmósfera circundante, en las velocidades supersónicas la perturbación producida por el ala está unida y se desplaza con la misma. Por estas causas ha habido necesidad de modificar el perfil de las alas, así como su forma general, dando a éstas la estructura de delta. El perfil debe de ser simétrico y con los bordes agudos en la parte anterior y posterior, en contra de la sección corriente, que tiene la cara anterior un mayor radio de curvatura que la inferior, como puede apreciarse en la figura núm. 1. Con estas modificaciones se eliminan las vibraciones que se producirían en el aparato al

tener un perfil corriente. Por otra parte, para alcanzar estas velocidades, los motores deben de poseer mayores potencias, las cuales deben de ser calculadas según veremos a continuación.

Potencia requerida.

La resistencia del aire crece con la velocidad y queda relacionada con la densidad del aire p y con el coeficiente de arrastre C_D mediante la siguiente fórmula:

$$D = K p V^2 C_D$$

Pero la densidad del aire es proporcional a su presión dividida por su temperatura absoluta, por tanto:

$$D = K. p \frac{V^2}{T} C_D$$

Además, la velocidad del sonido depende solamente de la raíz cuadrada de la temperatura absoluta del aire, por lo tanto, tenemos finalmente que la resistencia es:

$$D = K. p. M^2. C_D$$

en donde M es el número Mach del avión.

La ecuación anterior muestra que para un número de Mach determinado la resistencia del avión es proporcional solamente a la presión debida a la altitud.

Número de Mach para distintas velocidades:

480 km. hora.	0,4 Mach
640 km. hora.	0,55 Mach
1.000 km. hora.	0,83 Mach
1.500 km. hora.	1,26 Mach
2.200 km. hora.	1,80 Mach

Con las máximas mejoras para la forma aerodinámica del ala, un avión a 2.200 km. hora, al que corresponde 1,8 M., al nivel del mar tendrá una resistencia de unos 22.500 kgs. y la potencia necesaria para su propulsión sería de 182.000 C. v. Suponiendo que la propulsión sea por reacción, el consumo de combustible sería a razón de unos 41.000 kgs. hora. La propulsión por cohete es todavía más costosa y representaría unos 410.000 kgs. hora. Naturalmente, el vuelo supersónico al nivel del mar será sólo posible durante unos pocos segundos, debido al elevado consumo de combustible.

Las circunstancias son muy distintas si nos situamos a mayores alturas, en la región del aire enrarecido. A 12.000 m. la presión del aire es sólo de 5,54 cm. de mercurio, la resistencia a 1,8 M. se ha reducido a 9,5 veces, o sea que toma un valor análogo a la que hay que vencer a 480 km. hora al nivel del mar.

La presión a 21.000 m. es solamente de 33 mm., esto hace que para vuelos supersónicos a estas alturas es menester usar cabinas a presión y será necesario disponer de un compresor con una razón de compresión de 16/1 para poder conseguir que la presión de la cabina sea equivalente a las condiciones a 3.000 m. de altura.

Uno de los mayores problemas consiste en poder mantener el piloto relativamente fresco a estas grandes alturas. Debido a la velocidad, el aire empujado y acarreado por el avión se calienta hasta unos 100° C. Esto no se debe a la fricción, sino que simplemente representa la energía necesaria para acelerar el aire desde el reposo hasta unos 1.600 kilómetros hora. El fuselaje y las superficies de las alas se calientan hasta unos 85° C., y puesto que a 21.000 m. la temperatura de la atmósfera es de — 57° C., la temperatura dentro de la cabina será al menos de 30° C.

Las cabinas, por tanto, deben de estar dotadas de elementos de refrigeración y ser recubiertas por substancias malas conductoras del calor. Los plásticos han jugado un papel muy importante en este aspecto, ellos han proporcionado cabinas especiales y gran número de otros elementos importantes, contribuyendo, además, a disminuir el peso del aparato.

