



otra parte, ofrecen todavía campo de experimentación a otras nuevas aplicaciones.

Esa obra de Juan de la Cierva es el fruto de un conjunto de condiciones personales excepcionales, entre las que destacan su infatigable tenacidad y su sólida formación técnica al servicio de una inventiva singular y de una fervorosa vocación aeronáutica.

A la hora en que el trabajo en equipo, exigido por la enorme complejidad de la moderna tecnología, tiende a desdibujar, en beneficio del grupo, los caracteres de la personalidad individual, destacan con mayor fuerza todavía figuras como la de Juan de la Cierva, para ejemplo y estímulo de las jóvenes generaciones de ingenieros.

\* \* \*

I. La revolución científica sin precedentes que vivimos en nuestra época, con sus logros y descubrimientos de cada día, ha llegado a agotar la capacidad de asombro de las gentes, desarrollando, además, en ellas una actitud de credulidad científica sin limitaciones, parecida a la de las sociedades primitivas ante las brujerías de sus magos, pero acompañada, por lo que a nosotros se refiere, del sentimiento de interinidad permanente que surge de modo inevitable al ver cómo quedan atrás rápidamente metas que hace muy poco tiempo parecían inalcanzables.

En esta estupenda aventura científica ha jugado un papel de protagonista destacado la Técnica Aeronáutica, por lo que no carece de fundamento la pretensión, expuesta en más de una ocasión, de que las futuras generaciones, al tratar de resumir el progreso de nuestro siglo, lo recuerden principalmente por haber proporcionado al hombre el dominio de los aires en su primera mitad, y el del espacio exterior a la Tierra, en la segunda, cuyo umbral acabamos de cruzar en estos años.

Debe reconocerse, en efecto, que pocas técnicas caracterizan el

progreso de nuestra época de modo tan claro como la Aeronáutica, con su natural proyección hacia la Astronáutica, y que pocas ofrecen también un ejemplo tan claro de la fecunda simbiosis entre el complejo de ciencias y tecnologías distintas que en ella convergen, haciéndola posible y recibiendo, a su vez, de ella nuevos estímulos que han hallado a menudo reflejo en sectores distantes de los propiamente aeronáuticos.

Entre todas esas ciencias destaca con más personalidad que ninguna la Aerodinámica, atemperando desde el primer momento el progreso de aquélla a sus propios avances e imponiendo severas limitaciones a las posibilidades de explotación de cualquier adelanto de las demás. Y así vemos, por ejemplo, que una gran parte del progreso realizado en el campo estructural tiene por finalidad "limpiar" aerodinámicamente el avión o aumentar su carga alar, con objeto, en ambos casos, de reducir la resistencia al avance, y que los resultados obtenidos en ese dominio no pueden explotarse hasta sus últimas consecuencias en tanto no se resuelve el problema aerodinámico fundamental de la hinersustentación, que permite aterrizar a velocidades aceptables. Análogamente, cuando más tarde hacen su aparición los nuevos sistemas de propulsión por reacción, surge desde el primer momento el problema aerodinámico de la "barrera del sonido", hoy plenamente superado, aparte de los que plantean los nuevos motores, como son, entre los propiamente aerodinámicos, los relativos a la aerodinámica de compresores, turbinas, tomas de aire y difusores, y de otros que aparecen en la frontera entre la Aerodinámica y la Química de la Combustión, dando lugar al desarrollo de una nueva ciencia aplicada, conocida generalmente con el nombre de la Aerotermodinámica, con problemas y métodos de trabajo propios, tales como, por ejemplo, los relativos a la estabilización de llamas en corrientes rápidas o a las oscilaciones de alta y baja frecuencia en quemadores, todos los cua-

les están siendo objeto de intensos estudios en los últimos años.

Y, finalmente, cuando vencidas estas dificultades se entra en los dominios del vuelo supersónico rápido, surge uno de los más graves obstáculos con la aparición de la "barrera del calor", que también constituye un problema fundamental en la tecnología de los nuevos ingenios dirigidos y en la recuperación de satélites y naves especiales.

Un expresivo resumen de esta gravitación constante de la Aerodinámica sobre la Técnica Aeronáutica, que condiciona las posibilidades del vuelo continuo, puede hallarse en la figura 1 (\*), en donde aparece el corredor en que aquél es posible, limitado, para cada altura de vuelo, en un extremo por la velocidad mínima por debajo de la cual el peso no puede quedar equilibrado por la resultante de la fuerza centrífuga y de la sustentación aerodinámica, y en el otro, por la velocidad máxima por encima de la cual resultan prohibitivos los efectos de la barrera del calor. Cuando los recientes ingenios propulsados por grandes motores-cohetes han cubierto ya sobradamente todo el campo de alturas y velocidades representado en la figura, aparece en su verdadera magnitud la pequeñez de la zona rayada del corredor, que corresponde al dominio alcanzado por aeronaves propulsadas con motores de reacción que necesitan el aire para su funcionamiento.

II. El objeto de esta conferencia es precisamente revisar en sus líneas generales el desarrollo de la Aerodinámica en este primer medio siglo de su existencia, especialmente en los últimos años, haciéndolo no desde el punto de vista de los espectaculares resultados obtenidos en la resolución de los problemas que han ido planteándose

(\*) J. F. MORRIS: "Physico-chemical reactions during nozzle flow". AGARD, 1959. Dado el carácter general de esta conferencia, no se cita otra bibliografía que la obligada para indicar la procedencia de algunas figuras.

al extenderse las fronteras del vuelo, cuestión sobre la que existe abundante información en numerosos trabajos de revisión, y concretamente en algunas de las conferencias norteamericanas de los hermanos WRIGHT y en otras similares de varios países, sino en cuanto a la índole misma de esos problemas, particularmente en relación con el cambio de condiciones del aire que resulta del vuelo a grandes alturas o velocidades.

La figura 2 muestra el campo de alturas y velocidades que ha de abarcar el estudio de la Aerodinámica moderna para cubrir el espectro completo de condiciones de funcionamiento que impone la Técnica Aeronáutica actual. Casi todo ese dominio se ha abierto en los últimos años, a raíz de la segunda guerra mundial, merced a los nuevos sistemas de propulsión, como puede verse en el sector rayado, que corresponde a la zona de la Aerodinámica clásica de anteguerra, es decir, la de los treinta primeros años de la Aviación. Esta Aerodinámica clásica se desarrolló de un modo sorprendente en torno a dos ideas fundamentales, base de todo su progreso ulterior: la de la "circulación aerodinámica", esencial en el estudio de los problemas de sustentación, que a partir de los perfiles se extendió rápidamente, primero a las alas, de éstas a las hélices y de aquí a los compresores y turbinas; y la idea de la "capa límite", igualmente esencial para el estudio de los problemas de rozamiento aerodinámico, es decir, para la mayor parte de los problemas de resistencia, sobre todo en aviones modernos, y para otros muchos de presión, como los que se refieren al desprendimiento de la corriente y a la "entrada en pérdida". El aerodinámico que estudió estas cuestiones no necesitaba conocer más propiedades del aire que su presión, densidad y viscosidad, y su formación correspondía, en esencia, a la de un Ingeniero Mecánico o, si se quiere, a la de un Físico clásico, por lo que respecta a la aplicación de ciertos métodos matemáticos, como los de integración y propiedades de cier-

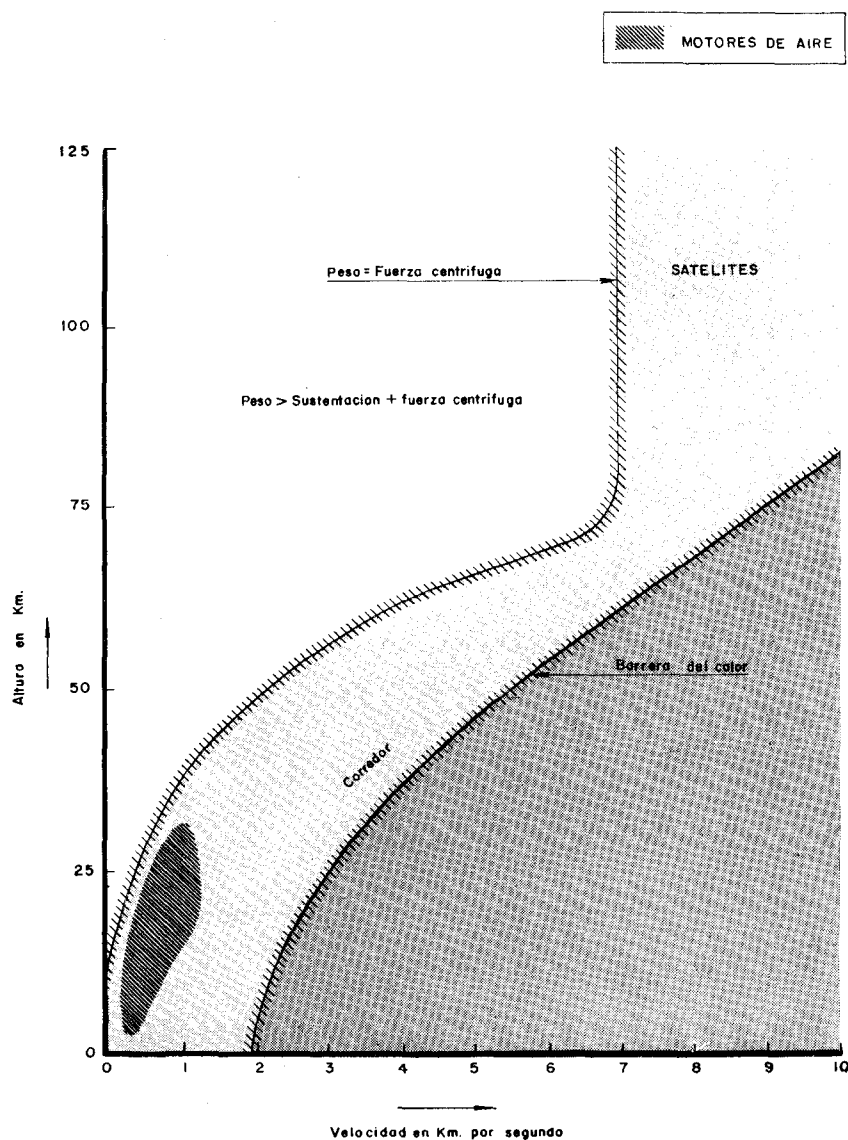


Fig. 1. - Corredor del vuelo continuo.

tas ecuaciones diferenciales clásicas, con condiciones de contorno nuevas.

En el aspecto experimental, el instrumento natural de trabajo de esta Aerodinámica fué y sigue siendo el túnel aerodinámico clásico, que reproduce en el laboratorio las condiciones de vuelo a escala natural o reducida, y cuyos resultados se interpretan y traducen conforme a las leyes de Semejanza Física. Análogamente, los instrumentos de medición empleados, balanzas, anemómetros, etc., corresponden al dominio de la Me-

cánica, del que no se sale en ningún caso, incluso cuando los avances logrados obligan a una diversificación de los túneles para fines especiales, tales como los de dos dimensiones, de baja turbulencia, de barrena, de vuelo libre, etc.

