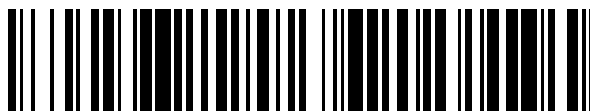


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 726 752**

51 Int. Cl.:

B64D 33/02 (2006.01)

F02C 7/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.12.2006 PCT/US2006/047738**

87 Fecha y número de publicación internacional: **17.04.2008 WO08045108**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.12.2006 E 06851790 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.02.2019 EP 1960266**

54 Título: **Entrada de compresión isentrópica para aviones supersónicos**

30 Prioridad:

15.12.2005 US 750345 P

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

09.10.2019

73 Titular/es:

**GULFSTREAM AEROSPACE CORPORATION
(100.0%)
500 Gulfstream Road, MS B-6
Savannah, GA 31402-2206, US**

72 Inventor/es:

**HENNE, PRESTON A.;
CONNORS, TIMOTHY R. y
HOWE, DONALD C.**

74 Agente/Representante:

DÍAZ DE BUSTAMANTE TERMINEL, Isidro

ES 2 726 752 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

Entrada de compresión isentrópica para aviones supersónicos.

5 **CAMPO DE LA INVENCION**

Las realizaciones de la invención se refieren a entradas supersónicas para aviones supersónicos y, más particularmente, a entradas supersónicas conformadas para reducir la resistencia aerodinámica y la intensidad del estampido sónico.

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

10 Muchos aviones supersónicos emplean motores de turbina de gas que son capaces de impulsar el avión a velocidades supersónicas. Sin embargo, estos motores de turbina de gas generalmente funcionan con flujo subsónico en un intervalo de aproximadamente Mach 0,3 a 0,6 en la parte superior del motor. La entrada desacelera el flujo de aire entrante a una velocidad compatible con los requisitos del motor de turbina de gas. Para lograr esto, una entrada supersónica se compone de una superficie de compresión y la trayectoria de flujo correspondiente, usada para desacelerar el flujo supersónico en un fuerte choque terminal. Aguas abajo del choque terminal, el flujo subsónico se desacelera aún más usando un difusor subsónico a una velocidad correspondiente a los requisitos del motor de turbina de gas.

20 Como se conoce en la técnica, la eficiencia de la entrada supersónica y el proceso de difusión es una función de la cantidad de presión total que se pierde en la corriente de aire entre el lado de entrada de la entrada y el lado de descarga. La recuperación de la presión total de una entrada se define mediante una relación de la presión total en la descarga respecto a la presión total en la corriente no perturbada.

25 Las entradas supersónicas son típicamente en "2D", con una abertura rectangular, o bien axisimétricas, con una abertura circular. La entrada supersónica incluye una garganta situada entre un difusor supersónico convergente y un difusor subsónico divergente. Las entradas supersónicas generalmente también se clasifican en tres tipos: compresión interna, compresión mixta y compresión externa.

30 Las entradas de compresión interna logran una compresión supersónica y subsónica completamente dentro del interior del conducto de entrada. La principal ventaja teórica de este tipo de entrada es el ángulo de carenado extremadamente bajo que resulta de un tren de choques completamente internalizado. Aunque este diseño de entrada parece teóricamente ventajoso, en la práctica requiere un sistema de control de choque complejo y que penaliza el rendimiento para situar el tren de choques, "activar" la entrada y mantener la estabilidad dinámica de choque para evitar la alta sensibilidad de la entrada a la expulsión del tren de choques ("desactivar"). Los desafíos asociados con este tipo de entrada han limitado su uso principalmente a aplicaciones de misiles aeropropulsados diseñados para un alto número de Mach. Por debajo de las velocidades de aproximadamente Mach 3,5, las entradas de compresión mixta y de compresión externa ofrecen un compromiso más práctico entre el rendimiento y la complejidad.

35 Como su nombre indica, las entradas de compresión mixta ofrecen una combinación de compresión externa e interna y buscan un equilibrio más práctico entre el rendimiento y la complejidad que el ofrecido por los diseños de compresión totalmente interna en el intervalo de Mach de aproximadamente 2,5 a 3,5. La parte interna del tren de choques de una entrada de compresión mixta es menos sensible a las perturbaciones del flujo que un diseño totalmente interno, y tiene un ángulo de carenado y una resistencia aerodinámica más bajos que una entrada de compresión completamente externa diseñada para la misma velocidad. Sin embargo, la compresión mixta requiere, no obstante, un sistema de control complejo para iniciar el tren de choques interno y para que la gestión de la estabilidad evite que la entrada se desactive. Dos aplicaciones notables de compresión mixta incluyen las entradas en los aviones XB-70 Valkyrie y SR-71 Blackbird.

40 Las entradas de compresión externa son las más adecuadas para las aplicaciones por debajo de aproximadamente Mach 2,5. En este intervalo de velocidad, la compresión externa ofrece una simplicidad de diseño que típicamente supera su recuperación de presión generalmente inferior. Debido a que el tren de choques es completamente externo, los ángulos de carenado y, por lo tanto, las características de resistencia aerodinámica instaladas, tienden a ser más altos en comparación con los diseños de compresión interna y mixta a una velocidad similar. Sin embargo, debido a que el tren de choques en una entrada de compresión externa permanece completamente fuera de la trayectoria de flujo interna, no está sujeto a la repentina expulsión producida por las perturbaciones de flujo aguas arriba o aguas abajo. Por lo tanto, la estabilidad del choque de compresión externa es superior a los diseños de compresión interna o mixta, requiriendo un sistema de control de entrada significativamente menos complicado. Entre los ejemplos notables de entradas que emplean compresión externa se incluyen las del Concorde, el F-14 Tomcat y el F-15 Eagle.

Los métodos tradicionales de diseño de entradas generalmente se han centrado en mejorar el rendimiento del sistema de propulsión al maximizar la recuperación total de la presión de entrada y, por lo tanto, el empuje bruto del motor. A menudo se usan sistemas secundarios complicados y entradas de geometría variable para lograr esto. Mientras que la recuperación de alta presión definitivamente proporciona ciertos beneficios, maximizar la recuperación de presión típicamente conlleva el coste de una resistencia aerodinámica de entrada y una complejidad de la entrada significativas, características que típicamente son contrarias a un diseño robusto y de bajo coste de funcionamiento.

Por ejemplo, los intentos de aumentar la recuperación de presión incluyen métodos basados en aire de purga, que, como se entiende en la técnica, mejoran la recuperación de presión de entrada mediante el manejo de la intensidad del choque y la eliminación de la capa límite. El Concorde usó un método de extracción de aire de purga en la garganta de entrada que debilitó la intensidad del choque terminal, mejorando de este modo la recuperación total de presión. Sin embargo, los métodos basados en aire de purga típicamente toman una gran parte del flujo de admisión para producir los resultados deseados y sufren las correspondientes penalizaciones relacionadas con la resistencia aerodinámica una vez que el flujo de purga finalmente se devuelve por la borda. Además, típicamente se requieren sistemas secundarios extensivos, que consisten en equipos de enrutamiento de flujo complejos.

El posicionamiento de la rampa de entrada es otro método usado para mejorar la recuperación de la presión a través de una colocación más óptima del sistema de choque de compresión, particularmente en condiciones de funcionamiento fuera del diseño. El Concorde, el F-14 y el F-15 son ejemplos de aviones que emplean posicionamiento en rampa para mejorar la recuperación de la presión. Sin embargo, el posicionamiento en rampa requiere accionadores eléctricos o hidráulicos y un sistema de control de entrada, lo que da como resultado un gran aumento en el recuento y complejidad de las piezas de entrada. Dichos sistemas introducen puntos de fallo potenciales y aumentan significativamente los costes de desarrollo y manejo.

El proceso de diseño de entrada supersónica tradicional comienza con la selección de la geometría de la superficie de compresión que mejor se adapta a los requisitos de rendimiento e integración de la aplicación prevista, por ejemplo, la velocidad de diseño y/o el número de Mach de choque de terminal del avión. Para una entrada de compresión externa, una configuración de superficie de compresión típicamente enfoca los choques generados por la entrada, a la velocidad de crucero supersónica de diseño, en una ubicación inmediatamente delante del resalte de carenado o el borde de carenado, generalmente conocido como enfoque de choque en el borde. Esta disposición generalmente proporciona una buena recuperación de la presión, una baja resistencia aerodinámica al rebosamiento de flujo y un entorno de flujo subsónico post-choque predecible que se presta a técnicas analíticas más básicas y explica la trazabilidad de la técnica a los primeros días del diseño de entrada supersónica.

La práctica de diseño de la entrada de compresión externa también utiliza el ángulo del borde de carenado para alinear el borde de carenado con el flujo supersónico local en las inmediaciones del choque terminal y el borde de carenado. Alinear el borde con el flujo local ayuda a prevenir la formación de un perfil de área de flujo de difusor subsónico adverso o una estructura de choque interno compleja en la región del borde, lo que reduce la recuperación de la presión de entrada y la eficiencia de bombeo de flujo, además de socavar la estabilidad del flujo del difusor.

Sin embargo, como se entiende en la técnica, a medida que aumenta la velocidad de diseño supersónico, también lo hace la cantidad de compresión necesaria para desacelerar el flujo a un número de Mach de choque terminal fijo. La compresión adicional implica la necesidad de una mayor desactivación del flujo del eje de entrada, dando como resultado un aumento correspondiente en el ángulo del borde de carenado (para alinear el ángulo del borde de carenado con el flujo local en el choque terminal). Cualquier aumento en el ángulo del borde de carenado da como resultado un área frontal adicional en la entrada, lo que aumenta la resistencia de entrada a medida que aumenta la velocidad. Esta tendencia adversa es una razón clave por la cual las entradas de compresión externa convencionales pierden viabilidad a números de Mach supersónicos altos.

Un intento de controlar la resistencia aerodinámica del borde de carenado, como se explica en la Patente de Estados Unidos N° 6.793.175 expedida a Sanders, incluye la configuración de la entrada para minimizar la forma y el tamaño del carenado. El concepto de Sanders implica transformar una toma rectangular tradicional en una geometría tridimensional más compleja pero de mayor rendimiento que, en una vista frontal, inicialmente se asemeja a un sector circunferencial de una admisión axisimétrica, pero ahora con la superficie de compresión en el radio exterior y el carenado en el radio interior. El lado del carenado se extiende a través de un arco angular circunferencial similar en una vista frontal, pero debido a que está ubicado en un radio interno, el arco físico del carenado se reduce. Se dice que la resistencia aerodinámica del carenado se reduce efectivamente a través de una reducción en la distancia circunferencial transcrita. La practicidad de este concepto de entrada se reduce por los desafíos de integración de aviones creados por la geometría en 3D. Por ejemplo, la forma de la sección transversal puede ser más difícil de integrar desde una perspectiva de embalaje que un diseño axisimétrico equivalente para sistemas de propulsión con barquillas currentilíneas. Además, es probable que la forma compleja de la entrada cree patrones complejos de distorsión que requieran técnicas de mitigación a gran escala en el difusor subsónico o el uso de motores con características de operabilidad más robustas.

Otro método para reducir el ángulo del borde de carenado para reducir la resistencia aerodinámica implica disminuir

5 el ángulo de giro de flujo al aumentar el número de Mach del choque terminal de entrada. Sin embargo, la mejora en la resistencia aerodinámica instalada en el uso de un mayor número de Mach de choque terminal, a menudo se compensa con la pérdida de empuje debida a la reducción en la recuperación de presión que resulta del choque terminal más intenso. Como es entendido por los expertos en la materia, el aumento del número de Mach del choque terminal también encuentra limitaciones significativas en la práctica una vez que se introducen los efectos del flujo viscoso. Los números de Mach de choque terminal más altos agravan la interacción de choque-capa límite y reducen la salud de la capa límite de la base de choque. El aumento de la resistencia de choque en la región base también reduce el margen de zumbido de entrada, reduciendo la capacidad de aceleración del flujo subcrítico. Además, el aumento en el número de Mach de choque terminal finalmente aumenta la probabilidad de la necesidad de un sistema complejo de control de entrada o de gestión de capa límite.

10 Las superficies de compresión de entrada se agrupan típicamente como 'rectas' o 'isentrópicas'. Una superficie isentrópica generalmente representa una superficie continuamente curvada que produce un continuo de pequeños choques infinitamente débiles durante el proceso de compresión. Por el contrario, una superficie recta generalmente representa una rampa plana o secciones cónicas que producen choques oblicuos o cónicos discretos. Aunque una entrada que emplea una superficie isentrópica puede tener, teóricamente, una mejor recuperación de presión que una entrada que emplea una superficie recta diseñada para las mismas condiciones operativas, los efectos viscosos reales se combinan para reducir el rendimiento general de las entradas isentrópicas y pueden causar una peor salud de la capa límite cuando se comparan con sus contrapartidas de superficie recta equivalentes. Tanto los tipos de entrada rectos como los isentrópicos diseñados convencionalmente para el mismo número de Mach de choque terminal también producen un ángulo de giro de flujo similar en el borde de carenado y, en consecuencia, ángulos de borde de carenado similares. Como tal, ni el diseño de entrada de superficie recta ni el diseño de entrada isentrópica convencional proporcionan un beneficio de resistencia aerodinámica de carenado en relación con el otro.

15 Como tal, el diseño convencional no proporciona una laxitud significativa para ajustar la disposición geométrica de la entrada y el borde de carenado cuando se diseña una superficie de compresión de entrada mecánicamente simple usando el enfoque de choque en el borde convencional. Debido a que las características de resistencia aerodinámica de carenado aisladas son relativamente inflexibles, el alivio de resistencia aerodinámica de entrada ha estado históricamente limitado a minimizar los efectos de interferencia entrada-fuselaje.

RESUMEN DE LA INVENCION

20 Las realizaciones de la invención emplean una conformación por compresión isentrópica relajada de la superficie de compresión de un diseño de entrada. Como se usa en el presente documento, la expresión "compresión isentrópica relajada" se refiere a una superficie de compresión isentrópica caracterizada por una serie de líneas de Mach en la que al menos una pluralidad de esas líneas de Mach no se enfocan en el punto de enfoque donde el choque inicial y el choque terminal se encuentran. Esta falta de enfoque de líneas de Mach da como resultado un nivel total de compresión inferior al nivel de compresión generado por una superficie de compresión isentrópica convencional diseñada según los mismos criterios. El enfoque de diseño de compresión isentrópica relajada se puede aplicar a cualquier concepto de compresión externa o compresión mixta, incluidas admisiones axisimétricas, cónicas parciales y bidimensionales. Los ángulos de carenado para las entradas de compresión externa diseñadas con una superficie de compresión isentrópica relajada pueden reducirse para acercarse a los empleados por las entradas de compresión mixta tradicionales, combinando la robustez inherente de la estabilidad al choque de la geometría de compresión externa con el alto rendimiento instalado de la geometría de compresión mixta.

25 Para ser explicada más detalladamente a continuación, la configuración de la entrada de compresión isentrópica relajada proporciona un aumento en la laxitud de diseño para el diseño sobre plano de la región del carenado de entrada al tiempo que permite el control sobre otros parámetros clave de diseño de entrada tales como el número de Mach de choque terminal, la distorsión del flujo del difusor y la recuperación de presión total. La conformación de entrada de compresión isentrópica relajada también puede permitir una reducción en los ángulos de la superficie del carenado y, como resultado, puede configurarse para mejorar las características de resistencia aerodinámica de entrada y resistencia aerodinámica de interferencia. La pendiente reducida del carenado también puede disminuir la contribución de la entrada a la característica general de estampido sónico del vehículo durante el vuelo supersónico y disminuir el potencial de interferencia cruzada aerodinámica entre entradas de acoplamiento cerrado.

30 Las realizaciones de la invención incluyen un método de desaceleración de un flujo supersónico de acuerdo con la reivindicación 1 y una entrada supersónica de acuerdo con la reivindicación 2, comprendiendo la entrada supersónica un borde de ataque configurado para generar una onda de choque inicial y una superficie de compresión situada aguas abajo del borde de ataque y que tiene al menos una sección curva configurada para generar compresión isentrópica. La entrada supersónica también incluye un borde de carenado separado espacialmente de la superficie de compresión, de modo que el borde de carenado y la superficie de compresión definen una abertura de entrada para recibir un flujo supersónico. La superficie de compresión está configurada para generar una onda de choque terminal que, durante el funcionamiento de la entrada supersónica a una velocidad de crucero supersónica predeterminada, se extiende desde la superficie de compresión para intersectar la onda de choque inicial en un punto sustancialmente adyacente al borde de carenado. La compresión isentrópica generada por la sección curva se caracteriza por una serie de líneas de Mach donde, durante el funcionamiento de la entrada

supersónica a la velocidad de crucero supersónica predeterminada, al menos una pluralidad de líneas de Mach no se enfocan en el punto sustancialmente adyacente al borde de carenado.

5 El documento US 6 793 175 B1, mencionado anteriormente, desvela una entrada de compresión isentrópica en la que, de acuerdo con su figura 4, la onda de choque inicial y la terminal se enfocan en un punto sustancialmente en el borde de carenado. La entrada está generando un enfoque de choque en el borde. No se desvela una entrada de compresión relajada.

10 El documento EP 0 810 357 A1 desvela una superficie de compresión para desviar una capa límite de aire de baja velocidad y baja presión, que se acumula en el fuselaje. En lugar de enfoque de choque en el borde, la idea desvelada es que el choque inicial y los choques adicionales más débiles se enfocan en un punto que se encuentra fuera del carenado. No se desvelan una entrada de compresión relajada o un método de acuerdo con el cual una onda de choque inicial y una segunda se intersecan en un punto sustancialmente adyacente al borde de carenado.

El documento US 2 916 230 A describe perfiles aerodinámicos para dispositivos aerodinámicos que se mueven a velocidades supersónicas.

15 Aunque la memoria descriptiva concluye con reivindicaciones que señalan particularmente y reivindican claramente las realizaciones de la invención, se cree que la misma se entenderá mejor a partir de la siguiente descripción tomada junto con los dibujos adjuntos, que ilustran, de forma no limitante, el mejor modo contemplado actualmente para llevar a cabo realizaciones de la invención, y en el que números de referencia similares designan partes similares en todas las figuras, en las que:

20 La figura 1-A muestra una sección transversal de una entrada de compresión externa de superficie recta convencional;

La figura 1-B muestra una solución de flujo no viscoso para la entrada de compresión externa de superficie recta convencional que se muestra en la figura 1-A;

La figura 2-A muestra una sección transversal de una entrada de compresión externa de compresión isentrópica relajada de acuerdo con una realización de la invención;

25 La figura 2-B muestra una solución de flujo no viscoso para la superficie de compresión isentrópica tradicional;

La figura 2-C muestra una solución de flujo no viscoso para la superficie de compresión isentrópica relajada que se muestra en la figura 2-A;

30 La figura 3-A muestra una sección transversal de una entrada de compresión externa de compresión isentrópica relajada y un difusor subsónico de acuerdo con una realización de la invención que demuestra un ejemplo de mala correspondencia de área de sección transversal entre la admisión y el motor;

La figura 3-B muestra una sección transversal de una entrada de compresión externa de compresión isentrópica relajada y un difusor subsónico de acuerdo con una realización de la invención que demuestra un ejemplo de buena correspondencia de área de sección transversal entre la admisión y el motor;

35 La figura 4-A muestra una sección transversal de la línea central de una entrada de compresión externa axisimétrica de superficie recta bicónica o doble diseñada para la velocidad de flujo local Mach 1,9;

La figura 4-B muestra una sección transversal de la línea central de una entrada de compresión externa axisimétrica de compresión isentrópica relajada diseñada para la velocidad de flujo local Mach 1,9 de acuerdo con una realización de la invención;

40 La figura 5-A muestra resultados de recuperación de presión total no viscosa a Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada unicónicas y bicónicas axisimétricas convencionales;

La figura 5-B muestra resultados de recuperación de presión total no viscosa a Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

La figura 6-A muestra los resultados del coeficiente de resistencia aerodinámica del carenado a Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada unicónicas y bicónicas axisimétricas convencionales;

45 La figura 6-B muestra los resultados del coeficiente de resistencia aerodinámica del carenado a Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

La figura 7-A muestra los resultados específicos de consumo de combustible a Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada unicónicas y bicónicas axisimétricas convencionales;

50 La figura 7-B muestra los resultados específicos de consumo de combustible a Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

La figura 8-A muestra una solución de número de Mach basada en CFD de medio plano a Mach 1,9 para una configuración de entrada bicónica axisimétrica convencional;

La figura 8-B muestra una solución de número de Mach basada en CFD de medio plano a Mach 1,9 para una configuración de entrada isentrópica axisimétrica de acuerdo con una realización de la invención;

5 La figura 9-A muestra soluciones de números de Mach basadas en CFD de medio plano para diversas relaciones de flujo másico o MFR a Mach 1,9 para una configuración de entrada bicónica axisimétrica convencional;

La figura 9-B muestra soluciones de números de Mach basadas en CFD de medio plano para diversas relaciones de flujo másico o MFR a Mach 1,9 para una configuración de entrada isentrópica axisimétrica de acuerdo con una realización de la invención;

10 La figura 10 muestra datos de relación de flujo másico basados en CFD en función del área del tapón de flujo másico de entrada a Mach 1,9 para diversas entradas convencionales y entradas isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

15 La figura 11 muestra datos de recuperación de presión total basados en CFD en función de la relación de flujo másico a Mach 1,9 para diversas entradas convencionales y entradas isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

La figura 12 muestra datos del coeficiente de resistencia aerodinámica aditiva basado en CFD en función de la relación de flujo másico a Mach 1,9 para diversas entradas convencionales y entradas isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

20 La figura 13 muestra datos del coeficiente de resistencia aerodinámica de carenado, basados en CFD en función de la relación de flujo másico a Mach 1,9 para diversas entradas convencionales y entradas isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

La figura 14-A muestra datos de consumo de combustible específicos basados en CFD en función de la relación de flujo másico a Mach 1,9 para diversas entradas convencionales y entradas isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

25 La figura 14-B muestra datos de consumo de combustible específicos basados en CFD a un flujo casi crítico a Mach 1,9 para diversas entradas convencionales y entradas isentrópicas axisimétricas de acuerdo con una realización de la invención;

30 La figura 15 muestra el coeficiente de resistencia aerodinámica de carenado basado en CFD en función de la relación de flujo másico en los números de Mach locales dentro y fuera del diseño para una entrada convencional axisimétrica y una entrada isentrópica de acuerdo con una realización de la invención;

Las figuras 16-A a 16-C muestran una vista desde arriba, vista frontal y vista lateral, respectivamente, de una configuración de avión a reacción supersónico;

35 La figura 17 muestra una solución de presión a base de CFD de las superficies del ala y del fuselaje Mach 1,8 de corriente no perturbada para una entrada convencional axisimétrica instalada en el lado izquierdo del avión y una entrada isentrópica axisimétrica de acuerdo con una realización de la invención instalada en el lado derecho del avión; y

La figura 18 muestra las firmas de estampido sónico del avión de estudio a la velocidad de crucero Mach 1,8 para una entrada convencional axisimétrica en el avión de estudio y una entrada isentrópica axisimétrica de acuerdo con una realización de la invención en el avión de estudio.

