

Material Aeronáutico

Posibilidades de la propulsión por reacción

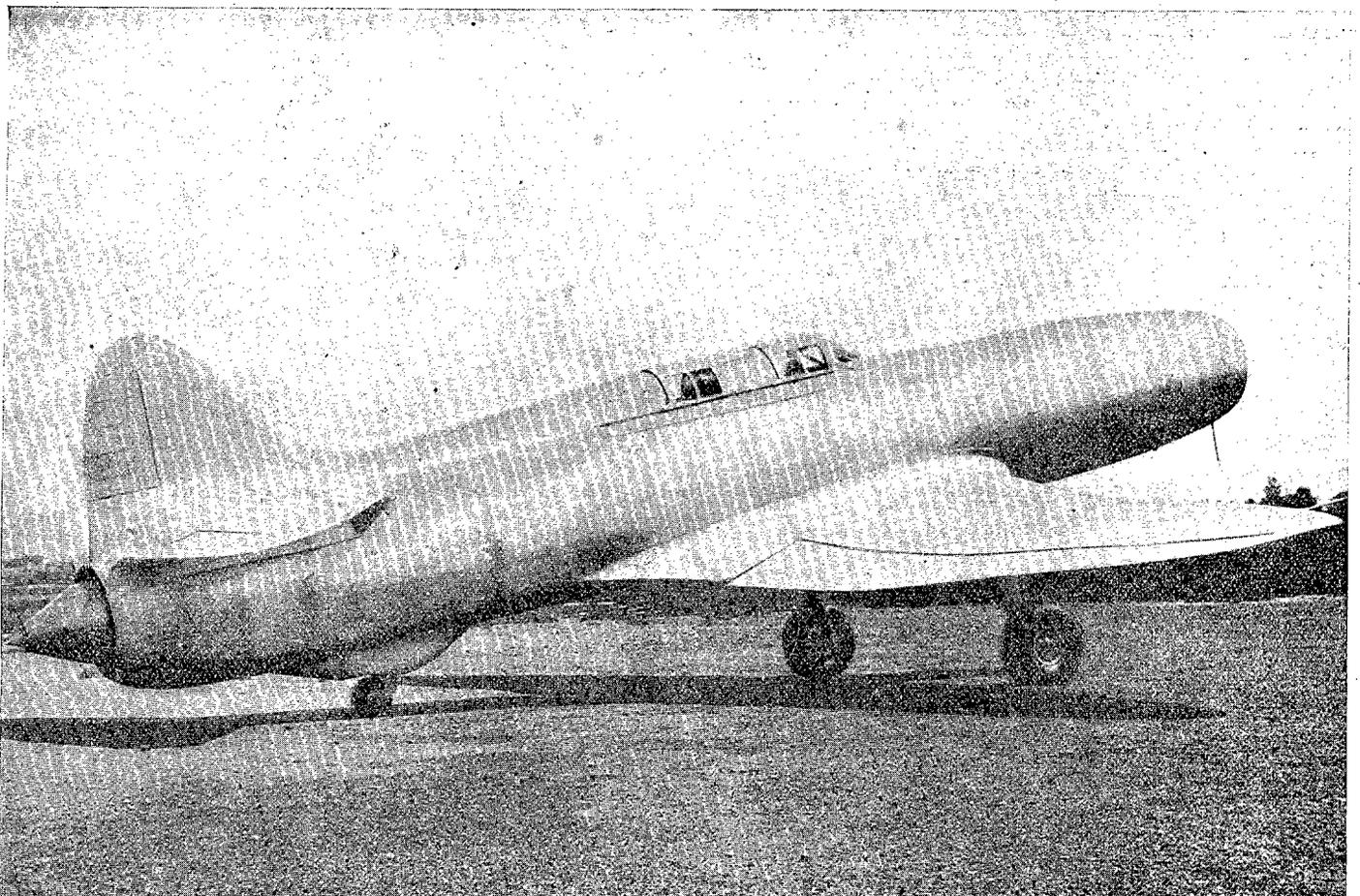
Ingenieros de muchas naciones luchan con el fascinador problema
Algunos proyectos originales de aviones

Por G. Geoffrey Smith

Reciente aún el sensacional vuelo realizado por el "as" italiano De Bernardi en avión proyectado por el ingeniero de la misma nacionalidad S. Campini, resultan de gran actualidad estos artículos que el ingeniero inglés G. Geoffrey Smith ha publicado en la revista Flight, números del 28 de agosto, 12 y 25 de septiembre y 9 de octubre, sólo dos meses antes de realizado el primer vuelo regular con este tipo de propulsión:

La idea de un aeroplano propulsado por el aire sin ayuda de una hélice sorprende a uno como si se tratase de algo fantástico. No obstante, hombres de ciencia y proyectistas

de motores de todo el mundo trabajan desde hace años con el propósito de conseguir un motor que sustituya al de combustión interna—combinado con la propulsión de la hélice—y



al mismo tiempo se buscan progresos en sentidos en los que en la actualidad parecen detenidas temporalmente las investigaciones. Las turbinas de combustión interna y la propulsión por detonación o propulsión "cohetes" (*Rocket propulsion*) son trabajos en este sentido, que han salido al público estos últimos años. También la propulsión por reacción o termostopulsión ha sido objeto de intensos estudios durante los últimos treinta años, habiéndose hecho muchos experimentos y registrado muchas patentes, sin querer decir con esto que se haya caminado de desilusión en desilusión.

Hemos examinado proyectos de inventores de Gran Bretaña, Suecia, Francia, Alemania, Italia, EE. UU. y Suiza, incluyendo los proyectos salidos de la Sección de Estudios del Ministerio del Aire. Bueno es hacer saber que los ingenieros ingleses empezaron desde hace mucho tiempo las investigaciones para el estudio de las posibilidades de la aplicación a los aviones de la propulsión por este sistema de reacción. Y parece evidente, por el avanzado estado de estos proyectos, que se está en vísperas de conseguir realizaciones prácticas en la aplicación del motor de reacción a los aviones modernos. El sistema de propulsión por reacción es probablemente el método más antiguo de conversión del calor en energía mecánica. Fué el principio utilizado en la legendaria eolípila de Herón; la esfera hueca giraba alrededor de su eje por la reacción de chorros de vapor que salían por tubos tangenciales a la misma. En las demostraciones en gabinetes de Física es bien conocido el experimento de un coche de ruedas movido por una esfera con inyectores dirigidos en sentido contrario al del movimiento.

En su forma más simple de construcción, el sistema se compone de un turbo-compresor y de una turbina de gas, ambos montados en el mismo árbol. El compresor alimenta con aire a presión una cámara de combustión, en la que se inyecta también gasolina. En la expansión hay dos caídas de presión: una en la turbina, y la otra, en la tobera de escape. Aparte de esta instalación principal se necesita el auxilio de otras para hacer posible el arranque o despegue, la inyección de gasolina y el engrase.

Hay, sin embargo, distintas formas de instalación para conseguirlo. Puede emplearse, por ejemplo, para mover el turbo-compresor un motor que a su vez aproveche parte del aire comprimido por aquél para carga de sus cilindros, en los que al mismo tiempo se inyecta gasolina. La otra porción del aire que sale del compresor se emplea en la refrigeración del motor, sufriendo así una primera absorción de calor y mezclándose después con los gases de escape en una cámara de expansión. En esta cámara de expansión puede inyectarse también gasolina, aunque su uso resultaría relativamente ineficaz debido a la baja presión en ella existente. Este sistema pudiera ser ventajoso emplearlo en el arranque del motor, por proporcionar un exceso de potencia. También puede ser útil en los casos en que se necesite en vuelo un suplemento de potencia o de velocidad.