Como ya se ha dicho, en los aparatos supersónicos tiene una gran importancia el aislamiento térmico de la cabina. Como material de excelentes características para el aislamiento térmico y del sonido, tenemos un producto que se obtiene mediante la adición de un compuesto formado por la condensación de urea-formol soluble en agua, a una espuma preparada mediante la agitación vigorosa de una solución acuosa de un espumante (ácido alfa-naftenosulfónico) y ácido fosfórico. En estas condiciones se produce una condensación y el producto espumoso resultante de la misma se seca y se corta en la forma y tamaños deseados. Este material se le conoce con el nombre de *Iporka*.

La densidad de este compuesto es de 18 kgs. por m³, es decir, de diez a veinte veces más pequeña que la del corcho utilizado normalmente como aislante. El coeficiente de transmisión térmica de 20° C. es de 0,03 kcal por m² hora y grado centigrado, siendo los valores del

coeficiente de transmisión térmica, prácticamente independientes de las variaciones de densidad hasta un valor de 120 kgs. por m³. En cambio, el coeficiente mencionado viene influido notablemente por la humedad. El calor específico es de 0,33, es decir, el mismo que el del corcho. A temperaturas superiores a 50° C. se presentan fenómenos de arrugamiento que limitan el uso del material. En la zona de sonidos audibles absorbe aproximadamente el 50 % del sonido que choca directamente con el material.

Motores para el vuelo supersónico.

Parece haber tres tipos posibles: motor cohete, motor de reacción con recalentor en el tubo de escape y el motor de conducto aerotermodinámico.

El motor cohete tiene el inconveniente del gran consumo de combustible, debido principalmente al hecho de que debe de acarrear su propio oxígeno incorporado al combustible. Presenta las ventajas de ser ligero y simple mecánicamente y desarrolla el mismo empuje a 21.000 m. que al nivel del mar, debido a que posee su propio oxígeno.

El motor de reacción disminuye su empuje casi proporcionalmente a la densidad del aire y tiene la limitación de la máxima temperatura que puede permitirse en la cámara de combustión, a causa de que la resistencia de las paletas de la turbina disminuye con la temperatura elevada. Por tanto, sólo una cuarta parte del oxígeno disponible puede entrar en reacción antes de alcanzar la turbina, pero no hay razón para que el resto no sea aprovechable continuando la combustión en el tubo de escape después de haber atravesado la turbina, aumentando así su empuje. De esta forma se consigue de un 70 a un 80 % de incremento en el empuje sin afectar la vida de las paletas de la turbina.

El motor de conducto aerotermodinámico o abreviadamente, atodid es el motor más simple de todos. El ciclo fundamental para cualquier motor de combustión consiste primeramente en comprimir el fluido motriz, entonces calentarlo y, finalmente, expansionarlo: de hecho es lo que el motor cohete y el de reacción realizan. Ahora bien, con la velocidad del avión es posible comprimir el aire que él mismo recoge. Si montamos un conducto sobre un avión de alta velocidad y disponemos su acceso en su parte posterior, con una forma apropiada para convertir en presión la energía de velocidad del aire que en él penetra, podemos

entonces quemar combustible dentro del conducto y dejándolo escapar hacia atrás obtendremos una reacción que podrá destinarse al empuje del avión. De esta manera, por ejemplo, se puede conseguir a 1.600 km. hora una razón de compresión de 3,5/1. El avión actuará como su propio compresor de aire y sólo debe calentársele con combustible y expandirlo en el tubo de escape. Este motor es de reducido rendimiento a bajas velocidades, cuando la compresión del aire es pequeña y es incapaz de producir empuje alguno en condiciones estáticas. No puede emplearse para despegue y no entra en funcionamiento antes que el aparato no se mueva a velocidades supersónicas. Aunque parece poco aconsejable como motor principal, puede tener su principal aplicación como elemento auxiliar después de haber alcanzado por otros medios las condiciones supersónicas.