La validez de tales estudios exigía que se cumplieran dos condiciones que limitaban su campo de aplicación, las cuales se daban sobradamente para las alturas y velocidades de vuelo de aquella época. Tales condiciones eran que el aire pudiera considerarse como un "medio" continuo y que sus

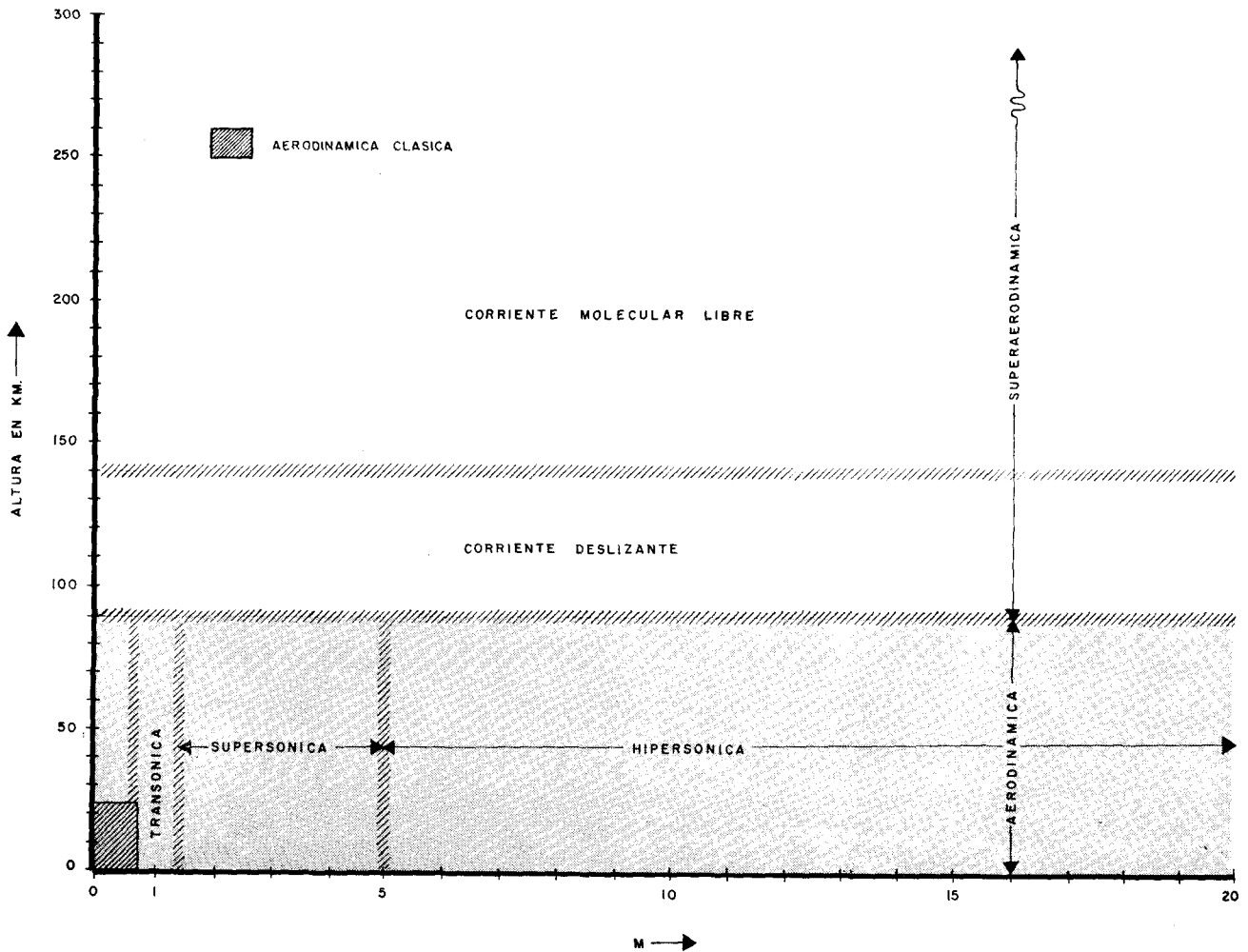


Fig. 2.—Desarrollo de la Aerodinámica.

variaciones de densidad fueran muy pequeñas.

Lo primero quiere decir que el camino medio recorrido por una partícula del aire entre dos choques consecutivos con las restantes, es decir, lo que en Teoría Cinética de Gases se llama su "camino libre medio", debe ser muy pequeña con respecto a la longitud característica del movimiento, la cual, como puso de manifiesto TSIEN, debe ser, en este caso, el espesor de la capa límite. Es evidente que esto ocurre sobradamente así en las capas inferiores de la atmósfera, donde aquélla es del orden de  $10^{-6}$  centímetros al nivel del mar, pero crece a causa del enrarecimiento al aumentar la altura, alcanzándose una zona, hacia los 90 Km., en

que es necesario tomar en cuenta la constitución "discreta" del aire. La rama de la Aerodinámica que se ocupa de estas cuestiones fué bautizada por ZAHM, en los Estados Unidos, el año 1934, con el nombre espectacular de "Superaerodinámica", distinguiéndose en ella dos zonas distintas, según que el camino libre medio sea del mismo orden de magnitud que la longitud característica del cuerpo que se mueve a través del aire, o mucho mayor que ella. La primera, que es la que tiene mayor interés aerodinámico y cuyo estudio ofrece mayores dificultades, es la que en teoría cinética corresponde a las corrientes deslizantes, en donde el gas se comporta, en los fenómenos de rozamiento, como si deslizase

sobre la superficie del obstáculo y como si hubiese un salto de temperatura entre ambos en los de conducción del calor, en lugar de existir la continuidad característica de las condiciones clásicas. La segunda corresponde a la corriente molecular libre, caracterizada porque la probabilidad de choque de una partícula con el obstáculo es mucho mayor que la del choque con otra partícula, por lo que el problema se reduce a estudiar la estadística de tales impactos de las partículas individuales, excluyendo su mutua interacción. La mayor dificultad la ofrece el estudio de la velocidad de la partícula después del choque. Para nuestro propósito este caso tiene menor interés que el de las corrientes deslizantes, por-

que las reacciones aerodinámicas son muy pequeñas y sólo deben tomarse en cuenta cuando actúan durante mucho tiempo, como ocurre, por ejemplo, en el retorno de satélites artificiales.

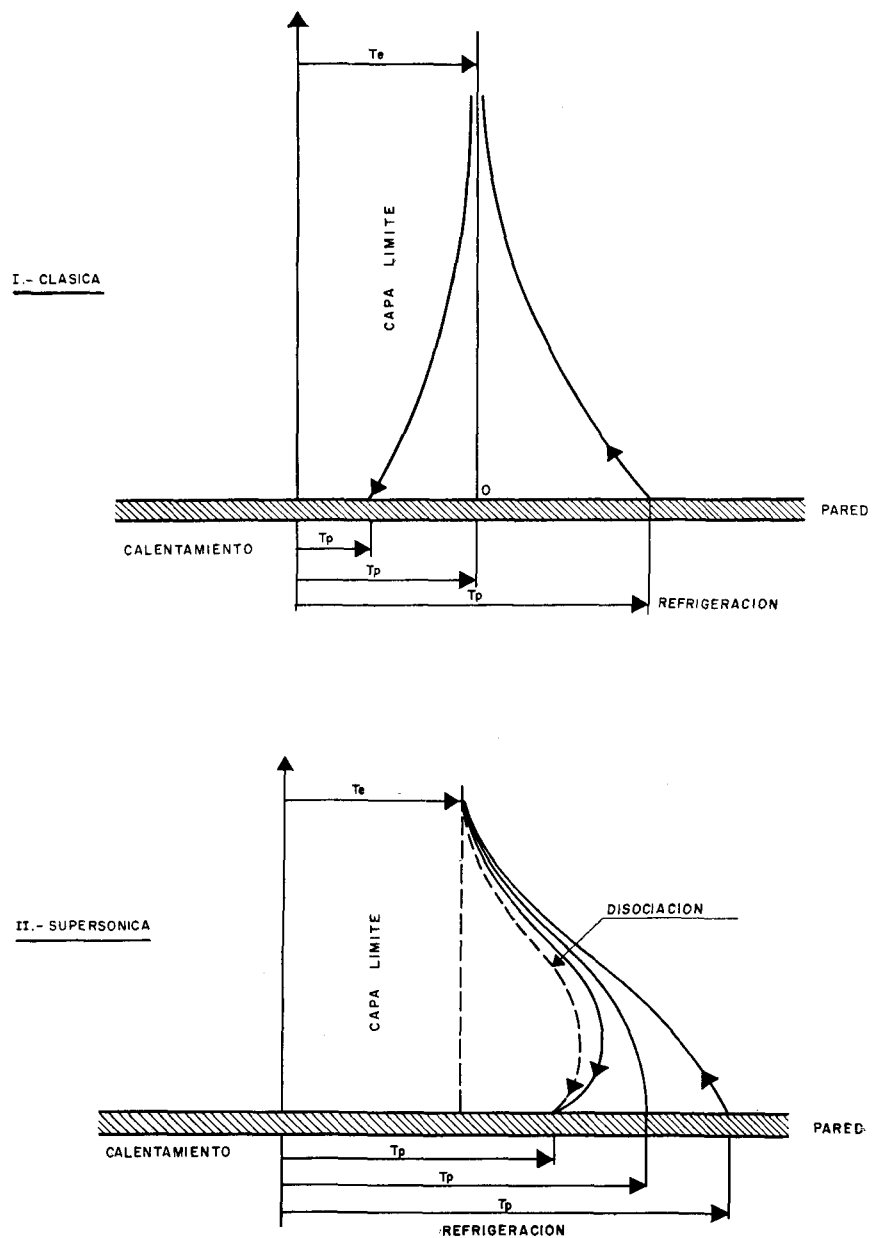
Por otra parte, debe señalarse que hay problemas especiales en que el estudio de tales condiciones de funcionamiento es importante, como, por ejemplo, para conocer las desviaciones que por tales efectos se producen en los instrumentos aerodinámicos de medición, tales como en los anemómetros, en los que estos regímenes se alcanzan a menores alturas a causa de su menor tamaño, o en el borde de una placa en algunos túneles aerodinámicos hipersónicos, por el enrarecimiento que debe producirse para alcanzar la velocidad de ensayo.

III. Volviendo nuevamente al campo de la Aerodinámica propiamente dicha, es decir, donde el aire puede considerarse como un medio continuo, en ella, al aumentar la velocidad se distinguen, como es sabido, tres regiones distintas, con problemas y métodos de tratamiento teórico y experimental distintos. La zona transónica de la "barrera del sonido", ya mencionada, en la que hacen su aparición las "ondas de choque", y cuyo estudio, tanto teórico como experimental, es sumamente difícil. Por ejemplo, en el campo experimental, hasta que hace muy pocos años el NACA hoy NASA, desarrolló el célebre túnel transónico de paredes perforadas en la cámara de ensayos, se careció de un instrumento de laboratorio adecuado, pues los túneles convencionales no servían para este caso, por mucho que se aumentase su potencia, a causa del efecto de "bloqueo", que impedía realizar ensayos a velocidades muy próximas a la del sonido. Superada esta zona transónica, se entra en el dominio supersónico, cuyo fenómeno dominante, al menos en su zona inferior, es la "resistencia de onda". A este régimen han podido extenderse con gran éxito, en los últimos años, tanto los métodos teóricos de la Aerodinámica clásica para el estudio de

los campos de presión que producen la sustentación y la resistencia de onda y de los fenómenos de rozamiento, como los experimentales, mediante el empleo de los "túneles aerodinámicos supersónicos" con principios de funcionamiento e instrumentos de medición análogos a los clásicos, a los que han venido a sumarse sistemas de observación óptica de gran utilidad,

fundados en las rápidas variaciones de densidad a través de las ondas de choque y en su influencia en el índice de refracción del aire. Así se han puesto a punto los métodos de las sombras, estrioscópicos e interferométricos, cuyas observaciones permiten, además, en muchos casos, mediciones cuantitativas deducidas de la información fotográfica.

Fig. 3. - Transporte de calor en la capa límite.



Por otra parte, para analizar algunos fenómenos de este régimen ha sido necesario tomar en consideración la influencia de las grandes variaciones que pueden producirse en el estado termodinámico del aire; por ejemplo, a través de las ondas de choque o en la capa límite, por lo que la ciencia que se ocupa de estas cuestiones ha sido llamada "Aerotermodinámica".

