

Posibilidades de la propulsión por reacción

POSIBILIDADES DE REALIZACIÓN

POR

G. Geoffrey Smith

(CONTINUACIÓN)

En los esquemas de los motores de termo-propulsión anteriormente descritos se han abarcado todos los principios en que se funda el sistema. Esta revista que hemos pasado no agota el tema, pero da a conocer las actividades científicas realizadas en este sentido durante un período de treinta años por inventores alemanes, franceses, ingleses, italianos, suecos y suizos.

No nos hemos referido a las actividades desplegadas por los americanos en las aplicaciones a aviación de la termo-propulsión, sin que por esto deba creerse que no interese este problema al otro lado del Atlántico. Quizá lo que ocurre es que en América se atiende con más interés a los proyectos relacionados con la propulsión por detonación o propulsión "cohetes". Sin embargo, investigadores norteamericanos, tales como Goddard, Roy, Jacobs, Shoemaker y Schubauer, han contribuído también a enriquecer el caudal de conocimientos de esta rama de la Aeronáutica, siendo típicos los estudios de Mélot relativos al eyector múltiple que se describe más adelante. Este método de aspiración de aire para aumentar la masa de la corriente de gas que propulsa al avión, fué publicado por Mélot en 1920, asociándose generalmente su nombre a este sistema; pero ya Lake, inventor americano, patentaba en 1909 un esquema de este tipo, que actualmente se conoce en América como "amplificadores de impulsión".

Aunque parezca, pues, haberse descuidado en América el desarrollo de la termo-propulsión, puede asegurarse que nación tan emprendedora no ignora sus posibilidades, pudiendo luchar sus ingenieros con problemas técnicos de esta categoría aprovechando sus numerosos laboratorios de investigación y ensayos, con los que no es probable queden a la zaga de otras naciones.

Estos treinta años de estudios colectivos e investigaciones relativas a los sistemas de termo-propulsión han servido gradualmente para llevar estos principios a una realización práctica. Sin embargo, aún han de hacerse muchos estudios y tanteos antes de que pueda darse por realizada plenamente su aplicación a aviación. En este sentido, es interesante recordar la opinión de D. Riabouchisqui, que ha realizado muchas experiencias en esta especialidad bajo los auspicios del Ministerio del Aire francés, y que dijo: "El problema de los moto-propulsores capaces de desarrollar velocidades superiores al sonido, no es de los que puedan resolverse en pocos meses ni por un experimentador

con elementos limitados a su disposición. La posible solución de este problema se conseguirá por reunión de trabajos en los que habrán de tomar parte muchos investigadores, poniendo todos ellos a contribución sus experiencias."

Probablemente, pueden acelerarse los progresos en este sentido. Los esfuerzos exigidos por la guerra crean un ambiente favorable para investigaciones y experimentos. Los cerebros mejor dotados se aplican a los problemas, sin que se crucen intereses ante éstos que impidan su desarrollo. Recuérdese la situación y criterios respecto a las "máquinas volantes" en los comienzos de la última Gran Guerra, en 1914. Los Royal Flying Corps y el Royal Naval Air Service fueron simplemente grupos de voluntarios entusiastas. La R. F. C. tenía sólo pocas docenas de aparatos en servicio.

Antes de la guerra de 1914-18 hubo muchos testarudos y críticos "prácticos", militares, navales, políticos e industriales, que suponían el aeroplano como algo fantástico, inútil, dilapidador de tiempo y dinero. Cuatro años después teníamos muchos miles de aviones y pilotos, una temible Royal Air Force y una gigantesca industria. Las máquinas volantes habían llegado a ser factor vital para ganar la guerra.

Ventajas de la propulsión por reacción.

Es posible que la propulsión por reacción con motores como los descritos no represente la última solución de los problemas del vuelo. En efecto, su techo está necesariamente limitado a la estratosfera, puesto que necesita sacar el oxígeno para su combustión de la atmósfera. De aquí la impaciencia de los defensores de los sistemas de propulsión "cohetes", que son independientes de la atmósfera. Sin embargo, la termo-propulsión constituirá un gran avance en la técnica si se logra aplicarla prácticamente hasta los límites de su desarrollo, consiguiéndose con ella, no una modesta mejora de características de un 1 por 100, sino una serie de mejoras considerables tanto en lo que se refiere a potencia motora como al avión. Por la magnitud y amplio carácter de éstas, tienen los ingenieros de la nueva generación un incentivo real que puede compensar, probablemente, todos sus esfuerzos.