40 DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION

La presente divulgación se describirá a continuación más completamente con referencia a las figuras en las que se muestran diversas realizaciones de la invención. El objeto de esta divulgación puede, sin embargo, materializarse en muchas formas diferentes y no debe considerarse como limitado a las realizaciones expuestas en el presente documento.

45 Las realizaciones de la invención se refieren a la conformación de entrada supersónica que mejora la fuerza propulsora neta a través de superficies de compresión isentrópica relajada. Como se discutió anteriormente, "compresión isentrópica relajada" se refiere a una superficie de compresión isentrópica caracterizada por una serie de líneas de Mach que no necesariamente se enfocan en el punto donde el choque oblicuo inicial y el choque terminal se encuentran. De acuerdo con las realizaciones de la invención, la mejora del rendimiento global puede
50 lograrse usando configuraciones de entrada de compresión isentrópica relajada incluso cuando la entrada presenta características de recuperación de presión total relativamente malas. Además, las entradas que emplean una conformación de compresión isentrópica relajada pueden lograr mejoras netas sin depender de sistemas

secundarios complicados o geometría variable.

La figura 1-A muestra una sección transversal de una entrada de compresión externa de superficie recta 100 configurada mediante el enfoque de choque en el borde. La entrada 100 incluye una superficie de compresión 110 que tiene una construcción de superficie recta doble con una primera superficie recta 111 a un ángulo de giro inicial 110a y una segunda superficie recta 112 a un segundo ángulo de giro 110b. La entrada 100 también incluye un borde de carenado 120 que está situado a un ángulo de carenado de 110c medido desde la línea central de la entrada 100. La superficie de compresión 110 realiza la transición al resalte 130 que define la garganta 135, la parte más estrecha de la trayectoria de flujo de la entrada 100. Después de la garganta 135, un difusor 140 proporciona una trayectoria de flujo divergente que suministra flujo subsónico al motor (no mostrado en la figura 1-A).

Durante el vuelo, la entrada 100 encuentra un flujo supersónico en la dirección indicada por la flecha A y captura el flujo de aire mostrado en la región B. Un choque inicial 200 se forma cuando el flujo supersónico inicialmente se encuentra con la superficie de compresión 110. Un choque secundario 210 se forma en la transición entre la primera superficie recta 111 y la segunda superficie recta 112 de la superficie de compresión 110. Finalmente, se forma un choque terminal 220 en la transición entre la segunda superficie recta 112 y el resalte 130. Se muestra un choque de carenado 230 que se extiende hacia arriba desde el borde de carenado 120. Como se muestra en la figura 1-A, debe observarse que el choque inicial 200, el choque secundario 210 y el choque terminal 220 están enfocados en el punto de enfoque de choque 240. El enfoque de choques en o cerca del borde de carenado se usa para maximizar el área de flujo de captura B para reducir la resistencia aerodinámica aditiva causado por el exceso de rebosamiento de flujo alrededor de la entrada.

La figura 1-B muestra una solución de flujo no viscoso para la entrada de compresión externa de superficie recta 100 que se muestra en la figura 1-A. Una solución de flujo no viscoso, donde la solución no tiene en cuenta la viscosidad del fluido, puede adquirirse usando técnicas analíticas tales como el método de características (MOC). Las técnicas computacionales básicas que definen el proceso del método de características subyacente son bien conocidas por los expertos en la materia y están disponibles como código en el dominio público. En comparación con los resultados viscosos de las herramientas de orden superior, tales como la dinámica de fluidos computacional (CFD), las soluciones no viscosas se pueden obtener rápidamente y sin la necesidad de recursos de computación extensos. Las soluciones no viscosas por lo general poseen un nivel de fidelidad adecuado para realizar evaluaciones paramétricas iniciales y la definición del espacio de diseño. Sin embargo, como sería evidente para los expertos en la materia, el análisis por CFD e incluso los cálculos manuales podrían usarse exclusivamente como herramienta analítica.

La solución de flujo no viscoso que se muestra en la figura 1-B de la entrada de superficie recta que se muestra en la figura 1-A ilustra el concepto de diseño estándar del enfoque de choque en la región de borde de carenado 240. La malla característica de la solución ilustra el choque inicial 200, el choque secundario 210 y el choque terminal 220 y demuestra visualmente la compresión del flujo supersónico antes del choque terminal 220. Según entienden los expertos en la materia, el enfoque de choque se puede diseñar con cierto margen incorporado al enfocar los choques a corta distancia antes del borde de carenado para adaptarse a las fluctuaciones de la posición de choque que resultan de las variaciones en la velocidad del vehículo y las anomalías atmosféricas y del flujo de aire.

La figura 2-A muestra una sección transversal de una entrada de compresión relajada o de compresión externa isentrópica modificada 300 de acuerdo con una realización de la invención. La entrada 300 incluye una superficie de compresión 310 que tiene una superficie recta inicial 340 configurada en un ángulo de giro inicial 310a. La superficie de compresión 310 también incluye una segunda superficie de compresión 311 que incluye una sección curva 312 seguida de una sección recta 313. Aunque solo la sección curva 312 de la segunda superficie de compresión 311 genera compresión isentrópica, toda la superficie de compresión 310 se denomina, en el presente documento, una superficie de compresión isentrópica relajada. A modo de comparación, se muestra un ejemplo de una superficie de compresión isentrópica tradicional 500 en una línea discontinua. La entrada 300 incluye un borde de carenado 320 que se sitúa en un ángulo de 310b medido desde la línea central de la entrada 300. La superficie de compresión 310 realiza la transición al resalte 330 que define la garganta 335, la parte más estrecha de la trayectoria de flujo de la entrada 300. Después de la garganta 335, un difusor subsónico 350 proporciona una trayectoria de flujo divergente que suministra flujo subsónico al motor (no se muestra en la figura 2-A).

Al igual que con la entrada que se muestra en la Figura 1-A, la entrada 300 se encuentra con el flujo supersónico de corriente no perturbada en la dirección indicada por la flecha A y captura el flujo de aire que se muestra en la región B. Mientras que un choque inicial 400 se forma cuando el flujo supersónico se encuentra inicialmente con la superficie de compresión 310, se debe tener en cuenta que la superficie de compresión 310 no genera el choque secundario que se muestra en la figura 1-A. Se forma un choque terminal 410 en la transición entre la superficie de compresión 310 y el resalte 330. Se muestra un choque de carenado 420 que se extiende hacia arriba desde el borde de carenado 320. Como se muestra en la figura 2-A, el choque inicial 400 y el choque terminal 410 se enfocan en el punto de enfoque de choque 430.

Usando la práctica de diseño convencional y herramientas analíticas tales como MOC y CFD, una superficie de compresión isentrópica tradicional 500, que se muestra en una línea discontinua en la figura 2-A (el choque terminal asociado con la superficie de compresión isentrópica tradicional 500 no se muestra en la figura 2-A), se puede

generar para un tipo de entrada y condiciones de diseño dadas. La figura 2-B muestra una solución de flujo no viscoso para la superficie de compresión isentrópica tradicional 500 en la figura 2-A. De acuerdo con la práctica de diseño isentrópico tradicional, el choque inicial 510 y el choque terminal 520 se enfocan en la región del borde de carenado 320, formando un punto de enfoque 530. Adicionalmente, la superficie de compresión isentrópica tradicional 500 incluye una superficie recta inicial 540 seguida de una sección curva 550, que está configurada para generar compresión isentrópica del flujo supersónico. La sección curvada 550 puede ir seguida de otra sección recta 560. Como entienden los expertos en la materia y como se ilustra en la solución de flujo no viscoso de la figura 2-B, una superficie de compresión isentrópica tradicional 500 se caracteriza por enfocar las líneas de Mach que irradian desde la sección curva 550 en el punto de enfoque 530. Como se muestra en la figura 2-B, las líneas de Mach generadas por la sección curva 550 ilustran la compresión isentrópica a medida que las líneas de Mach se fusionan a lo largo de su longitud, enfocándose finalmente en el punto de enfoque 530.

Usando la superficie de compresión isentrópica tradicional como un marco de referencia, se pueden usar herramientas analíticas, tales como MOC y CFD, para definir una geometría de compresión isentrópica relajada con un nivel de compresión promedio menor que la superficie de compresión isentrópica tradicional. Las herramientas analíticas pueden usar las condiciones límite, tales como el nivel de compresión, el número de Mach local (por ejemplo, el número de Mach sobre las alas), el número de Mach de choque terminal, el ángulo cónico inicial o de giro, y otros conocidos en la técnica, para identificar la geometría de superficie que logra las condiciones límite. Se pueden usar cambios iterativos en las condiciones límite para modificar la geometría de la superficie de compresión 310 de una manera controlada y predecible, proporcionando un enfoque para llegar a un objetivo de diseño deseable (por ejemplo, optimizar la superficie de compresión de una entrada isentrópica relajada para un motor particular).

Como se usa en el presente documento, la compresión hace referencia a la diferencia en el número de Mach entre una ubicación inmediatamente después del choque inicial 400 y el número de Mach promediado a lo largo del choque terminal 410. El nivel de compresión de una superficie de compresión isentrópica relajada hace referencia a la diferencia entre la compresión de una superficie de compresión isentrópica tradicional y la compresión de una superficie de compresión isentrópica relajada, cuando ambas superficies están diseñadas para las mismas condiciones de diseño. Como entenderán los expertos en la materia, las herramientas analíticas pueden configurarse para usar diversos valores de entrada (por ejemplo, el número de Mach de choque terminal promedio, el nivel de compresión isentrópica, etc.) para sesgar la superficie de compresión 310. Como un ejemplo, la superficie de compresión 310 puede estar sesgada para controlar el número de Mach objetivo en la base del choque terminal 410a.

También se pueden aplicar otros métodos o enfoques para generar la geometría de compresión isentrópica 310. Por ejemplo, la conformación de la superficie podría producirse basándose en métricas de diseño alternativas distintas del nivel de compresión. Las métricas alternativas pueden incluir, pero no deben limitarse a, la distribución del ángulo de flujo a lo largo de la longitud del choque terminal o la distorsión de flujo promedio.

La figura 2-C muestra una solución de flujo no viscoso para la realización del diseño de entrada de compresión isentrópica relajada que se muestra en la figura 2-A. Como se muestra, el choque inicial 400 y el choque terminal 410 convergen en la región del borde de carenado 320. Al contrario de las líneas de Mach que se muestran en las figuras 1-B y 2-B, la solución de malla de Mach representada en la figura 2-C ilustra cómo la serie de líneas de Mach que irradian desde la sección curva 312 no se enfocan en el punto de enfoque 430. En cambio, las líneas de Mach en la figura 2-B incluyen una región de compresión relajada, que se muestra en la región 450 de la figura 2-B, que está dirigida al interior de la abertura de entrada o alejándola del borde de carenado 320. En lugar de enfocarse completamente en el punto de enfoque 430, como se muestra en las figuras 1-B y 2-B, las líneas de Mach en la región 450 se propagan hacia la superficie de compresión 310 en intersecan la región 450 del choque terminal. Como resultará evidente para un experto en la materia, la naturaleza difusa, o la falta de enfoque en el punto de enfoque 430, de las líneas de Mach indica que parte de la compresión de flujo tradicional en las inmediaciones del borde de carenado, como se muestra en la figura 2-B se está propagando ahora hacia el interior, hacia la superficie de compresión 310, en lugar de limitarse a las inmediaciones del punto de enfoque 430 frente al borde de carenado 320.

Como resultado, la región anular superior (o anular externa de una entrada asimétrica) del área de flujo capturado, en la región 450, experimenta una compresión desenfocada o relajada y, como consecuencia, experimenta un menor giro de flujo local en el borde de carenado. El menor giro de flujo local en la región del borde de carenado 320 da como resultado un ángulo inferior del borde de carenado 310b, como se muestra en la figura 2-A, cuando el borde de carenado está alineado con el flujo local en el carenado. Como se describe con mayor detalle a continuación, se puede usar un ángulo inferior del borde de carenado, de acuerdo con realizaciones de la invención, para reducir la resistencia aerodinámica del carenado.

Como se muestra en las figuras 2-A y 2-C, el choque terminal 410, en su base 410a, es sustancialmente ortogonal a la superficie de compresión pero, seguidamente, exhibe doblez o curvatura a medida que el choque terminal se aproxima a la región del borde de carenado. El arqueo o curvatura observado es impulsado por un gradiente de velocidad a lo largo de la longitud del choque terminal. El gradiente de velocidad del choque terminal abarca un

intervalo de Mach más grande desde la superficie de compresión hasta el borde de carenado que el gradiente de velocidad del choque terminal 410 que se muestra en las figuras 1-A y 1-B o el choque terminal que se muestra en la figura 2-B. El nivel de arqueo de choque terminal, en la figura 2-A, en las inmediaciones del borde de carenado 320 es representativo del ángulo de flujo local en las inmediaciones del borde de carenado. A medida que el arqueo se hace más pronunciado debido a la disminución de la compresión local 440 resultante de la geometría de compresión isentrópica relajada 310, el ángulo de flujo local se alinea más cerca de la dirección del flujo de corriente no perturbada. Esto se ve en la curvatura de la región 450 cuando el choque terminal se aproxima al punto de enfoque 430. Debido a que el carenado también está alineado con el ángulo de flujo local en el borde de carenado 320, el ángulo de carenado 310b se reduce.

De acuerdo con realizaciones de la invención, la superficie de compresión 310 usa una superficie de compresión isentrópica relajada con un proceso de compresión distribuido más prominentemente hacia la base del choque terminal 410a. Mientras que la superficie de compresión 310 genera menos compresión que la superficie de compresión isentrópica tradicional 500, la superficie de compresión 310 puede configurarse para retener, en la base del choque terminal, un número de Mach de choque terminal objetivo similar al de una solución de compresión isentrópica tradicional para una entrada diseñada para los mismos parámetros clave de diseño de entrada. Al retener un número de Mach de choque terminal similar en la base 410a, la entrada de compresión isentrópica relajada puede configurarse para evitar la introducción de una interacción de choque-capa límite severa.

El número de Mach del choque terminal en la base del choque terminal se puede mantener usando una superficie de compresión isentrópica relajada, aunque se puede observar una pérdida de la recuperación de la presión total debido a la compresión del flujo que se propaga hacia adentro y hacia atrás del choque terminal en la región 450 cercana al borde de carenado 320. Como se entiende en la técnica, una pérdida de recuperación de la presión total puede dar como resultado una reducción en el rendimiento del motor. Como se muestra en detalle a continuación, la reducción en la resistencia aerodinámica del carenado, como resultado de un ángulo reducido del borde de carenado, compensa la reducción en el rendimiento del motor resultante de la pérdida observada en la recuperación de la presión total. Además, la simplicidad mecánica del diseño de entrada mostrado en la figura 1-A puede conservarse en diseños de entrada de compresión isentrópica relajada de acuerdo con realizaciones de la invención.

Cabe señalar que la superficie de compresión 310 que se muestra en la figura 2-A puede considerarse un diseño híbrido. El diseño de entrada de compresión isentrópica relajada, de acuerdo con realizaciones de la invención, incluye una superficie recta inicial 340 en el borde de ataque de la geometría de compresión y una conformación isentrópica en la segunda superficie de compresión 311.

La figura 3-A muestra una sección transversal de una entrada de compresión externa de compresión isentrópica relajada axisimétrica 600 y un difusor subsónico 620 de acuerdo con una realización de la invención que demuestra un ejemplo de mala correspondencia de área entre la admisión y el motor. La comprensión de las características de correspondencia entre el área de captura de admisión y el área máxima de la góndola puede ayudar a determinar la magnitud del beneficio de resistencia aerodinámica instalado que se puede realizar usando la compresión isentrópica relajada. Por ejemplo, un área de admisión 601, como se muestra en la figura 3-A, que es pequeña en comparación con el área máxima de la góndola 602 da como resultado un perfil geométrico de carenado que puede no beneficiarse significativamente de una reducción en el ángulo de carenado en el borde de entrada 610. La mala correspondencia del área da como resultado una gran área frontal de carenado, definida como la diferencia entre el área máxima de la góndola 602 y el área de admisión 601. A medida que la zona frontal crece, las líneas de diseño sobre plano de la góndola 630 se vuelven más difíciles de influir significativamente a través de la conformación en el borde de carenado 610, la reducción de la resistencia aerodinámica y la mejora del estampido sónico disponible a través de una geometría de compresión isentrópica relajada.

Una mayor capacidad de flujo específico es una característica distintiva del diseño moderno de la maquinaria turbo, y la mayor demanda de flujo para un tamaño de ventilador dado permite que el diámetro de captura de entrada crezca en relación con el diámetro del motor. Esto se puede usar en combinación con realizaciones de la invención para permitir una correspondencia más aerodinámica entre el área de admisión en la entrada y el área máxima de la góndola, como se muestra en la figura 3-B.

La figura 3-B muestra una sección transversal de una entrada de compresión externa de compresión isentrópica relajada axisimétrica 700 y un difusor subsónico 720 de acuerdo con una realización de la invención que demuestra un ejemplo de buena correspondencia entre la admisión y el motor. Como se muestra en la figura 3-B, por ejemplo, un área de admisión 701 se aproxima al área máxima de la góndola 702, lo que da como resultado un perfil geométrico de carenado que puede beneficiarse significativamente de una reducción en el ángulo del carenado en el borde de entrada 710. Para la geometría de entrada 700 corresponde bien entre el diámetro de admisión 701 y el diámetro máximo de la góndola 702, las reducciones en el ángulo del carenado pueden producir un diseño sobre plano más aerodinámico que se extiende más hacia atrás a lo largo de la góndola y que puede producir mejoras más significativas en las características de resistencia aerodinámica y del estampido sónico en comparación con las que resultan de una entrada con mala correspondencia de área. Como tal, la correspondencia de área de admisión respecto a motor se puede adaptar a medida para capturar completamente los beneficios de la resistencia aerodinámica y del estampido sónico del diseño de entrada de compresión isentrópica relajada.

