

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 617 754**

51 Int. Cl.:

**B64C 30/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **10.10.2007 PCT/US2007/021624**

87 Fecha y número de publicación internacional: **04.09.2008 WO08105847**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.10.2007 E 07873759 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **14.12.2016 EP 2084061**

54 Título: **Motor a reacción de una aeronave supersónica**

30 Prioridad:

**12.10.2006 US 851841 P**  
**13.10.2006 US 851630 P**  
**13.10.2006 US 851403 P**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**19.06.2017**

73 Titular/es:

**AERION CORPORATION (100.0%)**  
**1325 AIRMOTIVE WAY, SUITE 370**  
**RENO, NV 89502, US**

72 Inventor/es:

**CHASE, JAMES, D. y**  
**GARZON, GERMAN, ANDRES**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 617 754 T3**

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

**DESCRIPCIÓN**

Motor a reacción de una aeronave supersónica

**Antecedentes de la invención**

5 Esta invención está relacionada generalmente con los sistemas de tobera y entrada de aire de los motores de aeronaves supersónicas y, en particular, con la mejora de la eficiencia de dichos sistemas. También está relacionada con la reducción o eliminación del requerimiento de estabilizar el aire purgado.

10 Los sistemas de entrada de aire de los motores de aeronaves supersónicas se enfrentan al difícil reto de maximizar las prestaciones de la aeronave. A velocidades supersónicas la entrada del motor debe ralentizar la velocidad del aire por debajo de la velocidad del sonido, normalmente menos de Mach 0,6 a la entrada del motor. Para lograrlo, la entrada debe someter al aire a un sistema de ondas de choque. Al pasar a través del sistema de choque se produce una pérdida de la presión total que reduce el empuje neto y la eficiencia térmica neta del motor. Estas pérdidas se pueden reducir a niveles despreciablemente bajos mediante la incorporación de una superficie de compresión isentrópica con la forma adecuada, sin embargo, como el flujo se desacelera cerca de Mach uno, se producen problemas de estabilidad en estas entradas de alta eficiencia cuando el flujo se aproxima a dos posibles condiciones de flujo. Estas condiciones se denominan subcríticas cuando el flujo es subsónico por delante de la garganta de entrada (el punto de mínima sección transversal normal al flujo local) o supercrítica cuando el flujo pasa por la garganta en régimen supersónico con una serie de ondas de choque oblicuas.

20 Las entradas se conciben típicamente para introducir un choque terminal final de una intensidad dada cerca de la garganta donde el flujo pasará de flujo supersónico a flujo subsónico, la intensidad de la misma es una medida de la estabilidad relativa del flujo. Por ejemplo, un choque terminal muy débil, que desacelere el flujo desde Mach 1,1 a Mach 0,91 exhibirá una pérdida total de presión muy pequeña, pero será proclive a introducir inestabilidades en el flujo tales como "buzz" (zumbidos) en donde la entrada oscilará con rapidez entre el funcionamiento subcrítico a supercrítico. Estas inestabilidades podrían ser desencadenadas por cambios en la temperatura, humedad o por el ángulo de flujo derivado de las ráfagas. Para evitar estas situaciones, las entradas supersónicas se conciben típicamente para funcionar con una intensidad de onda de choque terminal entre 1,2 y 1,3 lo que provoca una pequeña, aunque irrecuperable pérdida en la presión total de 0,8 a 2%.

30 Además, las entradas supersónicas suelen incluir sistemas de purga de aire para retirar una pequeña parte de la capa límite en la superficie de compresión en la ubicación de la onda de choque terminal. El sangrado de la capa límite es necesario para mantener la onda de choque en la ubicación de diseño, evitar la inestabilidad y prevenir la separación de la capa límite. Este fenómeno se puede explicar en la siguiente forma: un sistema de ondas de choque representa un gradiente de presión adversa muy fuerte para una capa límite que inducirá el aumento del grosor de la capa límite o que ésta se acabe desprendiendo. Una regla de oro es que la intensidad de una onda de choque normal a Mach 1,3 inducirá el desprendimiento de la capa límite, incluso aunque sea muy delgada. Incluso, si no se separara, la capa límite se engrosará en la onda de choque, reduciendo el área efectiva de la garganta. Reducir el área de la garganta aumenta, a su vez, la onda de choque, incrementando el gradiente de presión adversa y reduciendo el área eficaz de la garganta, y así sucesivamente. El resultado puede ser indistintamente que aparezca el fenómeno denominado "buzz" o que la onda de choque se adelante hasta un punto en que se produzca una onda de choque terminal más fuerte más allá de la ubicación pretendida. Esta situación da como resultado un importante aumento de la pérdida de presión total y presiones variables en el motor (distorsión).

40 El sistema de sangrado de estabilización representa una pérdida adicional del empuje neto del sistema, ya que requiere una pérdida de presión adicional (o un bombeo mecánico) para inducir el flujo del sangrado.

45 Una consecuencia adicional de la compresión casi isentrópica de baja pérdida para las entradas externas de compresión es la resistencia de onda de faldilla. Con el fin de producir las ondas de choque para una compresión supersónica de baja pérdida, se debe girar el flujo con respecto a la dirección del caudal libre. Cuanto mayor sea la eficiencia o el número de Mach de diseño requeridos, mayor será el ángulo de giro del flujo. Para una entrada de compresión externa típica con cierta pérdida en torno al borde de entrada ( $\text{mach local} / \text{mach} = 1$  o  $M/M^* < 1$ ) el flujo perdido alrededor del lado externo del borde de entrada supone un aumento en la resistencia (resistencia adicional). La resistencia adicional es función del ángulo del flujo y, por ello, el empuje neto total se convierte en un compromiso entre la pérdida de presión asociada al sistema de compresión de la entrada del motor y la resistencia adicional a la entrada. El empuje máximo se produce con una compresión inferior a la isentrópica (véase el artículo AIAA 2004-4492 "Multidisciplinary Optimization of a Supersonic Inlet Using a Cartesian CDF Method" de Rodríguez).

55 El diseño actual de las aeronaves comerciales supersónicas utiliza motores turbofan con derivación más que los turboreactores tradicionales tales como los utilizados por el Concorde. El turbofan con derivación se distingue del turboreactor en que deriva parte del flujo de aire desde las etapas iniciales del ventilador alrededor del núcleo del motor (compresor, cámara de combustión y turbina), lo que mejora la eficiencia propulsora y reduce el ruido. Una característica del motor turbofan es que las reducciones en el empuje neto correspondientes a las pérdidas de recuperación de la presión de entrada son considerablemente inferiores para el aire que pasa por el ventilador exterior que para el aire que pasa por el núcleo interior del motor.

La invención también se refiere, en general, a los diseños de las entradas de aire de los motores de las aeronaves supersónicas que funcionan de manera eficiente en un amplio intervalo de condiciones, desde velocidades muy bajas para el despegue a velocidades de crucero muy elevadas.

5 Las aeronaves de propulsión a chorro obtienen empuje por medio de motores turboreactores o turbofanés, que inducen el flujo a través de una entrada de aire, aumentan la presión y la temperatura del flujo de aire y lo expulsan a través de una tobera apropiada, a una velocidad mayor que la de la entrada. Un reto crítico para el diseño con éxito de las aeronaves supersónicas es que los sistemas de entrada de aire puedan funcionar a baja velocidad y a elevadas condiciones de empuje para el despegue y en condiciones de vuelo que abarquen los regímenes subsónicos a transónicos, y supersónicos. Normalmente, una entrada diseñada para un vuelo supersónico de 10 crucero eficiente con baja resistencia implica unos bordes de entrada afilados y muy delgados. A las bajas velocidades presentes durante el despegue y el ascenso inicial, el motor requiere un flujo de aire muy elevado e induce velocidades en el flujo de aire cerca del borde de entrada muy superiores a la velocidad del chorro libre. Esto provoca una "vena contracta" típica del flujo a través de un orificio de bordes afilados que limita el volumen del flujo y crea grandes separaciones del flujo, pérdidas de presión y distorsiones que resultan inaceptables para el motor. Una 15 solución inicial a este dilema fue la "translating cowl" (faldilla móvil) en la que la entrada estaba fabricada en dos piezas de tal forma que la parte delantera incluía un borde supersónico afilado que se adelantaba con respecto al elemento posterior de la entrada y exponía una segunda entrada adecuada para introducir aire adicional a través de la abertura lateral que se formaba entre las secciones de entrada anterior y posterior.

20 Un reto adicional para las entradas supersónicas es amoldar los requerimientos a la velocidad. Normalmente, incorporan una rampa delantera o una superficie en punta en la zona frontal de la parte cerrada de la entrada que presenta un ángulo al flujo con el fin de producir un sistema de ondas de choque débiles para ralentizar y comprimir el aire antes de que el flujo entre en la parte cerrada de la entrada. El ángulo ideal de la rampa para este tipo de entrada es función del número de Mach.

25 Una tercera dificultad es que el motor requiere un flujo de aire de diferentes características en función del régimen de vuelo. Con frecuencia, a medida que el número de Mach aumenta, el motor aceptará menos aire que el suministrado por el sistema de entrada y el exceso deberá ser derivado alrededor de la entrada o a través de ciertas aberturas auxiliares existentes en las superficies interna y externa de la entrada. Cuando el flujo es supersónico, en general se penaliza menos la resistencia que actúa sobre la aeronave cuando se deriva el aire que entra a través de la entrada que cuando se derrama por delante de la entrada. Muchas aeronaves supersónicas han incorporado 30 complejos y pesados sistemas de derivación y de rampa variable para superar estos problemas que aparecen en régimen supersónico.

Se requieren mejoras para conseguir medios más ligeros, eficientes y sencillos con el fin de cumplir los distintos requerimientos de las entradas de aire de las aeronaves supersónicas.

### **Compendio de la invención**

35 La presente invención produce una estructura de entrada mejorada que satisface las necesidades de una mayor eficiencia y se define mediante la combinación de características de la reivindicación 1.