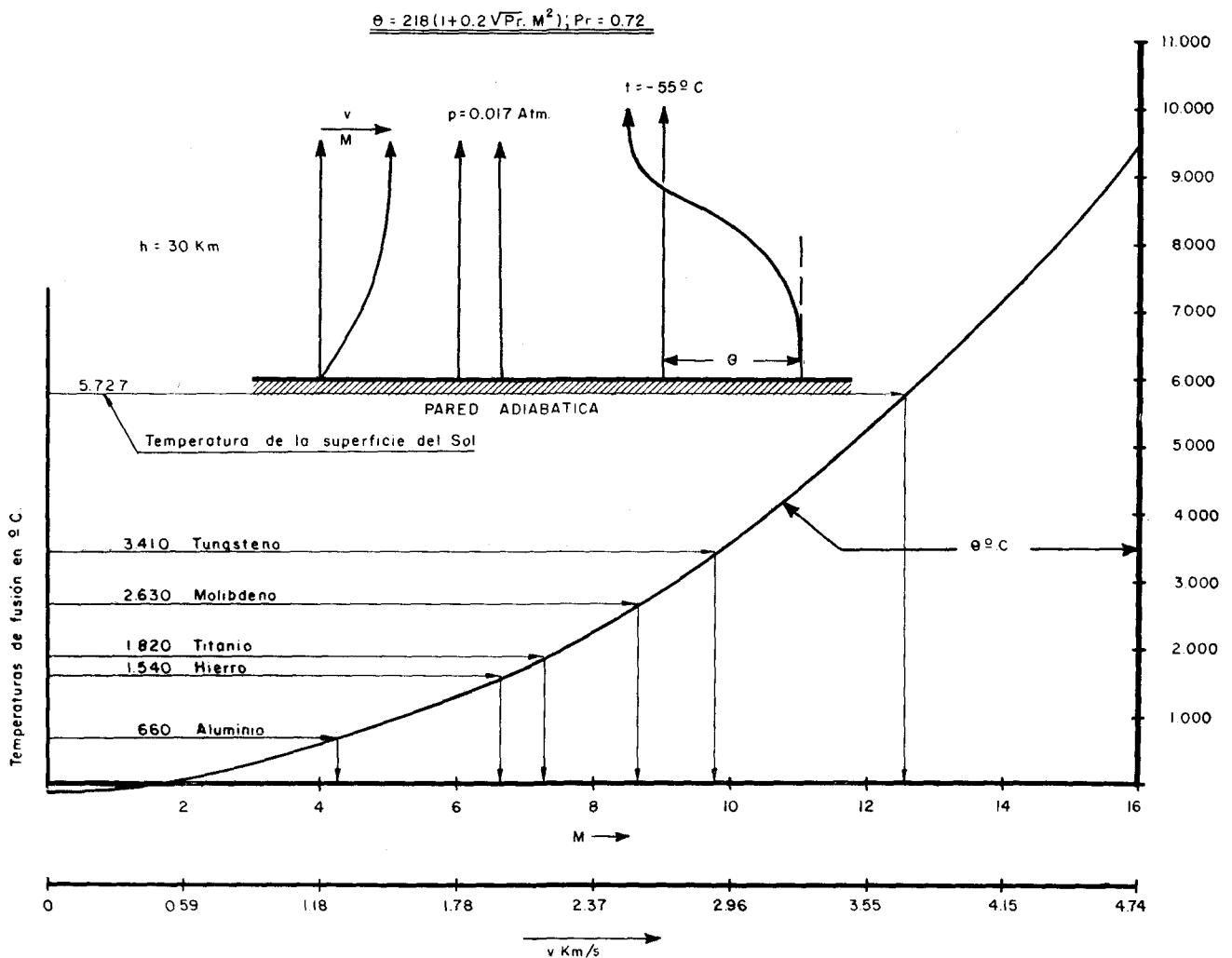
Un ejemplo de tales fenómenos es el transporte de calor entre el aire y una superficie que se traslada a través de él, como la de un proyectil o la de un avión supersónico. El fenómeno aparece ilustrado en la figura 3, donde frente al simple problema clásico del calentamiento o refrigeración de la pared, según que su temperatura

sea menor o mayor que la del aire, aparece ahora la complicación introducida por el calentamiento que produce el rozamiento del aire con la pared, el cual, a grandes velocidades, puede llegar a ser muy elevado, y entonces la temperatura de comparación para saber si la pared se enfriará o no, ya no es la del aire exterior, sino otra mayor, llamada "temperatura de recuperación", cuyo valor depende de la velocidad de movimiento. Esto da origen a la "barrera del calor" y al mismo tiempo produce una interferencia entre estos efectos térmicos y los mecánicos de rozamiento, característica de la Aerotermodinámica, distorsionando el perfil de velocidades en la capa límite y, como consecuencia de ello y de las

variaciones del coeficiente de viscosidad con la temperatura, alterando la resistencia de rozamiento.

Vemos, pues, que para el estudio de estos fenómenos o de los que producen las ondas de choque no basta ya con el conocimiento de la presión y densidad del aire, sino que es preciso tomar en consideración también las variaciones de temperatura y la forma en que dependen de ellas las funciones termodinámicas, tales como la entalpía, cuyos cambios miden los de la energía cinética del aire en muchos casos, o la entropía, cuyas variaciones se relacionan con la formación de torbellinos, así como los coeficientes de viscosidad y conductividad térmica, cuyos valores

Fig. 4.—Temperatura de una pared adiabática.



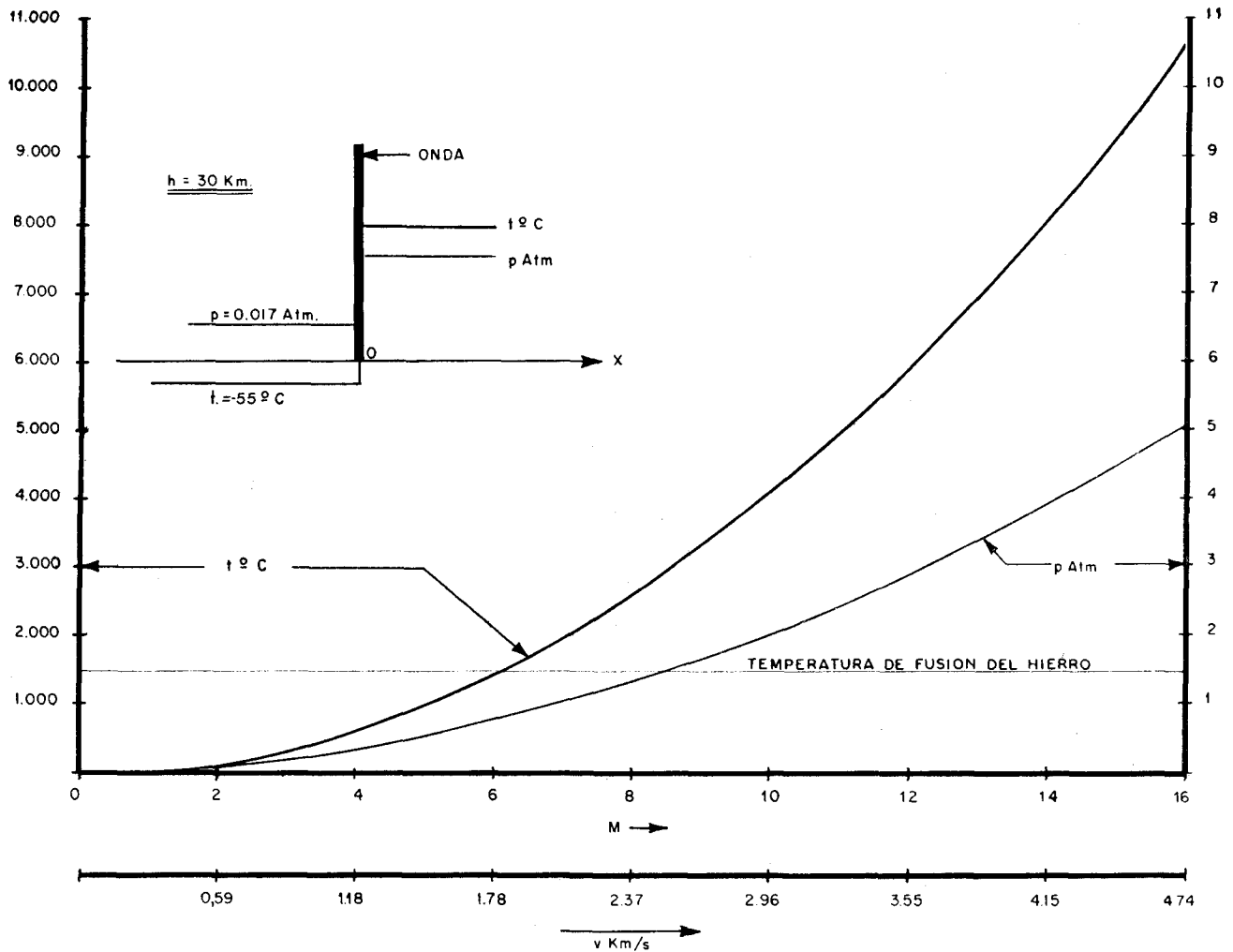


Fig. 5.— Saltos de presión y temperatura a través de una onda de choque normal, en un gas ideal.

pueden oscilar entre límites muy grandes.

Resulta así que la formación mecánica característica del aerodinámico clásico ha de suplementarse aquí con un conocimiento suficiente de la Termodinámica del aire y de sus aplicaciones a estos problemas, cuyo estudio constituye, como ya se ha dicho, el objeto propio de la Aerotermodinámica.

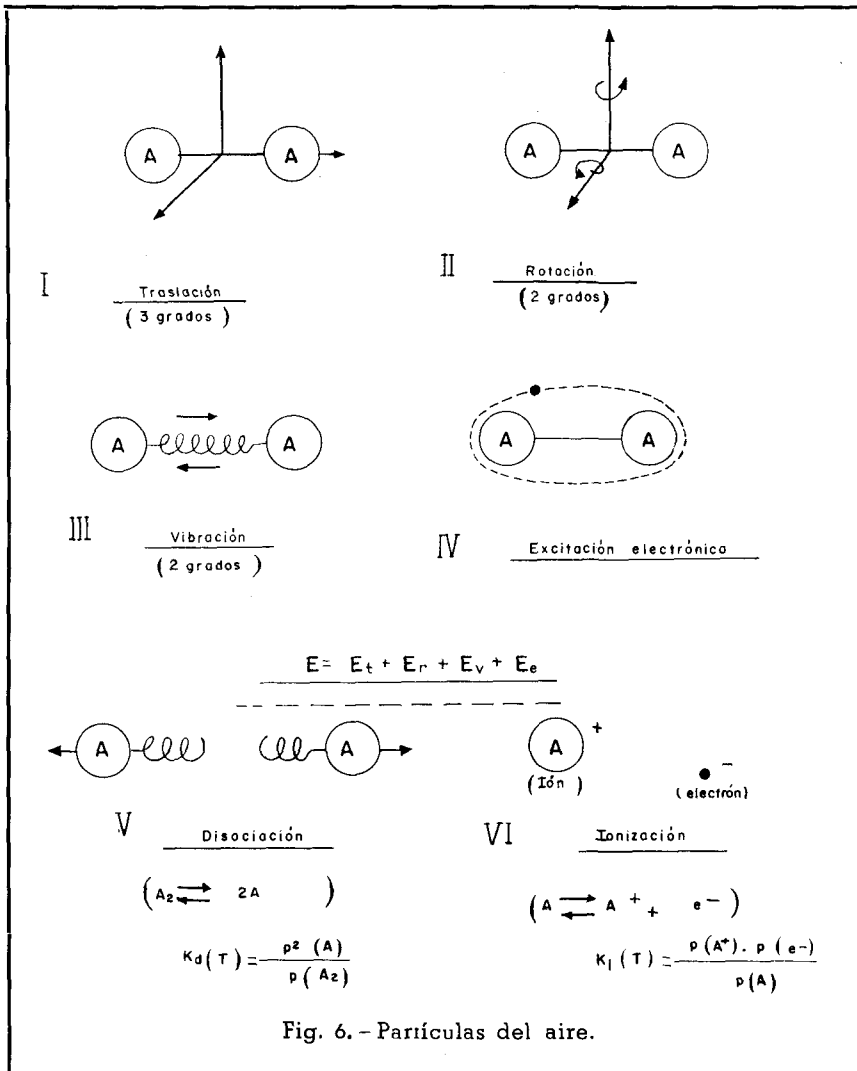
IV. Pudiera imaginarse que, una vez en este dominio supersónico, las cosas se mantendrían sensiblemente iguales cualquiera que fuese la velocidad; pero no ocurre así, como vamos a ver en seguida, porque hacen su aparición nuevos fenómenos que, junto a los métodos propios de trabajo de esta zona supersónica rápida, definen una

nueva región llamada habitualmente "hipersónica".