El tipo de motor atodid está llamado a ser el motor del porvenir, ya que sustituyendo la energía calorífica que nos proporcionan actualmente los combustibles de que se dispone, por energía calorífica producida por reacciones nucleares, podrá llegarse a ahorrar una gran parte de peso muerto en la aeronave y además un mayor radio de acción, dada la gran cantidad de combustible que es necesario para el desplazamiento del aparato.

Propulsión por cohete.

El móvil adquiere movimiento expulsando hacia atrás una masa consistente en un chorro de gases cuyas partículas poseen todas una misma velocidad, v_1 , con relación al móvil. Si m es la masa expulsada cada segundo, la masa expulsada adquiere una energía cinética, $mv_1^2/2$ y un ímpetu o cantidad de movimiento, mv_1 . En consecuencia, la potencia valdrá:

$$P = \frac{1}{2} mv_1^2$$

y la tracción será:

$$F = mv_1$$

El efecto útil consiste en el trabajo de la tracción, y en consecuencia, si V es la velocidad de avance, el rendimiento será:

$$R = \frac{F.V}{P} = \frac{mv_1V}{P} = \frac{2V}{v_1}$$

y resulta que es nulo en el momento del arranque ($V = 0$), pero puede adquirir valores tan grandes como se quiera, pues nada se opone a que, con un valor determinado de la velocidad de expulsión, v_1 , se obtengan velocidades de avance cualesquiera sin más que aumentar convenientemente la potencia del motor.

El cohete aprovecha toda o parte de la energía cinética almacenada en la masa expulsada, con lo que recupera la energía gastada durante el arranque. En otros términos: el cohete puede moverse sin perder altura sacrificando masa, y con ella energía cinética, de modo análogo a como un planeador avanza perdiendo altura. Pero el cohete tiene, con relación al planeador, la desventaja de que, para aprovechar la energía acumulada en la masa que expulsa, tiene que seguir utilizando el motor, aunque sea con potencia reducida. Podría, pues, definirse el rendimiento del propulsor cohete del siguiente modo:

$$R' = \frac{F.V}{P + 1/2mV^2} = \frac{V.v_1}{1/2(V^2 + v_1^2)} = \frac{2.V.v_1}{V^2 + v_1^2}$$

Las consideraciones precedentes muestran que el aprovechamiento total de la energía de la masa expulsada se logrará cuando ésta quede en reposo absoluto, o sea cuando $V = v_1$, en cuyo caso es $R' = 1$, lo que significa que, para mantener el movimiento uniforme en vuelo horizontal, será preciso dar al motor una potencia mitad de la requerida para avanzar. En el cohete están ya comprimidos los gases o líquidos que han de utilizarse en la combustión y que nos han de servir como elementos propulsores.

Estudio del motor a reacción con compresor y turbina.

Las principales partes de este tipo de motor son: el compresor formado por una serie de rotores que comprimen al aire y lo lanzan a las llamadas cámaras de combustión (que son varias según el tipo de motor), en las cuales se quema el combustible mezclado con aire, pero no de una forma intermitente, como en los motores ordinarios, sino de una manera continua, como si se tratase de un soplete. La expansión de los gases de la combustión sale por la parte trasera del motor y, al mismo tiempo, mueve un disco de turbina unido al eje del motor que transmite su movimiento al compresor. Es sencillamente un ciclo cerrado, sencillísimo, que gira con suavidad extraordinaria sin vibraciones. De esta manera el empuje se realiza sobre el interior del motor, no sobre

el aire, como la hélice que se apoya en el elemento gaseoso; de esta forma es permitido vuelos a alturas donde no hay aire, siempre que el motor se alimente de oxígeno de alguna forma. El carburante que se emplea es más barato que el de los motores de aviación y por tanto menos caro.

En el clásico motor de aviación a base de cilindros, el rendimiento viene dado por la fórmula:

$$r = 1 - \frac{1}{p^\gamma - 1}$$

en donde p es la relación de compresión y γ una constante (relación de los calores específicos de los gases) cuyo valor teórico (1,4) se sustituye en la práctica por valores comprendidos entre 1,25 y 1,35, según la composición de la mezcla carburante, haciendo también intervenir el coeficiente de llenado del cilindro.

