

M o t o r e s d e r e a c c i ó n

Posibilidades de la propulsión por reacción

. PELLFGERO BEL

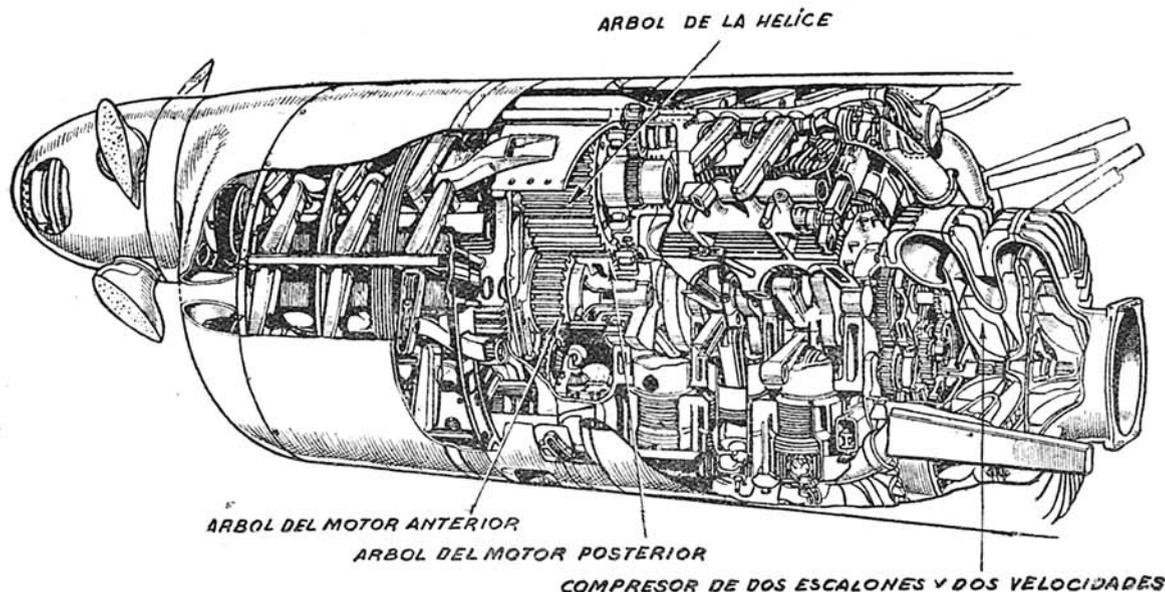
Teniente, Alumno de Ingenieros Aeronáuticos.

El motor ortodoxo ha pasado por una época que puede muy bien decirse de absoluto dominio del campo en la propulsión de aeronaves; pero en el momento actual la cosa no está ya tan clara como hace unos pocos años, ya que han aparecido competidores que, tras un desarrollo técnico vertiginoso, cual ha sido y es el de los diversos tipos que hemos dado en llamar de reacción, aparecen hoy plasmados en una magnífica realidad. Aunque en estos artículos no se haya hecho aún el estudio de los diversos tipos, ya descritos y clasificados, hoy por hoy no cabe duda de que los dos nuevos grupos motopropulsores que plantean esa enconada lucha por la supremacía en el desempeño de este cometido, son el turbo reactor y la turbohélice, y por ello estas notas se concretarán a un estudio comparativo de ellos y a sondear las posibilidades y aplicaciones específicas de cada uno.

En el momento presente, cada uno de ellos se prepara para una lucha que ya se inicia, y como es lógico, presenta firmes bases en que apoyarse; sin embargo, hay que prever que cada tipo se concretará a una determinada esfera de aplicación, sin que haya eliminación completa de ninguno de ellos, como se ha pretendido.

Motor de cilindros u ortodoxo.—Al cabo de

unos cincuenta años de incesante trabajo, y después de una serie interminable de mejoras y perfeccionamientos, es actualmente una verdadera maravilla de la técnica, y la Aviación debe, sin duda, a él una parte principalísima de su desarrollo, ya que siempre ha cubierto las crecientes exigencias de potencia con seguridad de funcionamiento. Además, cuenta a su favor con toda una completísima teoría y práctica, que a lo largo de ese período se ha ido acumulando, y por si esto fuera poco, con factor tan importante como el gran esfuerzo financiero e industrial que su evolución ha requerido. No obstante, en cuanto al desarrollo de potencia, no parece muy probable que se logren aumentos considerables, y la opinión de las más destacadas personalidades del campo motorístico coinciden en afirmar que el límite del desarrollo del motor ortodoxo quedará comprendido entre los 6.000 y los 8.000 cv., cifras que seguramente no se alcanzarán en la realidad, ya que han de ser obtenidas a base de aumentar el número de cilindros, lo cual conduce a soluciones que complican enormemente la arquitectura del motor, como puede apreciarse en la figura 1, que representa la solución de dos triples estrellas acopladas sobre un mismo eje, y que corta toda esperanza en este sentido, ya que los problemas de refrigeración,