A continuación se da una lista de las ventajas formidables que presenta este sistema de propulsión. No

se mencionan velocidades, consumos, autonomías y pesos de motores, pues aún no se tienen datos. Aunque algunos esquemas se han realizado prácticamente, se mantienen todavía sus trabajos en vías de ensayos.

Las ventajas de la termo-propulsión son las siguientes:

1.—Es hasta cierto punto independiente de la calidad de la gasolina. Pueden utilizarse para ella parafinas, aceites pesados y combustibles inferiores, sin pérdida de rendimiento. No es imposible la aplicación de combustibles sólidos como el carbón en polvo.

2.—La potencia producida se aplica directamente, sin necesidad de mecanismos intermedios de transmisión. Se disminuye así el coste, complicación y ciertas pérdidas de energía.

3.—La hélice, tal como se conoce hoy día, limita la potencia desarrollada por los motores de combustión. La termo-propulsión elimina la hélice, consiguiéndose así una indudable ventaja.

4.—La termo-propulsión posee además ventajas sobre la combinación motor-hélice, semejantes a la superioridad de los turbo-compresores respecto a la combinación motor-compresor, en lo relativo al restablecimiento de potencia a grandes alturas.

5.—Por disposición adecuada de los componentes, el compresor puede también proporcionar aire para calentar y cargar el camarote a presión de la tripulación y evitar los peligros de formación de hielo.

6.—Pueden usarse exclusivamente componentes con movimiento de rotación. Esto permitirá mayores velocidades de trabajo, con la consiguiente reducción de tamaño y peso comparados con los de motores de explosión.

7.—Las presiones son relativamente bajas, y por consiguiente, relativamente ligeros los espesores de cámaras y tuberías. Esto mejora la relación potencia-peso, ganándose con ello velocidad y rapidez de subida.

8.—La ausencia de hélice permite una menor altura en el avión, lo que hace posible prescindir de trenes de aterrizaje pesados y complicados y hasta de los mecanismos de retracción del tren. Se facilitan así la instalación, servicio y aparcamiento del avión.

9.—Mejor colocación para el piloto, que tiene así un amplio campo de visión. La misma ventaja se consigue para el armamento montado en la parte anterior del aparato.

10.—Pueden reducirse las resistencias aerodinámicas, dando forma conveniente al avión, ya que los motores pueden instalarse dentro del fuselaje o en el interior de las alas.

11.—Posiblemente la descarga propulsora puede disponerse de modo que disminuya o regule la presión de la capa límite sobre relativamente grandes superficies del aeroplano. Esta presión de la capa límite puede también utilizarse para las tomas de aire.

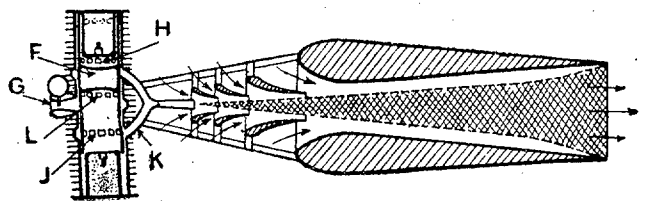
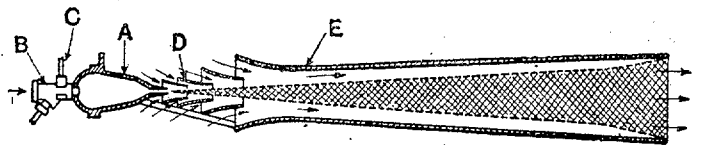
12.—Para grandes aviones las instalaciones deben estar compuestas de un cierto número de motores, capaces cada uno de funcionar independientemente, pero convenientemente agrupados y con posibilidad de acoplarlos a voluntad. Esto permite trabajar en condiciones económicas máximas, utilizando en cada caso el número necesario de motores.

Amplificadores de impulsión.

Se han propuesto muchos sistemas, en los cuales una corriente de gases al salir de una cámara de combustión crea una zona de presión negativa en un tubo o conducto, arrastrando un suplemento de aire que aumenta la masa del chorro propulsor. Uno de los más conocidos y más empleados es el inventado por Mélot y patentado en 1920. Previamente fué sometido a la aprobación de las autoridades militares francesas, que durante la última guerra lo experimentaron. Probablemente las investigaciones no fueron satisfactorias, o por lo menos, concluyentes, pues tuvieron cierta discontinuidad.