En los motores últimamente citados deben utilizarse carburantes de elevado índice de octano que permitan el uso de motores de alta relación de compresión sin que se pueda producir inflamación, lo que da como consecuencia la obtención de mejores rendimientos térmicos.

En las siguientes tablas damos el valor de índice de octano para diferentes carburantes.

En las parafinas normales, la resistencia a la detonación disminuye a medida que aumenta la cadena de átomos de carbono:

	Índice de octano
Butano normal	96
Pentano	60
Hexano	29
Heptano	0
Octano	- 19
Nonano	- 34

En un grupo de parafinas isómeras, la resistencia a la detonación aumenta a medida que la molécula se concentra, debido a la ramificación de la cadena:

	Índice de octano
Heptano normal.	0
2 - metil - hexano	55
3 - metil - hexano	65
2.2 - dimetil - pentano.	80
2.3 - dimetil - pentano.	94
3.3 - dimetil - pentano.	98

La resistencia a la detonación de una olefina es superior al de la parafina, con la misma cadena de átomos de carbono; esta diferencia es tanto más grande cuanto más próximo esté el doble enlace al centro:

	Indice de octano
1 - penteno	98,5
2 - penteno	125
1 - hexeno	85
2 - hexeno	100
1 - hepteno	55
3 - hepteno	95
1 - octeno	25
2 - octeno	55
3 - octeno	73
4 - octeno	91
2 - metil - 2 - buteno	157
2 - metil - 2 - penteno	109

Los hidrocarburos aromáticos se caracterizan por su alta resistencia a la detonación, por cuyo motivo los valores encontrados por diferentes investigadores no concuerdan en forma completa; sin embargo, pueden darse como valores medios:

	Indice de octano
Benceno	100
Tolueno	110
Estibenceno y xileno	120
Propilbenceno normal	130
Isopropilbenceno	105
Butilbenceno	110

En los nafténicos, el ciclopentano y el ciclohexano son comparables con el benzol, pero sus isómeros tienen más tendencia a detonar:

	Indice de octano
Metilciclopentano	70
Etilciclopentano	58
Propilciclopentano normal	15
Metilciclohexano	74
Etilciclohexano	44

En resumen: los hidrocarburos parafínicos normales, olefínicos y nafténicos que entran en la composición de las gasolinas se caracterizan

porque su resistencia a la detonación disminuye a medida que aumenta el peso molecular, referidos, cada uno, a una serie respectiva. Para los hidrocarburos aromáticos la relación es inversa, aun cuando, como la variación es de tan pequeña magnitud, puede considerarse casi constante.

Una de las principales ventajas del uso del motor a reacción o cohete es que podemos usar como combustible cualquier tipo de sustancia que sea capaz de desarrollar durante su proceso de combustión gran número de calorías. En el caso del cohete, el carburante debe de ir mezclado con la cantidad de oxígeno o de compuestos que contengan este elemento y lo cedan fácilmente, para que pueda realizarse su combustión total.

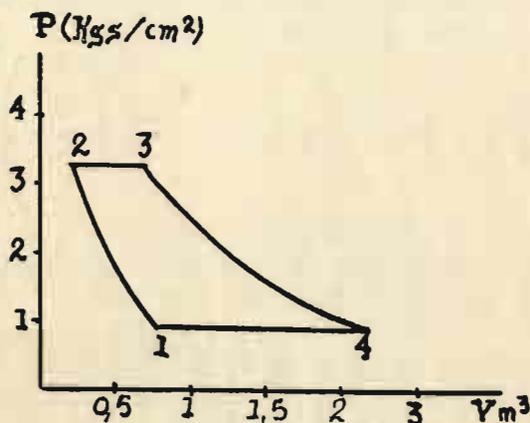
El motor a reacción es mucho más simple que el clásico motor de explosión, no tiene émbolos ni válvulas, el encendido se realiza mediante bujías al principio, y luego no es necesario ningún sistema de encendido, puesto que la combustión es continua. Su construcción se realiza con materiales extraordinariamente resistentes al calor, puesto que las temperaturas en las cámaras de combustión pueden llegar a 2.000 C., no obstante a pocos metros de la salida de los gases se puede estar perfectamente sin notar calor. La potencia se mide en kilos de empuje o de tracción. La potencia del motor queda limitada por la resistencia de los materiales empleados en su construcción, esta resistencia disminuye con el aumento de la temperatura. En la construcción de este tipo de motores juegan un papel importantísimo los elementos que integran el grupo de las tierras escasas, ante todo en la construcción de los álabes de la turbina, abriendo nuevos horizontes en el campo de la metalografía.