No es indispensable el empleo de turbo-compresor o de compresor centrífugo. Un examen de distintas patentes muestra que algunas instalaciones se han proyectado utilizando la combinación de motor y compresores de tipo "recíproco". Otras instalaciones son del tipo de émbolo libre, sin árbol motor ni bielas y un cilindro de recuperación. Incluso algunos proyectistas sugieren la idea de utilizar el calor del aire comprimido en producir vapor en una caldera (con el auxilio de un combustible líquido o gaseoso), para utilizarlo en una turbina que sirve para accionar el compresor. Parece, sin embargo, que este sistema resulta poco práctico para emplearlo como propulsor de aeroplanos, pues sería necesario un gran peso de agua o una instalación completa de condensación. En este caso, parte de la energía del vapor de escape se perdería para el esfuerzo de propulsión.

En 1939, en el Diario de Aviación alemán *Flugsport*, se pasaba revista a todos los sistemas de propulsión por reacción térmica por el ingeniero alemán Gohlke. El artículo comprendía muchas ilustraciones y particularidades de los principales esquemas, incluyendo ciertas patentes inglesas.

Primeros proyectos franceses.

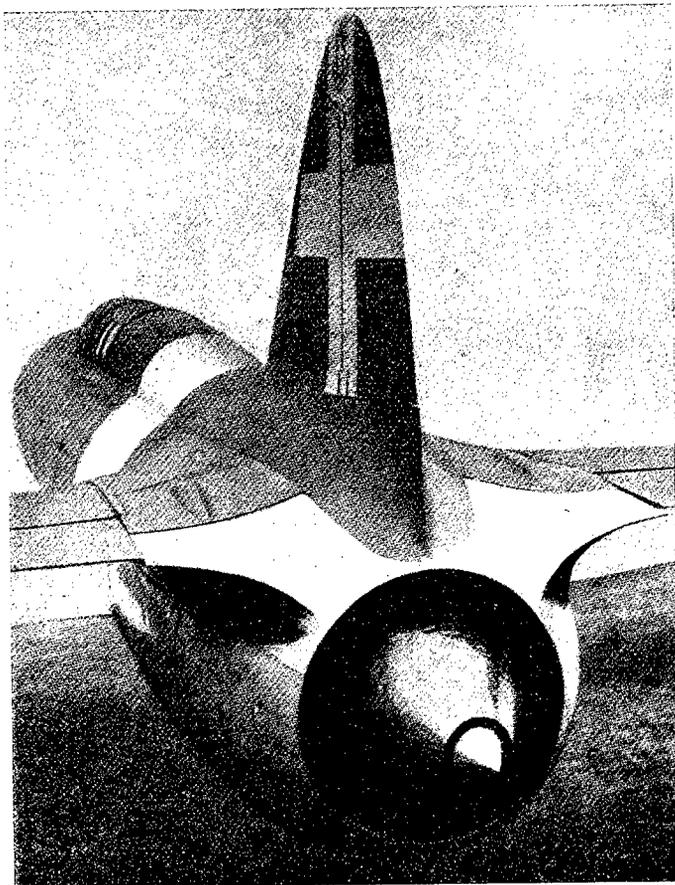
Como en otros muchos asuntos aeronáuticos, Francia ha tomado parte importante en los intentos de aplicar a Aviación la propulsión originada por la salida de los gases a gran

velocidad por el escape. Ya en 1909 Marconnet y Lorin estudiaron este sistema, explicando sus aspiraciones y posibilidades. Marconnet dió ejemplos de un método en el que la compresión se realiza por medio de compresores o impulsores de aire. Establecía ya en aquel tiempo diferencias entre los sistemas de presión constante y los de volumen constante. La impulsión por reacción, esto es, la obtenida por el rápido escape de los gases por toberas de forma conveniente, ha progresado mucho en los últimos años.

Hace dos meses, el Teniente coronel J. T. C. Moore Brazabon insinuó en una reunión de miembros de la Institution of Automobile Engineers, cuando pedía más originalidad en proyectos y experiencias, que en el futuro la locomoción debía estudiarse de modo radicalmente diferente al utilizado hasta el presente. Probablemente pensaba en el viejo problema de la propulsión por reacción en vista de las actividades del mundo científico en el campo de estas investigaciones.

Impulsión por reacción: Cómo trabaja.

El trabajo de un sistema de reacción se resume brevemente como sigue. El aire es el fluido que trabaja. La gasolina, que en la práctica puede ser cualquiera de los hidrocarburos líquidos, naturales o sintéticos, que usan actualmente los motores de explosión, se utiliza únicamente para calentar el aire. El aire es aspirado y comprimido en una cámara, donde se recalienta por combustión con la gasolina inyectada. En la reexpansión se utiliza parte de la energía en un motor que mueve el compresor, y el aire, todavía capaz de expansionarse, descarga en la atmósfera a gran velocidad al salir por una o varias toberas especiales. Estos gases de escape producen una reacción o empuje sobre todo el sistema, que constituye el esfuerzo de propulsión.



Vista posterior del avión Campini.

¿Qué puede esperarse realmente del motor termo-propulsor? Los hombres de ciencia aseguran que en su actual estado de progreso puede proporcionar una poderosa fuerza de impulsión en relación con el peso y velocidad de los gases a la salida, pudiendo hacer posible la obtención de mayores velocidades para el avión que las conseguidas hasta ahora con los tipos de motores en uso. Su eficiencia no disminuye al reducirse la densidad del aire a las grandes alturas, sino que por el contrario aumenta, debido a las bajas temperaturas reinantes en esas regiones. Además, un sistema completo termo-propulsor es de construcción sencilla, forma exterior convenientemente fuselada y puede funcionar con cualquier clase de gasolina.