En efecto, a título de ejemplo, para ilustrar lo que ocurre, la figura 4 muestra la temperatura de una pared adiabática, es decir, de una pared en equilibrio térmico con la corriente de aire que desliza junto a ella para diversas velocidades. Dicha temperatura ha sido calculada a una altura de 30.000 metros, suponiendo que el aire se comporta como un gas perfecto con una relación constante de calores específicos igual a 1,4. En ella se ve cómo la temperatura de la pared crece rápidamente, aproximándose a los 10.000° C. para una velocidad igual a 16 veces la del sonido, nivel que lógicamente no puede alcanzarse, porque no

hay material que lo resista, ya que casi duplica la temperatura de la superficie del sol, indicada en la figura, donde también se han incluido las temperaturas de fusión de varios metales, desde el aluminio al tungsteno, así como los números de Mach correspondientes, los cuales se aproximan a 4 para el primero y a 10 para el segundo; es decir, son relativamente pequeños, lo que da una buena medida de la magnitud del problema que plantea la aparición de esta "barrera térmica".

Análogamente, la figura 5 muestra la temperatura y la presión que se alcanzan detrás de una onda de choque normal, a la misma altura de vuelo, para diversas velocidades, y en ella se ve que la relación



de presiones a través de la onda llega a ser de varios centenares para los números de Mach más altos, y que la temperatura detrás de la onda es del mismo orden de magnitud que la de una pared adabática.

V. Vemos, pues que uno de los fenómenos más característicos de este régimen hipersónico, y desde luego el más importante, frente al cual pierde interés el de la resistencia, es que en él se alcanzan temperaturas muy elevadas, bien sea a causa del rozamiento del aire o bien sea debido a la formación de las ondas de choque. Como consecuencia de esto ocurre que en este régimen se alcanzan estados del aire que van desde presiones muy pequeñas en las grandes alturas, de una centé-

sima de atmósfera o menores, hasta varios cientos de atmósferas detrás de las ondas de choque al nivel del suelo, y desde la temperatura ambiente, o algo menor, hasta muchos miles de grados en la superficie de los obstáculos o detrás de las ondas de choque. Por consiguiente, la primera cuestión que se plantea es la del conocimiento del estado termodinámico del aire y sus propiedades en tales condiciones.

Volviendo, pues, al estudio de su estructura molecular, como se hizo al tratar de la superaerodinámica, lo que interesa ahora, en primer lugar, es ver la forma en que las moléculas del aire, es decir, de sus componentes, pueden almacenar energía, puesto que la temperatura es una medida de ella. Esto

aparece resumido en la figura 6 para una molécula biatómica, de átomos iguales, como son las del oxígeno o nitrógeno. En ella se ve que la energía se almacena en la molécula en cuatro formas distintas y, hasta cierto punto, independientes: energía cinética de traslación de su centro de gravedad, con tres grados de libertad; energía cinética de rotación, con dos grados de libertad, correspondientes a los giros alrededor de dos ejes perpendiculares entre sí y al de la molécula, puesto que el momento de inercia de este último es prácticamente nulo y, por consiguiente, no puede almacenarse energía en él; energía cinética de vibración en el modo en que la molécula puede oscilar, es decir, por aproximación y separación de los átomos que la forman con respecto a su distancia de equilibrio, con dos grados de libertad correspondientes a las energías potencial y cinética, y, finalmente, energía de excitación electrónica en los niveles que muestre el espectro de la molécula.

La Mecánica Estadística enseña la forma y proporción en que dicha energía se distribuye entre los diversos grados de libertad de la molécula, que en las condiciones típicas de la Aerodinámica clásica o de la supersónica inferior, se reducen esencialmente a los tres de traslación y a los dos de rotación, lo que hace que la aproximación de suponer el calor específico constante aparezca justificada y permita importantes simplificaciones en el tratamiento analítico de los problemas. Pero a medida que se eleva la temperatura, por alcanzarse velocidades mayores, entran en juego los grados de libertad internos de la molécula, es decir, los de vibración y excitación electrónica, y es necesario tomar en consideración su influencia, con la consiguiente complicación de las funciones termodinámicas.

Por otra parte no se detienen ahí las cosas, porque a temperaturas mayores, como las que corresponden al régimen hipersónico estudiado, una proporción creciente de moléculas se disocia en sus átomos, como muestra la figura 6,



y más tarde todavía, éstos se ionizan, por desprendimiento de electrones, y los fenómenos aerodinámicos se producen en un medio muy distinto del clásico gas ideal que hasta aquí había servido de modelo. Las alteraciones que pueden producir estos fenómenos son enormes, y un primer ejemplo de ellas se tiene al tomarlos en cuenta en el cálculo de la temperatura que se produce detrás de una onda de choque normal, y compararla con la que correspondería al gas ideal de la figura 5.

El resultado se da en la figura 7, para las condiciones correspondientes a una altura de 36 Km., y en él se ve que los efectos de disociación se inician hacia un número de Mach de 4, reduciendo a partir de él la temperatura producida por la onda de choque con respecto a la del gas no disociado, puesto que una parte cada vez mayor de la energía aplicada se emplea en

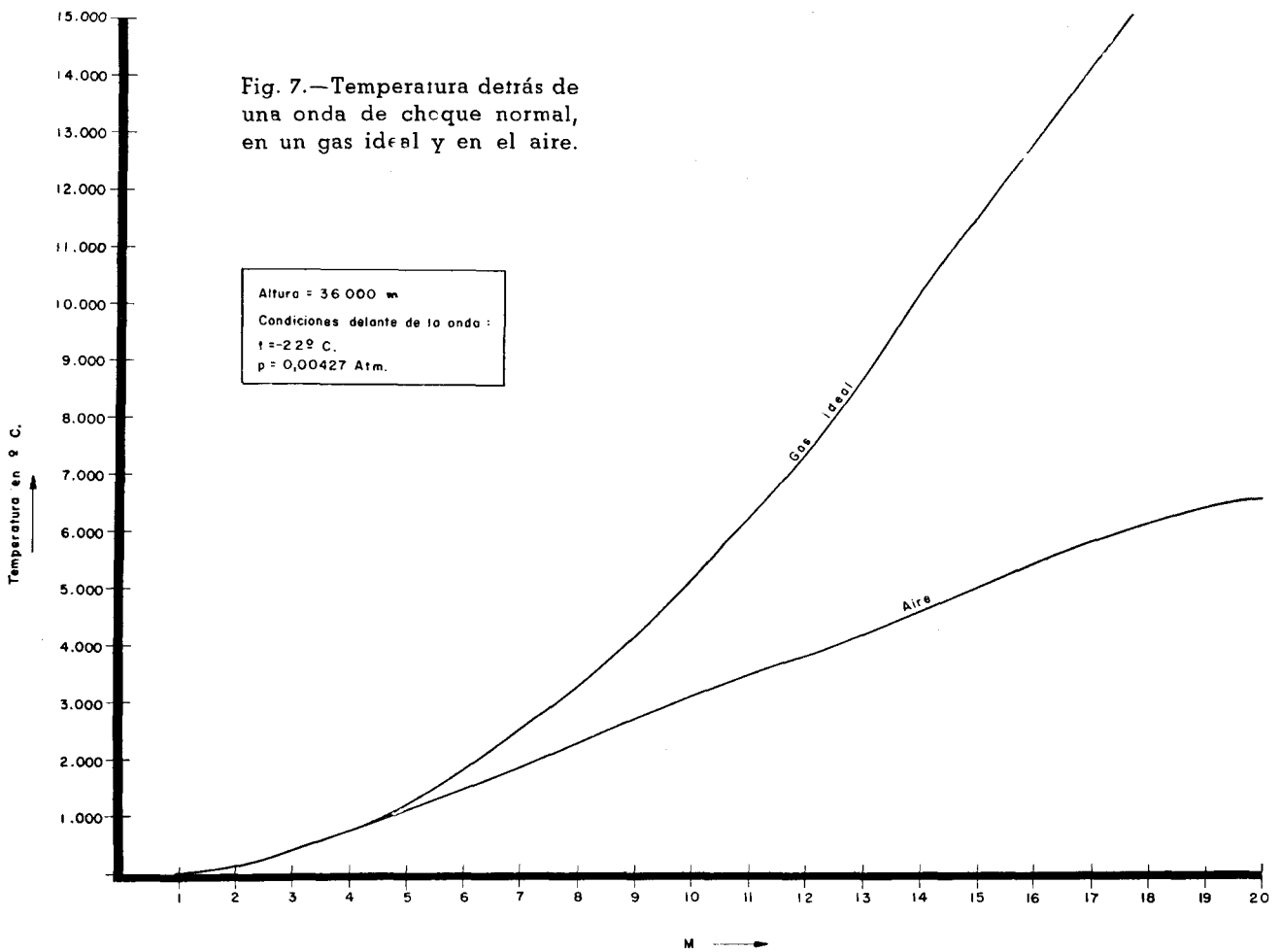
producir la disociación. De la importancia de este efecto da una medida, por ejemplo, el que a un número de Mach de 14, dicha temperatura quede reducida a la mitad.

Para tener una idea de la forma en que estos fenómenos afectan a la función termodinámica de mayor interés aerodinámico, es decir, a la entalpía, en la figura 8 se representa ésta, para varias temperaturas, referida a la que correspondería a un gas no disociado, para tres presiones que cubren aproximadamente el intervalo de interés (\*). Así, por ejemplo, se ve que a la presión de una atmósfera y a la temperatura de 5.000° K que se alcanzaría en el aire disociado detrás de una onda de choque normal a un número de Mach de 15, la entalpía de éste es el doble de

(\*) F. HANSEN: "Approximations for the thermodynamic and transport properties of high-temperatures air". NACA, T.N. núm. 4150 (1958). Id. para las figuras 9 a 12.

la del gas no disociado, lo que se explica, como ya se ha dicho, por la energía de disociación. Los dos escalones que aparecen en estas curvas corresponden, respectivamente, a la disociación del oxígeno, el primero, y a la del nitrógeno el segundo, pues ambos se disocian escalonadamente, completándose sensiblemente la del primero antes de iniciarse la del segundo. Posteriormente, los átomos de uno y otro se ionizan progresivamente, como hemos visto.

Esto aparece reflejado en la figura 9, que muestra las cuatro regiones en que queda dividido el aire, según su presión y temperatura: una primera, normal; una segunda de disociación del oxígeno, en donde el nitrógeno está en estado molecular; una tercera en que el oxígeno está totalmente disociado y el nitrógeno tan sólo parcialmente; y una cuarta de ionización progresiva de ambos.



Por lo que respecta a la influencia de tales fenómenos en los coeficientes de viscosidad y conductividad térmica, cuya importancia se ha puesto antes de manifiesto en el estudio de los fenómenos de rozamiento y calentamiento que tienen lugar en la capa límite, en las figuras 10 y 11 se dan uno y otro para diversas presiones y temperaturas, referidos a los valores que se obtendrían en igualdad de condiciones si el gas no estuviese disociado ni ionizado. Como puede verse, las diferencias son enormes, especialmente por lo que res-

Fig. 8.—Relación entre la entalpía del aire y la de un gas ideal.