Ciclo teórico del motor.

El ciclo térmico teórico del motor se compone de las siguientes fases:

1. Compresión adiabática del aire (1-2).
2. Combustión a presión constante (3-4).
3. Expansión adiabática hasta la presión ambiente (3-4).
4. Enfriamiento de los gases a presión constante hasta la temperatura inicial (4-1).

Dada la gran dilución de la mezcla, pues en estos motores la relación aire combustible en peso varía muy poco de 60, puede suponerse que en ciclo evoluciona solamente la unidad de masa de aire puro. Asimismo consideraremos el aire como un gas perfecto.



Ciclo teórico del motor.

Presiones y temperaturas a lo largo del ciclo.

Hemos de tener en cuenta que la compresión adiabática del aire la produce en su mayor parte el compresor, pero otra parte proviene del aprovechamiento de la energía cinética que posee el aire a su llegada al motor. Esta energía depende de la velocidad V del avance del avión, y de aquí nos va a resultar que todas las características del motor van a ser funciones de la velocidad antes indicada. A efectos de cálculo, supondremos que el aire, que entra a la velocidad V , se comprime adiabáticamente hasta la velocidad nula, y aquí lo toma el compresor y eleva de nuevo su presión en una relación f , que tomaremos constante. Esto no es cierto, pues para aprovechar la energía cinética del aire en esta forma, expansionándolo desde la velocidad de avance a una velocidad pequeña de entrada en el compresor, con el consiguiente aumento de presión, haría falta una relación de secciones en la entrada del motor y la toma del compresor, inadmisibles con el tamaño de éste. Pero el supuesto es válido a efectos de cálculo de presiones y temperaturas finales, siempre que introduzcamos un coeficiente f de aprovechamiento

de energía cinética, y que suele valer en el orden de 0,85, siempre, como es lógico, dependiente del tipo del motor. Dividiremos, pues, la transformación 1-2 en dos partes, la 1-1' y 1'-2.

Si p'_1 y T'_1 son la presión y la temperatura absoluta cuando la energía cinética del aire se ha transformado en entalpía W y C_p el calor específico del aire a presión constante, se tiene:

$$(1) \quad f \frac{V_1^2}{2} = C_p (T'_1 - T_1) \quad (2) \quad \left(\frac{P'_1}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T'_1}{T_1}$$

En la fórmula (1) suponemos todo medido en el mismo sistema de unidades, para evitarnos el considerar el equivalente mecánico del calor.

Para la transformación adiabática 1-2 se tendrá:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Combustión a presión constante.

Si L es el poder calorífico inferior del combustible (pues el agua no se condensa), las fórmulas que ligan T_3 y P_3 , con T_2 y P_2 , serán:

$$P_3 = P_2 \quad T_3 = T_2 + \frac{L}{q \cdot C_p}$$

En la que q es la relación aire combustible en peso. Si hubiéramos considerado que evolucionaba la unidad de peso de la mezcla en vez de la unidad de aire puro, la fórmula hubiese sido:

$$T_3 = T_2 + \frac{L}{(1+q) C_p}$$

y como q es del orden de 60, la diferencia es pequeña.

Expansión adiabática.

Las fórmulas serán:

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = p^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$$

Rendimiento del ciclo.