40 Como podemos ver, el motor puede instalarse en una aeronave supersónica, próximo al fuselaje y anexo al borde de salida del ala; rebajando el lateral del fuselaje situado frente a la góndola del motor, con el fin de cumplir con la regla de las áreas. En una configuración, el borde de la faldilla del motor está orientado formando un ángulo hacia fuera y hacia atrás, desde un plano lateral normal al eje longitudinal del fuselaje; existen dos de estos motores situados a ambos lados del fuselaje, el ala anexa se encuentra ubicada por detrás del punto medio de la longitud del fuselaje. Básicamente, la entrada está configurada para conseguir una recuperación de presión no uniforme y un sistema de ondas de choque desde el flujo central interior al flujo del ventilador exterior.

45 Características de realizaciones preferidas incluye una entrada separada lateralmente en dos o tres secciones. La sección más adelantada incluye una entrada supersónica no axilsimétrica con una superficie delantera que sobresale (tipificada por entradas de rampa bidimensional, entradas ajustadas al chorro y la entrada circular de recuperación del gradiente).

50 Como puede verse, el fuselaje se puede proporcionar con secciones transversales reducidas a lo largo de la longitud del fuselaje en las zonas más próximas a la góndola del motor a reacción. Tal y como veremos, se pueden proporcionar dos motores, con las configuraciones indicadas, a ambos lados del fuselaje.

También se podrá adoptar esta decisión de reducir el tamaño de las secciones transversales del fuselaje, con relación a la góndola o góndolas del motor, con el fin de mejorar el rendimiento. Esta regla de las áreas puede tener en cuenta también la ubicación de la zona raíz del ala, en relación con el solape del ala con la góndola o góndolas, a lo largo de la longitud o longitudes de la góndola o góndolas.

55 Se podrán comprender más completamente estas y otras características y ventajas de la invención, así como los detalles de su materialización, gracias a la siguiente memoria descriptiva y dibujos, incluyendo:

**Descripción de los dibujos**

- La Fig. 1 es una vista que muestra una aeronave supersónica que incorpora la invención;
- la Fig. 2 es una vista esquemática que ilustra el sistema de compresión de aire para una entrada de aire básica de compresión externa mediante dos ondas de choque;
- 5 la Fig. 3 es un esquema ilustrativo de una entrada de aire supersónica isentrópica;
- la Fig. 4 muestra un sistema de ondas de choque de entrada de recuperación del gradiente de presión;
- la Fig. 5 muestra una distribución de recuperación dinámica en el lado del ventilador del motor para un motor que cuenta con un sistema básico de rampa bidimensional;
- 10 la Fig. 6 muestra perfiles de la recuperación dinámica para una entrada de rampa de gradiente de compresión tridimensional;
- o la Fig. 7 muestra perfiles del número de Mach en una vista isométrica de una entrada de motor con diseño tridimensional a Mach 1,5;
- las Figs. 1' y 2' muestran entradas del motor en secciones separadas;
- 15 la Fig. 3' muestra la segunda sección mantenida en contacto con la primera sección mediante una estructura resiliente;
- la Fig. 4' muestra también múltiples secciones;
- la Fig. 1" es un diagrama que muestra una geometría de tobera de tapón (media sección desde la línea de centros hasta la faldilla);
- la Fig. 2" es una vista que muestra una aeronave supersónica que incorpora este aspecto de la invención;
- 20 la Fig. 3" es una vista en planta de una parte de la aeronave de la Fig. 2";
- la Fig. 4" es una vista que muestra la geometría de la superficie de la tobera cónica del motor a reacción;
- la Fig. 5" es un diagrama que muestra una serie de contornos de presión de la tobera y las trayectorias del flujo (para elevadas relaciones de presión a velocidades supersónicas de la aeronave);
- 25 la Fig. 6" es un gráfico que muestra una serie de contornos de presión de la tobera y líneas de trayectoria del flujo (para una baja relación de presiones, a condiciones de baja velocidad de la aeronave); y
- la Fig. 7" es una vista en planta de la aeronave, que muestra los vectores de empuje para los regímenes supersónico y subsónico.

**Descripción detallada**

- 30 En la Fig. 1 se muestran dos motores 10 que incorporan la invención y que se encuentran montados próximos a lados opuestos del fuselaje 11 de una aeronave supersónica 12. La aeronave cuenta con una cola 13 y un ala 14 ubicada hacia atrás con respecto al punto medio de la longitud total del fuselaje. La parte delantera del motor aumenta el solape de las dos secciones 14a y 14b del ala, tal y como se muestra. El fuselaje está típicamente indentado a lo largo de su longitud, cerca de los motores, con el fin de cumplir la regla de las áreas, en relación con las góndolas de los motores y las secciones de las alas, en su encastramiento con el fuselaje.
- 35 La Fig. 2 es un dibujo esquemático que ilustra el sistema de compresión de aire para una entrada de aire 20 básica de compresión externa mediante dos ondas de choque. La rampa 21 (o punta) induce un sistema inicial de ondas de choque oblicuas 22 seguido por un sistema de choque terminal 23. Ambos sistemas de choque inducen una pérdida total de presión que depende de sus correspondientes intensidades. Idealmente, los sistemas de choque oblicuo y terminal se adaptan perfectamente al borde de entrada en 24 sin que se produzcan derrames y sin aumento de
- 40 resistencia adicional. Sin embargo, por cuestiones de estabilidad previamente analizadas, las entradas se diseñan en la práctica para que las ondas de choque se produzcan ligeramente por delante de la entrada y para permitir ciertos derrames tal y como se describió anteriormente. Se presentan las partes prominentes 25a y 25b de la góndola 25. Las flechas 26a y 26b presentan la trayectoria del flujo de aire entrante.
- 45 La Fig. 3 ilustra un sistema de compresión externa casi isentrópico con el sistema de ondas de choque 28 centrado perfectamente en el borde de la faldilla 24. Por ello, la rampa 29 está conformada con una curvatura 30 para proporcionar una serie 28a de ondas de choque infinitamente débiles. La geometría de rampa de compresión isentrópica crea teóricamente una pérdida nula de presión en el punto de la onda de choque terminal 35. La compresión isentrópica produce una pérdida de presión total menor pero gira el flujo un ángulo mayor, induciendo una resistencia de faldilla adicional. Véase la flecha 36.

Los sistemas multichoque y de ondas de choque terminal isentrópico se han plasmado en la práctica mediante el empleo de picos en geometrías de entrada circulares (por ejemplo, en las aeronaves B-58, SR-71), o en segmentos de un círculo (por ejemplo, en el F-104), así como en entradas rectangulares bidimensionales (F-15, B-1, F-22). Recientemente, se han propuesto variantes tridimensionales redondeadas de las entradas rectangulares bidimensionales básicas, con las mismas características básicas del sistema externo de ondas de choque utilizando técnicas de trazado del chorro, tal y como se describe en una patente expedida a Davis.

La presente invención utiliza una onda de choque de intensidad variable tal y como se ilustra en la Fig. 4. Tal y como se muestra, el flujo de entrada 40 gira primero en 41 un ángulo relativamente plano, lo que disminuye su número de Mach y aumenta la presión estática. La onda de choque oblicua inicial 42 está localizada justo delante del borde de la entrada 43. A continuación aparece una sección inclinada relativamente recta 44 que no aumenta la compresión o apenas lo hace. A la sección recta le sigue un segundo sistema de compresión en rampa 45 que es ligeramente cóncava. El foco del segundo sistema de ondas de choque oblicuas 47 está dentro del borde de entrada y corta a la onda de choque terminal 49 en 50. Retrasando el foco del segundo sistema de ondas de choque para que esté dentro del borde, la resistencia de faldilla es una función del ángulo de giro del sistema de ondas de choque inicial de menor inclinación y no del secundario, permitiendo así un menor ángulo del borde de la faldilla y una menor resistencia en comparación con los sistemas convencionales de onda de choque con la misma capacidad de recuperación de la presión total.

El segundo sistema de ondas de choque oblicuas continúa en una sección de rampa más recta 52 con una curvatura baja o nula de tal forma que se disminuye el número de Mach supersónico del flujo situado en el medio o en la parte central de la entrada antes de descargar en una débil onda de choque terminal. Sin embargo, más allá de la onda de choque terminal 49, la rampa se vuelve a curvar en 54 con un ángulo ligeramente menor, de tal forma que el flujo más cercano a la rampa de compresión se vuelve a acelerar a un mayor número de Mach antes de llegar a la onda de choque terminal. El sistema de compresión resultante presenta una onda de choque terminal más débil, una menor pérdida de presión total en la zona media de la entrada y una mayor pérdida de presión en la parte exterior del flujo pero con un menor ángulo de giro y resistencia. Todo esto aumenta el empuje neto de un sistema turbofan supersónico al permitir una menor pérdida de presión en la zona más sensible de aire del núcleo, a la vez que permite una onda de choque terminal de mayor intensidad que proporciona estabilidad en las zonas de aire de derivación que son menos sensibles.

La eficiencia en la entrada se compara con frecuencia en términos de recuperación dinámica, una pérdida nula en la presión total que representa el 100% de la recuperación dinámica. La recuperación del gradiente de presiones tiene como objetivo producir recuperaciones dinámicas próximas al 100% en el centro de la entrada donde el flujo pasará por el núcleo de alta presión del motor turbofan 56 que está detrás, a la vez que produce una recuperación dinámica ligeramente inferior (del orden de 1-5% menos) para el flujo externo en 57 que no pasará por el núcleo del motor.

La Fig. 5 ilustra un análisis CFD de código Euler de una entrada que incorpora la estructura de recuperación del gradiente de presiones de la invención. Los diferentes gradientes de color presentan la distribución de la recuperación dinámica en el lado del ventilador del motor para una entrada diseñada con un sistema de rampa básico bidimensional (es decir, todos los generadores de la curvatura de la rampa de compresión se producen a lo largo de una serie de planos apilados, sin curvatura a lo largo de los planos perpendiculares a los planos generadores). La distribución de la recuperación de presión resultante presenta bandas con áreas de mayor recuperación de presión (97-99%) que se producen en la parte central y zonas de menor recuperación (91-97%) que aparecen en las zonas exteriores.