alimentación, etc., se hacen totalmente inabordable. Cualquiera otra de las exhibidas recientemente en diversas Exposiciones aeronáuticas muestra la misma dificultad, por lo cual en este sentido sólo cabe la esperanza de un amplio desarrollo de nuevos carburantes como vía para el aumento de potencia. Por ello, parece más aceptable la opinión sostenida por el Dr. A. R. Ricardo, que afirma que pretender perfeccionar el motor de émbolos por encima de los 3.000 cv. es perder el tiempo. Por otra parte, en estas soluciones las instalaciones de alimentación, escape, refrigeración, mandos, etc., crecen y se complican en forma tal, que el valor del peso por cv. crece de nuevo, y tales motores no se prestan al vuelo sostenido a gran velocidad, ya que su mejor rendimiento se obtiene a potencia reducida.

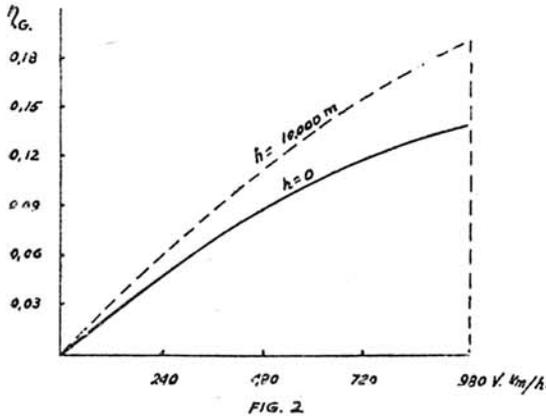
La hélice, complemento del motor ortodoxo, presenta problemas que se van agudizando al crecer la velocidad y la potencia que dicho elemento debe absorber, y así ha sido preciso que, paralelamente al aumento de potencia de los motores, haya sido necesario aumentar en la hélice su diámetro, número de palas, etc., y aparecer finalmente las hélices contrarrotativas. De aquí será difícil pasar, pues tales soluciones rozan ya el límite de las posibilidades de absorción de potencia, ya que todas ellas obligan a que las puntas de las palas trabajen a velocidades muy altas, con pérdida de rendimiento; a interferencias entre las palas al trabajar cada una en la estela de la

anterior, que nos llevan al mismo defecto de reducción del rendimiento, y siempre a un aumento de dimensiones y peso que hacen prever que llegamos al límite de su utilización si pretendemos ganar velocidad.

Turborreactor.—A lo largo de las descripciones hechas en anteriores artículos ha podido apreciarse claramente que este grupo motopropulsor es mucho más sencillo en su proyecto y construcción, y buena prueba de ello es la rapidez con que ha sido perfeccionado, debido, sin duda, a que la idea básica del mismo es de una concepción mucho más sencilla. En ella se eliminan los problemas que plantea el propulsor al crecer la velocidad, y las características mejoran al crecer la altura y la velocidad de vuelo, según muestra la fórmula del rendimiento global del turborreactor