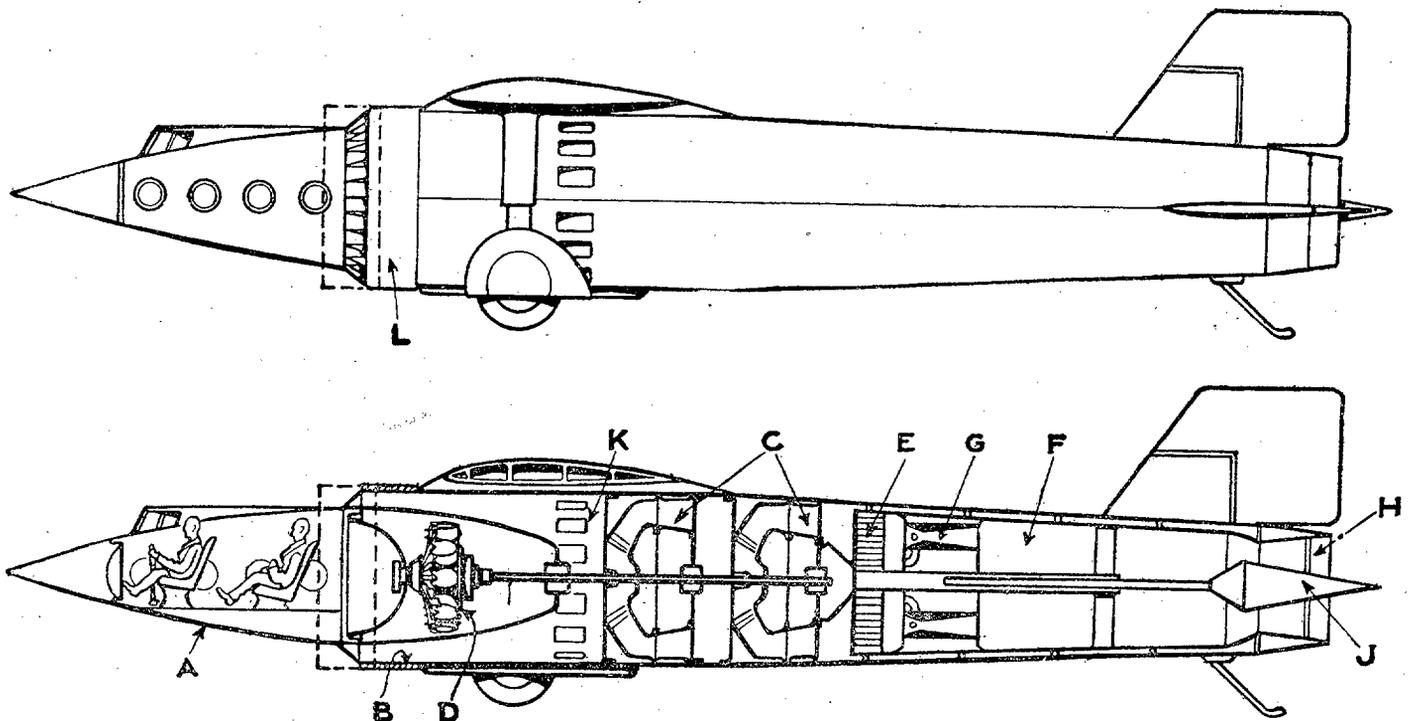
Los mandos de regulación comprenden: mando para regular la alimentación de gasolina, regulación del escape de gases, variaciones de velocidad del compresor o regulación de la potencia del motor que acciona al compresor. Para maniobrar el avión se puede actuar directamente sobre la abertura de salida de los gases de escape. El aeroplano puede equiparse con una o más instalaciones completas (en la figura se indica una instalación múltiple), que pueden funcionar aisladamente o en conjunto. Cuando se trata de un grupo de instalaciones ciertas funciones pueden ser comunes a varias. Por ejemplo, una turbina o motor puede mover los compresores de dos equipos.

Proyectos italianos.

El 27 de agosto de 1940, según el *Popolo d'Italia*, un avión italiano de gran velocidad, con sistema termo-propulsor, proyectado por el ingeniero S. Campini, de la Casa Caproni (al que se ha aludido frecuentemente durante su desarrollo), hizo un vuelo de diez minutos de duración sobre el aeródromo Forlanini (Milán), en presencia del General Alberto Briganti, Jefe de la Zona Aérea número 1. Las particularidades del

aparato, citadas en una referencia del Ministerio de Producción Aeronáutica (R. T. P.), describen el aparato como enteramente metálico, con peso total cargado de 4.000 kilogramos, tren retráctil y camarote para la tripulación, acondicionado para vuelos a grandes alturas. El aparato voló utilizando la reacción de los gases de escape, y fué reputado como tipo prerrevolucionario de avión e instalación de motores. La nota agrega que el trabajo de Campini supone el desarrollo de un motor cuya eficiencia no es inferior a la obtenida con la combinación motor de explosión-hélice aun a determinadas velocidades.

La referencia del *Popolo d'Italia* no dió detalles del motor de propulsión; pero probablemente éste obedece a las directrices señaladas por Campini en 1932. En el proyecto, del que se acompaña un dibujo, Campini pensó en el empleo de este sistema de propulsión para velocidades inferiores y superiores a la del sonido. El camarote, A, es de forma ovalada, construído para que la tripulación resista las bajas presiones del aire a grandes alturas. El aire se admite por la parte en que el espacio anular entre la cámara, A, y el cilindro, B, tiene menor sección transversal. Este espacio se ensancha hacia atrás, a fin de convertir la energía cinética del aire en presión. Este aire así comprimido pasa entonces por un compresor centrífugo de dos velocidades, C, accionado por un motor radial, D, o posiblemente, por una turbina de gas. Después del compresor, el aire pasa por un radiador, E, que actúa también como rectificador, a una amplia cámara de combustión, F. Aquí, en un canal anular, G, de forma Venturi, el aire se mezcla con la gasolina, y después de la expansión escapa por la tobera, H. Esta puede estrangularse más o menos por intermedio del cono, J, haciendo variar el área de la sección por la que escapan los gases. Al poner en marcha el sistema, existirá una presión negativa en el interior de la cámara, entre el camarote A y el cilindro B, pudiendo admitirse aire por los orificios laterales, K, reglables a voluntad.



Un esquema del avión Campini para vuelos a grandes alturas y velocidades superiores o inferiores a la del sonido. La tripulación va en camarote a presión. El peso cargado es de 4.000 kilogramos. Realizó un primer vuelo de diez minutos el 27 de agosto de 1940. Ha repetido el vuelo el día 30 de noviembre de 1941, haciendo el recorrido de Milán a Roma y regreso a una velocidad media de 200 km./h. y con una duración total de 2 h. 15 m. 47 s.

La admisión de aire por el sistema descrito es la empleada para velocidades inferiores a la del sonido. Si la velocidad del avión fuese superior a la del sonido, el anillo, *L*, se mueve hacia delante, como indica la línea de puntos. El viento relativo entra ahora por una especie de túnel que converge primero y después se ensancha, teniendo así en cuenta las especiales condiciones de la corriente para velocidades supersónicas.

Algunos experimentos alemanes.

Alemania, y la Compañía Junkers en particular, están realizando también investigaciones en este sentido. De los dos proyectos Junkers que se indican en los dibujos, uno representa una instalación que emplea un motor radial de dos tiempos y varias filas de estrellas, para mover el turbo-compresor. Normalmente, en instalaciones de este tipo, una parte del aire que sale del compresor se utiliza para cargar los cilindros del motor. Los gases de escape del motor auxiliar y la mayor parte del aire que sale del compresor se mezclan, poco antes de salir por las toberas de eyección del propulsor. Con este sistema se producen pérdidas de rendimiento, pues aunque la masa de gases del escape aumenta, salen a menor velocidad. Para evitar este defecto, la mayor parte del aire pasa a una cámara

de mezcla, a la que se hacen pasar los gases de escape, elevándose así la presión antes del paso de la mezcla a la tobera de eyección.

En el dibujo puede observarse que el aire es impulsado por el compresor, *A*, y obligado a circular por pasos o conductos, *B* (esquema superior), entre pares de cilindros opuestos de cada estrella. De este aire se utiliza una parte para barrido y carga de los cilindros, y otra parte circula alrededor como medio de refrigeración de los mismos, pasando después a las cámaras de mezcla, *C*, situadas entre cada dos estrellas de cilindros, alternando con los conductos de paso, *B*. En estas cámaras, los gases de escape se mezclan con el aire, previamente calentado por su contacto con los cilindros. Desde aquí pasa la mezcla por las toberas de escape, *D*, al aire exterior. Para poder aumentar el esfuerzo de propulsión, en determinados casos se utilizan las cámaras de combustión, *E*, situadas entre las de mezcla y las tuberías de eyección. En ellas se introduce gasolina por los inyectores, *F*, mezclándose y quemándose con los gases procedentes de la cámara de mezcla. En el dibujo inferior se indica la marcha del aire a través de toda la instalación.