En la figura se da un esquema de un eyector múltiple Mélot, en el que la cámara de combustión, *A*, se carga por la corriente de viento relativo que entra por un tubo Venturi, *B*, orientado hacia adelante, y con la gasolina inyectada por *C*, quemándose en la cámara por medios eléctricos. Los gases de la combustión salen de la cámara por una serie de eyectores, *D*, de diámetro creciente, por los que se aspira aire adicional a un difusor, *E*. La corriente propulsora aumentaba así por este "amplificador de tiro" con una masa adicional de aire, pero no en el grado necesario para terminar con la aplicación de la combinación motor-hélice.

Una razón de este limitado rendimiento era la pequeña compresión de la mezcla aire-gasolina en la cámara de combustión. Esto debió de ser apreciado por Mélot, pues más tarde produjo el tipo, que también se ilustra, de cámara de alta compresión. El motor de dos tiempos refrigerado por aire tenía dos cilindros opuestos alineados en el mismo eje y un émbolo común, *F*, con manguitos. En la posición indicada, el Venturi *G* admite una carga de aire y gasolina que pasa al cilindro común (a través de válvulas de émbolo, *H*), siendo comprimido en el cilindro superior, que se dibuja en la posición de encendido. El cilindro inferior ha descargado sus gases por las válvulas de escape, *J*, del émbolo y por la rama inferior del conducto de escape, *K*, que desemboca en el eyector múltiple. Simultáneamente se está aspirando una nueva carga por el cilindro inferior a través de las válvulas, *L*. El arran-



Esquema superior.—Mélot de eyectores múltiples.

Esquema inferior.—Mélot con motor de dos tiempos para compresión de la gasolina y aumentar el rendimiento de la combustión.

que del motor se efectúa por aire comprimido y encendido eléctrico, reservando la combustión por compresión para la marcha normal del motor.

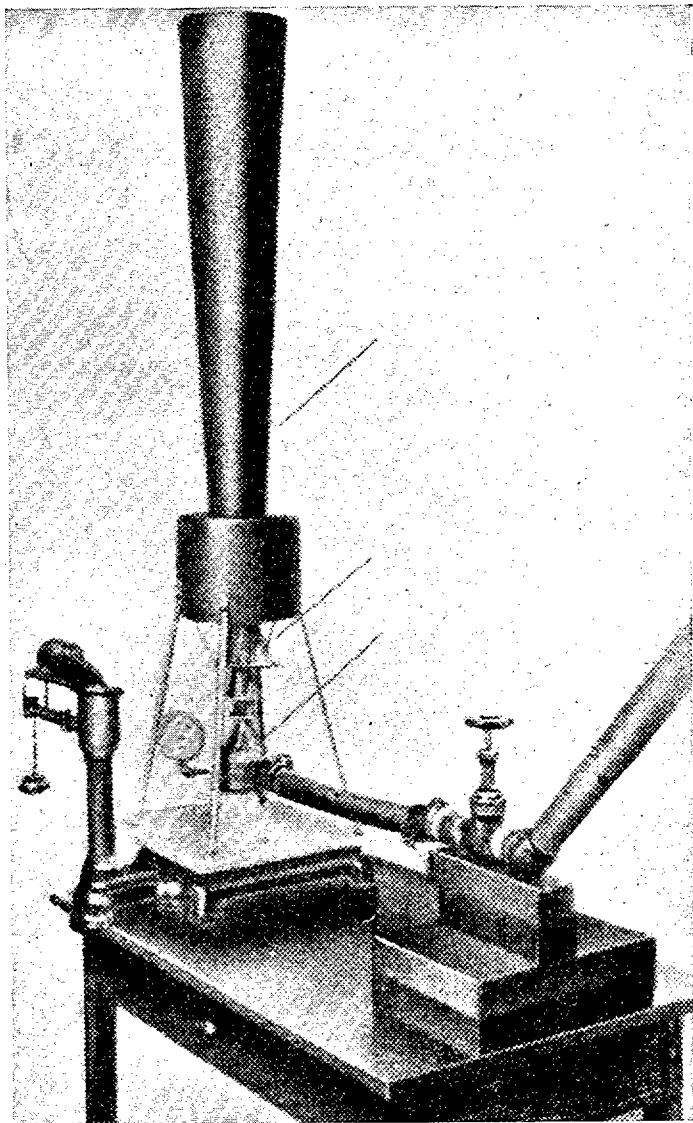
Una investigación americana.