$$\eta_G = \eta_g \eta_p,$$

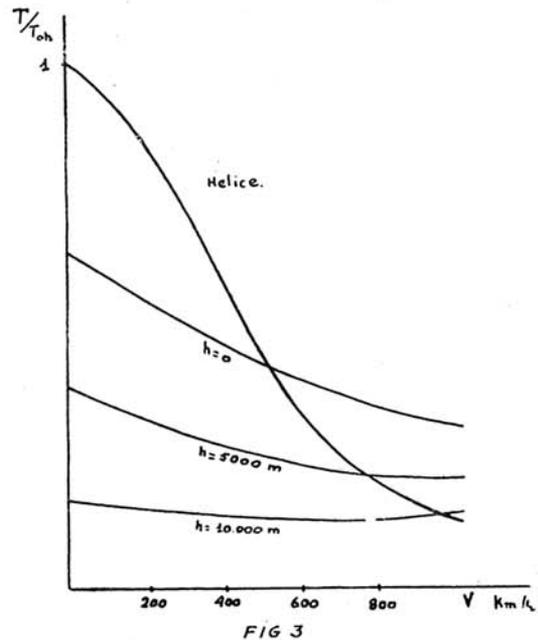
expresándolo como producto del rendimiento global η_g y del rendimiento de la propulsión η_p , cuyos gráficos pueden verse en las figuras 4, 5, 18 y 19 de artículos anteriores (REVISTA DE AERONAUTICA números 67 y 70), de las cuales reproducimos la última, que recopila todo lo indicado (figura 2). Considerando los rendimientos a velocidades moderadas, se acusa, en cambio, una notoria desventaja del turborreactor, ya que los valores que se alcanzan son inferiores, cosa que ocurre asimismo con la tracción estática, que es menor. No obstante, en este último aspecto hay que hacer notar que al emplear la hélice como pro-



pulsor, la tracción disminuye rápidamente con la velocidad, mientras que en el turborreactor ésta es menos acentuada; y si bien sus valores numéricos disminuyen con la altura para una velocidad determinada, su variación en función de la velocidad para una misma altura disminuye de intensidad con ella hasta resultar prácticamente independiente de la velocidad a unos 10.000 metros de altura (fig. 3). Además, la característica de la turbina, de funcionar en condiciones óptimas, casi a plena carga, hace que se adapte perfectamente este grupo al vuelo sostenido a gran velocidad.

Queda con esto de manifiesto que el turborreactor tiene unas excelentes cualidades en alta cota y a elevadas velocidades; pero esto es a expensas de sus características de despegue y del funcionamiento, con escaso rendimiento a velocidades reducidas, con lo cual queda delimitado su campo de aplicación; y en estas condiciones su superioridad sobre el motor ortodoxo es clarísima, como ha sido puesto en evidencia en el actual "record" mundial de velocidad, realizado con avión "Gloster Meteor", equipado con turborreactores, y que presenta sobre la máxima marca obtenida con motor ortodoxo un salto de más de 200 kms/hora. Por otra parte, como la instalación de conjunto del turborreactor representa un peso mucho menor por la gran ligereza del mismo, supresión de hélice y reductor, y por no requerir elementos auxiliares de refrigeración y necesitar una instalación de engrase mucho más reducida, este grupo permite un aumento de la carga útil. Cada día son más y más los perfeccionamientos logrados en el desarrollo de estos nuevos grupos, que con toda seguridad van abrien-

dose paso y consolidándose en el campo de la propulsión aérea; pero, sin embargo, sus posibilidades son mayores que las actuales, ya que el estudio de nuevas células que se adapten a ellos señalará un paso decisivo en su aplicación, pues los tipos actuales no la han logrado aún, debido a que la aerodinámica no ha avanzado lo suficiente en esa zona de dificultosa experimentación que abarca la gama de velocidades próximas a la del sonido. El día que la técnica disponga de resultados concretos sobre este particular, y de acuerdo con ello se realicen células capaces de una óptima acomodación al logro de las ilimitadas posibilidades que el turborreactor ofrece en el sentido del aumento de velocidad, se abrirá un amplio campo, al que sólo tendrán acceso los grupos motopropulsores de reacción directa; es decir, el cohete y el turborreactor. En este aspecto hay que concebir grandes esperanzas, pues todos los laboratorios de investigación aerodinámica trabajan intensamente en este estudio, y no tardará en obtenerse datos concretos sobre los problemas trans-sónicos en sus diversos aspectos, lo cual permitirá el desarrollo de nuevos aparatos, acerca de cuyas características de forma más esenciales ya se sabe algo en la actualidad. Por desgracia, las soluciones que el laboratorio va proporcionando crean a su vez arduos problemas de



indole constructiva, pues la disminución del espesor de los perfiles obliga a restringir la estructura del ala, con la consiguiente dificultad en la colocación de los largueros, a una reducción del espacio disponible para alojar combustible, lo cual es de una gran importancia al tener en cuenta los elevados consumos que requieren las grandes potencias desarrolladas. Si se considera la flecha del ala, acerca de la cual parecen citarse como resultados experimentales valores del orden de los 45°, para volar a velocidades sónicas y aun mayores para sobrepasarlas sin grandes pérdidas por compresibilidad, resulta que tanto los alerones como el "flapp", pierden efectividad de una manera muy marcada con la flecha, y análogamente, en otros muchos aspectos se han de encontrar grandes dificultades.