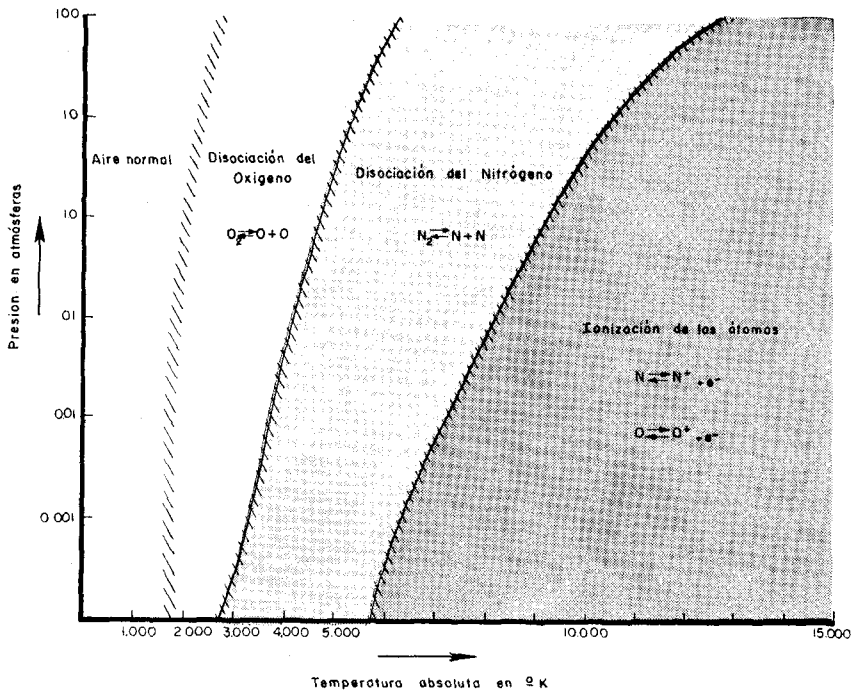
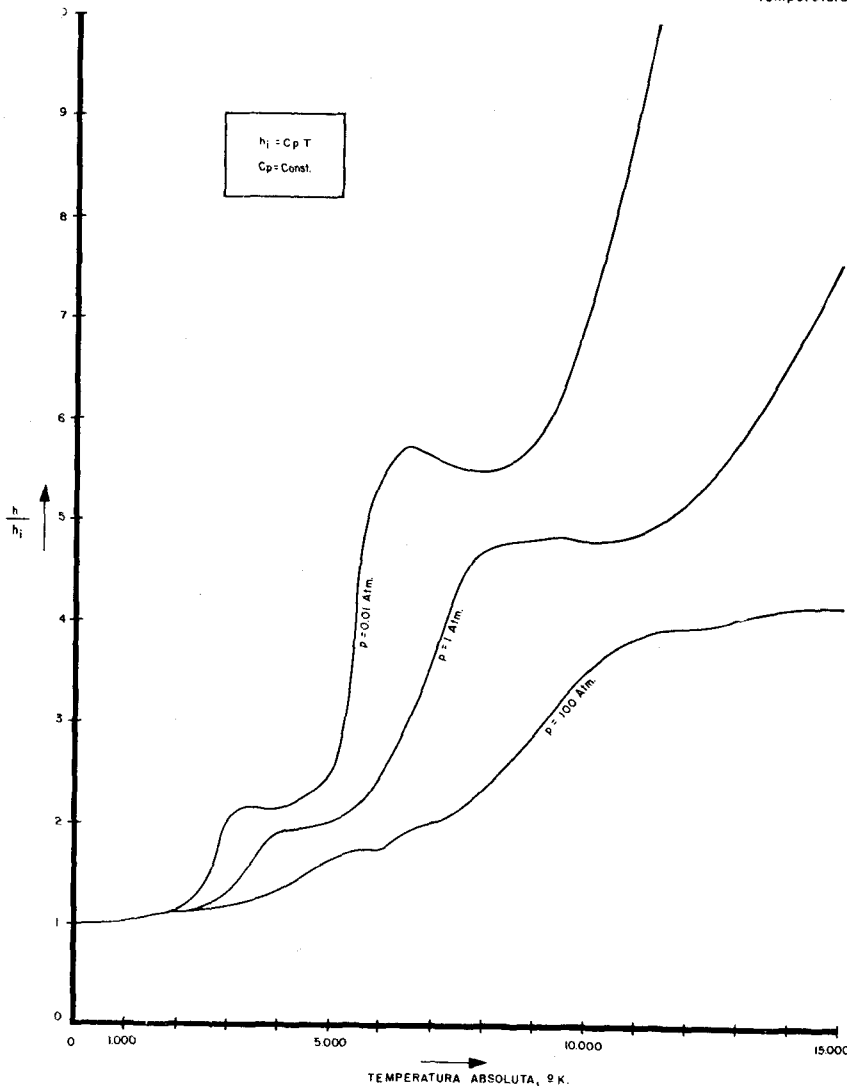


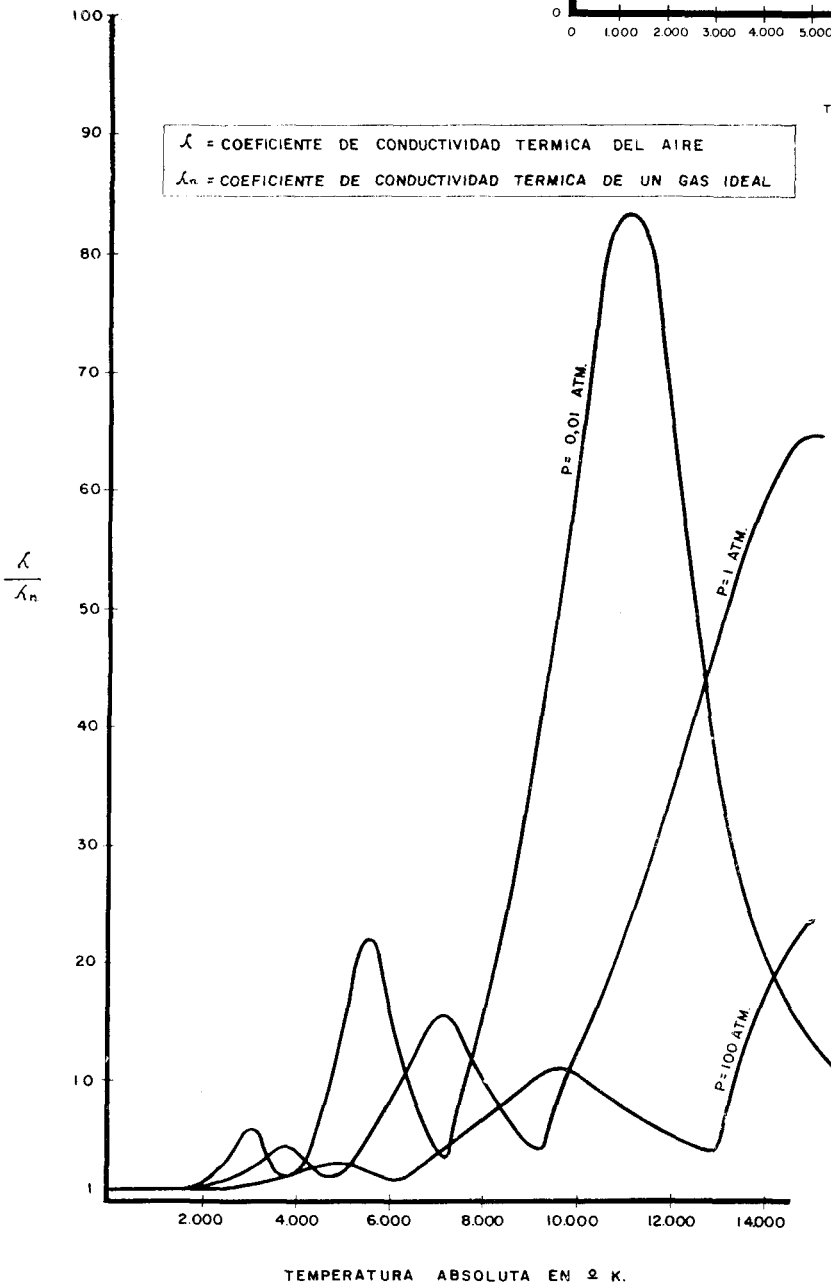
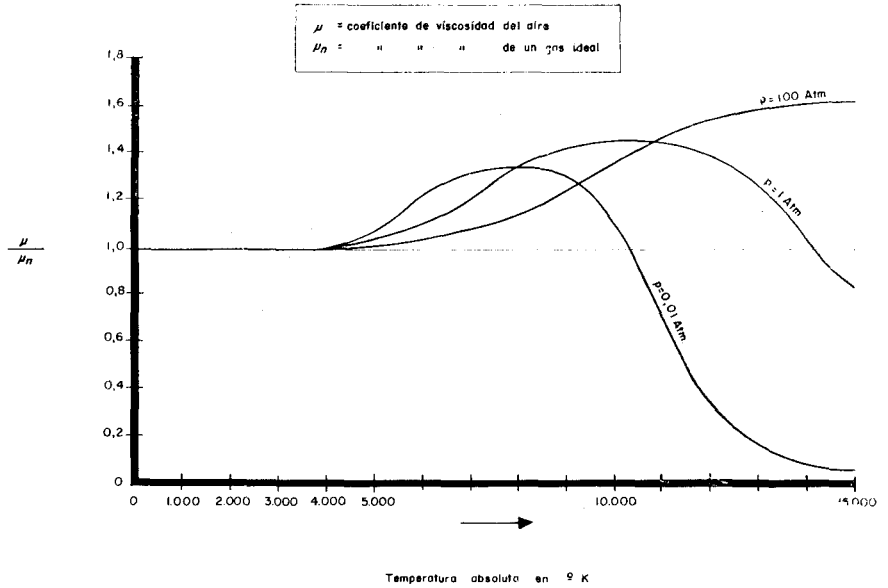
Fig. 9.—Composición del aire para diversas presiones y temperaturas.

pecta al coeficiente de conductividad térmica a presión reducida.

Otro ejemplo de estos efectos es la variación de la constante de la ecuación de estado del aire con la presión y la temperatura, la cual se representa en la figura 12, en donde puede verse cómo cambia muy rápidamente a partir de una temperatura del orden de los 2.500° K. Esta rápida variación es debida al cambio que produce la disociación en el peso molecular de la mezcla.

VI. Por otra parte, debe advertirse que los valores de las funciones y coeficientes que se dan en las figuras precedentes, para diversas presiones y temperaturas, corresponden a un estado de equilibrio termodinámico que no se alcanza instantáneamente, sino que requiere un cierto "tiempo de relajación". Este tiempo es necesario, tanto para la distribución de la energía entre los diversos grados de libertad de la molécula, en donde para cada grado de libertad está

Fig. 10.—Variación del coeficiente de viscosidad del aire en función de la presión y la temperatura.



determinado por el número de colisiones necesarias para alcanzar el equilibrio, número que es muy pequeño para las traslaciones, mayor para las rotaciones y muy grande para los grados internos, es decir, para las vibraciones y excitaciones electrónicas; como por lo que se refiere a la disociación e ionización, en donde el tiempo característico depende de la cinética del proceso y puede variar entre límites muy grandes, según las condiciones. Todo esto introduce un gran factor de complicación en el estudio de los problemas aerodinámicos modernos, al que se está consagrando un gran esfuerzo en la actualidad en muchos países.

Para el estudio de estos procesos ya no basta conocer las constantes de equilibrio, por ejemplo, de la disociación, cuestión relativamente sencilla, puesto que, según los casos, pueden medirse de acuerdo con técnicas establecidas o calcularse a partir de la información espectrográfica mediante las funciones de

Fig. 11.—Variación del coeficiente de conductividad térmica del aire en función de la presión y la temperatura.

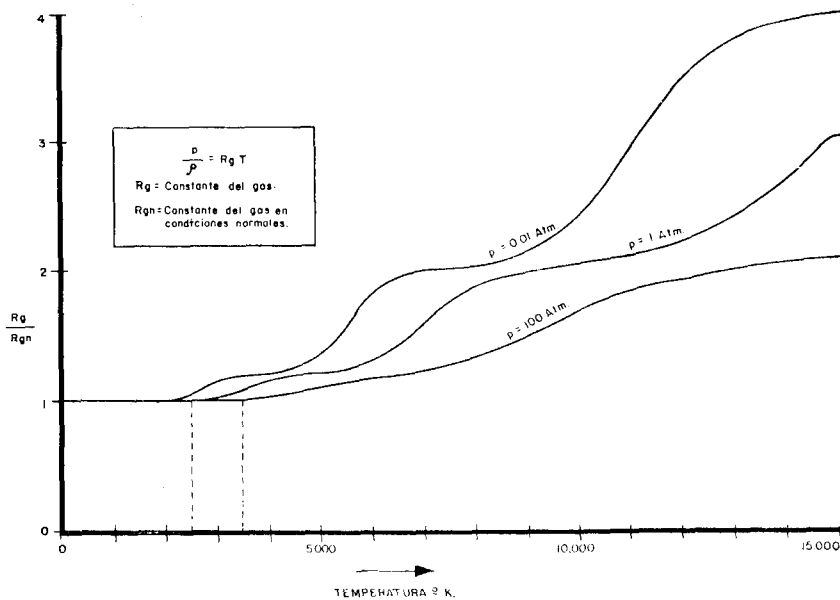


Fig. 12. — Variación de la constante del aire con la presión y la temperatura

distribución de la Mecánica Estadística.