Aunque parece ser ventajoso el empleo de un motor "recíproco", que mueva el compresor al mismo tiempo que recibe de él parte del aire comprimido para su carga y funcionamiento, los datos obtenidos de instalaciones semejantes demuestran que las mejoras y seguridad de marcha conseguidas hacen preferible el empleo de una turbina de gas para este trabajo auxiliar. La Compañía Junkers ha estudiado y propuesto una instalación interesante de este tipo.

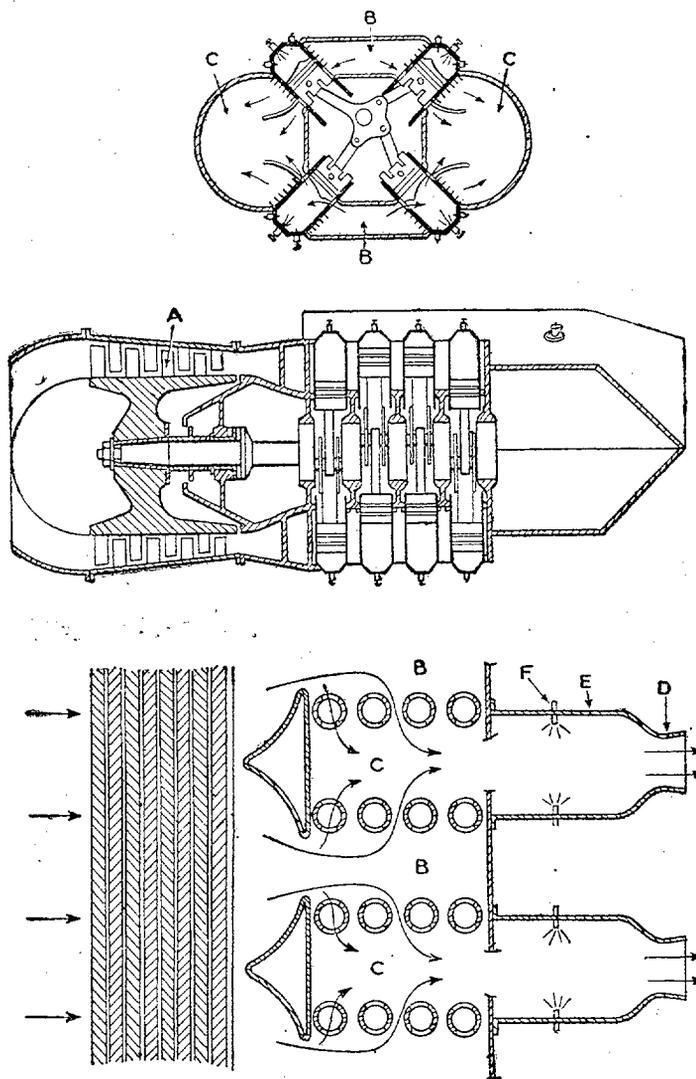
A pesar de los grandes progresos a que aspiran estos proyectos, por ejemplo, los de los italianos, la Compañía Junkers se inquieta por los problemas que las velocidades superiores a la del sonido introducirían no sólo en el avión, sino en la circulación del aire a través del sistema. Con admirable cautela admite que tales velocidades darán lugar a problemas de carácter complejísimo, de los que hoy apenas si se tienen conocimientos elementales. Los datos aprovechables actualmente son principalmente los balísticos, que estudian las trayectorias de los proyectiles.

Velocidad óptima.

Con el tipo de instalación indicado esquemáticamente, que comprende una turbina de gas y un tubo-compresor, ambos montados en el mismo árbol, es de gran importancia la elección de la velocidad más conveniente de salida de gases por las tuberías de eyección.

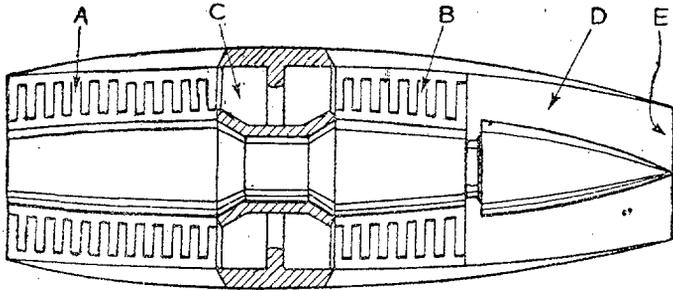
Si la velocidad fuese demasiado pequeña, la turbina de gas necesitaría ser de grandes dimensiones. Si la velocidad fuese excesiva, esto es, por encima de la velocidad del sonido, es muy posible que con nuestros limitados conocimientos de los fenómenos que ocurren en estas condiciones se logre un pequeño grado de eficiencia de la instalación. Según esto, para aplicaciones prácticas, la velocidad óptima debe de ser la mayor posible, pero inferior a la del sonido. La elección de esta velocidad permite regular la abertura anular de salida de la turbina, de modo que guarde relación con la de la tubería de eyección, según las condiciones conocidas de circulación de la corriente de aire a estas velocidades. Permite, además, proyectar exteriormente la instalación con arreglo a perfiles aerodinámicos prácticos para estas velocidades.

Si el conducto, de la turbina de gas al orificio de descarga, fuera reduciéndose en la dirección de la circulación, sería menor la velocidad del gas que pasase por la turbina, y, como consecuencia, habría que aumentar las dimensiones de ésta. Por el contrario, si la sección del conducto aumenta hacia la salida, puede alcanzarse una velocidad excesiva en la circulación de los gases, que si es del orden de la velocidad del sonido provocaría desfavorables condiciones en la circulación. Por esto es preferible mantener el orificio de descarga de las mismas dimensiones, aproximadamente, que el de la turbina para evitar tan perjudiciales efectos. El mismo resultado beneficioso en la circulación interior, que hace posible un perfil exterior eficiente, puede conseguirse con pequeñas modificaciones del orificio de descarga, haciendo variar su abertura dentro de límites restringidos de un 3 por 100 aproximadamente.



Esquema Junkers, de termo-propulsor con motor radial múltiple de dos tiempos y refrigeración por aire para mover el turbo-compresor. Lleva cámaras de combustión, *E*, en las que se inyecta gasolina para incrementar el esfuerzo de propulsión.

El esquema que se da a continuación consta de un compresor, A, movido por una turbina, B. El aire que sale del compresor pasa a la cámara de combustión, C, en la que se inyecta gasolina. Los gases de la combustión que salen de la turbina pasan por un conducto anular, D, al orificio de descarga, E, con una velocidad ligeramente inferior a la del sonido. El área del orificio E es, aproximadamente, igual a la abertura de salida de los gases de la turbina. El conjunto de la instalación va montado en una armadura de perfil fuselado.



Proyecto Junkers de una instalación fuselada. La gasolina se inyecta en la cámara de combustión, C, entre el compresor, A, y la turbina de gas, B. Los gases de combustión pasan por la turbina y escapan por el orificio, E, a velocidad inferior a la del sonido.