Turbohélice.—Si bien ese afán de velocidad característico de la aviación ha hecho que la atención quede centrada sobre el turborreactor, la turbohélice es un grupo motopropulsor de gran interés que recoge características destacadas de ambos sistemas para obtener por medio de la hélice mejores cualidades, tanto en el despegue como en las velocidades reducidas, sacrificando algo de las posibilidades de velocidad del turborreactor, ya que se trata de un grupo mixto o combinación de estos dos. En este aspecto se consiguen con la turbohélice ventajas muy destacadas en cuanto a una notoria reducción del recorrido de despegue, aumento de la capacidad de carga para igual radio de acción, o bien aumento del radio de acción para la misma carga y una velocidad de subida mayor que con los otros grupos motopropulsores a igualdad de potencia.

Como más adelante se ha de dedicar un artículo completo a este grupo, no entraremos ahora en su estudio detallado, pero daremos una breve descripción del mismo. En el turborreactor, la potencia útil suministrada por la turbina se invierte únicamente en la compresión del aire y en el accionamiento de los elementos auxiliares, más las pérdidas que en ello tengamos.

Si en el turborreactor modificamos el dimensionado de la turbina en forma que ésta suministre una potencia mayor, dispondremos sobre el árbol, a más de la potencia necesaria para los requisitos del turborreactor, de otra potencia, que podrá ser apro-

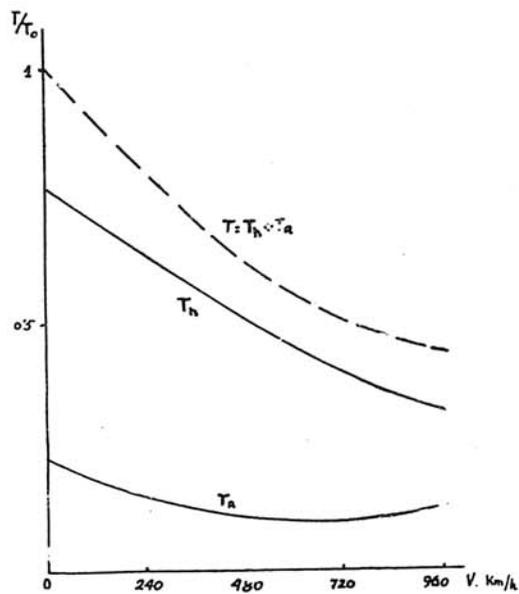


FIG. 4

vechada para accionar una hélice a través de un reductor.

Desde luego, no se puede prescindir de reductor, dado el alto régimen de la turbina, y la hélice deberá ser de paso variable, lo cual origina un aumento de peso con respecto al turborreactor, pero siempre en ventaja sobre el motor de cilindros, ya que el peso de este grupo completo es siempre inferior a tres cuartos del peso del motor de potencia equivalente. Todavía queda una fracción de la potencia total contenida en los gases de escape utilizable para la propulsión por reacción directa, la cual, por supuesto, puede ser regulada por el proyectista (normalmente, un 20 por 100), y que como mínimo compensará las pérdidas de la hélice y las resistencias al avance originadas por el grupo, que, por otra parte, dado que en este caso se emplean normalmente compresores axiales, y debido a su menor diámetro, presenta una sección frontal reducida. Con esto, si es P la potencia disponible en el árbol y E la energía restante en los gases que escapan en la unidad de tiempo, el rendimiento global del grupo será:

$$\eta_g = \frac{P + E}{m L}$$

Con esto basta por ahora para ver que disponemos de tracción por dos conceptos, y que, por tanto, el avión equipado con este grupo mejora mucho todas las cualidades dependientes de ella, como son las ya