Como se discutió anteriormente, los beneficios de rendimiento habilitados por la reducción en el ángulo del borde de carenado pueden compensarse en otra parte en el diseño de entrada. En relación con una entrada convencional, por ejemplo la entrada 100 de la figura 1-A, una entrada de compresión isentrópica relajada, diseñada para las mismas condiciones operativas, puede experimentar una mayor distorsión del flujo y un espesor de capa límite adicional dentro del difusor subsónico. Para algunas configuraciones de entrada de compresión isentrópica relajada, también se observa una reducción en la recuperación de la presión total debido a un mayor número de Mach supersónico a lo largo de la longitud externa del choque terminal.

Además, el intenso gradiente de velocidad producido por la compresión isentrópica relajada a lo largo de la longitud del choque terminal, particularmente cuando se aproxima el borde de carenado, crea un campo de velocidad y presión post-choque menos uniforme dentro del difusor. El campo de velocidad y presión post-choque menos uniforme puede ser visto por el motor como un aumento en la distorsión. Como entenderán los expertos en la materia, la distorsión adicional puede ser tolerada por la maquinaria turbo, siempre que gran parte del defecto de flujo pase a través del ventilador, evitando el arrastre por el compresor más sensible. Como sería evidente, esto puede lograrse usando motores de derivación más altos o motores que desvían una mayor proporción de flujo alrededor del compresor, en oposición a atravesando del mismo. Sin embargo, debe entenderse que otras configuraciones de motor se contemplan y se pueden usar con entradas de acuerdo con la invención.

Adicionalmente, debe entenderse que la capa límite detrás de la base del choque terminal puede aumentar como resultado de los cambios de geometría de la superficie interna necesarios para desacelerar suavemente el flujo capturado en la cara del motor. A medida que se reduce el ángulo del borde de carenado, el ángulo de la superficie del difusor también se puede reducir inmediatamente detrás de la base del choque terminal para mantener el perfil del área de difusión. Como resultado, se puede introducir un ángulo de giro más pronunciado inmediatamente después de la base del choque terminal en el resalte del difusor en lugar de una superficie de transición más suave al difusor subsónico. Esta rotura de ángulo o gran ángulo de giro amplifica la reaceleración del flujo post-choque cerca del pico del resalte y aumenta el espesor de la capa límite aguas abajo.

Para determinar la efectividad de diversas realizaciones de la invención, se eligió una función de coste basada en el consumo de combustible específico (SFC) para comparar los beneficios relativos del concepto de entrada de compresión isentrópica relajada con los de las configuraciones convencionales de superficie recta. El análisis inicial se basó en el análisis de flujo no viscoso para completar la función de coste para las realizaciones de la entrada de compresión isentrópica relajada. Adicionalmente, se evaluaron algunas realizaciones y/o resultados clave del diseño de entrada de compresión isentrópica relajada usando el paquete de software Overflow, un software de dinámica de fluidos computacional (CFD) viscosa, de mayor fidelidad y tridimensional desarrollado por la NASA.

El análisis de compresión de entrada no viscosa se llevó a cabo usando herramientas analíticas basadas en el método de características. Un programa de MOC puede configurarse para funcionar en una opción de modo de diseño en la que se introduce las características de una superficie de compresión, por ejemplo, el número de Mach de corriente no perturbada local, el número de Mach de choque de terminal, los ángulos de la superficie y el margen choque desde el borde. El programa de MOC se puede configurar para generar la geometría de la superficie de compresión y las coordenadas del borde de carenado requeridas para cumplir con las condiciones de límite prescritas. Una vez que se ha definido una superficie, la definición de geometría puede emplearse dentro del código de MOC en un modo de análisis directo, en el que la geometría prescrita puede evaluarse en condiciones fuera del diseño o en combinación con una definición de geometría de pared externa de góndola.

Debe entenderse que el código de MOC es capaz de ejecutar disposiciones de entrada tanto bidimensionales como axisimétricas usando superficies de compresión isentrópicas de superficie recta simple, de superficie recta múltiple, o relajadas o tradicionales. Las distribuciones de los números de Mach de la superficie definida por el usuario también se pueden introducir como condiciones de límite para definir una superficie personalizada. Cabe destacar que el número de Mach de choque terminal no se puede especificar para disposiciones de superficie de compresión de entrada recta, ya que es una repercusión de una configuración dada. Sin embargo, para las superficies isentrópicas, el número de Mach terminal es una entrada requerida para proporcionar a MOC una diana objetivo para completar el proceso de giro del flujo isentrópico a lo largo de la superficie de compresión.

Además de la definición de la superficie geométrica y la ubicación del borde de carenado, los parámetros clave de salida a partir del código de MOC incluyen recuperación de presión total del tren de choques, coeficiente de resistencia aerodinámica de aditivo (relacionado con rebosamiento), coeficiente de resistencia aerodinámica de la onda de choque de carenado y distorsión del flujo. También se computa una definición espacial de la geometría del choque terminal, que incluye el número de Mach pre-choque y post-choque y el ángulo de flujo a lo largo de la longitud del choque. Los datos del número de Mach local y del coeficiente de presión también se computan a lo largo de la superficie de compresión desde la corriente no perturbada hasta la base del choque terminal. Al igual que en las figuras 1-B, 2-B y 2-C, la malla de solución de MOC se puede representar gráficamente para visualizar la disposición de las ondas de choque y las líneas de Mach.

El análisis de CFD se realizó usando el código informático de la NASA, Overflow, de diferencia finita, promediado por Reynolds, disponible para el público y usando para modelizar el campo de flujo dentro y alrededor de la configuración de entrada-góndola-difusor. El código usa una integración dependiente del tiempo a partir de una

condición inicial, generalmente corriente no perturbada, que luego converge a una solución de estado de equilibrio. El código informático emplea rejilla de sobredimensionamiento estructurada, así como opciones de modelización no viscosa y viscosa. Los cálculos post-procesamiento se usaron para identificar los parámetros clave, tales como la recuperación de la presión del difusor subsónico, la resistencia aerodinámica aditiva, la resistencia aerodinámica del carenado, los descriptores de distorsión del flujo, el bloqueo del flujo de la punta y del concentrador y el SFC instalado.

La ecuación de coste basado en SFC usada para el proceso de análisis sigue el formato típico para una disposición de centrar energética instalada con resistencia aerodinámica aditiva y resistencia aerodinámica del carenado restados del empuje neto dentro de la ecuación. La fórmula hace referencia a una configuración de entrada de referencia (superficie recta). La ecuación sigue:

$$\Delta SFC_{\text{Instalado}} = \frac{WFE_{\text{Base}} + (\epsilon - \epsilon_{\text{Base}}) \frac{\delta WFE}{\delta \epsilon}}{FN_{\text{Base}} - D_{\text{Adi}} - D_{\text{Carenado}}} - SFC_{\text{Instalado Base}}$$

Las variables de la ecuación se definen como:

ϵ recuperación de presión total de entrada

D_{Adi} resistencia aerodinámica aditiva, lbf

D_{Carenado} Resistencia aerodinámica de carenado, lbf

FN empuje neto, lbf

SFC Consumo de combustible específico, lbm/h/lbf

WFE flujo de combustible del motor, lbm/h

Debe entenderse que la desviación en la recuperación de la presión total en relación con el marco de referencia se admite a través de un derivado basado en el ciclo del motor que describe el cambio en el flujo de combustible a un empuje constante y al flujo de aire físico constante del motor. Este derivado se linealizó a velocidad de crucero de diseño supersónica usando una evaluación de recuperación de tres puntos para el motor de estudio aplicado. La superficie externa de la boquilla se modelizó como una superficie cónica recta, pero su resistencia aerodinámica asociado no se incluyó en el término de resistencia aerodinámica del carenado.

Todos los análisis se realizaron asumiendo condiciones de estado de equilibrio usando geometría fija, axisimetría, compresión completamente externa y una velocidad de diseño de Mach 1,9, correspondiente al número de Mach local asumido a una velocidad de crucero del avión de corriente no perturbada de Mach 1,8. Se eligió un número de Mach de choque de terminal constante de 1,3, medido en la base del choque, para equilibrar el rendimiento y los problemas de estabilidad de flujo. Como se conoce en la técnica, el choque cónico inicial que se origina a partir de la punta del pico de la superficie de compresión se colocó cerca del borde de carenado a la velocidad de diseño para bajo rebosamiento de flujo.

Al analizar la superficie de compresión recta usando el análisis inicial basado en MOC, se consideraron una amplia variedad de configuraciones. Los diseños de superficies unicónicas (recta individuales) que tienen semiángulos cónicos iniciales de 8 grados a 34 grados, medidos en relación con la línea central, se evaluaron en incrementos de 2 grados. También se evaluaron diseños de superficies bicónicas (dos rectas) e incluyeron todas las combinaciones de superficie de los semiángulos cónicos iniciales de 8 grados a 34 grados (en incrementos de 2 grados) y un segundo ángulo de giro de la superficie de 2 grados a 16 grados (en incrementos de 2 grados). El desprendimiento de choques limitó el nivel máximo de ángulo de giro total que podría analizarse.

Se usa una convención de nomenclatura para describir la geometría de la superficie de compresión de cada configuración. Para la familia de superficie recta, se empleó una nomenclatura de cuatro dígitos, refiriéndose los dos primeros dígitos al semiángulo cónico inicial de la entrada, representando los dos segundos dígitos el ángulo de giro adicional proporcionado por la segunda superficie. Por ejemplo, 1016 Bicónica es una configuración de entrada de superficie recta con 10 grados de semiángulo inicial para la superficie de compresión inicial seguida de 16 grados de giro adicional en la segunda superficie cónica.

La figura 4-A muestra una sección transversal de la línea central de una entrada de compresión externa de axisimétrica bicónica convencional 800 diseñada para velocidad de flujo local Mach 1,9. La entrada de superficie recta bicónica 800 se usó como una entrada de referencia inicial, para fines de análisis, y empleó un semiángulo

801a de 18 grados de giro sobre la superficie de compresión del cono inicial 801 y 8 grados adicionales de giro 802a en la segunda superficie de compresión 802. La entrada de referencia 800 también incluye un ángulo de retroceso del resalte del cuerpo central 803 de 3,1 grados. El ángulo inverso del resalte se refiere al ángulo entre el extremo posterior de la superficie de compresión con respecto a la superficie inmediatamente aguas abajo en el punto donde la trayectoria del flujo realiza la transición al difusor subsónico. La magnitud del ángulo inverso del resalte está determinada por varias variables de diseño, incluido el perfil de difusión requerido por el ciclo del motor aplicado y la magnitud del ángulo de carenado. Por ejemplo, a un número de Mach de choque de terminal constante, un ángulo de carenado menor requiere un ángulo inverso mayor para mantener el mismo perfil de difusión subsónica. Si el ángulo inverso no aumentara a medida que disminuía el ángulo de carenado, podría ocurrir una contracción significativa de la trayectoria de flujo subsónico aguas abajo, en contradicción con los requisitos de diseño de una entrada de compresión externa.

La entrada 800 genera un ángulo de flujo local en el borde de carenado 804 de 14,1 grados con un ángulo de borde de carenado externo 804a de 19,5 grados. El ángulo de la superficie en el interior del carenado en el borde se alinea con el ángulo de flujo local en el choque terminal. Como se explicó anteriormente, esta práctica de diseño previene la formación de choques complejos o condiciones de flujo adversas en el borde de carenado. Por lo tanto, el ángulo de flujo local en el borde de carenado, definido anteriormente, determina el ángulo inicial a lo largo de la superficie interior del carenado. Por necesidad, el ángulo de carenado externo será mayor que el ángulo en la superficie interior del carenado para proporcionar el volumen de la pared por consideraciones estructurales y de fabricación y para permitir una transición suave del diseño sobre plano desde el borde de carenado posterior hasta el diámetro máximo de la góndola. Para este ejemplo de entrada, se seleccionó un ángulo de carenado externo de 19,5 grados para cumplir con estos requisitos de diseño. Esta configuración, a la que se dio la designación 1808 Bicónica de acuerdo con la convención de nomenclatura, es conocida en la técnica por proporcionar un número razonable de Mach de recuperación de presión total y choque terminal, como se muestra en el análisis a continuación.

Para las superficies de compresión isentrópica relajada de acuerdo con las realizaciones de la invención, se estudiaron semiángulos cónicos iniciales de 7 grados a 26 grados en incrementos no mayores que 2 grados. Los valores de compresión isentrópica que varían entre el 20 por ciento al 100 por ciento, en incrementos no mayores que el 10 por ciento, se evaluaron en cada incremento inicial de semiángulo cónico. Cabe destacar que el 100 por ciento de compresión representa una superficie isentrópica tradicionalmente diseñada (no híbrida) mientras que el 0 por ciento representa una superficie recta, donde ninguna de las compresiones posteriores a la superficie recta inicial es atribuible a la compresión isentrópica.

También se usa una convención de nomenclatura para la familia de compresión isentrópica relajada. Una convención de nomenclatura de cuatro dígitos identifica las características de la entrada de compresión isentrópica relajada, con los dos primeros dígitos refiriéndose nuevamente al semiángulo cónico inicial. Los segundos dos dígitos, sin embargo, representan el nivel de compresión isentrópica en porcentaje. Por ejemplo, 1280 Isentrópica sería una configuración de entrada de compresión isentrópica relajada con 12 grados de semiángulo cónico inicial para la superficie de compresión inicial seguida de una superficie de compresión isentrópica que produce el 80 por ciento de la compresión isentrópica completa.

La figura 4-B muestra una sección transversal de la línea central de una entrada de compresión externa axisimétrica isentrópica 900 diseñada para la velocidad de flujo local de Mach 1,9 de acuerdo con una realización de la invención. La entrada de compresión isentrópica relajada 900 empleó 8 grados de giro de semiángulo 901a en el cono inicial o la superficie de compresión 901. La superficie de compresión isentrópica relajada 902 genera un nivel de compresión del 90 por ciento. La entrada de compresión isentrópica relajada 900 también incluye un ángulo inverso del resalte del cuerpo central 903 de 11,5 grados. La entrada 900 genera un ángulo de flujo local en el borde de carenado 904 de 3,2 grados con un ángulo de borde de carenado externo 904a de 12,0 grados. Esta configuración de entrada, a la que se dio la designación 0890 Isentrópica de acuerdo con la convención de nomenclatura, es una entrada de compresión isentrópica relajada de acuerdo con una realización de la invención que muestra una mejora en el rendimiento del fuselaje integrado y la evaluación del estampido sónico.

Las configuraciones de compresión isentrópica tanto bicónica como relajada emplean una pequeña cantidad de embotadura en el borde de carenado para evitar una geometría de borde de ataque poco práctica e increíblemente aguda. Además, la trayectoria de flujo del difusor subsónico se diseñó para contraerse ligeramente en una breve distancia longitudinal inmediatamente posterior a la base del choque terminal. La ligera contracción inicial reduce la necesidad de un cambio de paso inmediato en el ángulo de giro del resalte que, de lo contrario, se emplearía para introducir rápidamente el perfil requerido del área de difusión subsónica. Al reducir la magnitud del ángulo de giro, la tendencia se minimiza para que el flujo vuelva a acelerarse en la base del choque terminal en condiciones de flujo supercrítico, fuera del diseño, mejorando la recuperación de la presión total y la salud de la capa límite aguas abajo. Los expertos en la materia saben que la contracción de la trayectoria del flujo inicial en las entradas de compresión externa puede emplearse sin afectar negativamente al rendimiento general de la entrada en las condiciones de diseño, siempre que se use precaución en su aplicación.

Se usó un modelo informático de ciclo del motor de turboventilador analítico para el análisis presentado en el presente documento. Este ciclo es representativo de motores como el turboventilador F404 de General Electric y el

turboventilador Tay 650 de Rolls-Royce. El motor analítico consistió en un ciclo de relación de alta derivación de dos carretes con boquilla de área variable. Las características de temperatura de funcionamiento se basaron en un requisito de vida útil de la sección caliente de 2000 h a velocidad de crucero supersónica. La configuración del motor fue dimensionada para los requisitos de empuje consistentes con un vehículo de clase de peso de despegue bruto de 100.000 lb que emplea una disposición de dos motores. El ventilador fue dimensionado para cumplir con el empuje de despegue requerido a una velocidad media del chorro capaz de alcanzar los requisitos de ruido del aeropuerto de la Etapa IV con un margen acumulativo de 10 dB. Debe entenderse que las realizaciones de la invención pueden emplearse en diversos motores y ajustarse para optimizar el rendimiento para un conjunto dado de características de flujo del motor.

Las configuraciones de entrada y de góndola usadas en el presente estudio se dimensionaron basándose en las características de flujo de aire de crucero de este ciclo del motor que funciona con la potencia continua máxima. El programa de flujo de aire corregido relativamente constante del ciclo de estudio del motor en función del número de Mach eliminó la necesidad de un sistema de control de área de garganta de entrada variable, permitiendo el empleo de una disposición de geometría de cuerpo central de entrada fija. Aplicando niveles representativos de extracción de aire de purga y de extracción de potencia de aviones, el modelo de ciclo del motor proporcionó información de empuje neto, flujo de combustible y sensibilidad de recuperación de presión que, junto con la función de coste basada en SFC, se usó para evaluar el diseño de entrada.

Las figuras 5 a 7 muestran los resultados del análisis basado en MOC en el que los gráficos de contorno se superponen en el espacio de diseño de entrada para transmitir los resultados clave. Los gráficos de los diseños de entrada de superficie recta se muestran en las figuras 5-A, 6-A y 7-A, que incluyen el semiángulo cónico inicial trazado en el eje horizontal y el ángulo de giro de la segunda superficie trazado en el vertical eje. Los gráficos de los diseños de entrada isentrópica de acuerdo con las realizaciones de la invención se muestran en las figuras 5-B, 6-B y 7-B, que incluyen el nivel de compresión en porcentaje trazado en el eje vertical con el semiángulo cónico inicial trazado en el eje horizontal.

Como resultaría evidente para los expertos en la materia, el número de Mach de choque terminal varía en función del ángulo de giro del flujo total producido por la superficie de compresión de entrada. Para una entrada de compresión externa axisimétrica diseñada para un valor de corriente no perturbada local de Mach 1,9, un ángulo de giro de semiplano total de 26 grados proporciona un número de Mach de choque terminal de aproximadamente 1,3, el valor usado como objetivo de diseño para el análisis en el presente documento y representativo de buenas prácticas de diseño para garantizar una adecuada estabilidad de choque y flujo. Como tal, es solo a 26 grados de giro total, representado en las figuras 5-A, 6-A y 7-A como una línea discontinua a través del espacio de diseño convencional de superficie recta, que se pueden hacer comparaciones objetivas con los resultados isentrópicos, todos los cuales también se generaron usando un número de Mach de choque terminal objetivo de 1,3.

La figura 5-A muestra los resultados de recuperación de presión total no viscosa a la velocidad de flujo local Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada bicónicas convencionales y la figura 5-B muestra los resultados de recuperación de presión total no viscosa a la velocidad de flujo local Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada isentrópica de acuerdo con realizaciones del invención. Se ve que la recuperación de presión generalmente aumenta a medida que aumenta el ángulo de giro. Un aumento en el ángulo de giro produce un aumento en la compresión general del flujo aguas arriba y, por lo tanto, una reducción en la resistencia del choque terminal. Esta disminución en la resistencia del choque produce una disminución correspondiente en la pérdida de presión a través del choque terminal. En la figura 5-A, cabe destacar que el rendimiento de la recuperación se maximiza a lo largo de la línea de giro de flujo constante de 26 grados a medida que se acerca al contorno de recuperación de presión total de 0,96 y se produce a aproximadamente 18 grados de semiángulo cónico inicial y 8 grados de ángulo de giro de superficie o en el punto de diseño 1808 Bicónico. En la figura 5-B, la recuperación de presión también mejora con el nivel de compresión. El punto de diseño 0890 Isentrópico, como se indica en la figura, muestra una presión de recuperación similar a la de 1808 Bicónico. Sin embargo, debe tenerse en cuenta que el 0890 Isentrópico intencionalmente pierde el potencial máximo de recuperación por razones comerciales que se indican a continuación.

La figura 6-A muestra los resultados del coeficiente de resistencia aerodinámica del carenado a la velocidad de flujo local Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada bicónicas convencionales y la figura 6-B muestra los resultados del coeficiente de resistencia aerodinámica del carenado a la velocidad de flujo local Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada isentrópica de acuerdo con realizaciones de la invención. Los valores de resistencia aerodinámica de superficie recta son casi constantes a ángulo de giro total equivalente porque el ángulo del carenado varía poco a un número de Mach de choque de terminal constante. Como sería evidente para los expertos en la materia, el ángulo del carenado y la resistencia aerodinámica total aumentan a medida que aumenta el ángulo de giro total.