Otros proyectos de termo-propulsores para aviones con compresores de rotación y "recíprocos".

La discusión de las posibilidades de la propulsión en aviación por los sistemas de instalación antes indicados abren campo, aún poco explorado, a las investigaciones de la ciencia, que durante mucho tiempo han estado totalmente concentradas en el perfeccionamiento de los actuales tipos de aviones, pero con arreglo a la técnica antigua del motor de explosión, siendo verdaderamente extraordinario que sistema tan revolucionario como la propulsión del avión por reacción de una corriente de gas al salir a gran velocidad por un tubo haya necesitado como coyuntura para atraer la atención de los técnicos y Gobiernos de distintas naciones, circunstancias extraordinarias como las que actualmente vive la Humanidad. El inmenso progreso conseguido en el rendimiento de las hélices, que hasta relativamente tiempos modernos ha tendido a ejercer una influencia retardatriz en el desarrollo de los motores, y el maravilloso avance en los motores de explosión para aviación con turbo-compresores, que permiten establecimientos de potencias a dos velocidades o alturas, parecen haber contribuido a que no se considerase la aplicación del sistema de propulsión por reacción como decisivo paso capaz de alterar las orientaciones de la técnica de investigación. Es, poco más o menos, lo que ha ocurrido otras veces en distintas esferas de la técnica, por ejemplo, con la ruedas. Estas han pasado del primitivo disco de madera macizo a la rueda con radios; más tarde la rueda se revistió con una llanta de hierro, hasta llegar, por desarrollos sucesivos, a la rueda de goma. A continuación apareció el revolucionario tipo de neumático, que permitía alcanzar grandes velocidades al vehículo, y que desarrollado últimamente, en su forma de neumático a alta presión, consiguió alcanzar cualidades de seguridad y larga duración, hasta llegar a adoptarse universalmente. Y cuando parecía haberse conseguido una perfección completa, aún apareció el tipo de rueda balón, a baja presión, que proporciona una suavidad en la marcha del coche jamás conseguida con ninguna clase de suspensión por ballestas. Marcó una nueva era en el automóvil, sustituyendo rápidamente al tipo de alta presión.

La introducción de la turbina de vapor Parsons es otro ejemplo de descubrimiento sensacional, con el que se consigue la rapidísima y universal implantación de un nuevo sistema de propulsión, que permitió desterrar formas de potencia que se

habían considerado, sin discusión, como perfectas durante mucho tiempo.

La propulsión por reacción puede o no puede llegar con el tiempo a emular los ejemplos anteriores; pero lo que es indudable es que la atención concentrada que le dedican los hombres de ciencia e ingenieros de todo el mundo en sus investigaciones y trabajos, ha permitido que se proyecten varios sistemas de motores de reacción, en estado ya tan avanzado, que es posible se consiga la realización de vuelos con un avión dotado de este nuevo sistema de propulsión. Aparte del breve vuelo realizado en Italia el año pasado por el avión *Campini*, que se reseñó anteriormente.

Conviene indicar aquí que la propulsión por reacción, a la que ahora nos referimos, tiene poca relación con el principio de reacción en que se funda la aplicación de la propulsión por detonación o propulsión "cohetes" (Rocket Propulsion) a los aviones. Algunos escritores han confundido los dos sistemas al discutir sus posibilidades. Los fines a que tienden ambos pueden, en general, considerarse como idénticos: gran velocidad, vuelos a gran altura, rápida subida y eliminación de graves problemas de vuelo estratosférico, convirtiendo sus riesgos en seguridades. Existe, sin embargo, una diferencia fundamental entre los dos sistemas. En la propulsión "cohetes", el oxígeno necesario para la combustión está contenido en la sustancia explosiva que se emplea. En la termo-propulsión, también por reacción de los gases de escape, el oxígeno requerido para la combustión de la gasolina se toma directamente de la atmósfera.

Los alemanes emplean como título para el principio de la termo-propulsión, *Heissluftstrahltriebwerke*. Los franceses, motores *Thermopropulseurs* (los ingleses la llaman *Get propulsion*.)

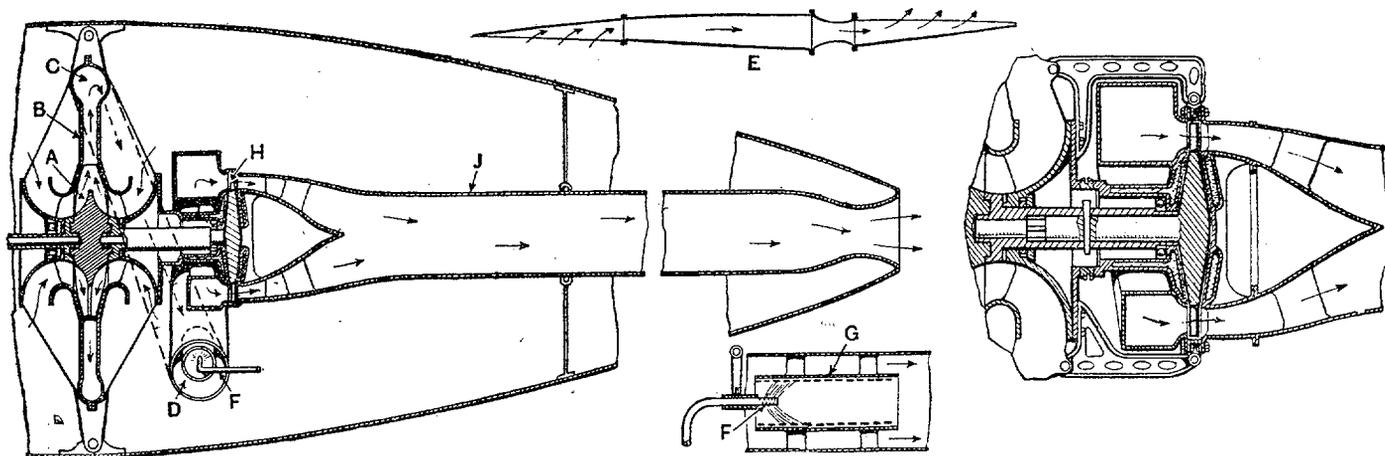
En el Salón de París de 1938 se exhibió un modelo de aeroplano con arreglo a esta concepción futurista. Era un monoplano de ala media, con un fuselaje de forma muy aerodinámica, en el interior del cual iban instalados todos los órganos de propulsión. Sus ambiciosas características eran: Velocidad, 1.000 kms./h.; potencia, 14.000 cv.; techo, 30 kms.; superficie alar, 16 metros cuadrados; peso, 2.000 kgs.

Como indiqué anteriormente, los ingenieros ingleses han figurado a la cabeza de los progresos en este género de propulsión aplicado a aviación, habiéndose registrado cierto número de patentes durante los últimos veinte años. Los nombres más destacados en este campo son H. S. Harris, como precursor, en 1917, y F. Whittle.

En las siguientes notas pasamos revista a los principales tipos de instalaciones termo-propulsoras de origen inglés, sueco y suizo. Fijamos la atención particularmente en el esquema de Schurter, en el que los conductos de distribución pueden servir como partes de la estructura del fuselaje o alas. Considerados como borde de ataque del ala, pueden servir, además, como instalación que evite la formación de hielo en las alas a grandes alturas de vuelo.