En 1927, dos investigadores americanos, E. L. Jacobs y J. M. Shoemaker, emprendieron una serie de ensayos en el Langley Memorial Aeronautical Laboratory, para determinar hasta qué punto el tipo Mélot permitía aumentar la reacción propulsora y obtener así datos sobre el valor de este sistema de propulsión. El aparato empleado, que se indica en la fotografía, era una reproducción del proyecto de Mélot con una cámara de presión, *A*, tres eyectores anulares, *B*, y un difusor convergente-divergente, *C*. Para lecturas directas la cámara iba provista de un manómetro. En lugar de quemar gasolina para elevar la presión, la cámara se cargaba con aire comprimido a temperaturas ordinarias. Se creyó que el efecto del Mélot no dependía de la naturaleza o de la temperatura que tuvieran los gases en el chorro propulsor. El Venturi de la cámara de presión tenía un diámetro de tres octavos de pulgada, y el tubo difusor principal era de tres pies nueve pulgadas en toda su longitud. Matemáticamente se apreció que la presión del chorro libre era insuficiente y necesitaba aumentarse varias veces para conseguir convertirlo en propulsor.

Las pruebas demostraron que el sistema Mélot daba muy buenos resultados y representaba un adelanto considerable. Cuantitativamente, sin embargo, aunque podían mejorarse los resultados reformando el dibujo original, estos resultados no dieron la evidencia de que se pudiese alcanzar la eficacia necesaria para propulsión de un aeroplano por este sistema. El tubo difusor se construyó para que el aire se expansionase desde 185 libras por pulgada cuadrada en el manómetro (200 libras por pulgada cuadrada en absoluto) a la presión atmosférica en la boca; pero los mejores resultados se obtuvieron a la presión aproximada de 100 libras por pulgada cuadrada en el manómetro. A esta presión la reacción era un 137 por 100 de la propulsión teórica del chorro libre (que fué usado como base para la comparación), mientras un chorro libre daba sólo una reacción del 88 por 100. Con una presión de 185 libras por pulgada cuadrada en el manómetro, la propulsión del Mélot baja a 122 por 100, mientras que la del chorro libre aumenta ligeramente hasta un 90 por 100. Esto parece indicar que el difusor empleado no era a propósito para los eyectores Mélot y no servía para la expansión adecuada del chorro desde la cámara de presión. Se encontró que la variación de la distancia desde la boca del tubo de presión hasta la entrada del difusor, entre las dos y las nueve pulgadas, no producía ningún efecto en la propulsión. Una separación de seis pulgadas, aproximadamente, adoptada en el sistema Mélot, daba mejores resultados que cualquier otra.

Otros sistemas de compresores.

Ultimamente, en 1933, se han presentado proyectos en los que los efectos de aspiración se aumentaban por la succión producida por la corriente de descarga



Tipo Mélot ensayado por los investigadores Jacob y Shoemaker en el Langley Memorial Aeronautical Laboratory.

de los gases, ayudado además este efecto por la corriente de aire relativo creada por el desplazamiento del avión. Se aumenta así la masa de la corriente de descarga y la propulsión del chorro. En Francia, Léduc patentó un esquema de propulsión semejante al indicado y que aparece en la figura.

Puede verse que utiliza sistema parecido en el empleado en el avión "Campini" descrito en el primer artículo de esta serie, y probablemente fué proyectado para grandes velocidades.

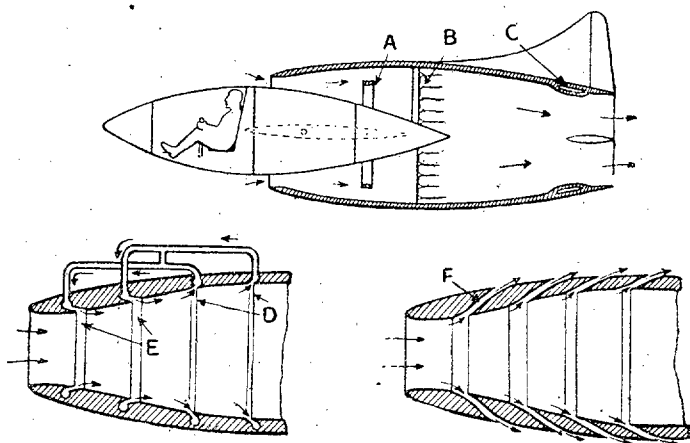
Como es relativamente difícil hacer que el aire siga el contorno de un túnel divergente (compresión), va provisto el sistema de una guía anular, *A*. La gasolina se introduce por mecheros múltiples, *B*, calentada preliminarmente en *C*.