La recuperación de presión no uniforme es inevitable en las entradas reales al producirse el efecto adicional de las capas límites viscosas a lo largo de las paredes de la entrada de aire. Las recuperaciones de presión no uniformes tienden a aumentar la fatiga de los álabes del ventilador y del compresor y reducen los márgenes de entrada en pérdida o de variaciones bruscas. Todos los motores deben ser concebidos con cierta tolerancia a las distribuciones de presión no uniformes, en el orden del 5% o inferior. En este sentido, sería deseable una distribución de recuperación dinámica más circular, y esto se consigue mediante una curvatura de rampa tridimensional. Se puede lograr un patrón circular más deseable añadiendo una curvatura ligeramente inversa en los planos circunscritos a más de 180 grados desde el centro de la entrada de aire.

En la Fig. 6 se ilustra el análisis no uniforme de recuperación dinámica a Mach 1,6 para una entrada diseñada de esta forma.

Otro beneficio de la invención es la mayor estabilidad con respecto a los efectos de la capa límite, reduciendo o eliminando la necesidad de empleo del sangrado de la onda de choque terminal. Al volver a acelerar el flujo interior, posterior al sistema secundario de ondas de choque oblicuas, se estabiliza la separación o el aumento del grosor de la capa límite. Este fenómeno se puede explicar en la siguiente forma: El flujo re-acelerado pasa a través de una onda de choque terminal relativamente intensa y engrosa o separa la capa límite. La capa límite engrosada tiende a fortalecer la onda de choque terminal y la hace avanzar en la entrada, sin embargo, la curvatura inversa de la rampa tiende a debilitar la onda de choque terminal a medida que ésta avanza, estabilizando así la onda de choque.

5 La capa límite separada o engrosada existente por detrás de este área local de ondas de choque puede provocar una inaceptable distorsión en la presión del motor y debe ser sangrada del sistema, sin embargo, en comparación con el sangrado convencional de la onda de choque terminal, se sangrará aguas abajo del sistema de ondas de choque terminal donde existe una presión estática mucho mayor para inducir el flujo de sangrado (y, por tanto, se produce un menor sacrificio de la presión total).

10 En la Fig. 7 se ilustra este sistema de ondas de choque local, que muestra los contornos del número de Mach en una vista isométrica de una entrada de aire diseñada tridimensionalmente a Mach 1,5. En el pico de la rampa de compresión, se ve que el flujo se vuelve a acelerar localmente sobre el pico y se producen ondas de choque más allá. Si se redujera el flujo, la onda de choque terminal se desplazará ligeramente por la rampa, reduciendo localmente el número de Mach y debilitando la onda de choque terminal.

En la realización de la invención, tal y como se muestra en las Figs. 1' y 2', la entrada se separa lateralmente en tres secciones independientes, una sección delantera móvil de entrada 100, una segunda sección de derivación móvil 101 y una tercera sección 102 fijada a la entrada delantera 103 del motor 104.

15 El desplazamiento hacia delante de la segunda sección con respecto a la tercera sección abre una ranura de popa angulada -105 adecuada para la derivación eficiente del flujo de aire sobrante, en relación con la demanda del motor, para el vuelo a alta velocidad. La cantidad de aire que se deriva está regulada por la distancia en que se desplaza la segunda sección con respecto a la tercera.

20 El desplazamiento longitudinal hacia delante de la sección interna más adelantada con respecto a la segunda sección deja al descubierto un borde romo redondeado 106 en el borde de ataque 107 de la segunda sección 101 adecuado para provocar un arrastre eficiente de más aire a bajas velocidades alrededor del perímetro de la apertura creada al separar ambas secciones.

25 Para velocidades de crucero intermedias (normalmente velocidades subsónicas elevadas hasta supersónicas bajas) la entrada se encuentra en su posición nominal cerrada. En esta posición, el área de desviación definida por el hueco 107 existente entre las secciones segunda y tercera se puede cerrar completamente o permitir que siempre esté ligeramente abierta para inducir un pequeño sangrado del aire de la capa límite interior del motor con el fin de disminuir la distorsión del flujo a la entrada del motor. Cuando se reduzca la demanda del motor, ya sea porque la velocidad ha aumentado o porque se necesita menos potencia, la primera y segunda secciones se desplazarán juntas hacia delante con respecto a la tercera sección, aumentando la apertura de la desviación y permitiendo que el exceso de aire que entra rodee la superficie exterior. Cuando ambas secciones se desplazan hacia delante, se podrá forzar a la primera sección (entrada) a que se incline ligeramente con respecto a la segunda sección, adaptando así el ángulo de entrada a la combinación del número de Mach y potencia demandada al motor. Este giro relativo se puede lograr a través de un sistema de arrastre o de conexión, indicado de forma general en 109. Los actuadores se indican de manera general en 110.

35 En la realización de la Fig. 3' a)---d) la segunda sección se encuentra en contacto con la primera sección mediante muelles o una conexión elástica 111 de tal forma que ambas secciones se desplazarán juntas para el funcionamiento de la derivación. Se han instalado topes mecánicos para limitar la apertura de la derivación a un valor máximo y se puede desplazar adicionalmente la sección más avanzada de la entrada para conseguir la apertura auxiliar para bajas velocidades 112. De esta forma, las funciones de derivación y de baja velocidad se pueden controlar mediante un único actuador 110. En otra materialización, los desplazamientos de la sección de entrada y de la segunda sección, así como el ángulo de inclinación de la entrada se llevarán a cabo mediante actuadores independientes que permitan un control completo de las tres funciones de forma separada.

45 En una realización adicional de la invención, tal y como se puede ver en la Fig. 4', la derivación, baja velocidad y ángulo de inclinación de la entrada se llevan a cabo mediante dos secciones de faldilla, una sección de entrada delantera 113 y una sección de popa fija 114. En este caso, el hueco existente entre las secciones anterior y posterior incorpora una geometría adecuada para la función de derivación cuando las secciones se encuentren cercanas entre sí, y cuando se separen, se abrirá un hueco de mayor tamaño que proporcionará el flujo de aire auxiliar a baja velocidad. Como sucede en la primera realización, el ángulo relativo existente entre la sección de entrada delantera y la sección de popa se puede controlar mediante un sistema de arrastre o de conexión, o de forma independiente con un actuador adicional, como se indica de forma general en 115.

50 La Fig. 1" muestra la geometría de la tobera de tapón, en una sección existente a lo largo de la línea de centros del motor 10", con la faldilla o la góndola indicada en 11". En 11"a se presenta una parte posterior troncocónica de la góndola o la pared con un ángulo descendente, que induce la resistencia mostrada en 13". En 44" se muestran las líneas isoMach que se extienden entre el borde descendente 11"b de la parte troncocónica y la superficie en rampa 14", a lo largo de la cual se produce la expansión de salida. Las líneas de flujo se muestran en 15".

55 El ángulo que debe girar el flujo dependerá de la relación de la presión total entre el flujo y las condiciones ambientales locales; con relaciones de presión (y números de Mach) más elevados se requieren mayores ángulos de giro. La zona del conducto externo curvado hacia dentro en la garganta se conoce como "boat tail" o zona

truncocónica. En vuelo supersónico el flujo externo al conducto disminuirá la resistencia cuando éste se encuentre con la zona truncocónica y la pérdida dependerá del ángulo truncocónico.

5 Las Figs. 2" y 3" muestran una aeronave supersónica 20" con un fuselaje 21", y con primero y segundo motores a chorro 22" y 23", con góndolas 22"a y 23"a. Los motores se extienden a ambos lados del fuselaje 21", y pueden solaparse con el ala adelantada 24", con secciones izquierda y derecha 24"a y 24"b que se extienden próximas al fuselaje. La cola de la aeronave se representa en 25".

10 Los motores incorporan la geometría mostrada en la Fig. 1" y se sitúan de tal forma que las partes truncocónicas 11"a se ubican en el lateral más cerca del fuselaje que las rampas de expansión de salida. Véase la Fig. 1" que muestra el lateral del fuselaje 21"a, con un hueco para el flujo reducido o relativamente estrecho 28" que se muestra entre 11"a y 21"a. La geometría es tal que se producen vectores de empuje dirigidos hacia atrás, tal y como se ve en 30" (para régimen supersónico) y en 31" (para régimen subsónico).

La disminución de la resistencia de la zona truncocónica es debida a la proximidad al cuerpo del fuselaje, representado por la línea 21"a en las Figs. 1" y 3", y a las secciones transversales crecientes a lo largo de la línea de contorno 21"a.

15 Además de la disminución de la resistencia de la zona truncocónica de la cola debido a la proximidad al cuerpo creciente del fuselaje, la invención proporciona el beneficio adicional de reducir el momento de guiñada y el tamaño vertical de la cola que se necesita para contrarrestar el fallo del motor a baja velocidad, por ejemplo durante el despegue. Esto se debe a la característica asimétrica del vector de empuje para las diferentes relaciones de presión de la tobera. Este hecho se ilustra en los vectores de flujo del análisis CFD de la geometría de una tobera que  
20 incorpora la superficie expansiva. La Fig. 5" presenta las trayectorias seguidas por el flujo para una tobera que opera a una relación elevada de presión típica de régimen supersónico. En este caso, la tobera está en capacidad de diseño y el flujo se alinea aproximadamente con la dirección de la corriente libre.

25 A medida que la relación de presión de la tobera cae por debajo de su punto de diseño, por ejemplo para las condiciones de baja velocidad que se dan durante el despegue, el ángulo de giro se reduce y el flujo tiende a seguir el ángulo marcado por la rampa de expansión, cambiando la dirección del vector de empuje.