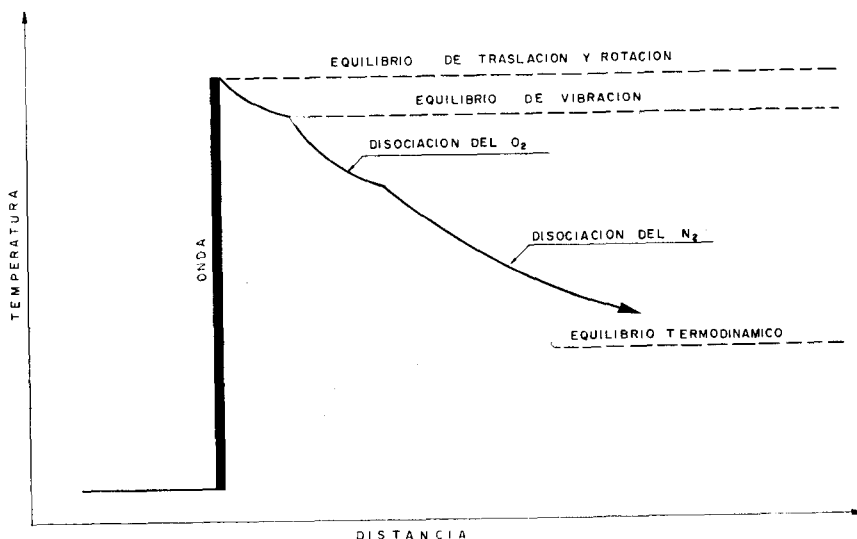
Por el contrario, en ellos es necesario conocer, además, la velocidad con que esta disociación se produce, de acuerdo con la ley de acción de masas, proceso sobre el que no se posee información suficiente en la actualidad, como suele ocurrir en otros muchos fenómenos de Cinética, y en donde ni las técnicas experimentales proporcionan directamente los datos que se precisan, como ocurre en el estudio del equilibrio, ni la Teoría de las velocidades de reacción absolutas puede prestar todavía la misma ayuda de la Mecánica Estadística.

La figura 13 muestra los efectos de relajación detrás de una onda de choque y los puntos correspondientes al equilibrio termodinámico de los diversos grados de libertad y de los procesos de disociación, debiendo advertirse que según los casos puede ocurrir que ese equilibrio final se alcance a una distancia de la onda insignificante con respecto a la longitud característica del fenómeno aerodinámico en estudio, o a una distancia muchísimo mayor que ella, como demuestran los pocos e incompletos estudios realizados hasta el momento.

Generalmente, en un caso concreto, el estado real se halla comprendido entre los dos casos límites que corresponden, respectivamente, al equilibrio final y a la "congelación" de los procesos lentos, por lo que al comparar uno y otro se obtienen estimaciones por defecto y por exceso, entre las que se halla comprendida la solución, lo que da una medida de la posible influencia de tales efectos, aun cuando a menudo éstos son tan importantes, que no basta con ello y se requiere un estudio más aproximado. Sobre esta cuestión volveremos más tarde, al estudiar un ejemplo concreto, tomado de la combustión.

Aparte de este fenómeno de la onda de choque, el otro en que juega un importante papel la disociación es el de la transmisión de calor a través de una capa límite.

Fig. 13. — Temperatura detrás de una onda de choque normal.



Aquí entra en juego otro nuevo factor que es la difusión de los átomos a través de las moléculas, hacia la superficie de la pared, y el resultado depende, además, de que ésta sea o no catalítica para la recombinación de los átomos, pues en el primer caso acelera la formación de moléculas, con la consiguiente liberación de energía sobre la pared, lo que tiende a anular el beneficioso efecto de reducción de la temperatura producida por la disociación inicial.

Generalmente, los dos fenómenos estudiados, el de la onda de choque y el de la transmisión de calor a la pared, aparecen asociados, como ocurre, por ejemplo, en el caso del retorno de un proyectil o satélite del espacio exterior a la atmósfera densa, que se ilustra en la figura 14, para un número de Mach relativamente pequeño (del orden de 6), lo que se ha hecho con objeto de que la onda de choque aparezca suficientemente diferenciada del obstáculo. La resolución del problema implica, en primer lugar, la determinación de la forma de la onda de choque desprendida y del correspondiente campo de presiones alrededor del proyectil, cuestión en la que se han hecho grandes progresos en los últimos años, a partir de la solución llamada de Newton para el régimen hipersónico. Por otra parte, detrás de la onda se produce, como hemos visto, una gran elevación de temperatura, acompañada de la disociación y, eventualmente, de la ionización del aire. El estado detrás de la onda es conocido, y a partir de él y del campo de presiones sobre el obstáculo, puede calcularse, mediante la adecuada extensión de la teoría de la capa límite, el calor transmitido al proyectil en cada punto y la temperatura que se alcanza en cada momento. Estas son tan elevadas, que exigen el empleo de proas redondeadas, como la de la figura, porque es en ellas donde se dan las condiciones de funcionamiento más severas, lo que proporciona un buen ejemplo de cómo el efecto térmico priva aquí sobre los de resistencia.

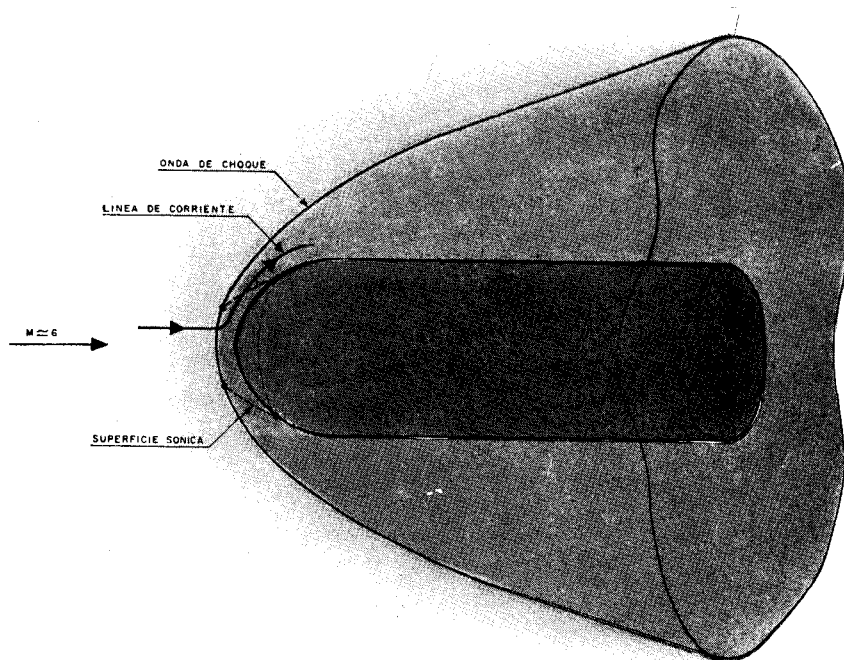


Fig 14.—Corriente hipersónica alrededor de un obstáculo

Vemos, pues, que el régimen hipersónico conduce al desarrollo de una Aerodinámica nueva de gases disociados, que está actualmente en sus comienzos, y cuyo estudio exige del aerodinámico una formación termodinámica y físico-química muy diferentes de la que precisaba el aerodinámico clásico, e incluso de la que corresponde al régimen supersónico inferior.

VII. Es indudable que la reproducción en el laboratorio de condiciones de funcionamiento tan extremas ha tenido que tropezar con enormes dificultades cuya resolución ha exigido el empleo de nuevas técnicas experimentales. La primera de tales dificultades estriba, naturalmente, en conseguir el salto de presiones necesario para alcanzar corrientes de gran velocidad, particularmente porque, como es sabido, la recuperación de presión en los tramos de deceleración del movimiento se efectúa generalmente con rendimientos muy bajos, particularmente en corrientes supersónicas y en el momento del arranque, en que no pueden utilizarse las ventajas de los difusores. La figura 15 ilustra este problema, mediante el salto mínimo de presiones necesario para arrancar un

túnel supersónico, para diversos valores del número de Mach. En ella puede verse que para duplicar éste es necesario multiplicar por diez el salto de presiones, por lo que para operar en el régimen hipersónico no puede pensarse en el empleo de compresores axiales, debiendo recurrirse a otros procedimientos.

De éstos, uno de los más generalizados es el empleo de los túneles aerodinámicos de soplado, intermitentes o continuos, cuyo principio de funcionamiento se muestra en la figura 16. Un depósito de aire a gran presión, por ejemplo, de 200 atm., descarga en la atmósfera libre a través de una tobera de forma adecuada para alcanzar el régimen hipersónico, en la que se intercala la cámara de ensayos con el modelo. La presión se consigue mediante una batería de compresores y el funcionamiento suele ser intermitente, arrancándose al abrir una *válvula* automática de accionamiento muy rápido. La duración del ensayo está limitada por la capacidad del depósito de alta presión y suele variar entre algunos segundos, tiempo generalmente suficiente, excepto para determinados experimentos, y algu-

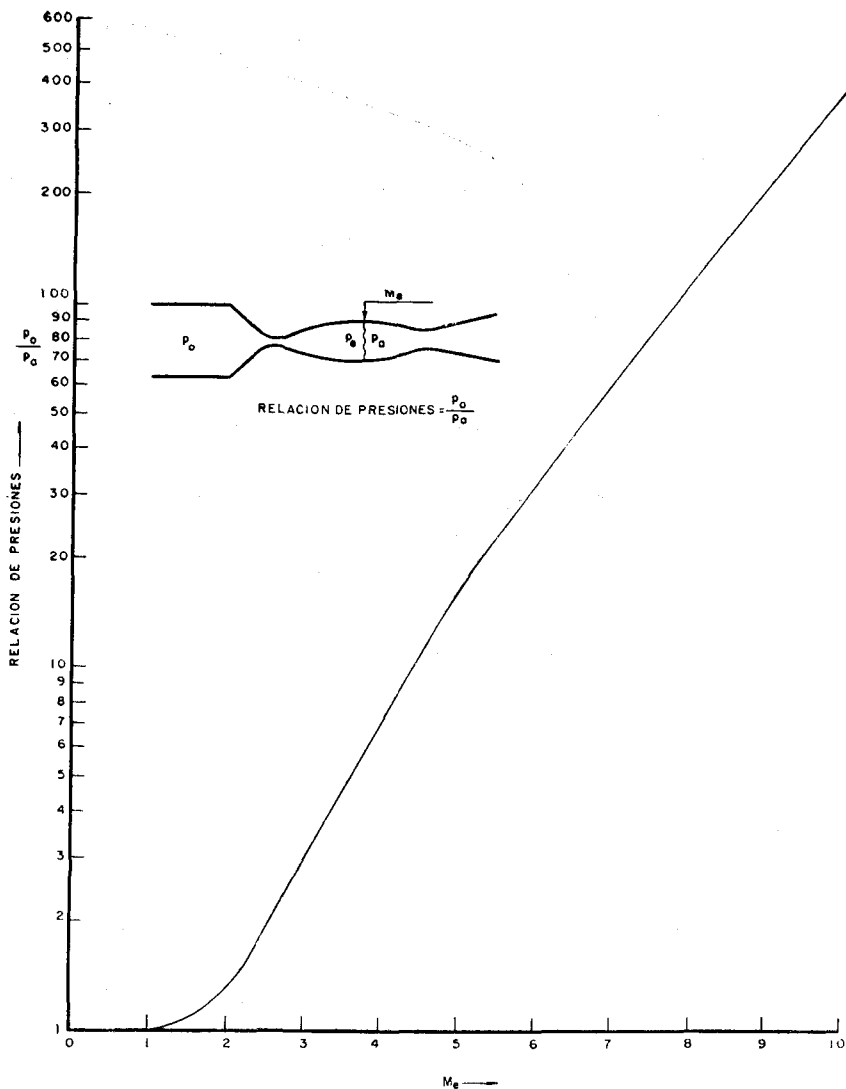


Fig. 15.—Relación de presiones necesaria para arrancar un túnel aerodinámico supersónico.

nos minutos, existiendo también túneles de esta clase, de funcionamiento continuo. El INTA está instalando precisamente un túnel de este tipo, de funcionamiento intermitente.