Léduc ha demostrado también interés en regular la corriente interna y la de la capa límite en todo su recorrido por el tubo o túnel. Así lo demuestran los detalles de la figura.

En el de la izquierda se observa que el aire choca en

los puntos, *D*, a presión relativamente alta, pasando a los conductos auxiliares, *E*, a presión inferior. El objeto es proyectar una capa delgada de aire a lo largo de las paredes del túnel.

De las cámaras anulares, *E*, el aire retrocede por los conductos inclinados, *F*, y pasa al exterior, a fin de evitar la formación de la capa límite en contacto con el fuselaje.



Termo-propulsor propuesto por Léduc en 1933. La gasolina se calienta preliminarmente en *C*, quemándose en los mecheros *B*. Los detalles inferiores indican la circulación interior del aire, evitándose la formación de la capa límite en la superficie exterior por darse salida a parte de los gases por los conductos *F*.

Parece ser que todos los esquemas de esta clase son insuficientes para proporcionar una propulsión práctica del avión. Principalmente este resultado es debido a la poca eficaz combustión de la gasolina cuando se quema a relativamente pequeña presión. Actualmente los inventores se inclinan positivamente hacia una aspiración y compresión de la mayor cantidad de aire, dejándolo que se reexpansione a través de una turbina que acciona al compresor. En algunos proyectos una parte del aire pasa por un motor recíproco, con ciclo de alta presión, para suministrar gases motores a la turbina.

Un dibujo imaginario.

M. A. Millar, Jefe de la Sección Técnica de Dibujo de la revista "Flight", ha ideado un dibujo, que parcialmente figura en sección, de un avión imaginario propulsado por este sistema y que reproducimos a continuación.

El motor va instalado en el fuselaje de un pequeño

monoplano de ala baja, aun cuando pueden montarse instalaciones similares en las alas de aviones de mayor envergadura.

El aire se recoge de una región en la que reine alta presión, y es admitido en el fuselaje por una entrada circular y a continuación conducido al interior de un compresor. El aire comprimido pasa a una serie de cámaras de combustión, en las que se inyecta combustible líquido. Los gases de la combustión, con un exceso de aire, se expansionan en una turbina axial, que acciona al compresor principal. Pero sólo se absorbe en este trabajo parte de la energía de los gases, empleándose el resto para la propulsión como corriente de gran potencia que, finalmente, descarga por toberas en la cola del avión.