30 Para la tobera dispuesta tal y como se describe, cercana al fuselaje, el vector neto de empuje se inclina ligeramente hacia el centro de gravedad, reduciendo el momento de guiñada generado cuando uno de los motores laterales de la aeronave produce un empuje menor que el otro, por ejemplo, en el caso del fallo de un motor. De esta forma, se podrán utilizar colas y timones de menor tamaño para mantener el control de la aeronave en condiciones de emergencia por fallo del motor a baja velocidad reduciendo el requerimiento de peso y resistencia.

Un beneficio adicional de la configuración de la tobera cónica en su cara interior es el efecto de protección del fuselaje y de la tobera al reducir la propagación del ruido acústico. Utiliza el fuselaje y las superficies de expansión de la tobera cónica en su cara interior para aumentar la longitud efectiva de la tobera sin aumentar el área mojada. Estas áreas se pueden proveer de revestimientos acústicos para disminuir aún más el ruido.

35 Véanse también las Figs. 5" y 6".

40 Los contornos de la aeronave supersónica deben cumplir preferiblemente la "regla de las áreas", es decir, los contornos de los distintos elementos de los aviones, tales como alas, fuselaje y las góndolas se generan de tal forma que las áreas transversales combinadas de todos estos elementos minimizan el aumento de la resistencia de onda de la configuración completa. Normalmente, este hecho implica disminuir la sección transversal de un elemento cuando se encuentra en la cercanía de otro elemento, el clásico ejemplo es el estrechamiento en forma de "cintura de avispa" donde el fuselaje intersecta con el ala. La góndola que contiene al motor, el sistema de entrada de aire y la tobera de salida representan una sección transversal de gran tamaño. Se reducirá de manera importante la resistencia de onda al reducir la sección transversal del fuselaje en la proximidad de estos elementos.

45 La Fig. 3" es una vista ampliada de la góndola del motor con una tobera "cónica" en su cara interior y su relación con el fuselaje. La zona del fuselaje cercana a la sección transversal máxima de la góndola se hace más "esbelta" (disminuye su sección transversal) de acuerdo con las consideraciones de la regla de áreas en régimen supersónico. Más atrás, la sección transversal de la góndola disminuye en la proximidad de la salida de la tobera y el área del fuselaje aumenta en 21a" para mantener la sección transversal global de la aeronave para cumplir con la regla de las áreas. El aumento del área del fuselaje en la zona cercana a la parte posterior de la tobera proporciona un  
50 ángulo superficial que se acopla con el ángulo truncocónico necesario a la salida de la tobera, esta combinación reduce la resistencia de la zona truncocónica en todo su recorrido gracias al perfecto cumplimiento de todos los requerimientos de la regla de las áreas.

Obsérvese en la Fig. 3", las siguientes condiciones:

55 1) El fuselaje presenta una disminución lateral de las secciones transversales a lo largo de todo su recorrido en las zonas más próximas a las góndolas de los dos motores a reacción.

## ES 2 617 754 T3

- 2) Las secciones transversales reducidas del fuselaje en las zonas correspondientes a las góndolas de los dos motores cumple con la configuración exigida por la regla de las áreas.
- 3) Las secciones transversales reducidas del fuselaje en las zonas correspondientes a las góndolas y a la sección o secciones de las alas, cumple con la configuración exigida por la regla de las áreas.
- 5 4) El hueco 60" existente entre la góndola del motor y el lateral del fuselaje suele tener una anchura menor que la anchura de la góndola del motor, lateralmente hacia fuera del hueco, y a lo largo de las estaciones laterales del hueco.

**REIVINDICACIONES**

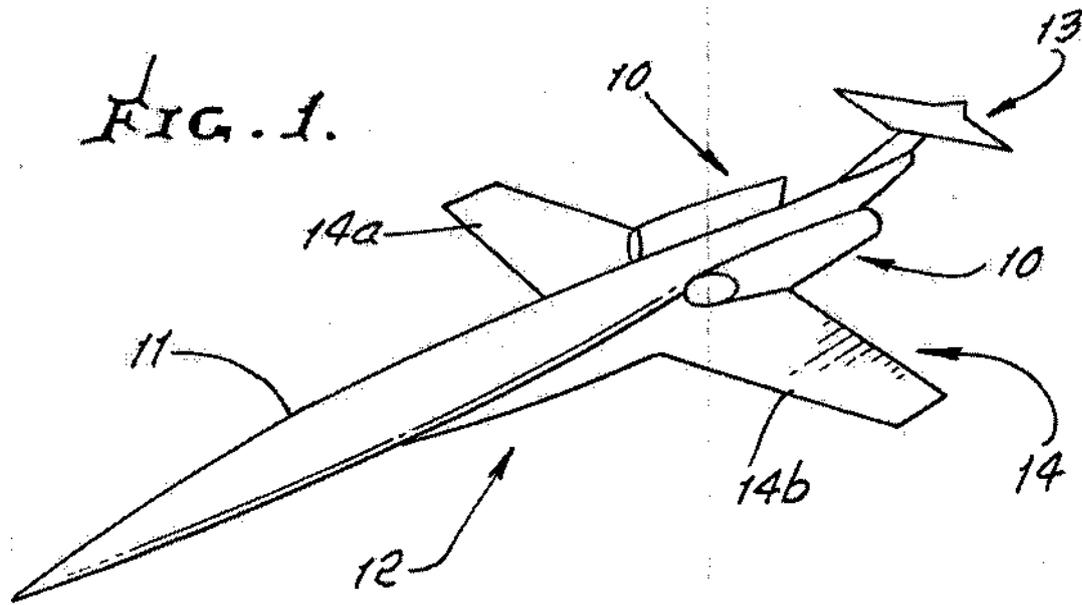
1. Una instalación de un motor a reacción de una aeronave supersónica que dispone de una estructura de entrada de aire del motor que incluye:
  - 5 una rampa de entrada y una faldilla que tienen un borde (43) separado hacia fuera de la rampa de tal forma que el aire que entra fluye entre la rampa y el borde, caracterizada por que la rampa está configurada para producir un primer grupo de ondas de choque oblicuas (42) que se expanden hacia fuera desde la parte delantera de la rampa hasta superar el borde (43), un segundo sistema de ondas de choque oblicuas (47) que se extiende hacia fuera desde la parte posterior de la citada rampa a continuación del primer sistema de ondas de choque oblicuas (42) para
    - 10 intersectar dentro del borde con una onda de choque terminal (49) que se extiende hacia fuera desde la parte posterior de la rampa; teniendo la rampa según un plano axial-radial, en la dirección del flujo:
      - una primera porción (41) que presenta una concavidad hacia fuera;
      - una segunda porción (44) que es recta y que se encuentra configurada para producir el citado primer sistema de ondas de choque oblicuas (42) que se extiende hacia adelante del citado borde y dentro de la trayectoria del flujo de
        - 15 aire hacia la estructura interior sin apenas proporcionar una compresión adicional;
        - una tercera porción (45) ubicada hacia atrás de la citada segunda porción (44), esta tercera porción (45) es cóncava en su parte externa y se ha configurado para producir un sistema de ondas de choque oblicuas (47) que se extiende desde la citada tercera porción (45) hacia una parte (en 50) donde se produce una onda de choque terminal (49) que se encuentra a cierta distancia del borde (43);
        - 20 una cuarta porción (52) que es recta y se encuentra a continuación de la citada tercera porción (45), cercana a la onda de choque terminal (49); y
        - una quinta porción (54) que proporciona un giro inicial del flujo hacia el motor más allá de la onda de choque terminal (49), extendiéndose dicha quinta porción (54) de manera ininterrumpida desde dicha cuarta porción (52); creando este sistema de entrada una compresión, un sistema de ondas de choque y una distribución de presión
          - 25 total que, de forma intencionada, no es uniforme a lo largo de cualquier plano axial ubicado a continuación de la onda de choque terminal.
  2. La instalación de la reivindicación 1, que comprende, además, un conjunto de faldilla de entrada que dispone de secciones de entrada de aire en línea separables en su parte anterior y posterior (100, 102); teniendo estas secciones de entrada de aire en línea posiciones principales relativamente cerradas y posiciones secundarias relativamente separadas para proporcionar un hueco de paso de aire (112) entre las secciones; y medios (109, 110) para controlar la inclinación relativa de las secciones de entrada de aire en línea con el fin de variar de forma controlada la geometría de dicho hueco de paso del aire.
    3. La instalación de la reivindicación 2, en donde dicho conjunto de faldilla dispone de tres secciones tubulares generalmente separadas que incluye una sección de entrada anterior (100), una sección de derivación (101) y una sección fija (102); siendo la citada sección de entrada anterior desplazable hacia delante en relación con la citada sección de derivación, y siendo dicha sección de derivación desplazable hacia delante con respecto a la citada sección fija; teniendo la citada sección de entrada una posición adelantada separada en todo lugar de la sección de derivación.
      4. La instalación de la reivindicación 3, en donde la sección de derivación (101) tiene un borde de ataque como arqueado para conseguir un arrastre eficiente de aire de entrada adicional a velocidades bajas de la aeronave, como respuesta al citado desplazamiento hacia delante de la citada sección de entrada con respecto a la citada sección de derivación.
        5. La instalación de las reivindicaciones 2, 3 ó 4, en donde dichos medios para controlar la inclinación relativa incluyen un actuador (110) conectado de manera operativa a la sección delantera de la faldilla (100) para variar la inclinación con respecto a la sección de derivación (101).
          6. La instalación de la reivindicación 5, en donde las secciones de entrada y derivación tienen posiciones desplazadas hacia delante de manera simultánea con respecto a la sección fija, con lo que una abertura circular entre las secciones de derivación y fija aumenta de tamaño para permitir expulsar al exterior el aire que haya entrado en exceso.
            7. La instalación de las reivindicaciones 4, 5 o 6, en donde la sección de entrada tiene una posición inclinada en relación con la sección de derivación a medida que las secciones de entrada y de derivación se desplazan hacia adelante.
              - 50

8. Una aeronave que comprende la instalación de una cualquiera de las anteriores reivindicaciones, incluyendo los motores (22", 23") con góndolas (22"a, 23"a), un fuselaje (21) y alas (14), teniendo las góndolas y faldillas porciones anteriores que se solapan a las alas y ubicadas próximas a los laterales del fuselaje.