Tanto los esquemas Milo como los de Ljungström, ambos suecos; tienen perfil fuselado, y probablemente han sido proyectados para su instalación en las alas. Una particularidad del primero de los mencionados es una derivación del aire comprimido para cargar y calentar el camarote a presión de la tripulación para vuelos a grandes alturas. En la instalación Ljungström se han tenido en cuenta los casos en que se necesitan rápidas aceleraciones, subidas repentinas o "tirones", y efectos de frenado.

Varios proyectos de termo-propulsores son debidos a F. Whittle. En el esquema que damos en este artículo se utilizan las componentes de las grandes velocidades de rotación para disminuir el peso del conjunto. Son interesantes también los detalles del compresor tipo-impulsor, que ha sido proyectado para asegurar que circule por el sistema una gran masa de aire, requisito básico para obtener el rendimiento debido en esta clase de instalaciones. Todo el aire que sale del compresor, unido al de combustión de gases de la gasolina, pasa por una turbina, de una sola rueda de aletas, que mueve al compresor. El primer esquema de H. S. Harris era un interesante compresor simple combinado con doble cámara de combustión, cuyos gases de escape salían por largos tubos difusores, que a su vez admitían aire exterior para aumentar la masa de gases propulsores. En el próximo artículo se ampliarán detalles de este primitivo proyecto.



Esquema Whittle, montado directamente en la cola de un aeroplano. Admitido el aire en el interior del fuselaje pasa al compresor, que gira a gran velocidad, y de él a las cámaras de combustión, D, y a la turbina, H, que acciona al compresor, descargando por la tubería, J.

Esquema de una instalación inglesa.

Para comprender mejor muchos detalles de la instalación Whittle, damos a continuación un esquema, en el que se observa que está destinado a ir montado dentro del fuselaje. Inicialmente puede admitirse el aire, o por medio de un orificio apropiado colocado en la parte anterior, o por una serie de aberturas convenientemente situadas para recoger la capa límite de aire en contacto con el fuselaje.

El compresor tiene dos tomas de aire, que van una a cada lado del plano de rotación del impulsor, A. Este funciona a una velocidad tal, que el aire que sale por los extremos de las aletas lo hace a una velocidad superior a la del sonido. Para tener seguridad de una buena y conocida circulación de aire es conveniente, sin embargo, que la velocidad de éste se reduzca a una hiposónica antes de que el aire alcance partes fijas del compresor-impulsor. Para conseguirlo se ha estudiado la disposición del compresor, de modo que el aire, después de admitido, pasa primero al difusor radial o cámara primaria, B, la que lo descarga en el cordón, C, cuya sección transversal va aumentando. En su salida, el cordón o cámara, C, va unido directamente a una cámara de combustión, D, de forma helicoidal. Al principio, la cámara de combustión es de forma cónica, constituyendo un difusor secundario para el compresor, mientras que el extremo de descarga de esta cámara va unido a la bocuilla de la turbina, que se extiende en forma de voluta alrededor de la periferia de la misma, constituyendo un sencillo orificio anular; de este modo, la zona de admisión de las paletas de la turbina está siempre en contacto con la corriente de gas. En E se indica, en desarrollo, las diversas partes y marcha de los gases desde la cámara del compresor a la turbina.

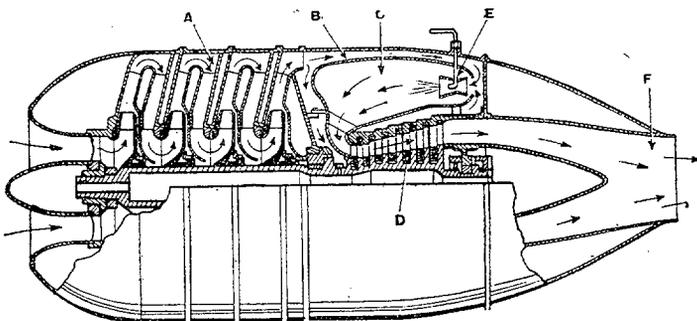
El aire se calienta por la adición de gasolina introducida en la cámara de combustión por un inyector, F, rodeado por una caperuza, G. La cara interior de esta caperuza puede cubrirse con una lámina de metal perforado o con una malla de alambre, como se indica en el dibujo en detalle que se da de esta parte, produciéndose así una capa límite de aire que circula a velocidad reducida. El aire y los gases de combustión cedan parte de su energía al rotor de la turbina, H, que mueve el compresor. Después de abandonar la turbina, el aire pasa a un colector anular en forma de canal divergente, situado entre el conducto de descarga, J, y un cono montado en el cuerpo exterior o caja de la turbina. El conducto se prolonga hacia atrás, terminando en un tubo de escape convergente divergente, colocado en la cola del aparato, consiguiéndose así la propulsión del conjunto.

En los aparatos con dos motores de este tipo deben de disponerse éstos de modo que giren en direcciones opuestas para reducir a un mínimo el efecto de los pares giroscópicos. Algunos esquemas Whittle fueron expuestos por *Fluggsport* en 1938.

Algunos sistemas suecos.

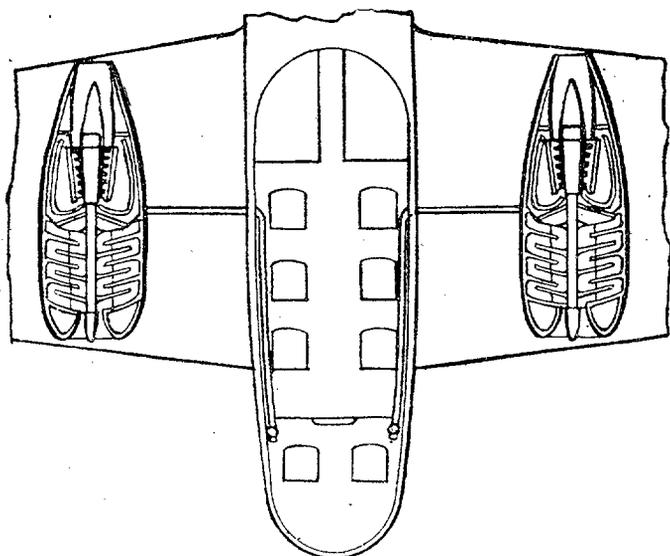
Son motopropulsores fuselados para su instalación en las alas, con arreglo a proyectos de A. Lysholm, que fueron adaptados por Milo Aktiebolaget, de Estocolmo. En uno de éstos, del que damos un esquema, en el que se ve media sección de la instalación, el aire entra por un orificio axial, es comprimido en un compresor-impulsor, A, de varias velocidades, y pasa después a una cámara, B. En esta cámara va alojada otra anular de combustión, C, y la turbina de gas, D, que acciona al impulsor. El aire, previamente calentado a su paso entre las paredes de la cámara de combustión y el cuerpo de la turbina, invierte su dirección de circulación y entra en la cámara de combustión por los difusores, E, que a su vez contienen los inyectores de gasolina. Desde la cámara de combustión vuelve a invertirse la corriente, expansionándose los gases en la turbina y pasando a velocidad acelerada por un conducto de salida de sección transversal decreciente hasta la tubería de descarga, F.