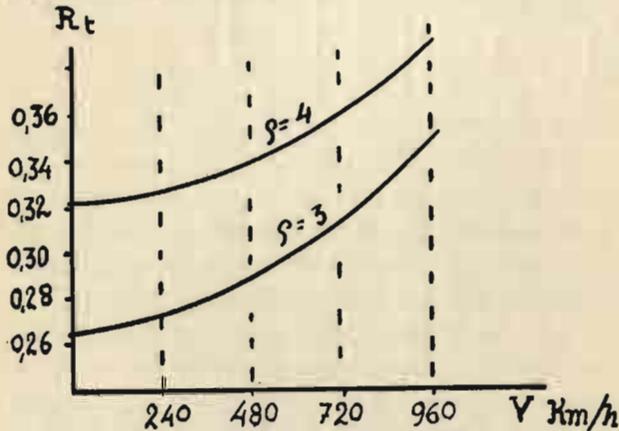
Si Q_2^3 es el calor cedido en la combustión, y Q_1^3 el perdido por el escape, el rendimiento del ciclo vendrá dado por:

$$R = \frac{Q_2^3 - Q_1^3}{Q_2^3} = 1 - \frac{Q_1^3}{Q_2^3} = 1 - \frac{C_p (T_4 - T_1)}{C_p (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2}$$

y con las fórmulas anteriores se nos convierte en:

$$R = 1 - \frac{\frac{1-\gamma}{p^\gamma}}{1 + \frac{V^2}{2C_p T_1}}$$

que como vemos, es función de la velocidad. Para $T_1 = 288^\circ \text{C.}$, $f = 1$, y relaciones de compresión estáticas de 3 y 4, valores entre las que oscilan las de los motores construídos, damos en la figura las curvas de variaciones del rendimiento térmico R_t con la velocidad de avance. Para $f = 4$, vemos que para $V = 0$ vale 0,328, pasando a los 960 kilómetros hora a un valor de 0,404.



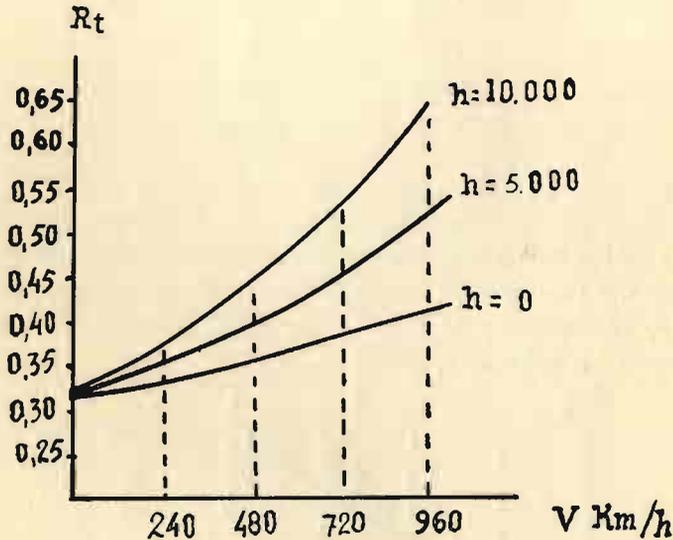
Variaciones del rendimiento térmico con la velocidad.

Variaciones del rendimiento térmico con la altura de vuelo.

Ya hemos visto cómo aumenta el rendimiento con la velocidad; pero no sólo es esto, sino que también aumenta con la altura, sumán-

dose ambos efectos y llegando a valores del rendimiento bastante superiores a los del motor usual. En efecto, si nos fijamos en la fórmula anteriormente dada, veremos que en ella aparece la temperatura T_1 de entrada de aire.