Como se confirma en la figura 6-B, la resistencia aerodinámica del carenado disminuye en semiángulo inicial fijo con un nivel de compresión decreciente porque la compresión decreciente implica una reducción simultánea en el ángulo del carenado. Las limitaciones en la correspondencia de área de admisión-de la góndola para el ciclo del motor empleado obligan a que se forme una región local mínima de resistencia aerodinámica del carenado en semiángulos

cónicos iniciales más reducidos. Además, los semiángulos cónicos iniciales más grandes limitan la cantidad de compresión requerida de la superficie isentrópica, reduciendo su efectividad en la reducción del ángulo del carenado y, por lo tanto, la resistencia aerodinámica. Sin embargo, cabe destacar que la 0890 Isentrópica exhibe una característica de resistencia aerodinámica de carenado muy mejorada en comparación con la 1808 Bicónica. Como se discutió anteriormente, esta mejora puede atribuirse a la reducción en el ángulo del carenado como resultado de un menor flujo local que gira en el borde de carenado para los diseños de entrada de compresión isentrópica relajada. Para fines de análisis, los datos del coeficiente de resistencia aerodinámica de entrada se normalizan usando el área de carenado para todos los resultados de entrada aislados.

La figura 7-A muestra los resultados de consumo de combustible específico a la velocidad de flujo local de Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada bicónicas convencionales y la figura 7-B muestra los resultados de consumo de combustible específico a la velocidad de flujo local de Mach 1,9 para diversas configuraciones de entrada isentrópica de acuerdo con realizaciones de la invención. Las figuras 7-A y 7-B contrastan el SFC instalado entre el diseño de entrada de superficie recta y las realizaciones del diseño de entrada de compresión isentrópica relajada, con los resultados presentados en términos de cambio porcentual desde el valor calculado para la entrada 1808 Bicónica de referencia. Por lo tanto, un valor negativo representa una mejora en SFC en relación con el punto de referencia.

Como lo indican los resultados en la figura 7-A a lo largo de la línea discontinua que representa un ángulo de giro del flujo total constante de 26 grados (número de Mach del choque terminal constante de 1,3), no se observa ninguna mejora en el SFC en relación con el punto de referencia 1808 Bicónica. Este resultado es esperado ya que no es posible realizar mejoras significativas en la resistencia aerodinámica del carenado o la recuperación de la presión total a lo largo de esta línea de ángulo de giro constante, como se explicó anteriormente. De hecho, como se muestra en la figura, el punto de referencia 1808 Bicónica logra el mejor SFC a lo largo de la línea de 26 grados de la línea de ángulo de giro constante. Los ángulos de giro más grandes (número de Mach de choque terminal inferior) proporcionan una mejor recuperación de la presión, pero este beneficio se ve contrarrestado cada vez más por una resistencia aerodinámica de carenado adicional provocado por los ángulos de carenado más altos. El resultado neto es un SFC más alto en relación con el punto de referencia. A la inversa, los ángulos de giro menores dan como resultado una mejora limitada en el SFC en relación con el punto de referencia, pero estos resultados son irrelevantes porque el número de Mach del choque terminal resultante de los ángulos de giro inferiores es mayor que el dictado por la práctica de diseño supersónico común.

Como se muestra en la figura 7-B, casi todo el espacio de diseño de entrada isentrópica muestra una mejora en SFC con respecto al punto de referencia 1808 Bicónica. En el espacio de diseño isentrópico, la reducción de resistencia aerodinámica del carenado (figura 6-B) producida por niveles de compresión isentrópica menores al 100 por ciento se cambia favorablemente por la reducción de la recuperación de la presión total (figura 5-B) dentro de la ecuación de coste basada en SFC. Como se muestra en la figura 7-B, las mejoras estimadas de SFC instalado del diseño de entrada de compresión isentrópica relajada 0890 Isentrópica es mayor que el 8 por ciento en relación con 1808 Bicónica. Estos resultados indicaron que una mejora adicional de SFC sería posible con una combinación de niveles de compresión incluso más bajos y semiángulos cónicos iniciales más altos, pero el posterior análisis de CFD mostró que los efectos viscosos impidieron una mejora significativa en relación con la configuración 0890 isentrópica en esta región del espacio de diseño, como se discute adicionalmente más adelante.

Se analizaron realizaciones de entrada de compresión isentrópica relajada de la invención, incluida la 0890 Isentrópica, usando herramientas de análisis de viscosidad CFD de mayor fidelidad. Las configuraciones se eligieron para cubrir una amplia gama de parámetros de diseño (semiángulo inicial y nivel de compresión), características operativas (distorsión y bloqueo de flujo) y rendimiento instalado. Se seleccionaron dos configuraciones de diseño de entrada de superficie recta a lo largo de la línea de giro de flujo de 26 grados para el análisis de viscosidad CFD: la referencia 1808 Bicónica y la entrada 2600 Unicónica. Cabe señalar que la 2600 Unicónica es similar al diseño de entrada del bombardero B-58, que era capaz de alcanzar la velocidad de vuelo Mach 2.

La figura 8-A muestra una solución de número de Mach basada en dinámica de fluidos computacional (CFD) a semiplano a una velocidad de flujo local de Mach 1,9 para una configuración de entrada 1808 Bicónica con una cara de ventilador ubicada en 850. La figura 8-B muestra una solución de número de Mach basado en CFD en semiplano a velocidad de flujo local Mach 1,9 para una configuración de entrada 0890 Isentrópica con una cara de ventilador situada en 860 de acuerdo con una realización de la invención. El análisis de CFD se realizó a velocidad de crucero en el diseño y flujo de aire casi crítico. En la figura 8-A, la solución 1808 Bicónica muestra una estructura de choque bien definida y un choque de carenado intenso.

En la figura 8-B, la entrada 0890 Isentrópica muestra evidencia de desenfoque de la región de compresión detrás del choque cónico inicial. Este desenfoque por compresión es un artefacto del proceso de compresión isentrópica relajada y se ha discutido anteriormente. También es evidente un choque de carenado más débil como resultado de un ángulo de carenado disminuido, como se muestra en la figura 4-B. El espesor de la capa límite a lo largo del cuerpo central del difusor de 1808 Bicónica en la figura 8-A parece ser menor que el espesor de la capa límite a lo largo del cuerpo central del difusor 0890 isentrópico en la figura 8-B, lo que indica la influencia adversa del ángulo de giro adicional en resalte del cuerpo central para la entrada de compresión isentrópica relajada.

La figura 9-A muestra un gráfico de soluciones de números de Mach basados en CFD en semiplano en diversas relaciones de flujo másico (MFR, definida como la relación del flujo másico capturado por la entrada respecto al flujo que pasa a través del área del borde de carenado proyectada a la corriente no perturbada) a la velocidad de flujo local de Mach 1,9 para una configuración de entrada 1808 Bicónica y la figura 9-B muestra un diagrama de soluciones de números de Mach basados en CFD de semiplano en diversas relaciones de flujo de masa a Mach 1,9 para una configuración de entrada isentrópica de acuerdo con una realización de la invención. Como entenderían los expertos en la materia, la relación de flujo másico se controló en el análisis de CFD por medio de la geometría del tapón de flujo másico insertado en la trayectoria del flujo subsónico aguas abajo.

Con referencia a la figura 9-A, cabe destacar que el choque del terminal es empujado cada vez más hacia atrás, hacia el difusor, a medida que aumenta la relación de flujo másico (área del tapón). A una relación de flujo másico de 0,9786, se puede observar una brecha entre la punta del choque terminal y el borde de carenado, lo que indica una pequeña cantidad de rebosamientos de flujo (el flujo es ligeramente subcrítico). A una relación de flujo másico de 0,9876, el choque terminal ahora está esencialmente unido al borde de carenado, lo que indica un rebosamiento mínimo (el flujo es casi crítico). A una relación de flujo másico de 0,9881, el flujo es ligeramente supercrítico con el choque terminal arrastrado más profundamente en su base dentro del difusor. A una relación de flujo másico de 0,9883, la estructura de choque supercrítico se vuelve más adversa, lo que, como sería evidente para los expertos en la materia, aumenta el espesor de la capa límite y reduce el área de flujo aguas abajo a un valor menor que el de la Entrada de la admisión. Como resultado del aumento de la capa límite, el tren de choques puede ser expulsado, con un aumento del rebosamiento. Esta expulsión del tren de choques es evidenciada por la solución de CFD final en la figura 9-A con una MFR de 0,9119.

Con referencia a la figura 9-B, el choque terminal es empujado cada vez más hacia atrás con el aumento del flujo másico, como en la figura 9-A. Las soluciones en la figura 9-B no se llevaron hasta el punto donde se expulsó el tren de choques, pero proporcionan una confirmación de que la entrada de compresión isentrópica relajada puede tolerar una resistencia aerodinámica significativo de la base del choque terminal a valores de flujo supercríticos, como la entrada Bicónica en la figura 9-A. Esto se evidencia por las soluciones en la figura 9-B a valores de MFR de 0,9851 y 0,9860 en los cuales la base de choque terminal está profundamente en ángulo hacia la trayectoria de flujo del difusor subsónico. Según lo indicado por la capacidad de soportar un resistencia aerodinámica significativo del choque terminal dentro del difusor aguas abajo a una MFR alta, tanto la 1808 Bicónica en la figura 9-A como la 0890 Isentrópica en la figura 9-B muestran una tolerancia moderada para el flujo másico supercrítico.

La figura 10 muestra un gráfico que representa la relación de flujo másico basada en CFD (eje y) en función del área del tapón de flujo másico de entrada (eje x) a la velocidad de flujo local Mach 1,9 para cuatro configuraciones de entrada: 1808 Bicónica, 0890 Isentrópica, 0895 Isentrópica y 1470 Isentrópica. La representación de MFR frente al área de tapón de flujo másico puede proporcionar una indicación de la capacidad de bombeo de flujo de cada entrada y cualquier sensibilidad correspondiente a la influencia de las características de la capa límite del difusor. Por ejemplo, las entradas que exhiben un mayor flujo másico para un área de tapón dada sugieren que esas configuraciones experimentan un menor bloqueo de flujo inducido por la capa límite aguas abajo. Además, una entrada que muestra una ruptura descendente en la relación de flujo másico en un área de tapón inferior indica que esa configuración tiene un perfil de difusión que es más sensible a la acumulación de la capa límite al aumentar el flujo másico. A partir de la figura 10, se puede ver que las entradas con niveles de compresión más altos pasan más flujo por unidad de área de tapón. Esto se debe a que las entradas con niveles de compresión más altos tienen ángulos inversos del resalte del cuerpo central inferiores debido a los ángulos de carenado más altos. Un ángulo inverso del resalte del cuerpo central inferior produce una capa límite aguas abajo más suave y, por lo tanto, menos bloqueo de flujo.

La figura 11 muestra un gráfico que representa la recuperación de presión total basada en CFD (eje y) en función de la relación de flujo másico (eje x) a la velocidad de flujo local de Mach 1,9 para cuatro configuraciones de entrada: 1808 Bicónica, 0890 Isentrópica, 0895 Isentrópica y 1470 Isentrópica. A diferencia de los resultados anteriores usando MOC, estos análisis basados en CFD incluyen pérdidas difusoras subsónicas viscosas. La región de flujo casi crítica para cada configuración de entrada es evidente en la figura 11 en función del punto de recuperación máximo y la rápida pérdida de recuperación a valores de flujo másicos más altos. Debido a la reducción de la intensidad del choque terminal en las inmediaciones del borde de carenado, los niveles de compresión isentrópica más altos proporcionan una mejor recuperación. Como se señaló anteriormente, la entrada 0890 Isentrópica muestra características de recuperación ligeramente peores que la 1808 Bicónica.

La figura 12 muestra un gráfico que representa el coeficiente de resistencia aerodinámica aditiva basado en CFD (eje y) en función de la relación de flujo másico (eje x) a la velocidad de flujo local de Mach 1,9 para cuatro configuraciones de entrada: 1808 Bicónica, 0890 Isentrópica, 0895 Isentrópica y 1470 Isentrópica. La resistencia aerodinámica aditiva es el componente de la resistencia aerodinámica generado por la entrada que resulta del exceso de flujo que rebosa alrededor de la entrada. Los datos que se muestran en la figura 12 indican que la diferencia en el coeficiente de resistencia aerodinámica aditiva para las configuraciones de entrada trazadas es menor y los valores pequeños para las entradas de 1808 Bicónica, 0890 Isentrópica, 0895 Isentrópica, siempre que las entradas fluyan en un flujo casi crítico. Como sería evidente para los expertos en la materia, el coeficiente de resistencia aerodinámica aditiva aumenta muy rápidamente a medida que aumenta el rebosamiento de flujo.

La figura 13 muestra un gráfico que representa el coeficiente de resistencia aerodinámica del carenado basado en CFD (eje y) en función de la relación de flujo másico (eje x) a la velocidad de flujo local de Mach 1,9 para cuatro configuraciones de entrada: 1808 Bicónica, 0890 Isentrópica, 0895 Isentrópica y 1470 Isentrópica. La figura 13, al igual que los resultados basados en MOC en la figura 6, demuestra las posibles diferencias de rendimiento entre los diseños de entrada de superficie recta y los diseños de entrada de compresión isentrópica relajada de acuerdo con realizaciones de la invención. Como se muestra en la figura 13, la resistencia aerodinámica del carenado aumenta constantemente con el MFR con los niveles más bajos de compresión isentrópica produciendo la menor cantidad de resistencia aerodinámica del carenado debido a sus ángulos de carenado más bajos, como se discutió anteriormente. La configuración de entrada 1808 Bicónica convencional muestra una cantidad significativamente mayor de resistencia aerodinámica de carenado, en algunos casos más del doble de resistencia aerodinámica que las tres entradas isentrópicas que se muestran en la figura 13.

Cabe destacar que, a pesar de los datos de resistencia aerodinámica de carenado más bajos de cualquier configuración de la figura 13, la entrada 1470 isentrópica no pudo lograr condiciones de baja resistencia aerodinámica de carenado ni flujo de rebosamiento bajo. Como se muestra en la figura 12, el coeficiente de resistencia aerodinámica aditiva más bajo que se puede obtener para la entrada 1470 Isentrópica es aproximadamente 0,02 debido a las características de crecimiento de la capa límite del difusor subsónico severas. Como tales, los efectos viscosos impidieron que la entrada 1470 Isentrópica lograra un valor de resistencia aerodinámica aditiva bajo cuando se comparó con otras realizaciones de entrada de compresión isentrópica relajada de la invención. Esta característica de crecimiento de la capa límite del difusor subsónico generalmente se ve con todas las entradas de compresión isentrópica relajada de baja compresión, lo que impide que se capitalicen completamente en sus, por lo demás, bajas características de resistencia aerodinámica.

La figura 14-A muestra un gráfico que representa el consumo de combustible específico instalado basado en CFD (eje y) en función de la relación de flujo másico (eje x) a la velocidad de flujo local de Mach 1,9 para cuatro configuraciones de entrada: 1808 Bicónica, 0890 Isentrópica, 0895 Isentrópica y 1470 Isentrópica. Los resultados que se muestran en la figura 14-A se generan usando un análisis basado en CFD y la ecuación de coste de SFC presentada anteriormente. Como se hizo para los resultados basados en MOC, los datos de SFC se presentan como un porcentaje del valor de referencia 1808 Bicónica en un flujo másico casi crítico con valores negativos que indican una mejora relativa del rendimiento. La entrada 0890 Isentrópica, con un flujo casi crítico, indica aproximadamente una mejora del 9,9 por ciento respecto a la 1808 Bicónica de referencia en un flujo casi crítico.

La figura 14-B muestra un gráfico que representa el consumo de combustible específico instalado basado en CFD (eje y) en porcentaje a un flujo casi crítico a la velocidad de flujo local de Mach 1,9 para dos entradas convencionales y ocho entradas isentrópicas de acuerdo con realizaciones de la invención. Aunque en las figuras 10 a 14-A solo se mostraron las entradas 1808 Bicónica, 0890 Isentrópica, 0895 Isentrópica y 1470 Isentrópica, por claridad y simplicidad, se usó el análisis de CFD para evaluar ocho entradas de compresión isentrópica relajada: 0890 Isentrópica, 0895 Isentrópica, 1070 Isentrópica, 1090 Isentrópica, 1470 Isentrópica, 1490 Isentrópica, 1850 Isentrópica, 1870 Isentrópica. Las entradas isentrópicas se eligieron para cubrir una gama completa de parámetros de diseño (semángulo inicial y nivel de compresión), características operativas (distorción de flujo y bloqueo) y rendimiento instalado. Una vez más, los datos de SFC se presentan como un porcentaje del valor de referencia de 1808 Bicónica en un flujo de masa casi crítico con valores negativos que indican una mejora relativa del rendimiento.

Usando los resultados del análisis de CFD de las entradas de superficie recta y las entradas de compresión isentrópica relajada, los datos de SFC para cada entrada en un flujo casi crítico se presentan en la figura 14-B. Para aquellas entradas capaces de lograr un flujo másico casi crítico y un baja resistencia aerodinámica aditiva (todos menos 1070 Isentrópica, 1470 Isentrópica y 1850 Isentrópica), los resultados basados en CFD reflejan las predicciones basadas en MOC, que se muestran en la figura 7-B. En la figura 7-B y la figura 14-B, las mejoras de rendimiento cercanas al 10 por ciento están indicadas para entradas de compresión isentrópica relajada que emplean niveles de compresión moderadamente altos (más de aproximadamente el 70 por ciento). Esas configuraciones que usan menos compresión (aproximadamente el 70 por ciento o menos) tuvieron un rendimiento menor debido a que sus características de alta resistencia aerodinámica aditiva superaron el beneficio de resistencia aerodinámica de carenado de sus ángulos de borde de carenado inferior.

Como se muestra arriba, las características de rendimiento de entrada en diseño del diseño de entrada de compresión isentrópica relajada mostraron mejoras y validación usando herramientas de análisis de alta fidelidad. Para validar aún más los descubrimientos de la invención, también se analizaron las características fuera del diseño en un número de Mach supersónico más bajo. Para abordar las características fuera del diseño, se evaluó la 1808 Bicónica en comparación con la realización 0895 Isentrópica de la invención.

La figura 15 muestra un gráfico que representa el coeficiente de resistencia aerodinámica del carenado basado en CFD (eje y) en función de la relación de flujo másico en los números de Mach en y fuera de diseño para la entrada 1808 Bicónica y la entrada 0895 Isentrópica. Los datos del coeficiente de resistencia aerodinámica del carenado para 1808 Bicónica se muestran para los números de Mach de flujo local 1,9, 1,7 y 1,5. Los datos del coeficiente de resistencia aerodinámica del carenado para la 0895 Isentrópica se muestran para los números de Mach de flujo local 1,9, 1,7, 1,5 y 1,3. Cabe destacar que la configuración 0895 Isentrópica mantiene una ventaja de resistencia

aerodinámica del carenado respecto a la entrada de superficie recta en todos los intervalos de Mach y los intervalos de relación de flujo másico. Aunque no se muestra en las figuras, también se observó una mejora modesta en la resistencia aerodinámica aditiva fuera del diseño para la 0895 Isentrópica respecto a la 1808 Bicónica.

5 Finalmente, se realizó un análisis intensivo basado en CFD en realizaciones del diseño de entrada de compresión isentrópica relajada integrado con un avión de estudio supersónico representativo. Los resultados se compararon con una entrada de superficie recta convencional (marco de referencia) integrada con el avión de estudio. El análisis de entrada integrado se usó para determinar el efecto de la entrada de compresión isentrópica relajada sobre la propagación del estampido sónico. El análisis del estampido sónico se realizó integrando las configuraciones de entrada de compresión isentrópica convencional y relajada y analizando los resultados con una combinación de CFD y métodos tradicionales de propagación del estampido sónico. Para fines de integración, los polos de resistencia aerodinámica del vehículo y las características del ángulo de ataque se generaron para la configuración del avión de estudio analizada usando el software *Overflow*, una herramienta analítica de CFD.