El esquema Milo se refiere a dos de estos moto-propulsores instalados en las alas de un avión proyectado para vuelos a grandes alturas. Cada una de las instalaciones alimenta con parte del aire comprimido, previamente regulado, el camarote de la tripulación para calentarlo y mantenerlo a presión constante. Este aire lo toma de la cámara, B.



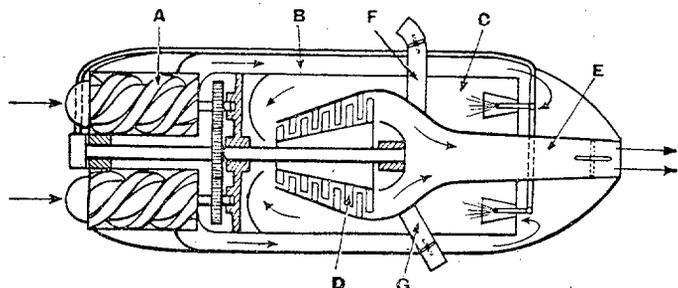
Proyecto sueco de termo-propulsor Milo para instalación en las alas del aeroplano. Todo el aire que sale del compresor de varias velocidades, A, pasa a la cámara, B, y de ella a la de combustión, C, donde se quema con la gasolina inyectada por E, expansionándose en la turbina, D, y pasando a gran velocidad por la tubería de eyección, F.

Aceleraciones rápidas.



Instalación Milo para vuelos a grandes alturas.

Instalaciones de tipo similar han sido propuestas por Aktiebolaget Ljungströms Angturbin, a una de las cuales se refiere la figura. Es semejante en construcción y funcionamiento a la Milo, antes descrita; pero con la diferencia de que éste emplea un par de compresores de hélice con rotores gemelos, A, accionados por el árbol de la turbina. El aire es admitido por el extremo anterior e impulsado por los compresores a la cámara, B, de donde pasa a la de combustión, C, en la que se inyecta gasolina, y de aquí a la turbina, D, con una doble inversión de corriente, como precedentemente.



Instalación Ljungströms Angturbin de doble compresor, con conductos, F y G, con válvulas que al admitir aire producen efectos de frenado o incremento de la propulsión.

Consideraciones especiales hacen a veces necesario poder disponer de medios para incrementar rápidamente la velocidad del aparato. Esto sucede, por ejemplo, en el despegue del avión o en caso de que al ir a tomar tierra observe el piloto que se pasa del aeródromo y necesita elevarse rápidamente, o cuando es inminente el peligro de tropezar con un obstáculo, que con un incremento de velocidad en el avión podría saltarse fácilmente. En condiciones normales, la regulación de velocidad se efectúa por variación de las cantidades de gasolina inyectadas. Cuando se necesite aumentar rápidamente la velocidad del aparato, sería necesario aumentar súbitamente la cantidad de gasolina, aumentándose así la temperatura inicial de los gases de propulsión, con el peligro de que pasase de cierto valor esta temperatura, ya que el compresor no podría aumentar con suficiente rapidez su velocidad para proporcionar la cantidad de aire que se necesitaría para la combustión del exceso de gasolina inyectada.

Para evitar los inconvenientes que antes se apuntan y permitir incrementos rápidos de velocidad sin temor a efectos perjudiciales, se reduce temporalmente la energía utilizada en la propulsión aumentando simultáneamente la parte de potencia utilizada para mover el compresor. De este modo se acelera el compresor, aumenta la cantidad de aire que éste proporciona y disminuye, por consiguiente, la riqueza de la mezcla en la cámara de combustión, y, como consecuencia, la temperatura de los gases en el escape. En estas condiciones no hay inconveniente en aumentar la cantidad de gasolina que se inyecta en la cámara de combustión, proporcionalmente al exceso de aire que recibe, para volver a dar a la mezcla el mismo título de riqueza anterior, y de este modo habremos acelerado el avión sin temor a excesos de temperatura. Estas operaciones pueden efectuarse en un tiempo muchísimo menor del que sería necesario para un aumento gradual de la inyección de gasolina.

Estas manipulaciones pueden efectuarse, o bien disminuyendo la presión de los gases de escape antes de su salida de la turbina, o bien disminuyendo la cantidad de aire admitido para el compresor. El primer método es el empleado en el ejemplo de la figura. Normalmente, los gases que salen de la turbina pasan por conductos, E, de sección cada vez menor, que van provistos de una válvula. Dos conductos auxiliares, F y G, en comunicación con los gases a su salida de la turbina, y provistos también de una válvula cada uno, salen al exterior, atravesando el cuerpo de la turbina y orientándose sus orificios de salida, uno hacia adelante y otro hacia la cola del avión. En vuelo normal las tres válvulas van colocadas en la posición marcada con trazo lleno en la figura; pero si la válvula de cualquiera de los conductos F o G se abre, la presión disminuye en la zona correspondiente de la turbina. Esto se traduce en un incremento de calor y caída de presión en la turbina, que se transforma en energía mecánica adicional aplicada al compresor. La regulación de la válvula del conducto E, o la del conducto F, o la del G, producen, respectivamente, un efecto de frenado o de aceleración.

Para la puesta en marcha sólo se inyecta una pequeña cantidad de gasolina, y la mayor parte de la energía es absorbida por el compresor, mientras que el sistema de propulsión funciona a bajo régimen o "descargado". Por consiguiente, en la cámara de combustión la mezcla es pobre y puede aumentarse repentinamente la cantidad de gasolina hasta "plena carga" o pleno régimen, sin que sean de temer efectos perjudiciales. Con el moto-propulsor funcionando a "media carga", al aproximarse el aparato a tomar tierra, un procedimiento semejante proporcionaría un exceso de gasolina que aceleraría el avión, consiguiéndose así que el piloto pueda ayudarse con el motor para la toma de tierra o evitar el peligro de un obstáculo.

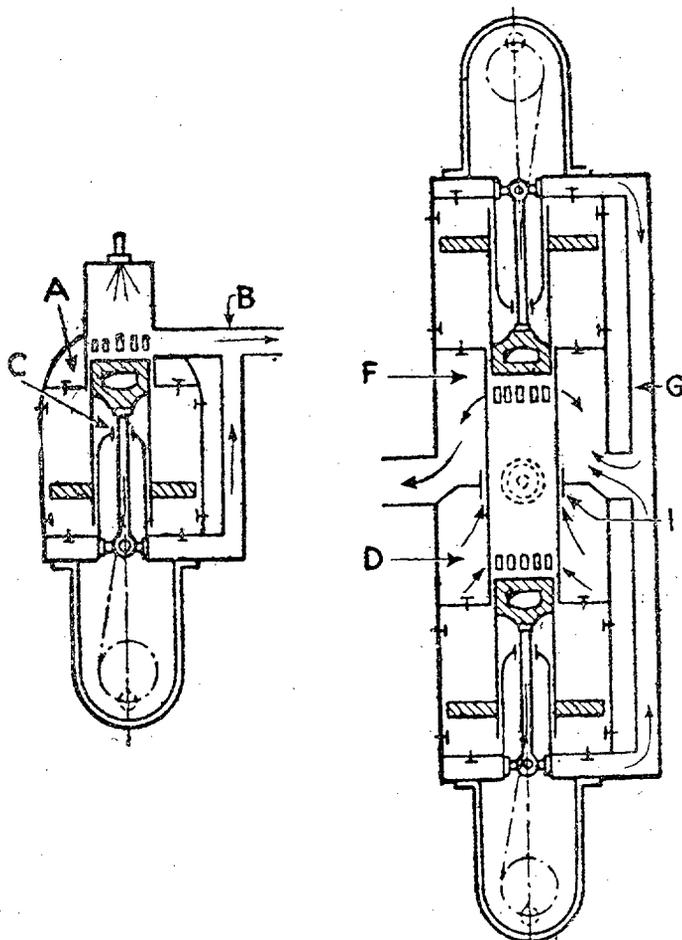
Cuando se emplea como mando la regulación de la entrada de aire al compresor, se provee el tubo de admisión de una válvula de mariposa, que cuando está parcialmente cerrada reduce la cantidad de aire al compresor, disminuyendo la velocidad de descarga de los gases. Si la cantidad de gasolina inyectada permanece invariable, el aumento de energía cedido por la disminución del esfuerzo de propulsión pasa al compresor. No es necesario decir que pueden emplearse ambos métodos simultáneamente en el mismo motor para producir los efectos deseados con más rapidez.