Al irnos elevando va disminuyendo la temperatura y aumentando el rendimiento. Si tomamos como disminución la dada por la Atmósfera Normal Internacional, es decir, un gradiente de 6,5 grados por kilómetro, para una relación estática nos resulta la curva de la figura:



En ella se da la variación del rendimiento con la velocidad para tres alturas distintas: para 0, 5.000 y 10.000 metros, correspondientes a temperaturas de 288, 255,5 y 223 grados absolutos (15, -17,5 y -50 grados centígrados). Todas las curvas pasan por un mismo punto de rendimiento estático (0,328), aumentando en todas el rendimiento con la velocidad; pero en mucha mayor proporción con la mayor altura ($h = 10.000$ m.), que a los 960 km. hora nos da un valor de R_t igual a 0,618.

Todos estos valores vendrán algo disminuídos al considerar el coeficiente f , que no hemos tenido en cuenta. Esta disminución, de todos modos, es pequeña. Para $h = 0$; $V = 720$ km. hora; $R_t = 0,374$; para $f = 1$. Con $f = 0,85$ se obtiene $R = 0,367$, es decir, una disminución de un 2 % aproximadamente.

Esta es una gran ventaja de los motores de este tipo, que volando a gran altura y al aumentar la velocidad, mejoran todas sus características.

Importancia de los materiales cauchíferos.

Las distintas partes de la nave aérea en las cuales interviene el caucho son: los neumáticos, tubos y mangueras de goma, juntas arandelas, soportes antivibradores, amortiguadores y otros. Todas estas partes, unas más que otras, están sometidas a temperaturas muy bajas (por efecto de la altitud) o muy altas (por la fricción con el aire cuando la velocidad se aproxima a un número de Mach de 2). Otras veces es la resistencia a la abrasión (caso de las ruedas) la que cuenta. La búsqueda de un material elástico que cumpla con todos estos requisitos puede hacerse siguiendo dos directrices o investigando nuevos polímeros elásticos, cuya constitución sea completamente distinta a la de los productos conocidos o tratar de mejorar los diferentes cauchos sintéticos, por medio de adiciones convenientes.

Hasta ahora sólo hay una clase de caucho que pueda resistir las condiciones extremas de temperatura (alta y baja), que es el caucho a base de siliconas. Desgraciadamente, este elastomero sintético no es resistente en grado suficiente a los carburantes, aceites de engrases, líquidos de frenos (para aparatos hidráulicos de abordó) y otros, lo cual limita mucho sus aplicaciones en mangueras y tuberías.

Las siliconas juegan un papel importante de carácter electrotécnico, estos productos poseen excelentes características aislantes y una elevada resistencia térmica, tal que permite que estos productos soporten una temperatura de régimen que puede elevarse hasta 250°. Otras de las propiedades interesantes es el ser totalmente hidrófugas.

Las características deseables en una rueda de avión son: bajo desarrollo de calor durante la flexión (en algunos casos se han registrado temperaturas hasta de 500° F. en las cubiertas), buena flexibilidad a baja temperatura, elevada resistencia a la abrasión, posibilidad de fabricación a partir de cauchos sintéticos (para caso de bloqueo de guerra). La goma más usada y que reúne mejores características es la conocida en Alemania como Buna - S III y en los Estados Unidos como GR - S, es un co'-polimero del butadieno ($\text{CH}_2 = \text{CH} - \text{CH} = \text{CH}_2$) y del estireno ($\text{C}_6\text{H}_5 - \text{CH} = \text{CH}_2$) y que hoy se conoce con el nombre de goma fría.

Un producto sintético extremadamente útil para las cámaras es la goma butílica. Este producto es co-polímero del isobutileno con el isopreno. Las cámaras fabricadas con estas gomas mantienen la presión por un tiempo diez veces mayor que las de goma natural. Resiste temperaturas extremadamente bajas, así como al ozono.

El caucho Vulkollan posee una elevada resistencia a la abrasión, al desgaste a los aceites de petróleo y compuestos análogos, así como una notable inercia reactiva frente al ozono y al envejecimiento, es ininflamable, temperaturas superiores a los 130° C. le deterioran. El endurecimiento quebradizo tiene lugar a los - 20° C. Este caucho está formado por una mezcla de poliésteres (Desmophen) y de diisocianatos (Desmodur).