15 Se usaron aproximadamente nueve millones de puntos de rejilla para modelizar las configuraciones. La metodología de Euler se aplicó a las superficies del ala y del fuselaje, mientras que se usó Navier-Stokes viscosa para resolver el campo de flujo altamente complejo dentro de la región de entrada-góndola-pilón. Se aplicaron incrementos de fricción a los resultados de Euler del ala-fuselaje para tener en cuenta los efectos viscosos. Los resultados de CFD basados en el desbordamiento se utilizaron para capturar el campo de flujo aerodinámico tridimensional de campo cercano completo sobre el avión e iniciar el proceso de propagación del estampido sónico. La forma del vehículo en el extremo delantero, como se discute a continuación, se modelizó en la posición retraída para reducir la sobrecarga analítica, lo que no influyó en la evaluación de la contribución de la entrada a la firma del terreno del estampido sónico debido a que la conformación de la firma proporcionada por la transformación del extremo delantero es en gran medida independiente de, y no altera, los choques de ala y entrada para un sistema de choque no fusionado. La estructura de la rejilla de desbordamiento de CFD usada para el análisis del campo cercano del estampido sónico incluye un bloque de rejilla adicional debajo del avión para obtener una alta resolución de campo de flujo a una distancia mayor del vehículo.

25 Las firmas de presión del plano de simetría de campo cercano extraídas de las soluciones de CFD se usaron para iniciar la propagación del estampido sónico usando el código Thomas, un algoritmo desarrollado por el Centro de Investigación Ames de la NASA para extrapolar las presiones de campo cercano para determinar las características del estampido sónico a nivel del suelo.

30 La figura 16-A, la figura 16-B y la figura 16-C muestran una vista superior, una vista frontal y una vista lateral, respectivamente, de la configuración del avión de estudio usada para el análisis. El avión de estudio es una plataforma de clase de peso de despegue bruto de 100.000 lb diseñada para una velocidad de crucero de largo alcance de Mach 1,8. Como se muestra en las figuras 16-A y 16-C, el vehículo capitaliza ampliamente las mejoras en la distribución por volumen de área que resultan del progreso reciente en las técnicas de transformación del bajo estampido sónico. Al evitar la incertidumbre y el alto riesgo de desarrollo asociado con los conceptos de flujo laminar a gran escala, la configuración emplea un barrido de ala variable (la figura 16-A muestra las alas en las posiciones extendida y barrida) para garantizar un buen rendimiento y cualidades de manejo en el despegue, aproximación y el aterrizaje. El ala en sí incorpora un borde de ataque subsónico y conserva excelentes características de volumen interno.

40 Como se muestra en las figuras 16-A y 16-C, se incorpora una tecnología de transformación en el fuselaje delantero para proporcionar una extensión longitudinal para el vuelo supersónico. En teoría, se predice que esta técnica de transformación reducirá en gran medida el impulso del estampido sónico al romper la onda de sobrepresión inicial del vehículo en una serie de choques de fuerza reducida. El alargamiento efectivo del vehículo también ayuda a prevenir la coalescencia de los choques pequeños en un patrón de sobrepresión de onda N indeseable y de alto impulso. La inclusión de la tecnología de transformación, descrita en la patente de Estados Unidos N° 6.698.684, permite una redistribución mejorada del área del fuselaje para el mismo objetivo de sobrepresión de estallido máxima. La nueva distribución de área proporciona un volumen de cabina comparable al de los aviones corporativos de cabina grande y un margen de popa para el volumen del fuselaje muy mejorado para el margen de diseño de empenaje y la rigidez estructural.

50 El avión de estudio incorpora una disposición de góndola con barquillas currentilíneas con dos motores, por encima de las alas, que ofrece laxitud de posicionamiento y beneficios acústicos. Se prevé que la ubicación por encima del ala proporcione protección contra la sobrepresión sónica en el campo lejano durante el vuelo supersónico, así como una reducción del ruido ambiental en el aeropuerto.

55 Debe entenderse que el blindaje del ala reduce la propagación hacia abajo de una parte sustancial de la energía de choque producida por la entrada-góndola a velocidad supersónica. Pero si bien es eficaz para reducir la intensidad del estampido sónico, la interacción del choque de entrada con la superficie superior del ala también reduce el rendimiento aerodinámico del ala y crea una configuración del vehículo que es particularmente sensible a la integración del sistema de propulsión y la fuerza del choque de entrada. Por lo tanto, las entradas locales que logran mejoras de rendimiento a través de la simplificación del carenado, tales como el diseño de entrada de compresión isentrópica relajada de la invención, generan choques del carenado más débiles que dan como resultado una menor

contribución a las características generales del estampido sónico del vehículo y un beneficio general en el rendimiento del vehículo ya que se reduce la interacción de choque del fuselaje.

El nivel real de mejoras en el rendimiento del avión y las características del estampido sónico dependen de la configuración real del avión y las características del vuelo. Como tal, los datos de rendimiento y del estampido sónico que se presentan a continuación indican un nivel representativo de mejora que se puede obtener al emplear la conformación relajada de la entrada de compresión isentrópica solo en el avión de estudio. Los resultados se comparan entre dos configuraciones de vehículo, una usando la entrada 1808 Bicónica de referencia convencional y la otra empleando la entrada 0890 isentrópica.

La figura 17 muestra una vista superior de una solución de presión superficial basada en CFD de las superficies del ala y el fuselaje a corriente no perturbada Mach 1,8 con la entrada 1808 Bicónica convencional mostrada en el lado izquierdo del avión y la entrada 0890 Isentrópica mostrada en el lado derecho del avión. Debido a la simetría del avión y al análisis, la figura 17 se divide por la mitad para simplificar la presentación y para una comparación directa entre la integración de la entrada convencional y la entrada de compresión isentrópica relajada. Las superficies de la góndola se retiraron posteriormente de la imagen que se muestra en la figura 17 para permitir la visualización de la interacción del choque-ala debajo de las góndolas. Cabe destacar que la entrada de compresión isentrópica relajada de las realizaciones de la invención redujo la fuerza del choque como se muestra en la figura 17. La menor fuerza del choque también da como resultado una línea de intersección más favorable y posterior con la superficie superior del ala, lo cual es beneficioso desde la perspectiva de la resistencia aerodinámica.

Se observó una mejora en la resistencia aerodinámica de crucero para el avión de estudio de más del 7 por ciento cuando se emplean entradas integradas que usan compresión isentrópica relajada. Estos resultados indican que las características de rendimiento del diseño de entrada de compresión isentrópica relajada, observadas durante el esfuerzo de análisis aislado, pueden mantenerse sustancialmente una vez que las góndolas están integradas con un fuselaje.

La figura 18 presenta soluciones de sobrepresión del estampido sónico en el campo lejano de las firmas del estampido sónico para aviones tanto para la entrada 1808 Bicónica convencional en el avión de estudio como para la entrada 0890 Isentrópica en el avión de estudio. La figura 18 muestra el cambio de presión desde el ambiente (eje y) frente al tiempo en milisegundos (eje x). La Figura 18 compara los resultados para una condición de crucero de 51.000 pies y Mach 1,8. Como resultado de sus características de choque más débiles, la sobrepresión máxima del avión usando la entrada 0890 Isentrópica se ha reducido en un 9 por ciento en los máximos delanteros 1000 y en casi un 16 por ciento en los máximos de popa 1001 en comparación con los resultados usando 1808 Bicónica. El tiempo de subida de 1002 al primer pico también se retrasa en casi un 10 por ciento.

Aunque el análisis anterior incluye el uso de la configuración del avión que se muestra en las figuras 16-A, 16-B y 16-C, sería evidente para los expertos en la materia que los diseños de entrada de compresión isentrópica relajada, de acuerdo con realizaciones de la invención, puede emplearse en configuraciones de avión alternativas. Además, la ubicación, la disposición, el número y el tamaño de los diseños de entrada isentrópica de compresión relajada pueden alterarse de acuerdo con las realizaciones de la invención sin desviarse del alcance y espíritu de la invención.

El diseño de entrada de compresión isentrópica relajada aumenta la laxitud de diseño para el diseño sobre plano de la región del carenado de entrada al tiempo que permite el control sobre otros parámetros clave del diseño de entrada, tales como el número de Mach del choque terminal, la distorsión del flujo del difusor y la recuperación de la presión total. Como se muestra, los ángulos reducidos de la superficie del carenado pueden mejorar las características de resistencia aerodinámica de entrada y resistencia aerodinámica de interferencia. La pendiente reducida del carenado también reduce la contribución de la entrada a la característica general del estampido sónico del vehículo durante el vuelo supersónico y disminuye el potencial de interferencia cruzada aerodinámica entre entradas con acoplamiento cercano.

Los diseños de entrada de compresión isentrópica relajada de acuerdo con realizaciones de la invención logran mejoras respecto a los diseños convencionales de entrada de superficie recta sin el uso de sistemas secundarios complicados o geometría variable. Sin embargo, se contempla que la invención se puede combinar con otros sistemas, tales como los métodos de flujo de derivación de entrada, los sistemas de gestión de capa límite basados en aire de purga, los puntales de soporte del cuerpo central adaptados a medida aerodinámicamente, las técnicas y métodos de gestión de la capa límite basadas en el tratamiento de la superficie, u otros sistemas y métodos. Del mismo modo, se contempla que las entradas de acuerdo con realizaciones de la invención se pueden combinar con diversos sistemas de propulsión que incluyen, pero no se limitan a, turbina de gas, estatorreactor, estatorreactor de combustión supersónica o ciclo combinado.

De nuevo, debe entenderse que el enfoque de diseño de compresión isentrópica relajada se puede aplicar a cualquier concepto de compresión externa o compresión mixta, incluidas las admisiones axisimétricas, cónicas parciales y bidimensionales. De hecho, los ángulos del carenado para las entradas de compresión externa pueden reducirse para acercarse a los empleados por las entradas de compresión mixta tradicionales que usan las realizaciones de la invención, combinando la robustez inherente de la estabilidad al choque de la geometría de

compresión externa con el alto rendimiento instalado de la compresión mixta.

5 Las descripciones anteriores de realizaciones específicas de la invención se presentan con fines de ilustración y descripción. No pretenden ser exhaustivas ni limitar la invención a las formas precisas divulgadas. Obviamente, muchas modificaciones y variaciones son posibles en vista de las enseñanzas anteriores. Si bien las realizaciones se eligieron y describieron para explicar mejor los principios de la invención y sus aplicaciones prácticas, permitiendo así que otros expertos en la materia utilicen mejor la invención, también son posibles diversas realizaciones con diversas modificaciones que son adecuadas para el uso particular. El alcance de la invención debe definirse únicamente por las reivindicaciones adjuntas a la presente.

10

REIVINDICACIONES

1. Un método de desaceleración de un flujo supersónico para un sistema de propulsión supersónica; comprendiendo el método:
 - 5 hacer volar el sistema de propulsión supersónica a una velocidad supersónica predeterminada;

recibir un flujo supersónico en una entrada del sistema de propulsión supersónica que tiene una superficie de compresión (310) y un borde de carenado (320), el borde de carenado (320) separado espacialmente de la superficie de compresión (310) de modo que el borde de carenado y la superficie de compresión definen una

10 apertura de entrada para recibir un flujo supersónico;

generar una onda de choque inicial (400) a partir de un borde de ataque de la superficie de compresión (310) de la entrada;

generar una onda de choque terminal (410) que, durante el funcionamiento de la entrada supersónica a dicha velocidad de crucero supersónica predeterminada, se extiende desde la superficie de compresión (310) para intersecar la onda de choque inicial en un punto (430) sustancialmente adyacente al borde de carenado (320);

15 generar compresión isentrópica del flujo supersónico por una sección curva (312) de la superficie de compresión (310) que **se caracteriza por** una serie de líneas de Mach donde, durante el funcionamiento de la entrada supersónica a la velocidad supersónica predeterminada, al menos una pluralidad de las líneas de Mach que se extienden desde la sección curva no se enfocan en el punto (430) sustancialmente adyacente al borde de carenado (320).

20
 2. Una entrada supersónica (300) para realizar un método de acuerdo con la reivindicación 1 que comprende:

un borde de ataque configurado para generar dicha onda de choque inicial (400);

una superficie de compresión (310) situada aguas abajo del borde de ataque y que tiene al menos una sección curva (312) configurada para generar dicha compresión isentrópica;

25 un borde de carenado (320) separado espacialmente de la superficie de compresión (310) de modo que el borde de carenado (320) y la superficie de compresión (310) definen una abertura de entrada para recibir un flujo supersónico;

la superficie de compresión (310) configurada para generar dicha onda de choque terminal (410) que, durante el funcionamiento de la entrada supersónica a dicha velocidad de crucero supersónica predeterminada, se extiende desde la superficie de compresión (310) para intersecar la onda de choque inicial (400) en dicho punto (430) sustancialmente adyacente al borde de carenado (320); y

30 **caracterizada porque** la sección curva (312) está configurada para generar compresión isentrópica en forma de una serie de líneas de Mach donde, durante el funcionamiento de la entrada supersónica (300) a la velocidad de crucero supersónica predeterminada, al menos una pluralidad de líneas de Mach no se enfocan en el punto (430) sustancialmente adyacente al borde de carenado (320).

35
 3. La entrada supersónica (300) de la reivindicación 2, en la que ninguna de las líneas de Mach se enfoca en el punto (430) sustancialmente adyacente al borde de carenado (320).
 - 40 4. La entrada supersónica (300) de cualquiera de las reivindicaciones 2 o 3, en la que la onda de choque terminal (410) incluye una región arqueada adyacente al punto (430) y que al menos una pluralidad de líneas de Mach intersecan con la onda de choque terminal (410) en la región arqueada.
 - 45 5. La entrada supersónica (300) de la reivindicación 4, en la que, cuando la región arqueada de la onda de choque terminal (410) se aproxima al punto de enfoque (430), la tangente de la región arqueada se aproxima a una dirección ortogonal al flujo supersónico en una condición de flujo libre.
 6. La entrada supersónica (300) de cualquiera de las reivindicaciones 4 o 5, en la que un número de Mach de

choque varía a lo largo de la onda de choque terminal (410) y el número de Mach de choque adyacente a la superficie de compresión (310) es sustancialmente menor que el número de Mach de choque adyacente al punto (430).

5 7. La entrada supersónica (300) de cualquiera de las reivindicaciones 4 a 6, en la que un número de Mach de choque varía a lo largo de la onda de choque terminal (410) y un primer gradiente del número de Mach de choque a través de la región arqueada de la onda de choque terminal (410) es mayor que un gradiente terminal del número de Mach de choque a lo largo de la onda de choque terminal desde la superficie de compresión (310) hasta la región arqueada.

10 8. La entrada supersónica (300) de cualquiera de las reivindicaciones 4 a 7, en la que el ángulo de giro de flujo del flujo supersónico varía a lo largo de la longitud del choque terminal (410) y el ángulo de giro de flujo del choque terminal adyacente al borde de carenado (320) es menor que el ángulo de giro de flujo de la onda de choque terminal adyacente a la superficie de compresión (311).

15 9. La entrada supersónica (300) de cualquier reivindicación anterior, en la que el borde de carenado (320) está sustancialmente alineado con un ángulo de flujo adyacente al borde de carenado (320).

20 10. La entrada supersónica (300) de cualquier reivindicación anterior, en la que la superficie de compresión incluye una sección sustancialmente recta (340) aguas arriba de la sección curva (312).

11. La entrada supersónica (300) de cualquier reivindicación anterior, en la que la abertura de entrada es una abertura de entrada axisimétrica o una abertura de entrada no axisimétrica.

25 12. La entrada supersónica (300) de cualquier reivindicación anterior, en la que el borde de carenado y la superficie de compresión, al menos en parte, forman una entrada de compresión externa o una entrada de compresión mixta.

30 13. Un sistema de propulsión supersónica que comprende: un motor que tiene una admisión de aire y un sistema de escape; en el que el motor comprende una entrada supersónica (300) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12.

35 14. El sistema de propulsión supersónica de la reivindicación 13, en el que el motor comprende una sección de difusor subsónico (350) acoplada a la admisión de aire del motor y configurada para difundir un flujo a una condición subsónica predeterminada adecuada para el motor; estando la sección de compresión supersónica acoplada al difusor subsónico por una garganta (335) e incluyendo la superficie de compresión (310) y el borde de carenado (320).

40 15. Un avión supersónico que comprende: un fuselaje configurado para vuelo supersónico; al menos un sistema de propulsión supersónica montado en el fuselaje que tiene una admisión de aire y un sistema de escape; en el que el sistema de propulsión supersónica es de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 13 o 14.