Una limitación de esta clase de instalaciones, que impide ensayar con número de Mach muy altos, resulta, precisamente, de la condensación del aire en la cámara de ensayos, la cual se produce a causa del enorme descenso de temperatura originado por la expansión que se necesita para alcanzar tales velocidades.

Por otra parte, en estas condiciones resulta imposible reproducir las elevadas temperaturas que, como hemos visto, se alcanzan en régimen hipersónico detrás de las ondas de choque o en las superficies de los obstáculos, lo que impide estudiar con estos túneles algunos de los fenómenos más importantes. Pudiera pensarse que la solución estriba en calentar el aire del depósito, y efectivamente así se hace para prevenir los fenómenos de condensación, pero el recurso no sirve para estudios térmicos del régimen hipersónico, pues las temperaturas a que habría de calentarse el aire en el depósito son tan altas que no hay material capaz de resistirlas. La figura 17 muestra el valor de dichas temperaturas para alcanzar la de la estratosfera en la cámara de ensayos, para diversos valores del número de Mach. Se ve, por ejemplo, que para un valor de 10 se necesitaría que el aire estuviese en el depósito a más de cinco mil grados absolutos.

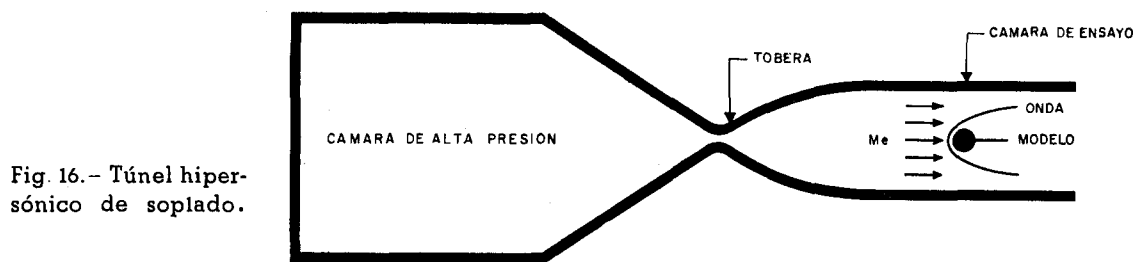


Fig. 16.—Túnel hipersónico de soplado.

Otro recurso, empleado por la NASA y con el que se han alcanzado números de Mach mucho mayores, en condiciones de temperatura y presión análogas a las reales, consiste en disparar el modelo como un proyectil a través del aire y fotografiar su trayectoria y las características de la corriente en sucesivas estaciones. La figura 18 muestra una curiosa fotografía obtenida en este túnel balístico, en la que pueden apreciarse nítidamente el sistema de ondas de choque y algunas zonas de movimiento turbulento. El modelo se dispara protegido por un casquillo de plástico, que se rompe y desprende bajo la acción del aire, cuyos fragmentos se ven también en la fotografía.

Un método de ensayo más extendido que el anterior consiste en el empleo de los llamados tubos de choque, cuyo principio de funcionamiento se ilustra en la figura 19. Un diafragma separa en él una cámara llena de aire u otros gases a alta presión, o de una mezcla explosiva, de otra cámara de gran longitud llena de aire a baja presión, en cuyo extremo opuesto se sitúa la cámara de ensayos con el modelo. Para efectuar el experimento se destruye el diafragma por algún procedimiento, originándose una onda de choque en el punto de separación de ambas cámaras, la cual se propaga hacia la cámara de ensayos con la velocidad supersónica que corresponde a su intensidad, que puede regularse a voluntad, graduando la relación inicial de presiones entre ambas cámaras. Detrás de la onda de choque existe una corriente uniforme de aire, supersónica, que sigue a aquélla y que puede utilizarse como corriente de ensayo alrededor del modelo, según ilustra la figura. La duración de esta corriente, que suele ser de una pequeñísima fracción de segundo, es suficiente para el estudio de muchos fenómenos y permite el ensayo a elevadas temperaturas, puesto que se trata de una masa de aire inicialmente calentada por el paso de la onda de choque. Resulta así que en este tipo de en-

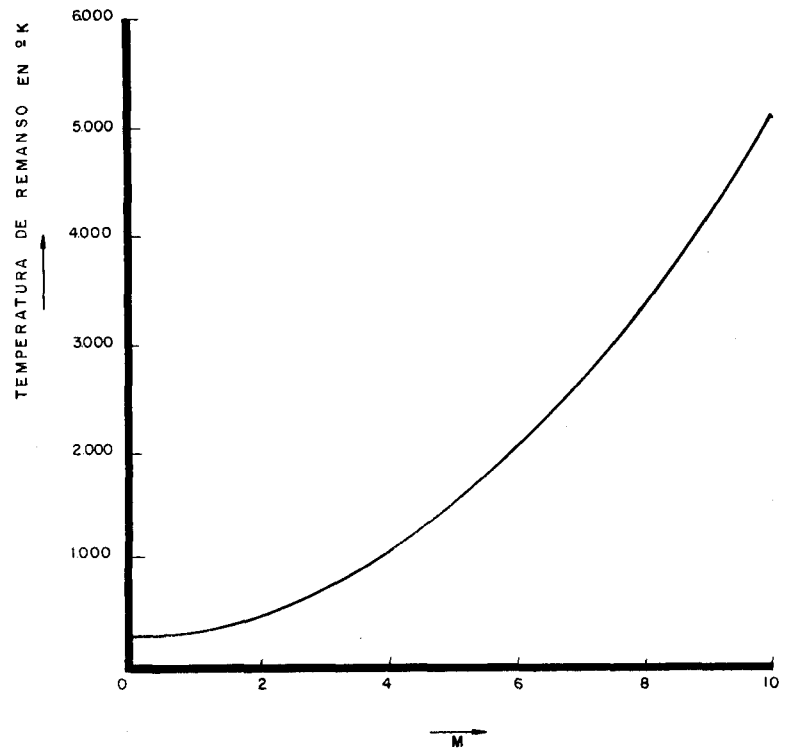
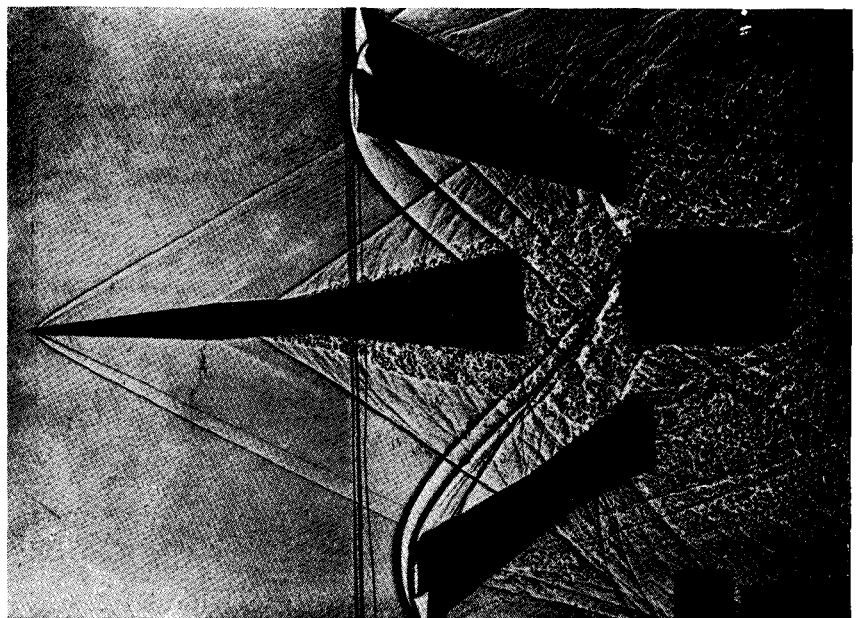


Fig. 17.—Temperatura de remanso necesaria para alcanzar en la cámara de ensayos la de 218° K.

Foto fig. 18.—Túnel balístico de la NASA. Fotografía de un modelo por el método de las sombras.



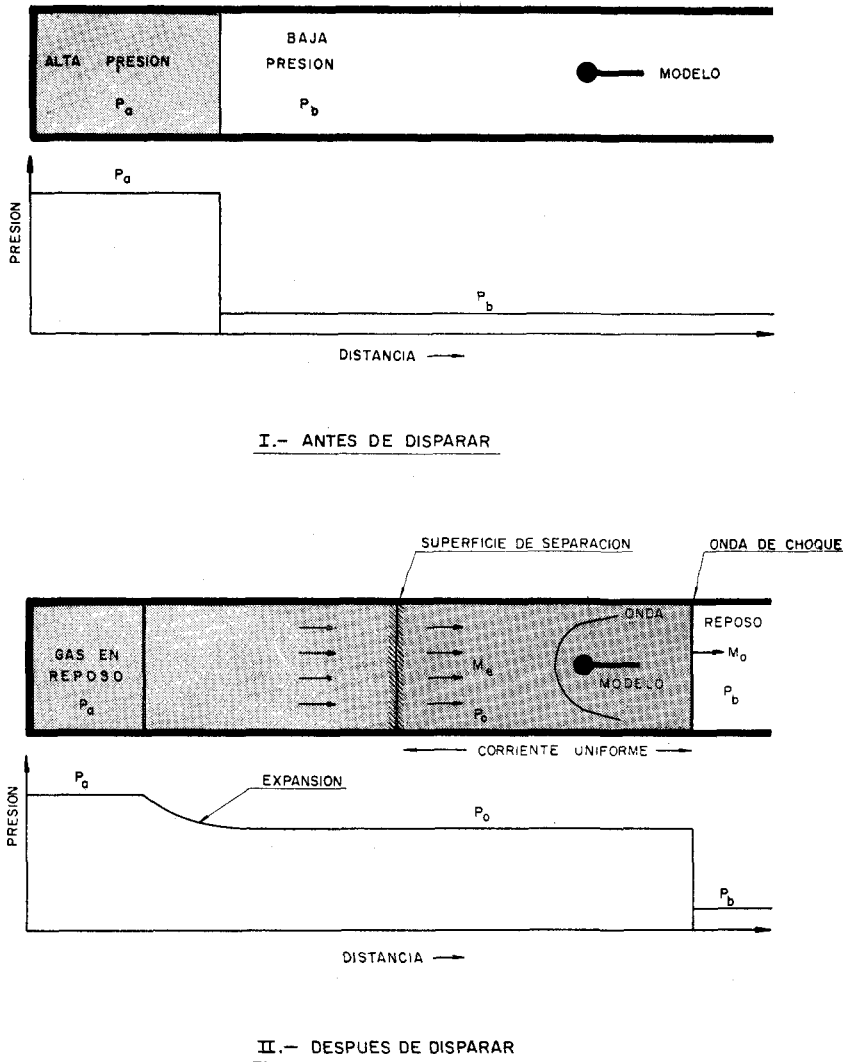


Fig. 19.—Tubo de choque.

sayo se opera con dos números de Mach: uno,  $M_o$ , generalmente alto, que es el que corresponde a la onda inicial; y otro,  $M_e$ , correspondiente a la corriente de arrastre detrás de la onda, que es el que cuenta en el ensayo alrededor del modelo. Este último es mucho menor que el anterior, pues aun cuando la velocidad de arrastre del aire detrás de la onda se aproxima a la de ésta, sin embargo, puesto que el aire está mucho más caliente, su velocidad del sonido es mayor y, por consiguiente, el número de Mach que la corresponde es mucho menor. La relación entre ambos números de Mach se muestra en la figura 20, para un gas ideal

con calor específico constante, en donde  $M_e$  tiene un límite máximo próximo a 2, y para el aire a dos presiones distintas, en donde se ve que pueden alcanzarse valores de  $M_e$  mucho mayores, especialmente a presiones reducidas, a causa del descenso de temperatura producido por la disociación.

Por otra parte, el sistema es susceptible de desarrollo para alcanzar números de Mach  $M_e$  mucho mayores, adaptando al tubo una tobera de expansión en la cámara de ensayos, análoga a la empleada en los túneles intermitentes, con lo que se combinan las ventajas de ambos sistemas.