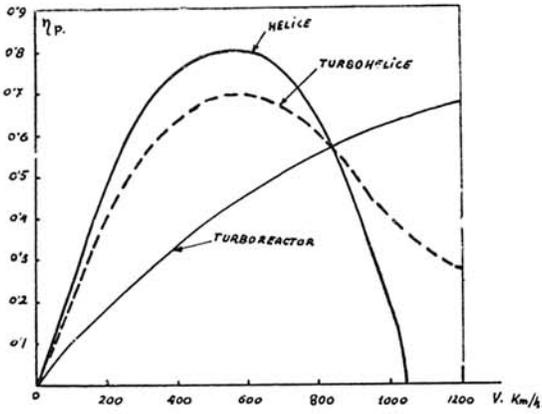


FIG. 5

señaladas. La reducción de la superficie frontal y su óptima instalación y carenado mejoran aerodinámicamente al avión. Como el rendimiento térmico sigue siendo el mismo que en el turbo reactor

$$\gamma_{tr} = 1 - \frac{\frac{1-r}{\rho r}}{1 + \varphi \frac{V^2}{2 C_p T_1}}$$

y la turbina trabaja siempre en condiciones óptimas, muy cerca de su régimen máximo, la velocidad de crucero aumenta, si bien esto, como es natural, queda frenado por las limitaciones que el rendimiento de la hélice en su estado actual de desarrollo impone. En cuanto al rendimiento de la propulsión, si llamamos T_h y T_R a las tracciones que dan la hélice y la eyección de los gases, será

$$\gamma_{tp} = \frac{(T_h + T_R) V}{m L \gamma_{ig}}$$

debiendo, como siempre, añadirse el término $\frac{1}{2} m V^2$ en el denominador si la velocidad es tan alta que llega a tener influencia.

Como complemento a estas ideas, las figuras 4 y 5 dan los gráficos de la tracción y rendimientos en función de la velocidad.

Las esferas de aplicación de los tres sistemas pueden, pues, considerarse como definidas aproximadamente por las zonas señaladas en la figura 6, en la que se observa que la turbohélice solapa las zonas del motor ortodoxo y del turbo reactor. Ni el motor de cilindros invadirá la zona de altas velocidades y cotas, ni el turbo reactor es de esperar por ahora que trabaje en bue-

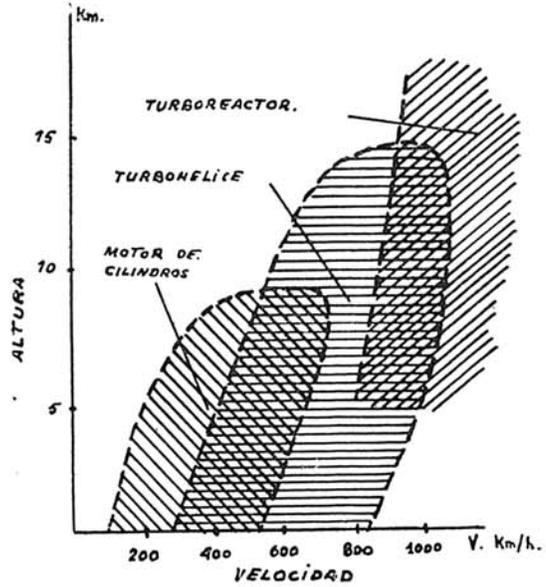


FIG. 6

nas condiciones a velocidad moderada; por ello, puede decirse con cierta seguridad que los aparatos ligeros y que no requieran elevada potencia, así como los tipos de aparatos para misiones a escasa altura, reconocimiento, ataque y bombardeo rasante, etcétera, seguirán utilizando el motor de cilindros, y que, en cambio, para volar a elevada cota, con exigencia de grandes potencias, el turbo reactor reemplazará por completo al motor de cilindros, lográndose elevadas velocidades, que sólo con estos sistemas pueden conseguirse.

En aparatos de caza, de persecución, o en bombardeos rapidísimos, el turbo reactor será insustituible siempre que las condiciones que impone su elevado consumo actual no lo hagan prohibitivo, más que por el coste, por la limitación del radio de acción, que es notoria, so pena de invertir gran parte de la carga útil en combustible, lo que reduciría su potencia ofensiva.