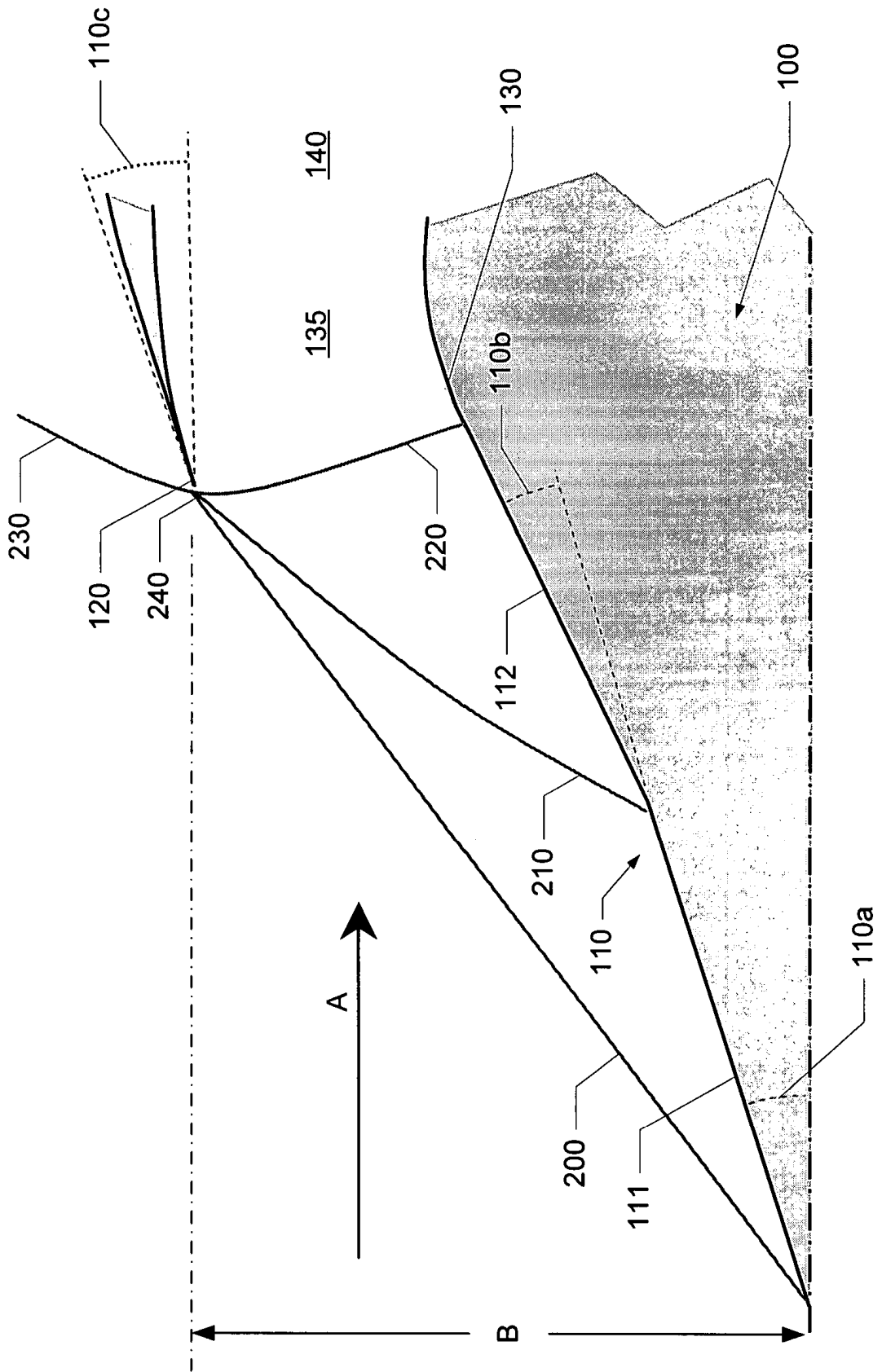


Figura 1A

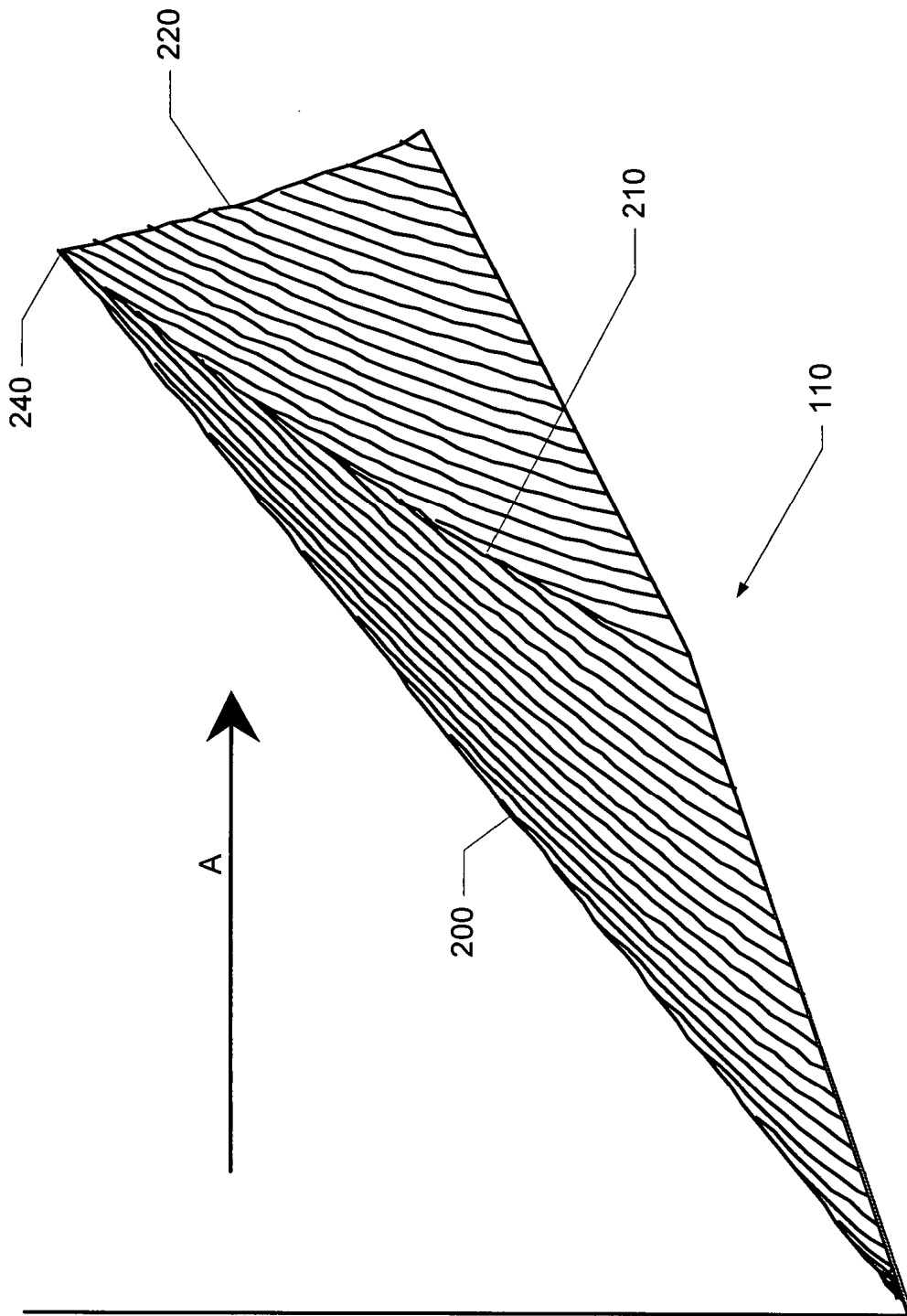


Figura 1-B

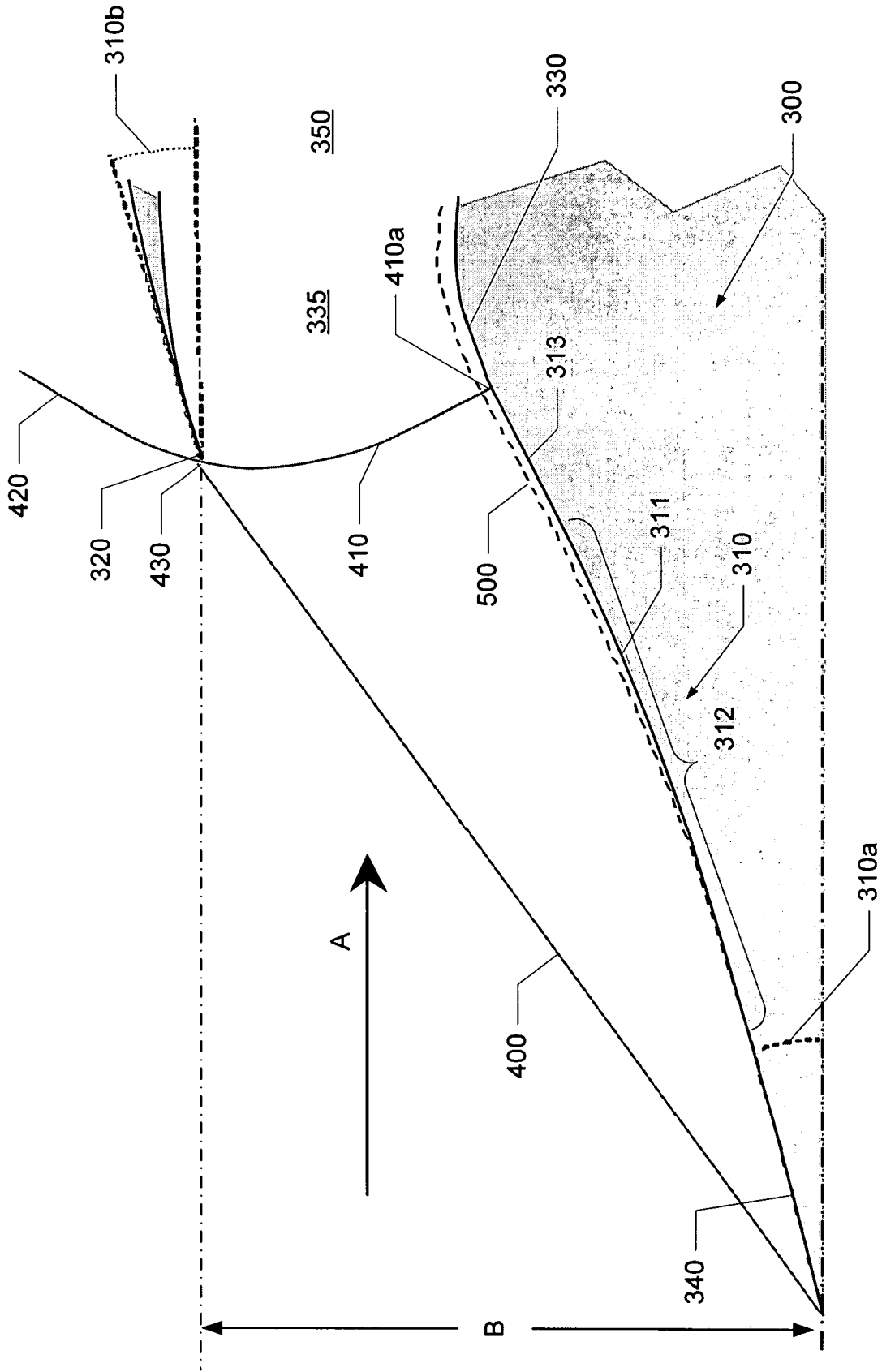
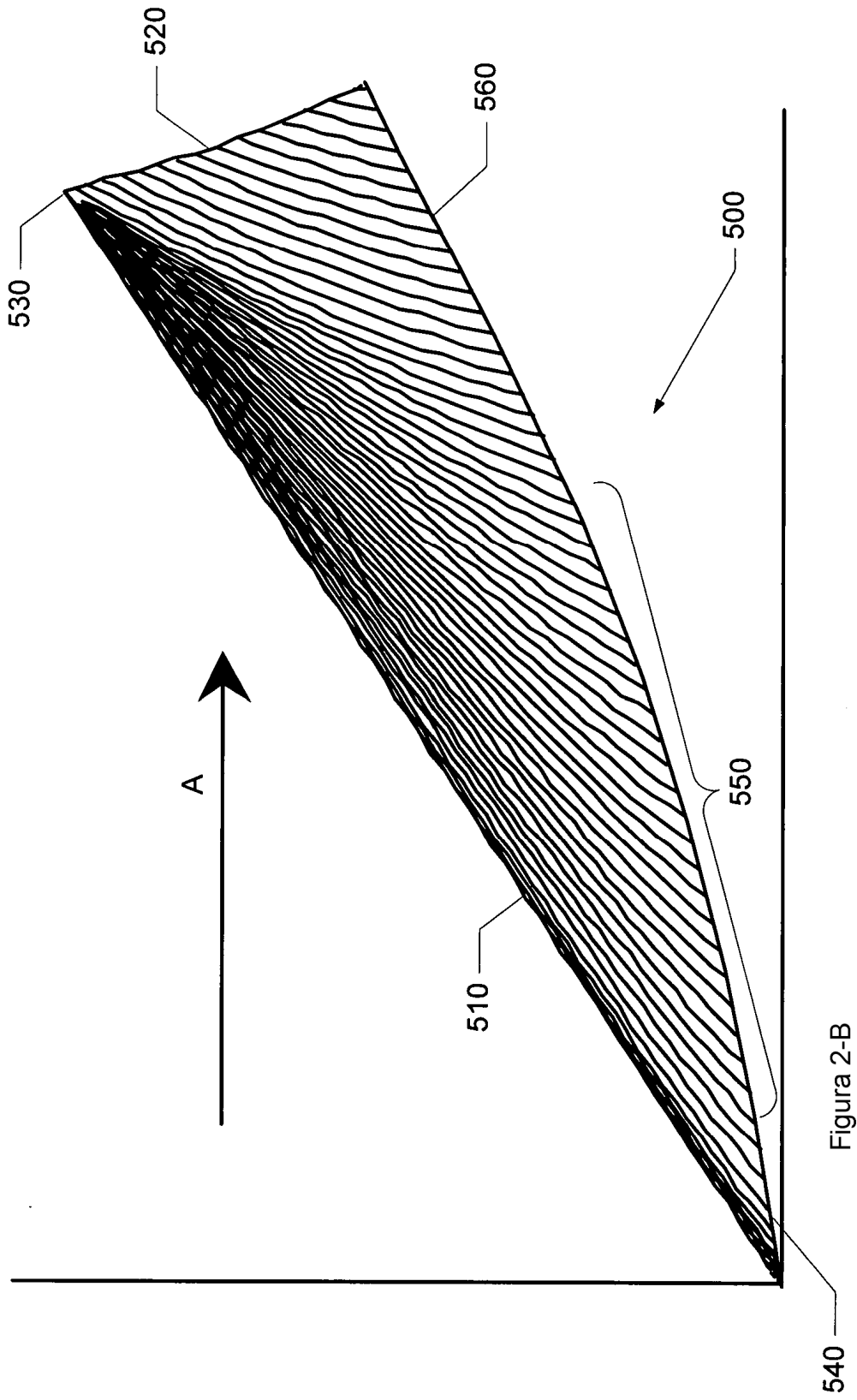


Figura 2-A



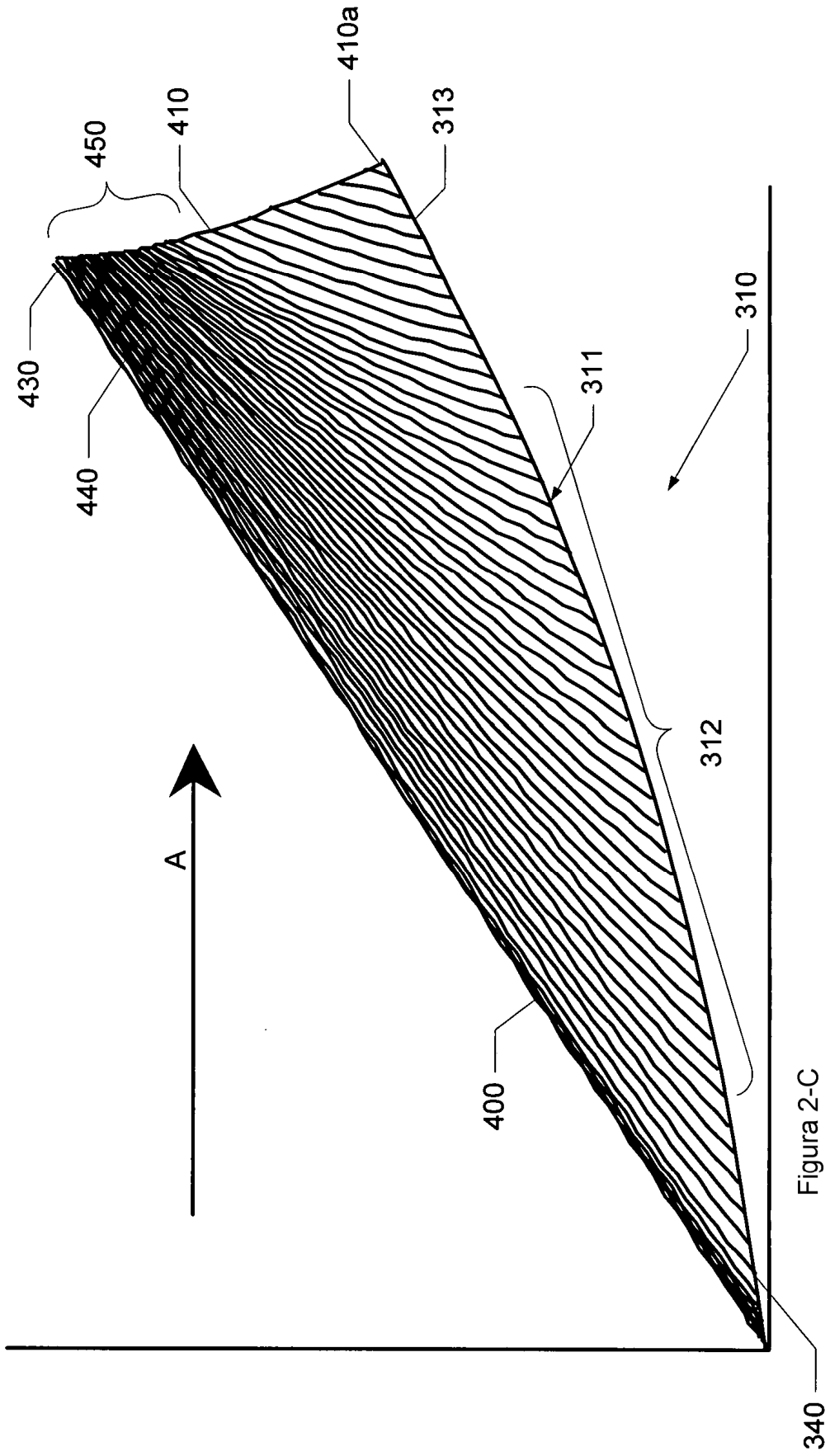


Figura 2-C

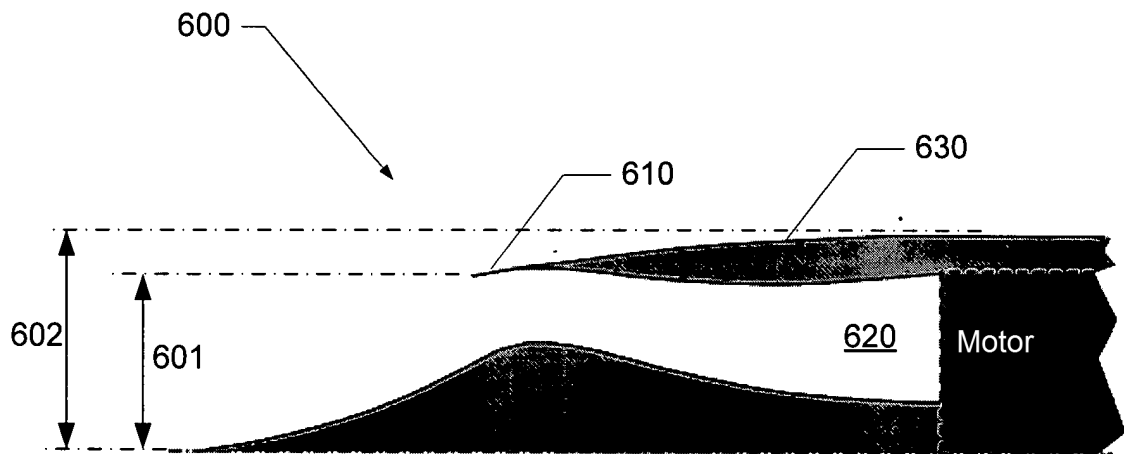


Figura 3-A

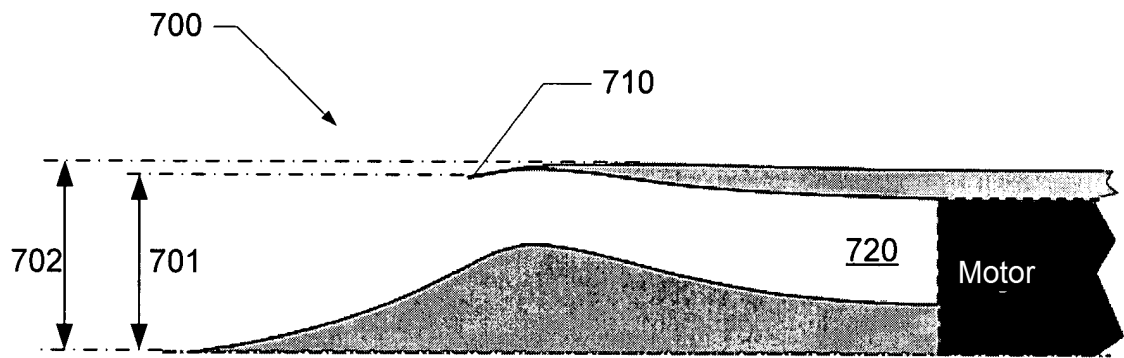
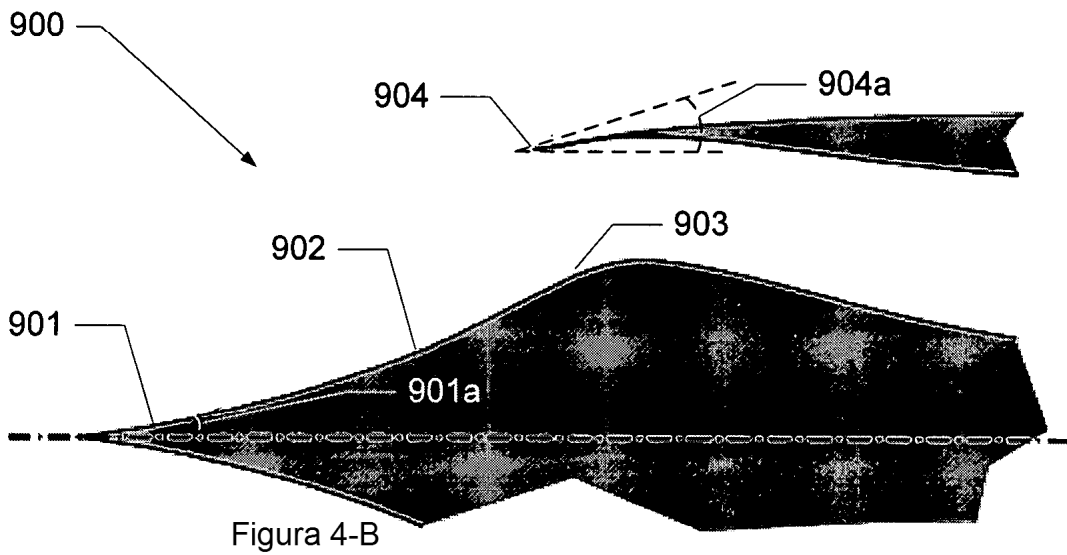
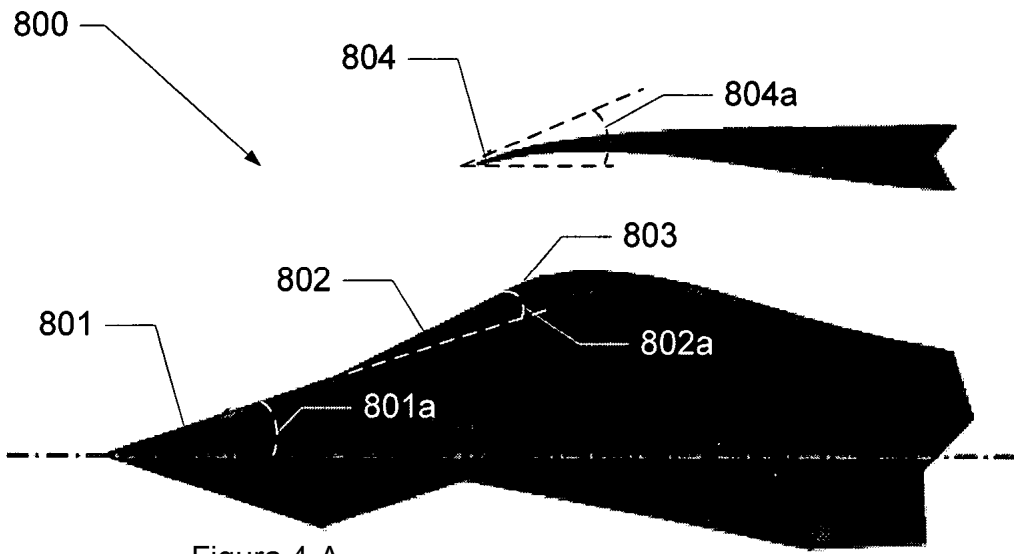