Instalaciones suizas.

Volviendo la vista a Suiza, encontramos el sistema propuesto por W. Schurter, de Zurich, que hace exclusivamente uso del compresor de tipo recíproco. Emplea émbolos simples o émbolos opuestos, alta compresión y motores de dos tiempos. Cada émbolo va unido a otro que hace de compresor, coaxial con el primero.

Ambos tipos se indican esquemáticamente a continuación. En el primero, el motor de émbolo único está combinado con un compresor anular de émbolo de doble acción. El cilindro compresor lleva en cada extremo grupos de válvulas de admisión y escape. Por uno de los lados, el compresor proporciona aire, aproximadamente a dos atmósferas de presión, al ci-

lindro del motor a través del conducto A, y de las aberturas de barrido del cilindro motor. Por su otro lado, el compresor descarga el aire en el conducto B, donde se mezcla con los gases de la combustión cuando abandonan éstos el cilindro por las aberturas de escape. El émbolo del motor comunica por su cara inferior con el cilindro recuperador, C.



Detalles de compresores Schurter de émbolo simple y de émbolos opuestos. Un émbolo compresor de doble acción va unido directamente a cada émbolo motor, que lleva debajo un cilindro recuperador. De este modo el trabajo consumido en la carrera motora del émbolo se recupera en la carrera de compresión.

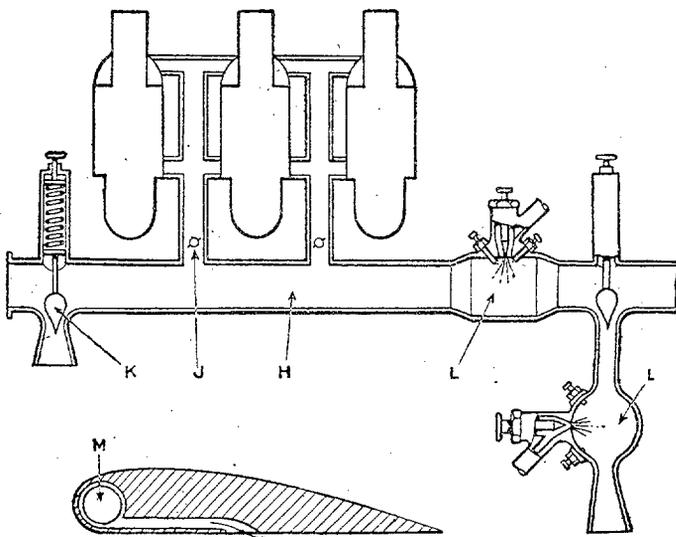
Los motores de émbolo opuesto se equilibran teóricamente, haciéndose perfectamente en ellos la operación de barrido. La parte superior del compresor inferior manda el aire a la cámara D, de la que se toma parte para el barrido y carga del motor, y el sobrante pasa por el estrecho paso anular E a la cámara de mezcla F, refrigerando la zona del cilindro en que se realiza la combustión y absorbiendo, por consiguiente, calor. El aire de los extremos exteriores de ambos compresores pasa por el conducto G a la cámara de mezcla, en la que el extremo inferior del compresor superior descarga directamente. La caída de presión, debida al barrido, se evita así en gran parte del aire comprimido. Sería posible construir una instalación de este tipo como motor-compresor de émbolo libre. El trabajo del motor, compresor y cilindros recuperadores puede equilibrarse de modo que sólo se necesiten mecanismos relativamente ligeros para acoplamiento al árbol motor.

Ventajas de los motores combinados.

Los motores combinados de este tipo parecen ofrecer ventajas, puesto que la compresión preliminar del aire se efectúa a baja presión, mientras que las altas presiones se utilizan para la eficaz combustión de la gasolina. La potencia des-

arrollada por cada motor se absorbe en la compresión del aire en el correspondiente cilindro compresor y en el cilindro recuperador. El trabajo consumido en éste, así como en el aire sobrante del compresor, se emplea útilmente en hacer volver el émbolo motor a su primitiva posición de compresión. Aunque el compresor trabaja solamente a presiones relativamente bajas, el gran número de válvulas automáticas de admisión y escape es un inconveniente para los motores de aviación, particularmente cuando se necesitan motores de gran velocidad para el funcionamiento con grandes volúmenes de aire.

El esquema que se da a continuación indica una instalación completa con varios compresores. No se necesita que todos éstos funcionen continuamente, pudiendo separarse uno o más de ellos del conducto de distribución H por medio de las válvulas J, sirviendo así como una reserva de potencia. Con esta disposición será necesario poder regular la presión y volumen de gases en el conducto A, utilizándose para esta misión las válvulas K. Estas son de resorte y hacen variar automáticamente la sección transversal de las toberas de descarga con arreglo a la presión existente en el conducto. La tensión de los resortes de válvula puede reglarse durante el funcionamiento, pudiendo cerrarse o abrirse a voluntad una o más toberas.



Esquema de una instalación Schurter con tres compresores de émbolo simple que pueden ponerse en circuito por medio de las válvulas J. La presión de los gases de propulsión puede regularse en el conducto H por medio de válvulas de resorte, K. Las cámaras de combustión, L, sirven para obtener incrementos de potencia. En el esquema inferior se indica una instalación en la que el conducto de distribución en el borde de ataque evita la formación de hielo en el ala.

Como los gases de reacción que hay en el conducto H contienen una cantidad adecuada de oxígeno y la temperatura es relativamente baja (aproximadamente, 200° centígrados), puede usarse mayor cantidad de gasolina para aumentar la potencia. El rendimiento de la combustión con esta forma de empleo es relativamente bajo, pero el aumento de potencia puede ser útil emplearlo cuando se despega o se toma altura. El conducto H puede llevar cámaras de combustión suplementarias, L, dispuestas entre el conducto y las toberas de descarga o como aditamento de éstas. La primera disposición evitaría los posibles efectos perjudiciales de las altas temperaturas en las válvulas de regulación K. Cada cámara está provista de un equipo de inyección de gasolina y de uno de encendido.

Para economía de peso puede hacerse la instalación de modo que el conducto H sirva de borde de ataque para un ala o como parte de la estructura del fuselaje. Colocado en el ala, como se indica en M, serviría para eliminar el peligro de formación de hielo a grandes alturas.