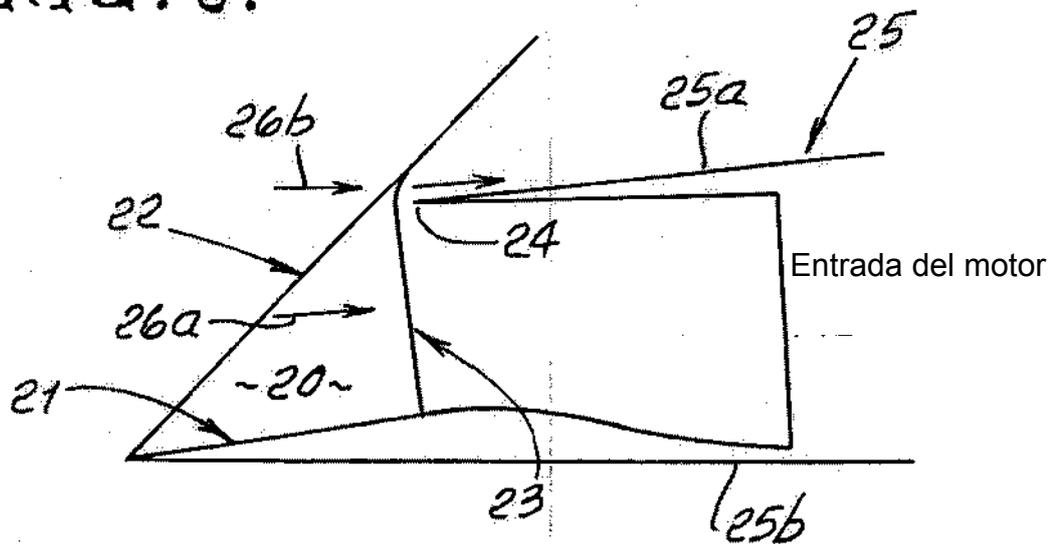
5 9. La aeronave de la reivindicación 8, en donde los laterales del fuselaje enfrentados a las góndolas tienen secciones transversales reducidas a lo largo del fuselaje en las zonas más próximas a las porciones más adelantadas de las citadas góndolas.

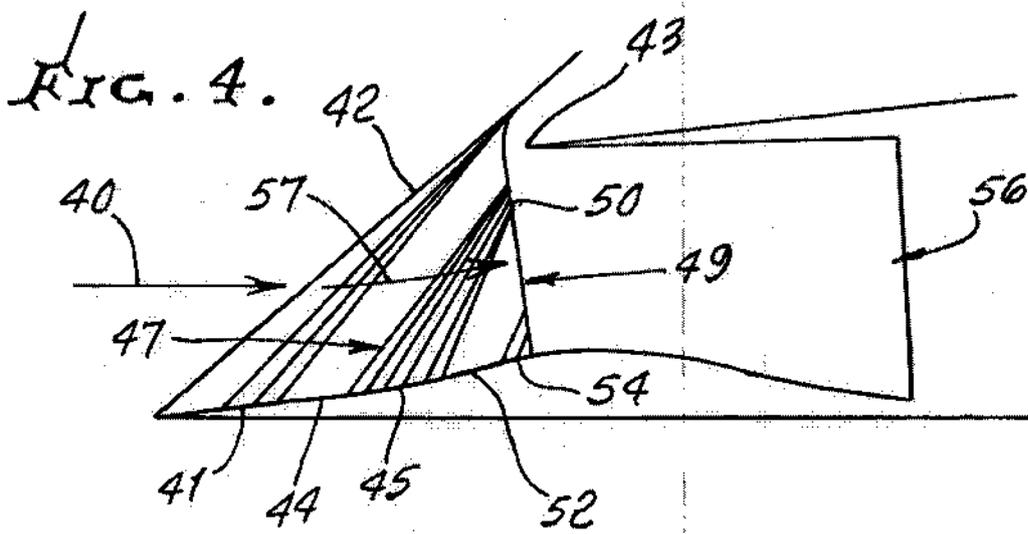
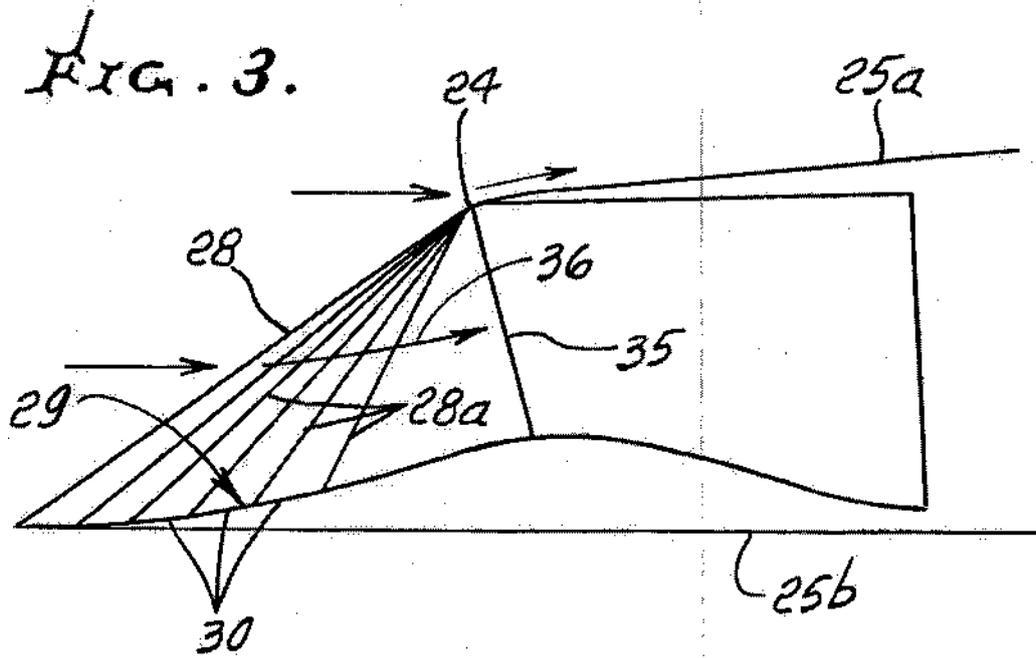
10 10. La aeronave de las reivindicaciones 8 o 9, en donde las citadas góndolas tienen zonas troncocónicas en la cola (11a") y rampas de expansión de salida (14"), dichas zonas troncocónicas ubicadas lateralmente más cerca del fuselaje (21) que las rampas de expansión, y en donde las góndolas tienen bordes de lazo hacia atrás que definen la salida de la tobera, estos bordes forman un ángulo hacia delante y hacia el fuselaje.

11. La aeronave de la reivindicación 9, en donde las alas, góndolas y las secciones transversales reducidas del fuselaje definen una configuración de acuerdo con la regla de las áreas.