Figura 3-B



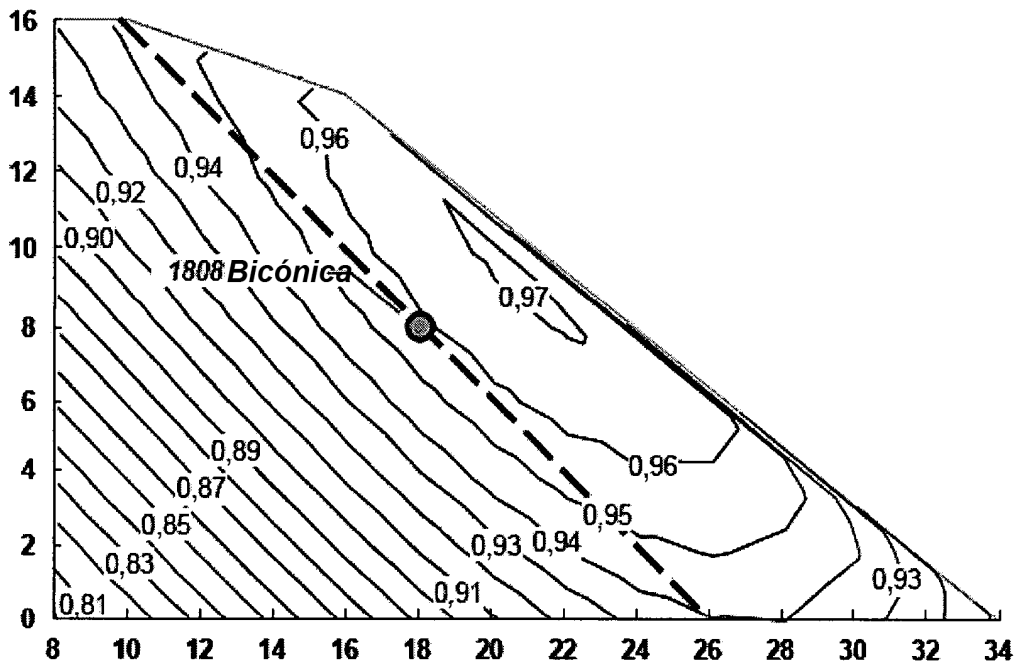


Figura 5-A

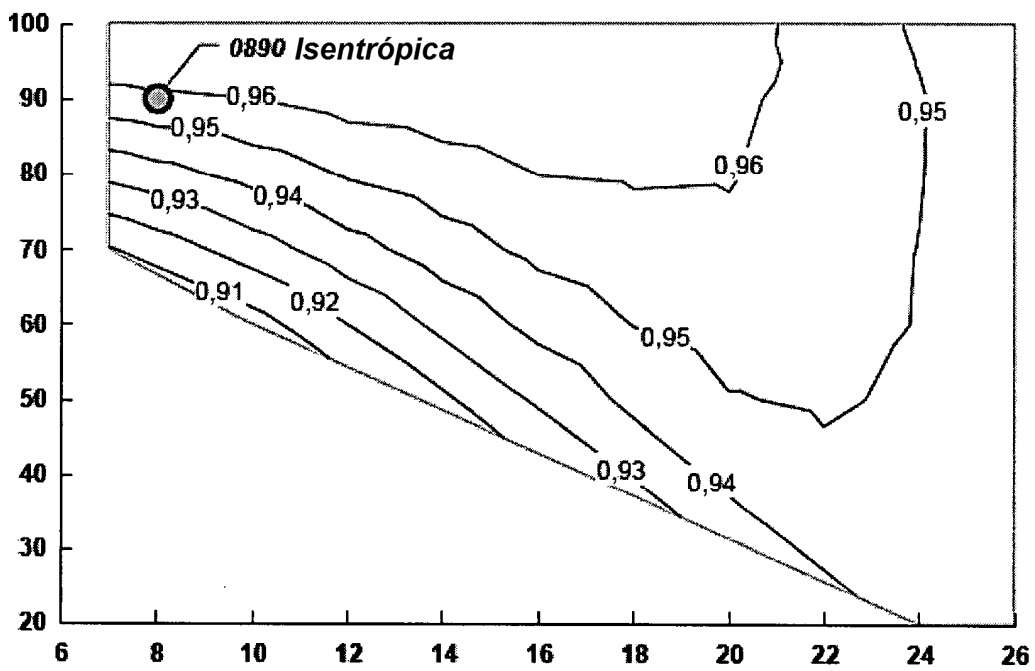


Figura 5-B

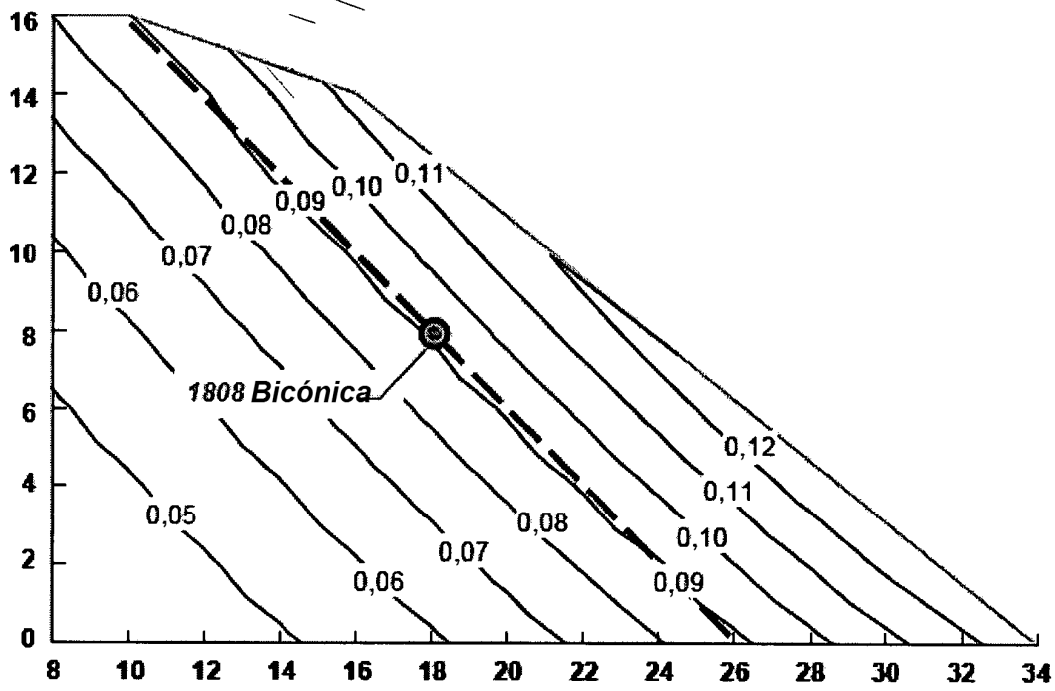


Figura 6-A

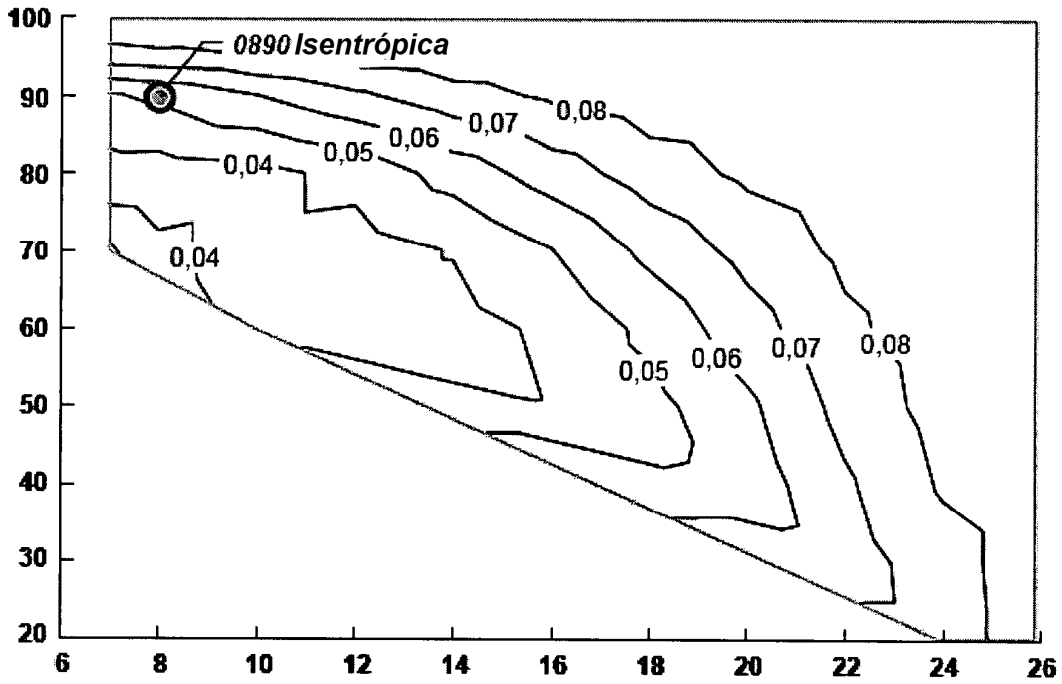


Figura 6-B

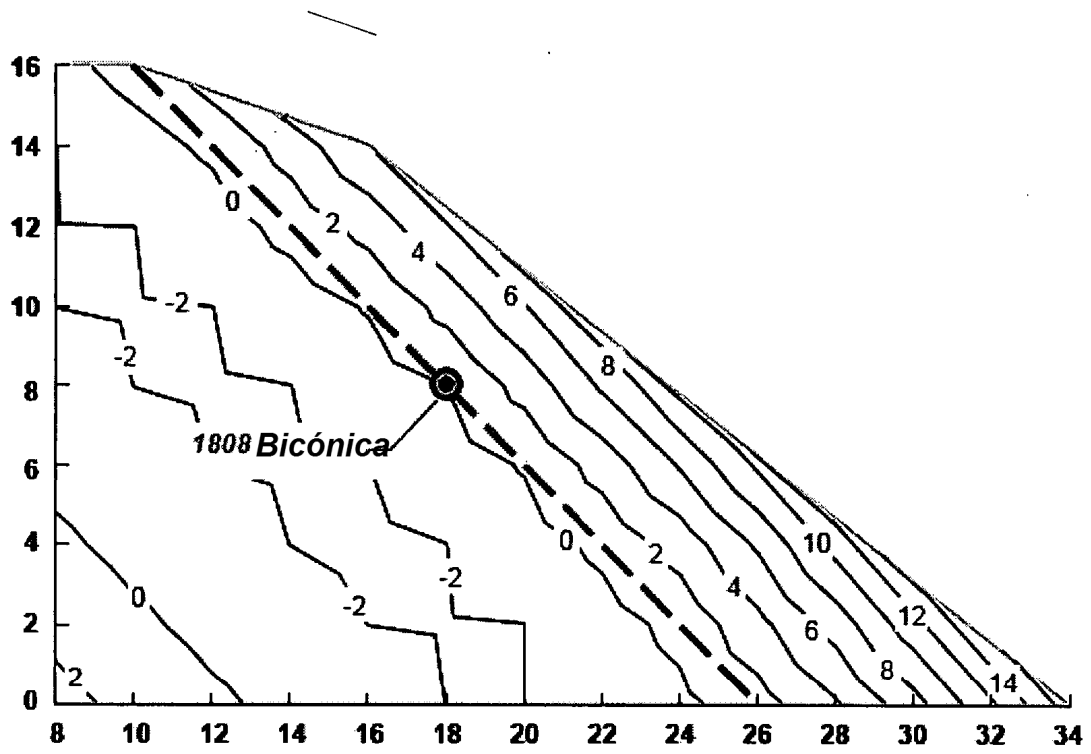


Figura 7-A

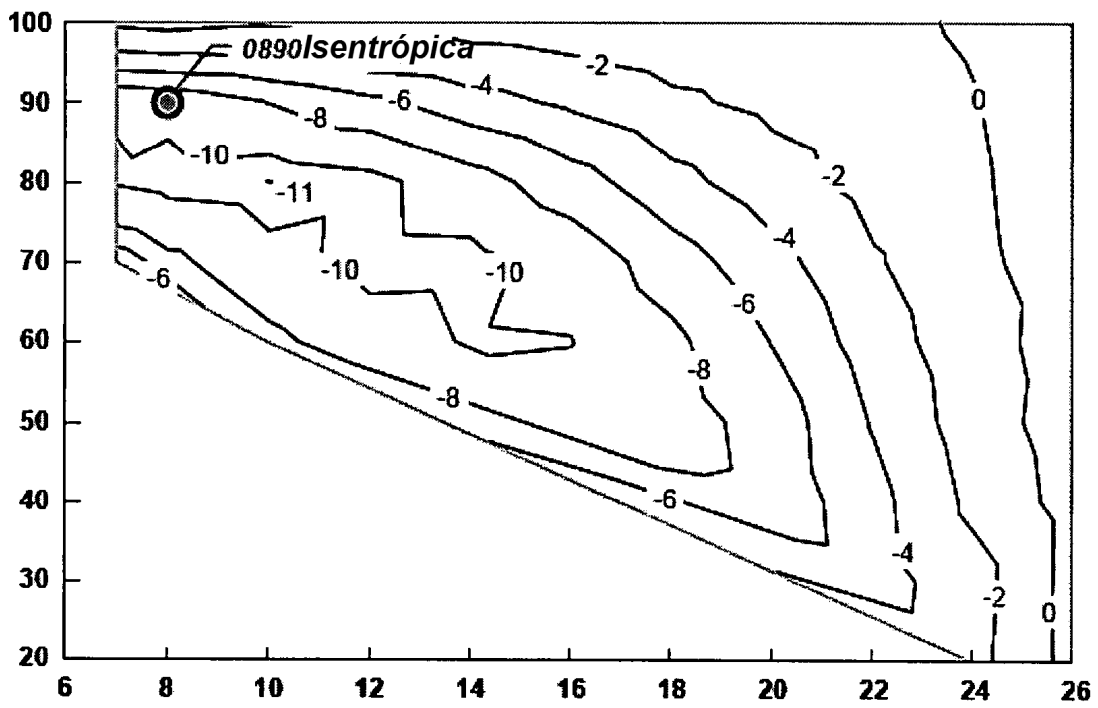


Figura 7-B

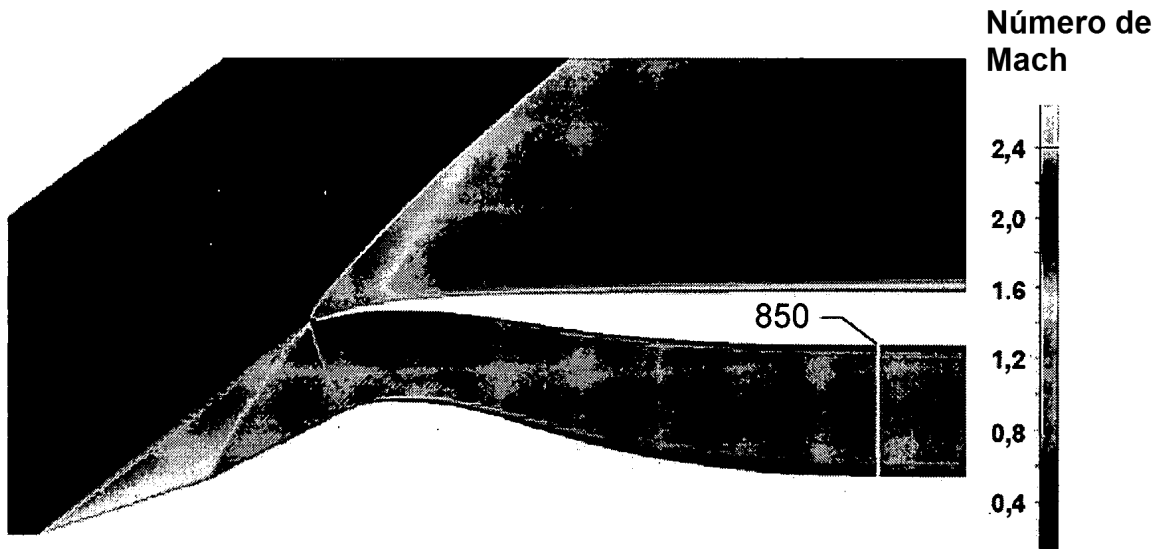


Figura 8-A

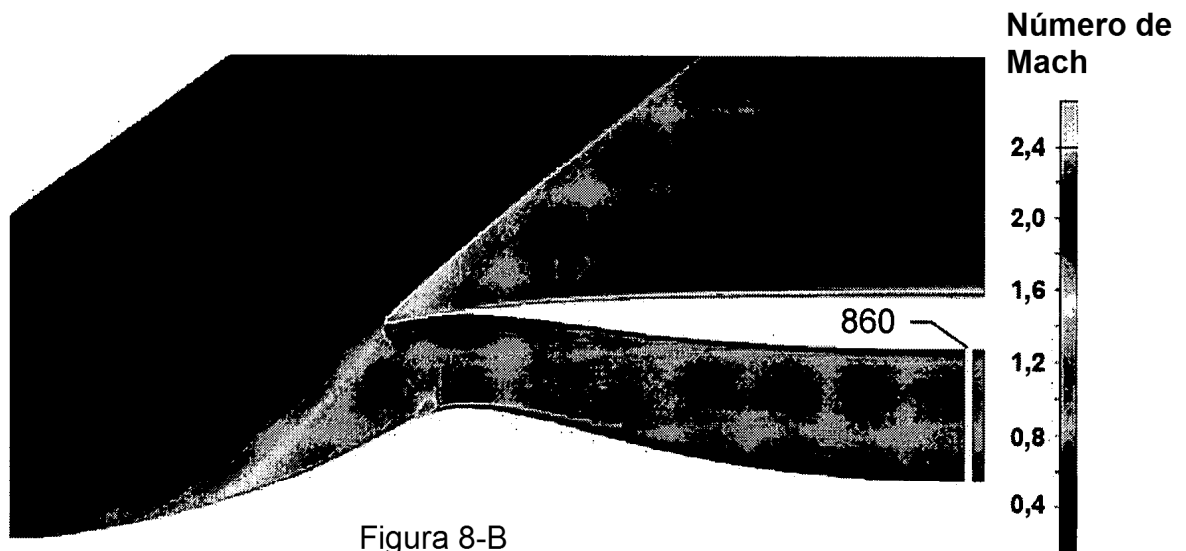
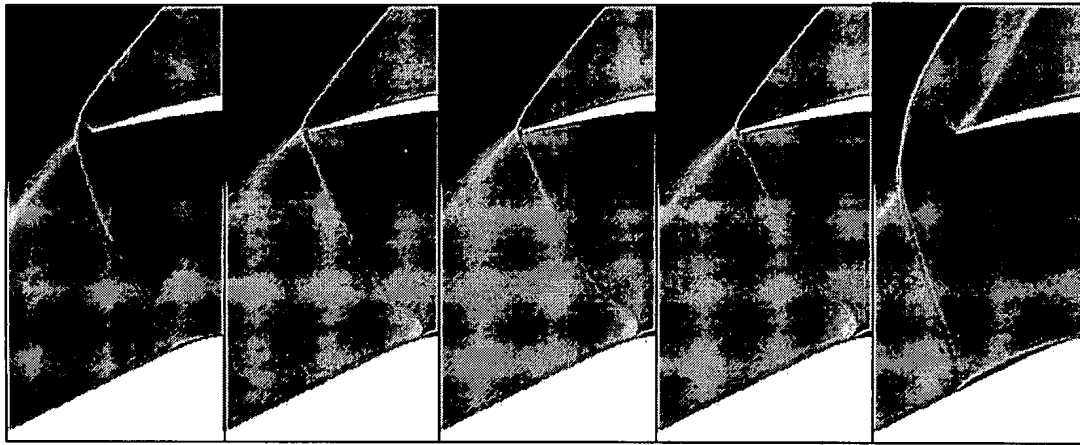