Asimismo, el tubo de choque

sirve para el estudio de fenómenos como los de relajación antes citados, o de la cinética de algunos procesos físicoquímicos, en condiciones ventajosas, puesto que permite situar muy rápidamente una mezcla determinada en las condiciones uniformes de presión y temperatura que se desee estudiar y seguir su evolución posterior.

VIII. Volviendo por un momento a los problemas de la Aerotermodinámica a que antes se ha hecho alusión, la figura 21 ilustra uno de ellos, en que se combinan cuestiones de Aerodinámica y Combustión, que se influyen mutuamente. Se trata de estudiar las reacciones químicas que se producen en la tobera de expansión de un cohete y su influencia en las características de funcionamiento de éste. Suponiendo que la longitud de la cámara de combustión es suficiente para que en ella se alcance el equilibrio termodinámico de los productos de combustión, correspondiente a la presión  $p_c$  y a la temperatura  $T_c$  de la cámara, en la tobera de expansión cambian una y otra de modo continuo, por lo que dicho equilibrio debe desplazarse hacia el que corresponde, en cada punto, a los valores de  $T$  y  $p$  en él. Por otra parte, dichos cambios se producen muy rápidamente, y puesto que el desplazamiento del equilibrio exige un cierto tiempo para poder efectuarse, determinado por la cinética del proceso, no es seguro que el tiempo disponible sea suficiente, por lo que no puede garantizarse un equilibrio local en todos los puntos. Lo que sí es cierto, como se decía al hablar de las transformaciones detrás de una onda de choque, es que la solución deberá hallarse comprendida, en cada caso, entre la que corresponda a ese supuesto equilibrio local, y la que resulte de la "congelación" en el estado de la cámara, de todas las transformaciones químicas que resulten del desplazamiento del equilibrio, suponiendo que la expansión se realiza en un gas de composición constante. Ello significa que, por ejemplo, la distribución real de temperaturas de la tobera deberá hallarse comprendida



entre las dos curvas de la figura 21, en donde además se ve que la mayor es la correspondiente a la curva de equilibrio, como es lógico, puesto que ello quiere decir que se recombinan en la tobera, al descender la temperatura, las especies disociadas, liberando la energía de disociación, fenómeno que se traduce en un aumento del empuje del cohete, que puede llegar a ser considerable.

Puede dar una medida del interés de este problema, todavía muy necesitado de estudio teórico y experimental, el que, por ejemplo, una pérdida de un 1 por 100 en el empuje específico de un cohete balístico intercontinental, de 10.000 kilómetros de alcance, reduce éste en unos 700 Km., es decir, en un 7 por 100, lo que pone de manifiesto la sensibilidad de esta variable y la enorme precisión de proyecto que se requiere en este tipo de problemas.

La figura 22 (\*) muestra otro ejemplo análogo en un estatorreactor hipersónico. En ella se da la composición de los productos de combustión en el aire de un combustible típico, para dos temperaturas muy diferentes, con objeto de poner de manifiesto la influencia de la disociación a las temperaturas más altas que se alcanzan a los grandes números de Mach de vuelo. En ella se incluye también la pérdida de empuje de la expansión "congelada", como en el caso del cohete, con respecto a la del equilibrio termodinámico, para diversos números de Mach. La influencia de éste se debe a las mayores temperaturas que alcanzan los productos de combustión a grandes velocidades, como consecuencia del calentamiento previo del aire, producido por la compresión dinámica. En esta figura se ve, por ejemplo, que a un número de Mach de 8, la expansión congelada reduce el

empuje en más de un 50 por 100.

IX. Hemos visto que en el régimen hipersónico superior se alcanzan temperaturas en que el aire se ioniza. Esto significa que el aire, que en su estado natural es un fuerte aislador, se hace conductor, como en un arco voltaico, y, por consiguiente, se plantean problemas de interferencia entre los efectos mecánicos del movimiento del gas y los producidos por la acción de campos magnéticos o eléctricos. El estudio de estos fenómenos corresponde a una ciencia surgida de la Mecánica de Flúidos y de la Electrodinámica, sobre cuya denominación no existe acuerdo completo hasta el momento, pues si bien es cierto que se la ha venido llamando durante algún tiempo Magnetohidrodinámica, parecen más adecuados los nombres de Magnetogasdinámica, que han propuesto algunos, o, mejor todavía, el de

Magnetofluidomecánica, propuesto por VON KÁRMÁN, que es el más general e incluye a todos ellos. Los fenómenos básicos diferenciales de esta ciencia con respecto a la Aerodinámica, tomada en el sentido hasta aquí expuesto, consisten en la aparición de una fuerza másica que es la producida por la acción del campo magnético sobre la corriente eléctrica que circula en el gas, fuerza que además, contrariamente a lo que ocurre con la de la gravedad, única disponible hasta ahora y que carecía de interés en los procesos aerodinámicos, se puede variar a voluntad para acelerar o frenar el movimiento del gas, y en la que una fuerza electromotriz, inducida por el campo magnético en el gas conductor en movimiento. Por lo demás, la Magnetohidrodinámica ni es una ciencia tan reciente como algunas otras ramas de la Aerodinámica, puesto que ya

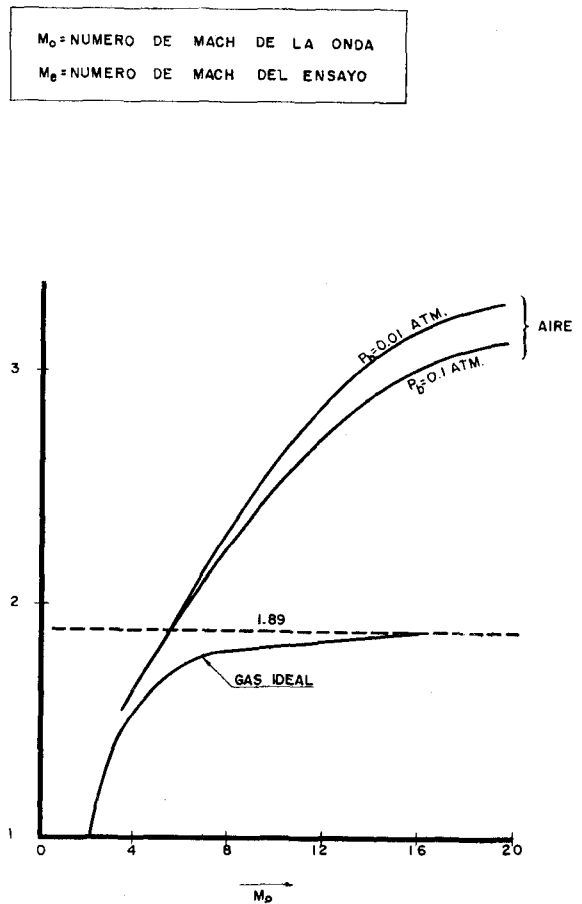
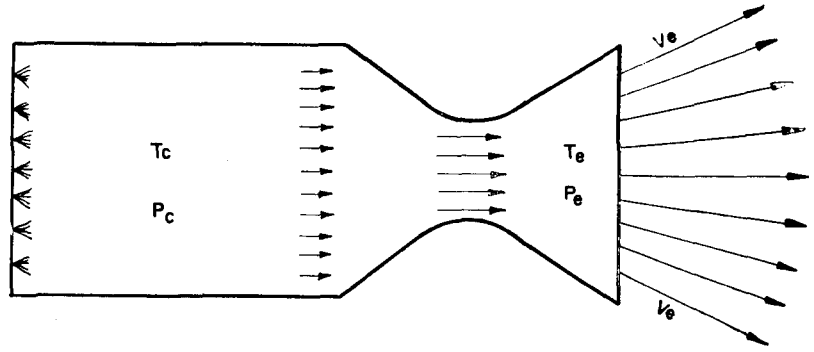


Fig. 20. - Condiciones del ensayo en un tubo de choque.

(\*) E. PERCHONOK: "Performance evaluation of ramjet propellants". AGARD, 1958.

Fig. 21.—Efecto de las reacciones en la tobera de un cohete.



se trabaja en el estudio de algunos de sus fenómenos antes de la segunda guerra mundial, ni su exclusivo o principal interés corresponde a la técnica aeronáutica, puesto que tiene gran importancia también, y seguramente mayor, para la Astrofísica y para la Energía Nuclear. Tampoco se tienen hasta el momento ideas suficientemente precisas acerca de sus posibles aplicaciones en Aeronáutica, aun cuando ofrece indudables posibilidades

COMPOSICION DE LOS PRODUCTOS DE COMBUSTION	
1 <sup>a</sup> - $T_c = 1,500^{\circ}K$	Productos: $N_2 ; H_2O ; CO_2$
2 <sup>a</sup> - $T_c = 5,000^{\circ}K$	Productos: $N_2 ; H_2 ; O_2 ; CO ; NO ; H ; O ; N ; HO$

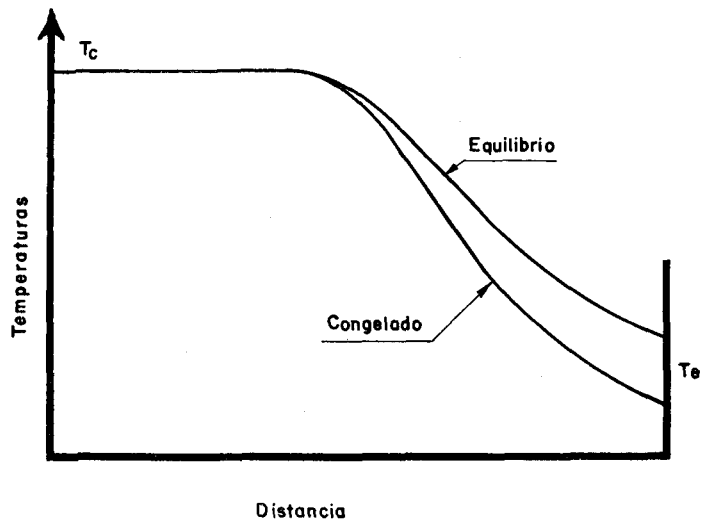
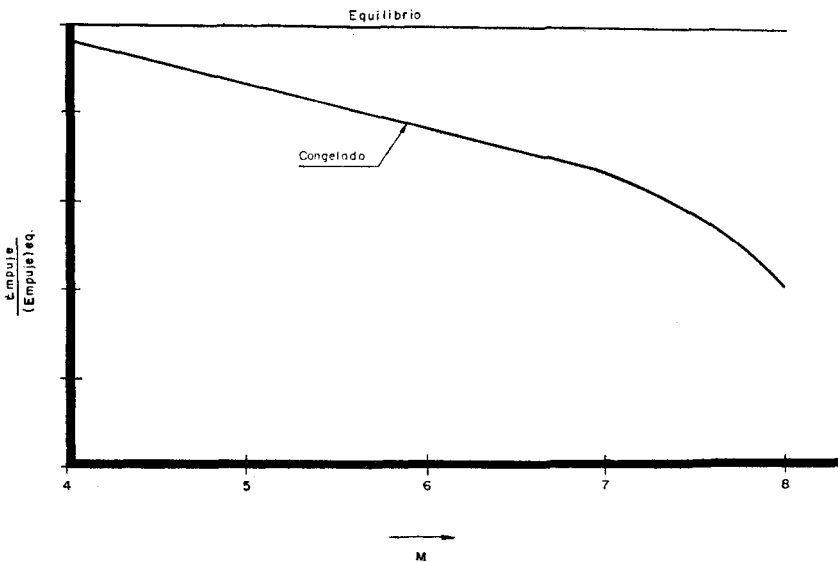


Fig. 22 —Pérdida de empuje en un estatorreactor hipersónico, producida por la congelación de las reacciones en la expansión.



de utilización en muchos casos, tanto en el campo de la propulsión como, por ejemplo, para decelerar los proyectiles o ingenios en su retorno a la atmósfera densa, o para mitigar algunos de los efectos térmicos y de rozamiento que, como hemos visto, constituyen graves dificultades en el régimen hipersónico. Todo lo cual justifica el considerable esfuerzo de investigación, principalmente de carácter básico y exploratorio, que vienen realizando algunos países en estos últimos años, para avanzar en el conocimiento de esta complicada ciencia, cuya aplicación práctica exigirá la previa resolución de difíciles problemas de carácter tecnológico.