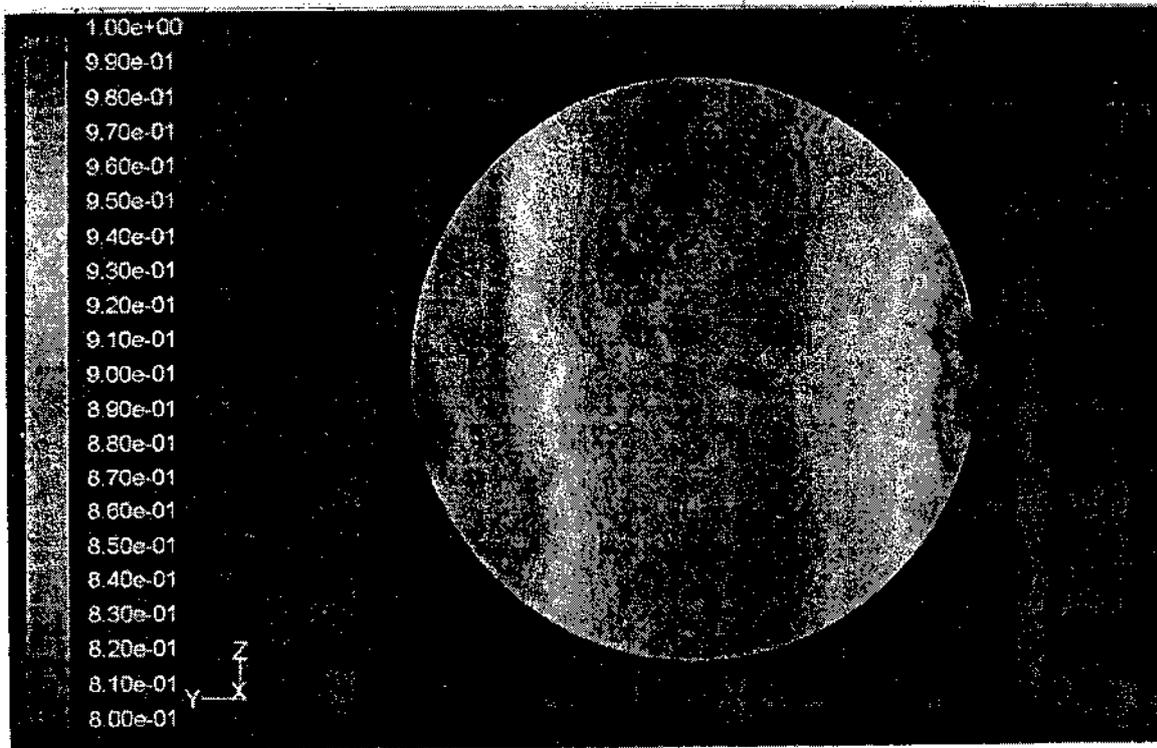
**FIG. 2.**





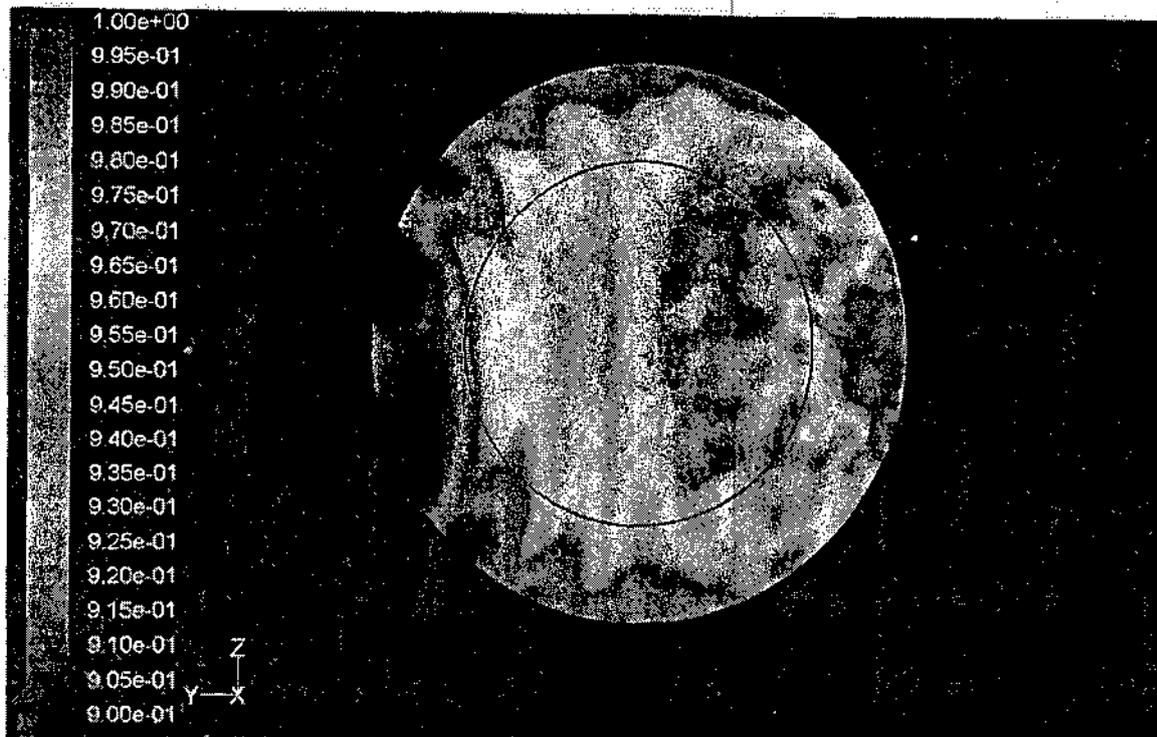
*FIG. 5.*

DISTRIBUCIÓN DE RECUPERACIÓN RAM - RAMPA  
DE RECUPERACIÓN DEL GRADIENTE  
BIDIMENSIONAL PARA UNA CORRIENTE LIBRE  
A MACH 1,65



*FIG. 6.*

PERFILES DE RECUPERACIÓN DE RAM PARA  
ENTRADA DE RAMPA DE COMPRESIÓN DE  
GRADIENTE TRIDIMENSIONAL



*FIG. 7.*  
PERFILES DE NÚMERO DE MACH



FIG. 1'

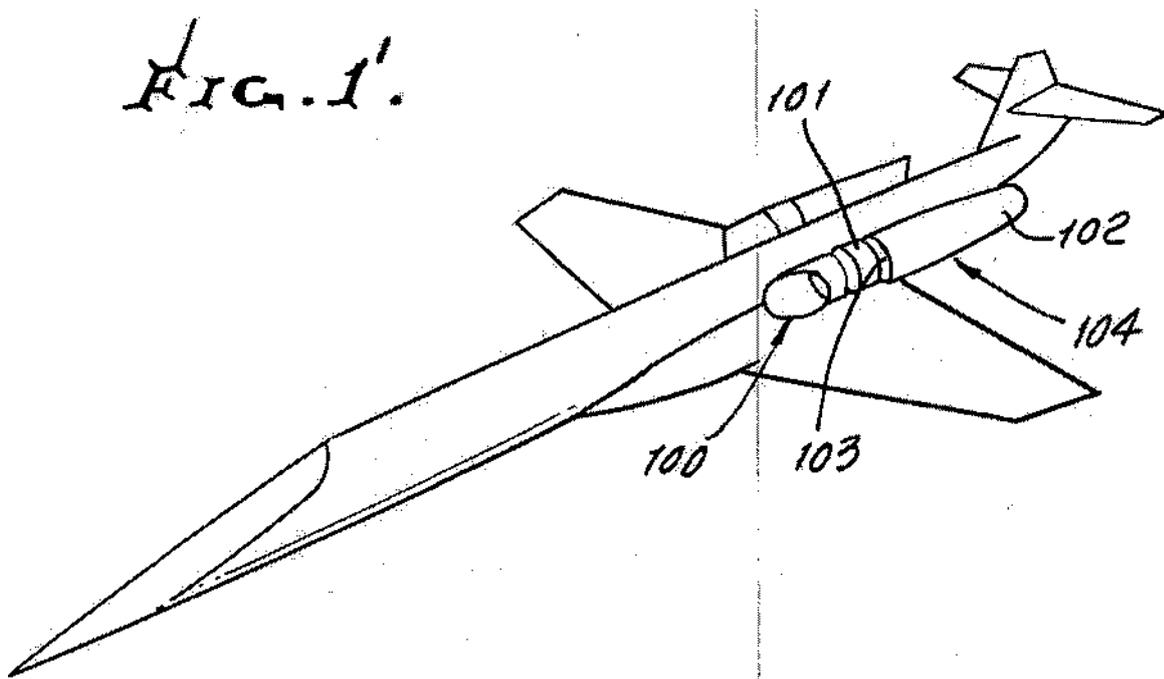


FIG. 2'

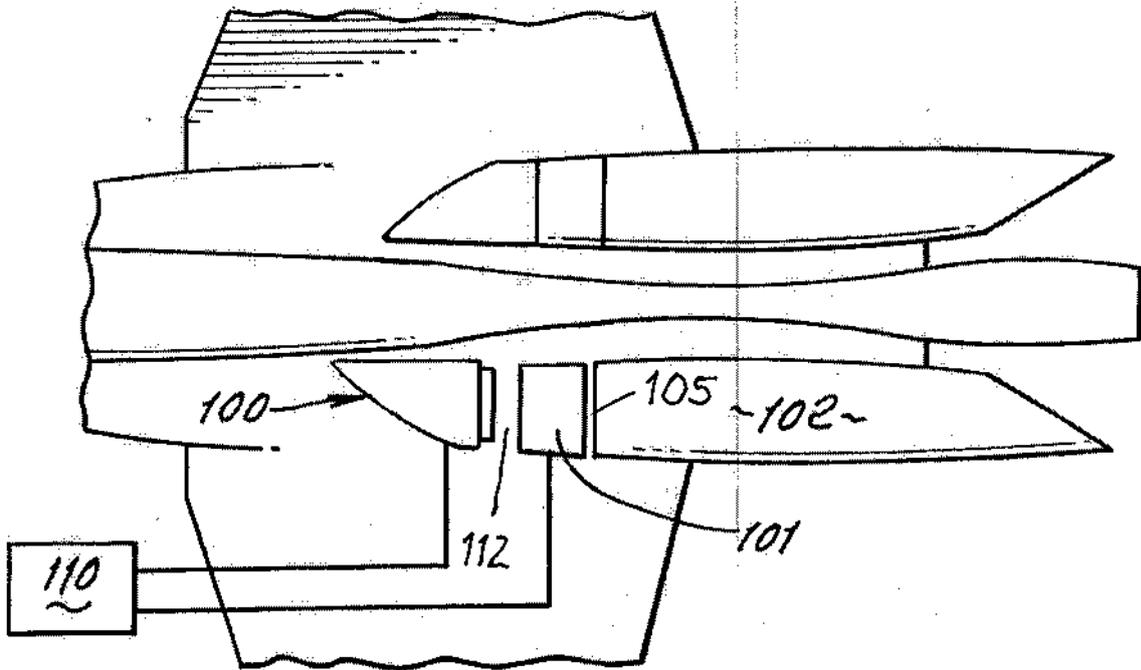
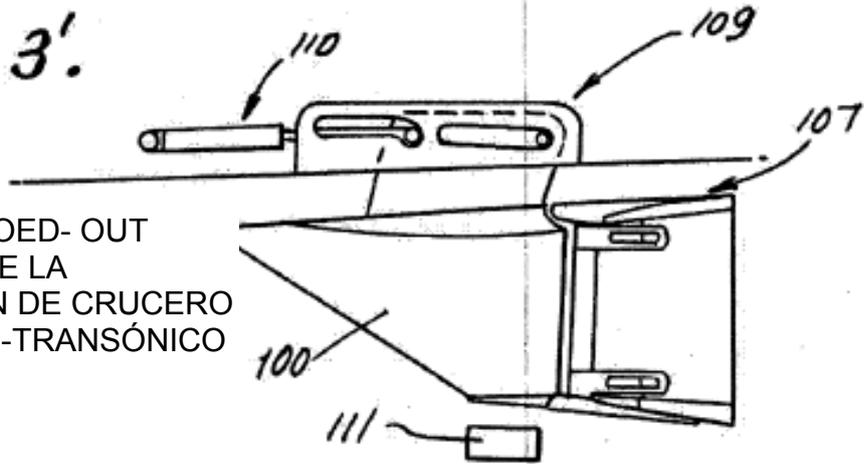


FIG. 3'