La cabina estanca no es problema resuelto, lo cual dificulta el vuelo a las altas cotas en aparatos comerciales, y aunque el público de la aviación sacrifica otras condiciones a cambio de que se le ofrezca velocidad, es preciso más experiencia en la utilización de estos nuevos grupos para que su empleo represente la seguridad que el tráfico requiere. Por otra parte, tan altas velocidades, aparte de las limitaciones de

tipo fisiológico que el organismo humano impone, pierden valor si no se realizan sobre trayectos largos, lo cual está en contradicción manifiesta con la reducción del radio de acción antes señalada o del número de pasajeros o carga útil, lo cual es anti-económico. Cabe también citarse como ventaja, en este caso, la utilización de combustibles de seguridad. Por estas razones no es de esperar por ahora la utilización del turborreactor en la aviación comercial, pese a que, como veremos más adelante, desde el punto de vista económico no ofrece tan malas condiciones. En cambio, para la turbohélice se presenta en este sentido un amplio campo de aplicación, ya que su zona de funcionamiento económico encaja mejor dentro de las actuales exigencias de la aviación comercial, siendo muy destacada la ventaja de aumento de la velocidad de crucero, así como la de su menor consumo de combustible, que además se reduce con la velocidad.

En misiones de carácter militar, la turbohélice ha de resultar muy apropiada para aparatos que necesiten gran velocidad ascensional, como es, por ejemplo, el caso de los cazas interceptores.

Para poder establecer comparaciones, y dado que en el turborreactor no cabe la medida directa de la potencia en un banco y sí la de la tracción desarrollada, por lo cual las curvas y datos de características se dan en valores de la tracción para una velocidad y altura de vuelo, estableceremos el valor de la potencia del motor de cilindros equivalente mediante la fórmula

$$P_e \eta = T V,$$

y tomaremos el valor $\eta = 0,85$, situándonos en condiciones más que favorables para el sistema clásico motor-hélice, pues a velocidades por encima de los 700 kms/hora el rendimiento de la hélice disminuye muy rápidamente.

Si como ejemplo aplicamos esta fórmula al motor Rolls-Royce "Nene I" a pleno régimen (12.300 r. p. m.), al nivel del mar desarrolla una tracción $(T_{m\acute{a}x})_{NM} = 2.040$ kilogramos volando a 965 kms/hora, lo cual, en las condiciones citadas, equivale a un motor de

$$P_e = \frac{TV}{\eta} = \frac{965}{0,85} \frac{10^3}{75} \frac{2.040}{3.600} = 8.600 \text{ cv.}$$

El consumo de este turborreactor en ta-

les condiciones es de 2.540 kgs/hora, y su consumo específico referido a la potencia equivalente, 296 grs/cv. hora.

A la vista de estos datos podemos sacar las siguientes consecuencias: 1.^a No existe en la actualidad ningún motor de cilindros que desarrolle esta potencia, y menos con un valor de la relación peso/potencia tan reducido como el del turborreactor. 2.^a La velocidad de 965 kms/hora es sólo factible con este grupo motopropulsor, o bien, por medio del cohete. 3.^a El consumo específico es más alto, lo cual obliga a llevar a bordo una mayor cantidad de combustible que absorbe con creces la ventaja lograda por la reducción del peso del grupo.

Con referencia a este último punto, es preciso considerar que, aproximadamente, el coste del combustible empleado, keroseno de aviación, es tan sólo el 66 por 100 del de la gasolina, con lo cual podremos definir un consumo de coste equivalente $c_e = kc$.

Siendo k el factor de reducción de precio, con lo cual el consumo de 296 grs/cv. hora antes hallado se transforma en 195 grs/cv. hora de gasolina, lo cual representa económicamente una señalada ventaja. En cambio, reduciendo la velocidad a 650 kms/hora, el consumo equivalente resulta ser de 286 grs/cv. hora, desapareciendo esta ventaja, que sólo se recupera elevándonos a 10.000 metros, a cuya cota se reduce hasta 232 grs/cv. hora. El consumo específico seguirá, pues, siendo mayor en el turborreactor; pero esto sólo es cierto desde el punto de vista de la carga de combustible que hay que llevar a bordo, pero no desde el punto de vista económico. Para apreciar debidamente este punto, de tan capital interés, es preciso tener también presente que el consumo por kilómetro recorrido se reduce mucho, por aumentar la velocidad y simultáneamente reducirse el consumo. Quedan por analizar otros factores de gran interés económico, como son el coste del entretenimiento, la facilidad de reparación y la conservación, reflejada en el valor de la depreciación horaria del motor. Sobre esto únicamente se puede citar que los ingleses, ya muy experimentados en esta materia, afirman que la turbina presenta una óptima utilización desde este punto de vista.