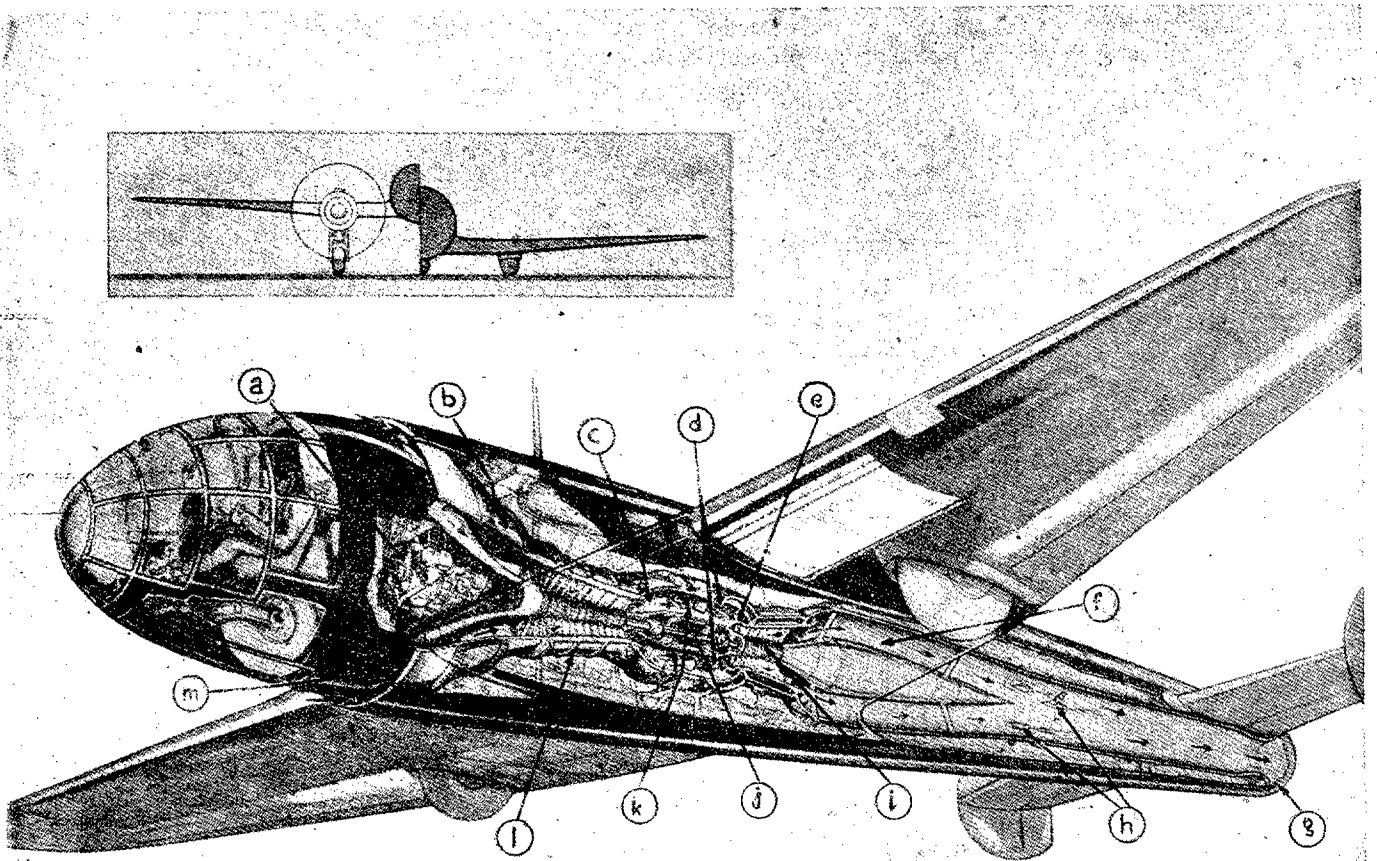
Durante marchas prolongadas el calor pudiera dar lugar a problemas en las cámaras de combustión y en la turbina. Las cámaras pueden ser de acero especial, de resistencia a las altas temperaturas o ir forradas con material refractario. La caja de la turbina, y si fuese necesario el árbol del rotor y el cubo, pueden ser refrigerados por líquido. En el dibujo se supone que se utiliza refrigeración por líquido para las cámaras de combustión y turbina. El calor desprendido no se pierde, sino que es aprovechado por el aire aspirado por el compresor, haciéndolo pasar por cámaras anulares de recuperación. Delante y en la parte superior lleva un depósito para el líquido de refrigeración. Todos los órganos auxiliares van agrupados convenientemente en la parte anterior del conducto de admisión. Un motor de cuatro cilindros sirve para la puesta en marcha, y durante los primeros momentos, utilizándose más tarde su potencia para accionar las bombas de gasolina, de refrigeración, dinamo y bombas hidráulicas.

El avión es muy bajo, como se indica en el dibujo de la parte superior, sobre todo si se le compara con las dimensiones de un aparato normal con motor de explosión y hélice. El tren de aterrizaje es de tipo triciclo, con la rueda anterior retráctil. El dibujo puede ser de utilidad a los que se interesen por este problema, al mismo tiempo que servirá para aclarar ideas de los que no se hayan dado perfecta cuenta de los diagramas anteriormente explicados.

Muchos de los datos que figuran en estos artículos han sido recogidos de los archivos y traducciones del Ministry Of Aircraft Production, de la Biblioteca Técnica de la Royal Aeronautical Society y de la revista alemana "Flugsport" de 1939.

Los tres artículos anteriores del mismo autor aparecieron en los números anteriores de nuestra Revista, que los toma de la popular revista inglesa "Flight".

MONOPLANO CON TERMO-PROPULSOR DEL FUTURO IDEADO POR LA REVISTA "FLIGHT"



En este dibujo se indican muchos de los dispositivos descritos en proyectos anteriores.

En el esquema del ángulo superior izquierdo del dibujo se comparan dos monoplanos de ala baja: uno con moto-propulsor y el otro con hélice.

- m) Entrada circular de aire.
- a) Motor de puesta en marcha y órganos auxiliares.
- b) Cámaras de intercambio de calor para refrigeración de la turbina.
- l) Compresor axial de aire.
- c) Colector anular de aire.
- K) Inyectores de gasolina.
- j) Arbol de mando del compresor por la turbina.
- d) Cámaras cilíndricas de combustión.
- e) Eyector anular de la turbina.
- i) Turbina axial.
- f) Tubo difusor anular.
- h) Inyectores auxiliares de gasolina.
- g) Eyector de descarga.