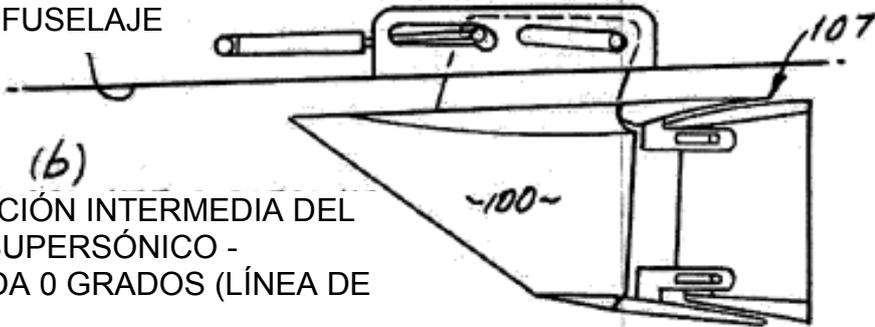
ENTRADA TOED- OUT  
CERRADA DE LA  
DERIVACIÓN DE CRUCERO  
SUBSÓNICO-TRANSÓNICO



LADO DEL FUSELAJE

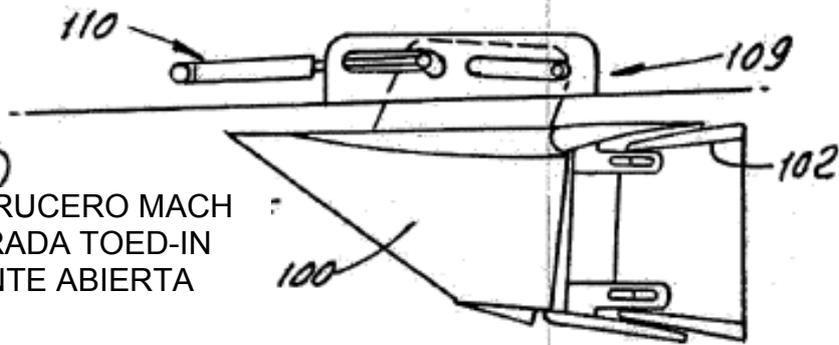
(b)

DERIVACIÓN INTERMEDIA DEL  
MACH SUPERSÓNICO -  
ENTRADA 0 GRADOS (LÍNEA DE  
BASE)



(c)

DERIVACIÓN CRUCERO MACH  
MÁXIMO - ENTRADA TOED-IN  
COMPLETAMENTE ABIERTA



(d)

DERIVACIÓN DEBAJO  
SUBSÓNICO - DESPEGUE Y  
ASCENSO INICIAL  
COMPLETAMENTE ABIERTO -  
CONTRA PARADAS

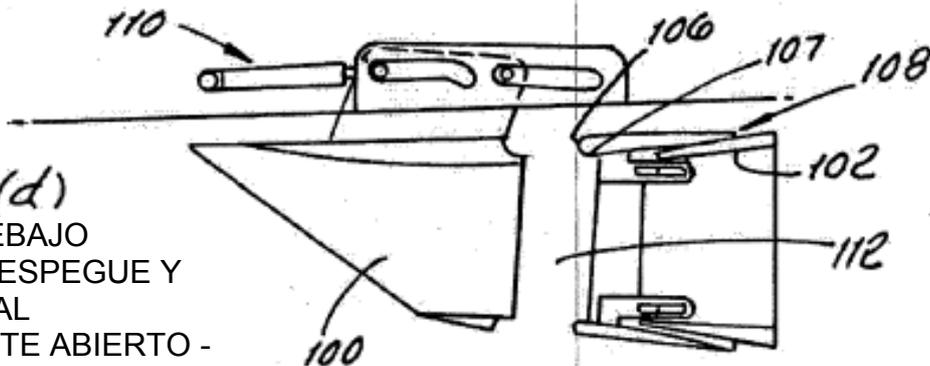


FIG. 9'

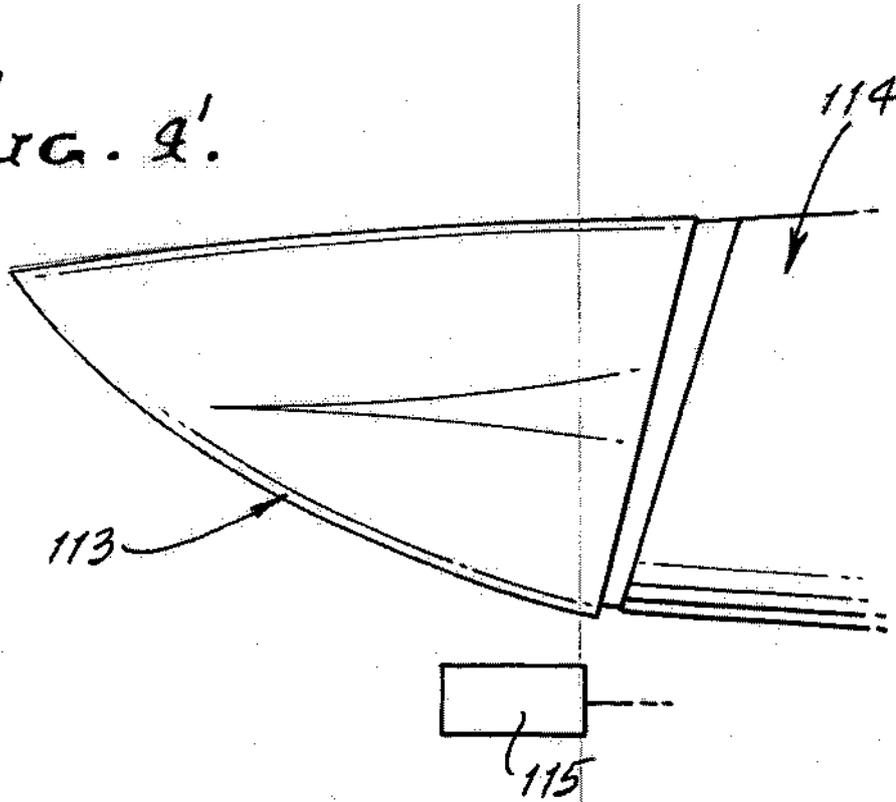
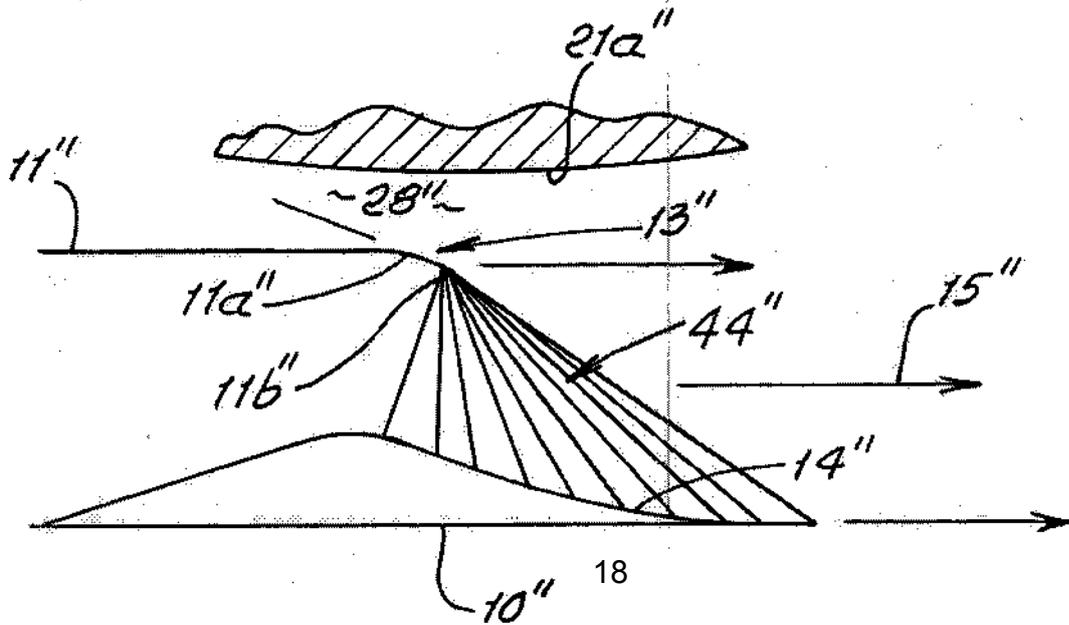


FIG. 1''