En general, en las cubiertas hay que tener en cuenta la resistencia a la abrasión, debido a que cada día son mayores las velocidades de despegue y aterrizaje, así como el aumento de presión de inflado, que hace que se necesiten productos de alta resistencia si se quiere conservar los plazos de duración «relativamente cortos, por cierto», que hoy se adjudica a una cubierta.

Hay una última característica que deben de poseer los cauchos para ruedas de avión, y es aquella que se refiere al peso específico del material. Debe aquilatarse suprimiendo todo peso inútil sin sacrificar la calidad.

Finalmente, habrán de poseer los cauchos una alta resistencia a la intemperie, en especial aquellos utilizados en el revestimiento de las partes externas de la aeronave. Las tormentas y otros fenómenos eléctricos que ocurren en la atmósfera llevan a la producción de ozono, el cual actúa en detrimento del caucho. Los cauchos a base de siliconas son los más resistentes a este respecto. La concentración normal de ozono en el aire es de cinco volúmenes de ozono por cada cien millones de partes de aire que existen en la atmósfera.

Los politenos clorosulfonados del tipo Hypalon S-2, no requieren negro de carbón como agente reforzante y sus características más importantes son: buena resistencia a la abrasión, posibilidad de emplear cargas, vida flexible muy prolongada y resistencia total frente al ozono y a la intemperie, resistencia hasta los 250° F, flexibilidad a baja temperatura y baja absorción de agua. La adición de Hypalon a cualquiera de los cauchos citados incrementa la resistencia al desgaste, al ozono, y lleva consigo un aumento de dureza.

Medios de control para las piezas metálicas.

La seguridad del vuelo y la duración de un aparato dependerá principalmente de que todas las piezas metálicas mantengan las características mecánicas para que fueron creadas.

Los rayos X desempeñan un papel sumamente importante para descubrir en la macroestructura y en la textura de los materiales irregularidades como poros, inclusiones de escorias y otros defectos, pudiéndose observar estos defectos hasta más de 15 cm. de profundidad. Igualmente pueden ser observados defectos en las soldaduras de materiales, poniéndose de manifiesto fácilmente la falta de unión en las soldaduras y las grietas de todas las clases.

Otro procedimiento sumamente interesante es el método de los polvos magnéticos para el examen de piezas imanables. Por este procedimiento las limaduras se distribuyen uniformemente en la dirección de las líneas de fuerza de la pieza; ahora bien, en donde se presenta un defecto, allí la densidad de las líneas de fuerza es mayor y a simple vista podremos observar una línea más gruesa, que nos indica la presencia del defecto en cuestión.

Finalmente indicaremos que para el caso de piezas metálicas de grandes dimensiones, su control se puede efectuar por medio del radar supersónico. Por este procedimiento el examen puede ser hecho hasta varios metros de profundidad.

La navegación interplanetaria.

Puede afirmarse que la navegación interplanetaria se encuentra hoy en la misma fase que la navegación aérea hace cincuenta años, aunque con una diferencia a favor del momento actual: aquellos «pioneros» del aire carecían de base científica; el conocimiento de los problemas de dinámica, resistencia y otros eran rudimentarios y contaban con motores de explosión de muy limitados medios. Hoy, por el contrario, la ciencia pone a nuestro alcance una cantidad casi ilimitada de medios y posibilidades para que el sueño de las relaciones interplanetarias llegue a convertirse en realidad en un futuro más o menos próximo, pero ya completamente seguro. Los avances técnicos de cada día se realizan

con una mayor rapidez y así se habrá podido apreciar en este artículo cómo la técnica nos proporciona cada día nuevos motores especiales, más potentes, más seguros, más rápidos y en los cuales el consumo de combustible se reduce. Análogamente se puede apreciar cómo las estructuras construídas pueden presentar un máximo de seguridad, lo que permite la construcción de cabinas especiales adoptadas a las necesidades de la nave para poder vencer todas las dificultades que se presentan en los espacios interplanetarios.