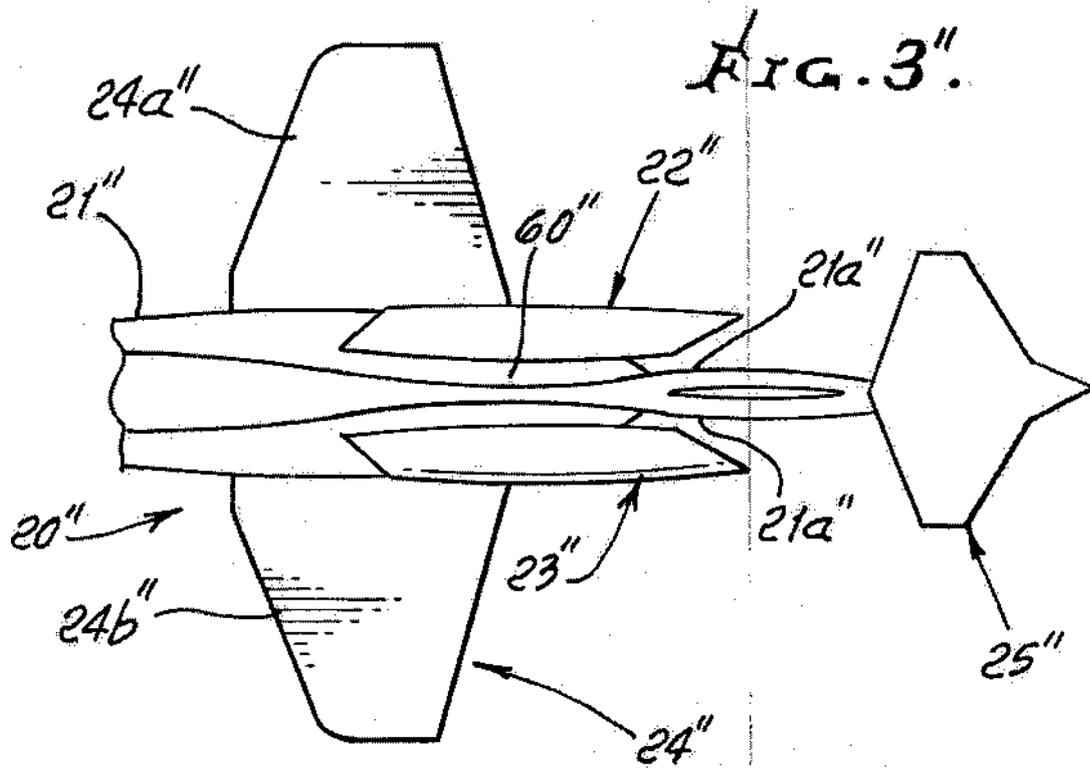
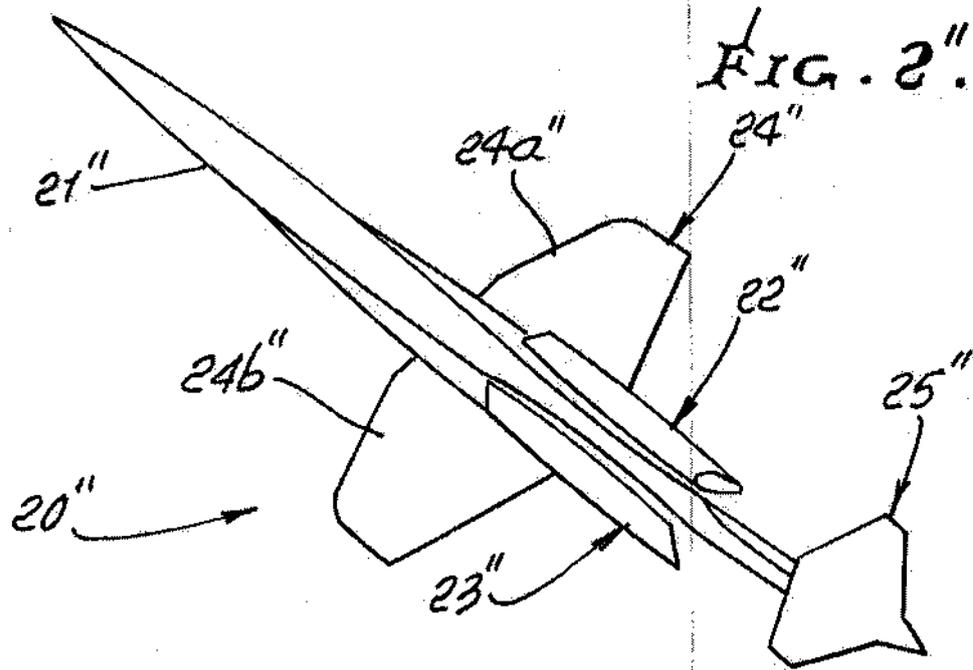


FIG. 4''

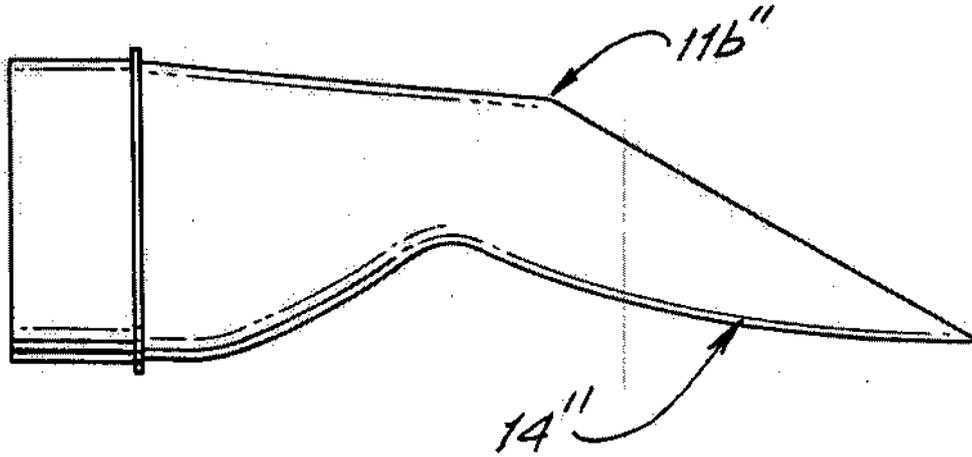
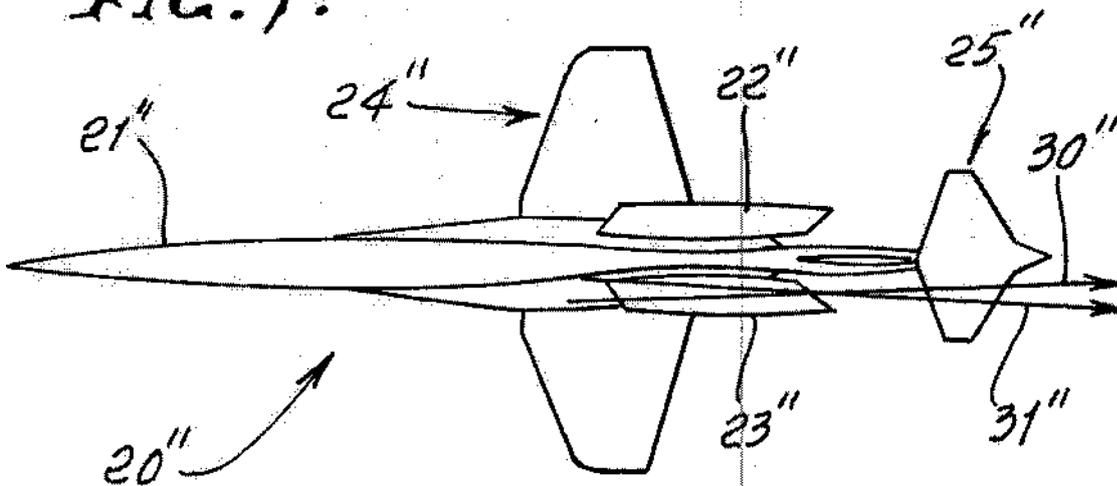


FIG. 7''



*FIG. 5''*

LÍNEAS DE FLUJO Y PERFILES DE PRESIÓN DE LA TOBERA - RELACIÓN DE ALTA PRESIÓN A VELOCIDAD SUPERSÓNICA DE LA AERONAVE.

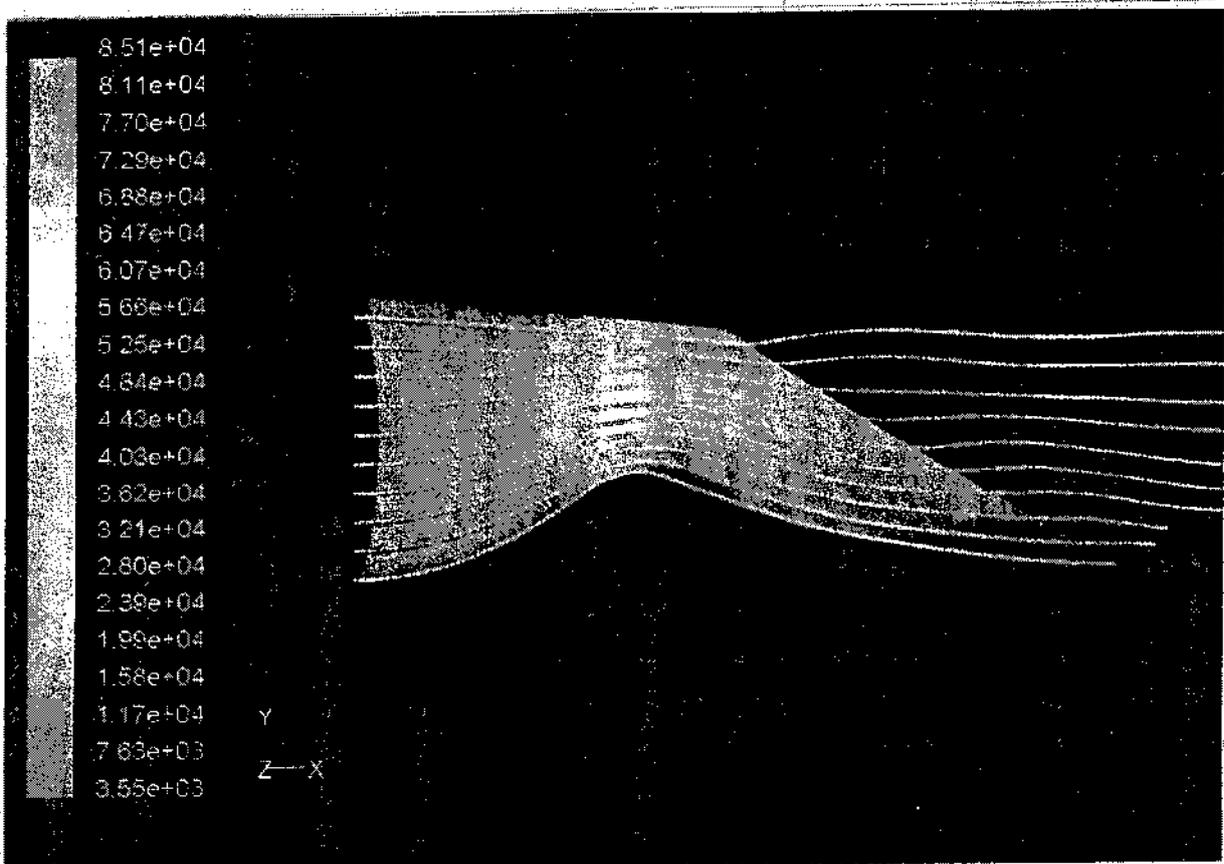


FIG. 6"

LÍNEAS DE FLUJO Y PERFILES DE PRESIÓN DE LA TOBERA - RELACIÓN DE BAJA PRESIÓN A VELOCIDAD BAJA DE LA AERONAVE.