Figura 8-B



0,9786

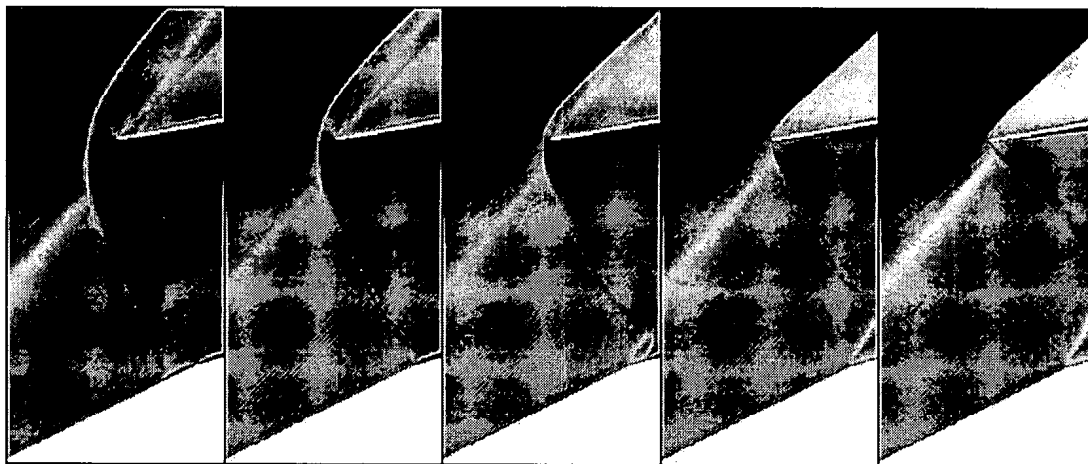
0,9876

0,9881

0,9883

0,9119

Figura 9-A



0,9438

0,9629

0,9769

0,9851

0,9860

Figura 9-B

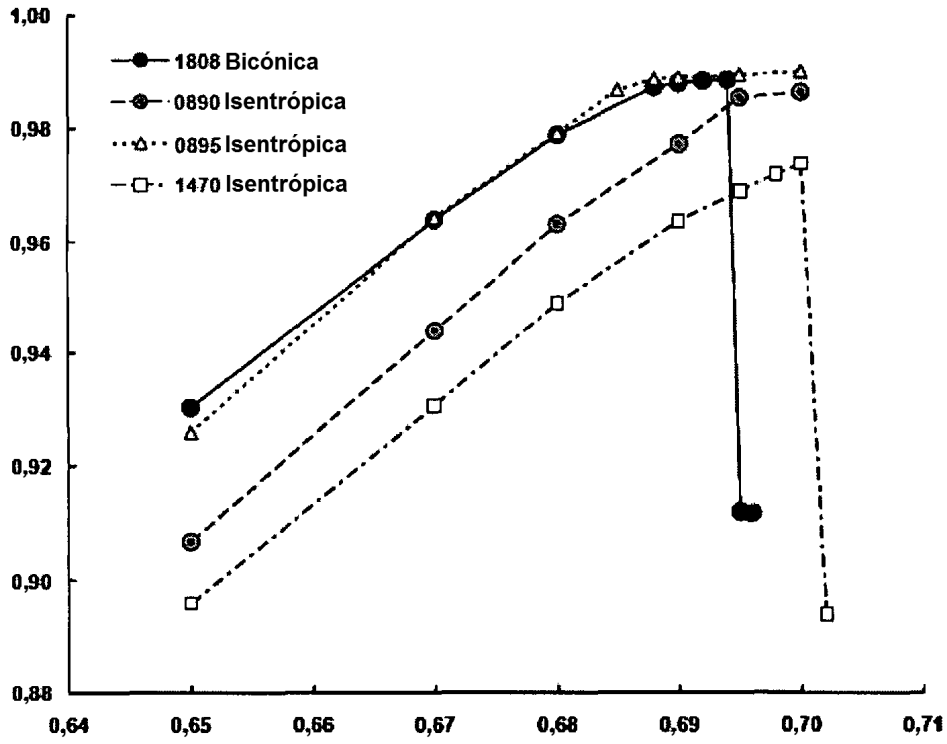


Figura 10

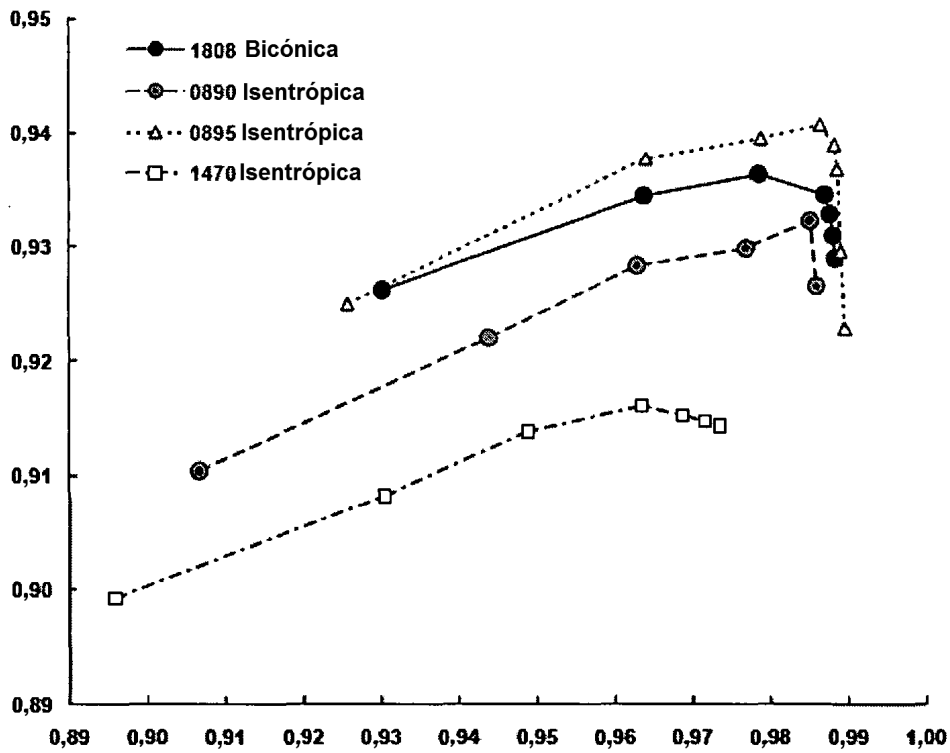


Figura 11

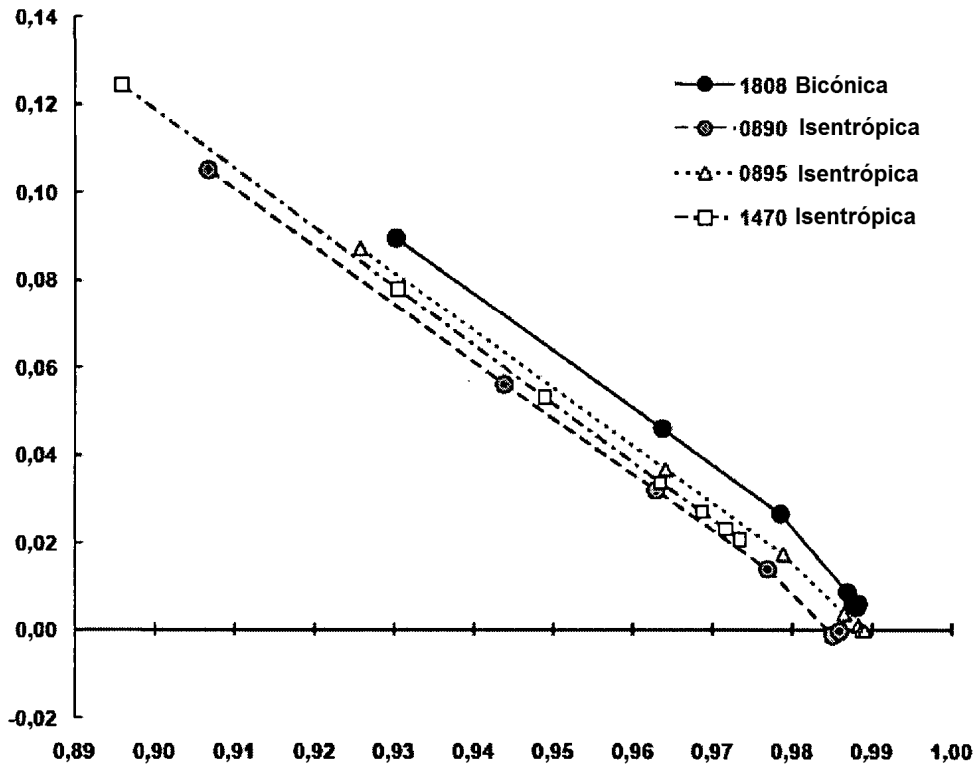


Figura 12

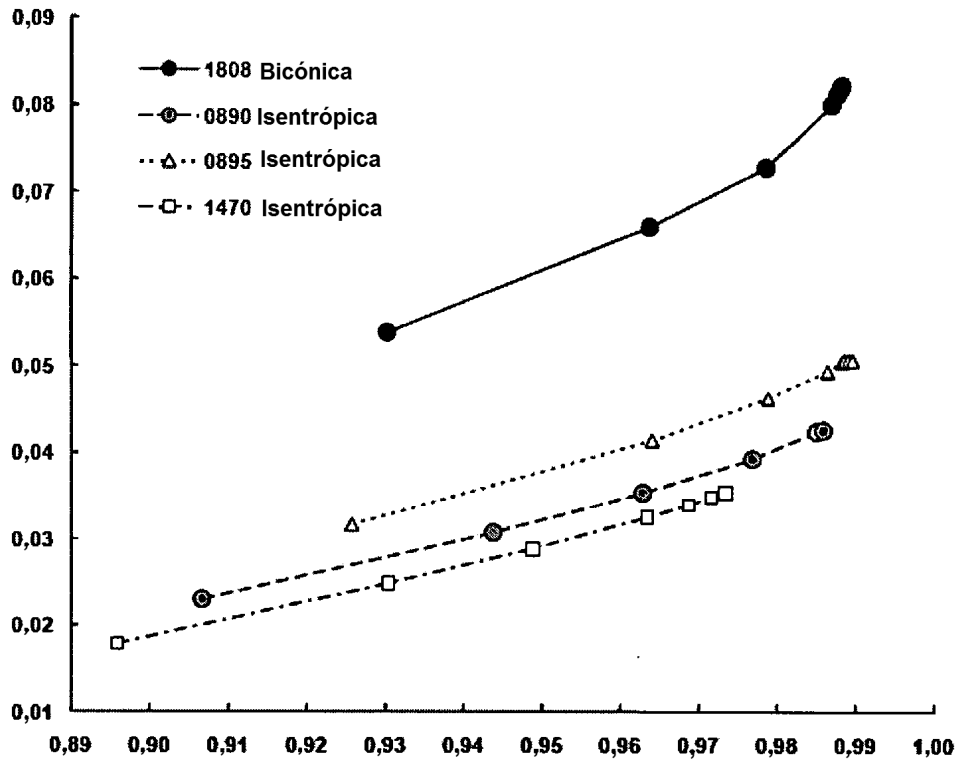


Figura 13

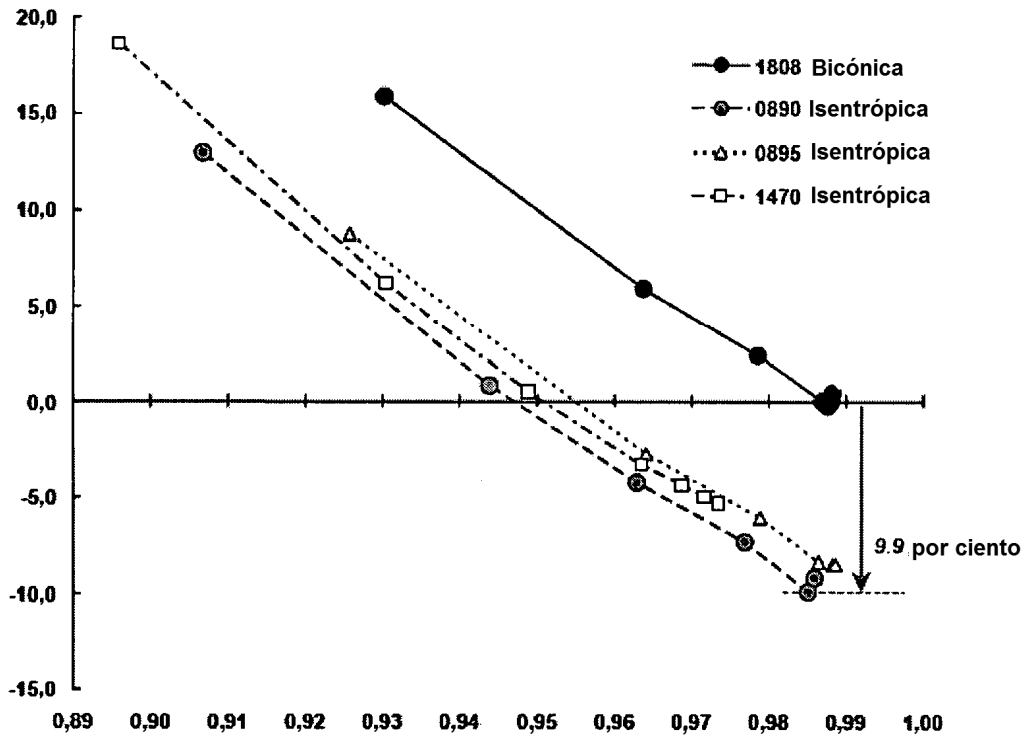


Figura 14-A

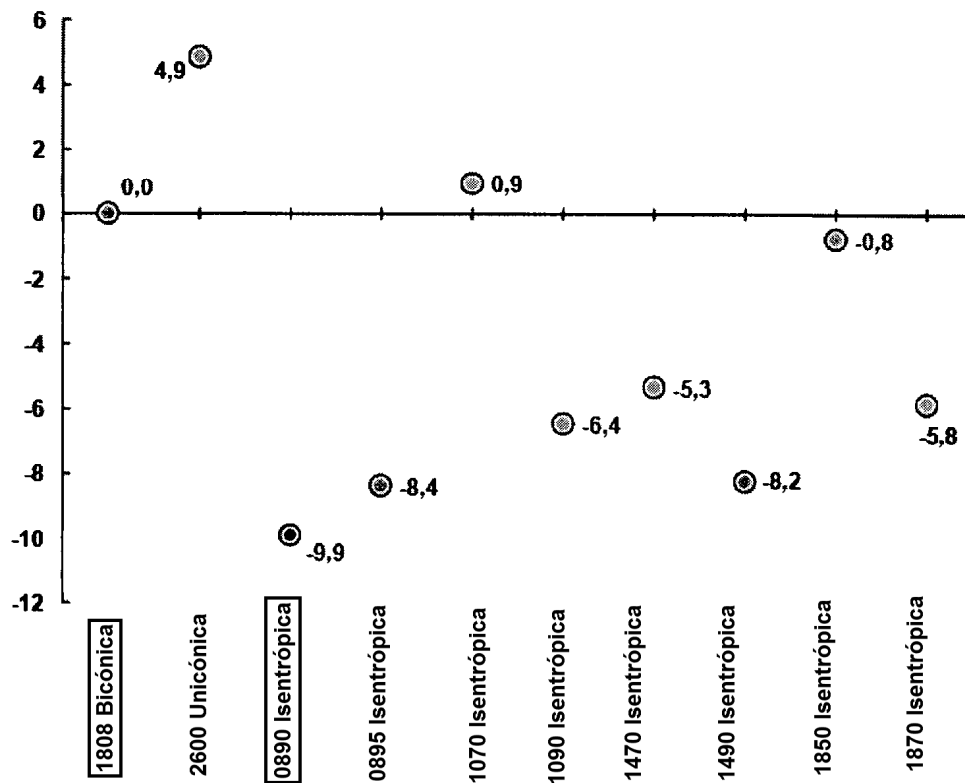


Figura 14-B

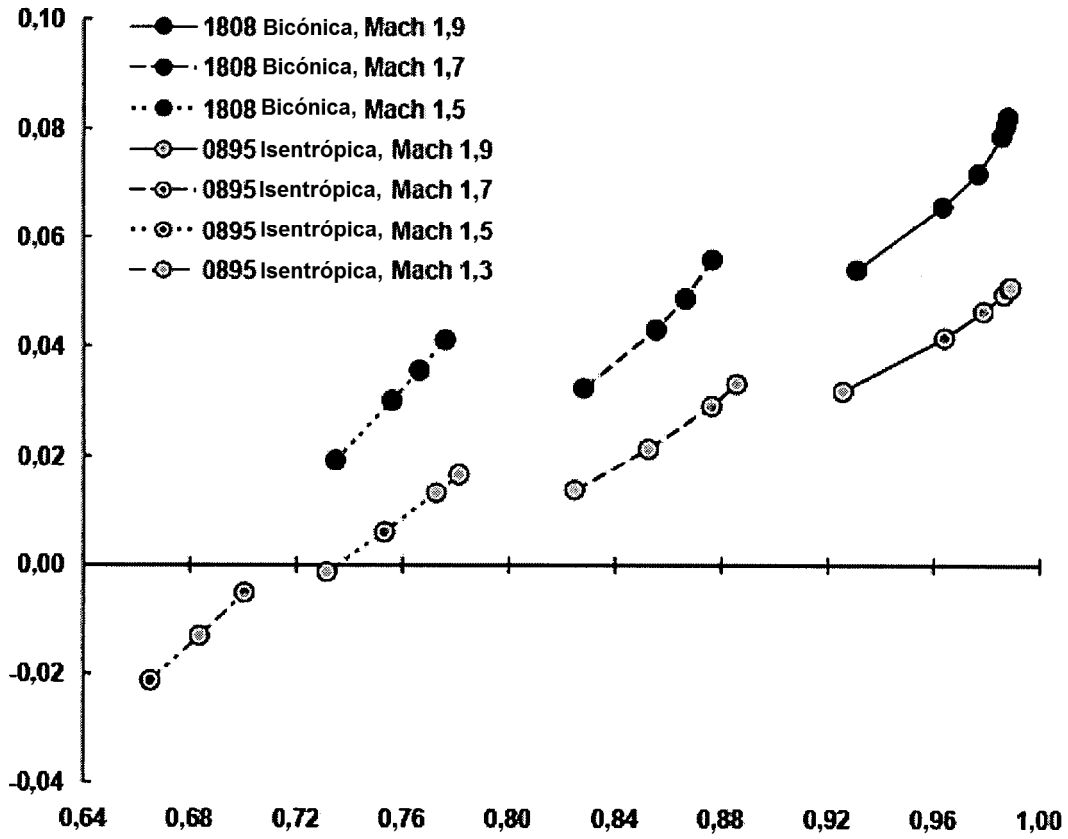


Figura 15

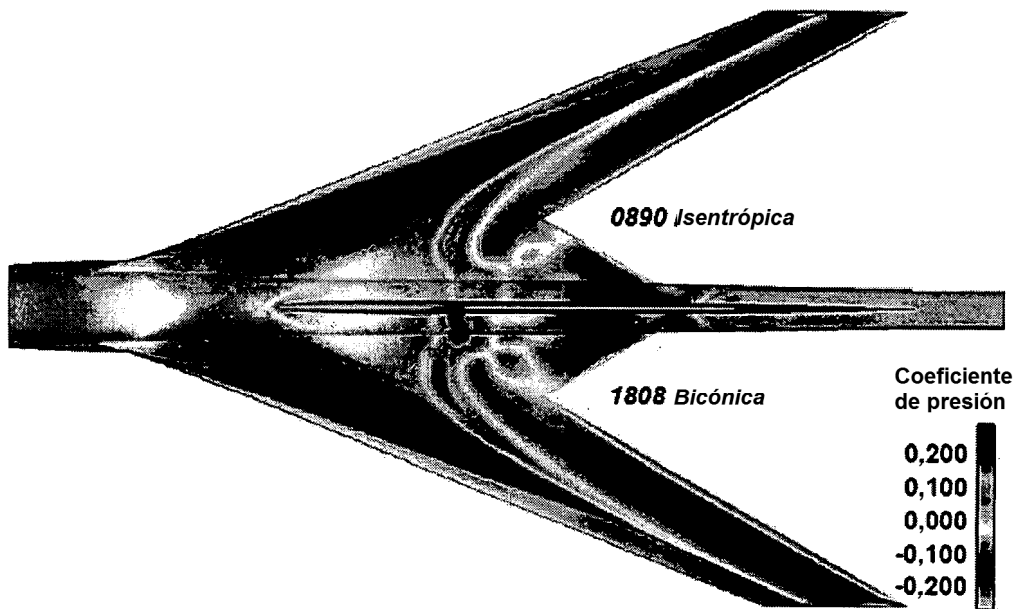
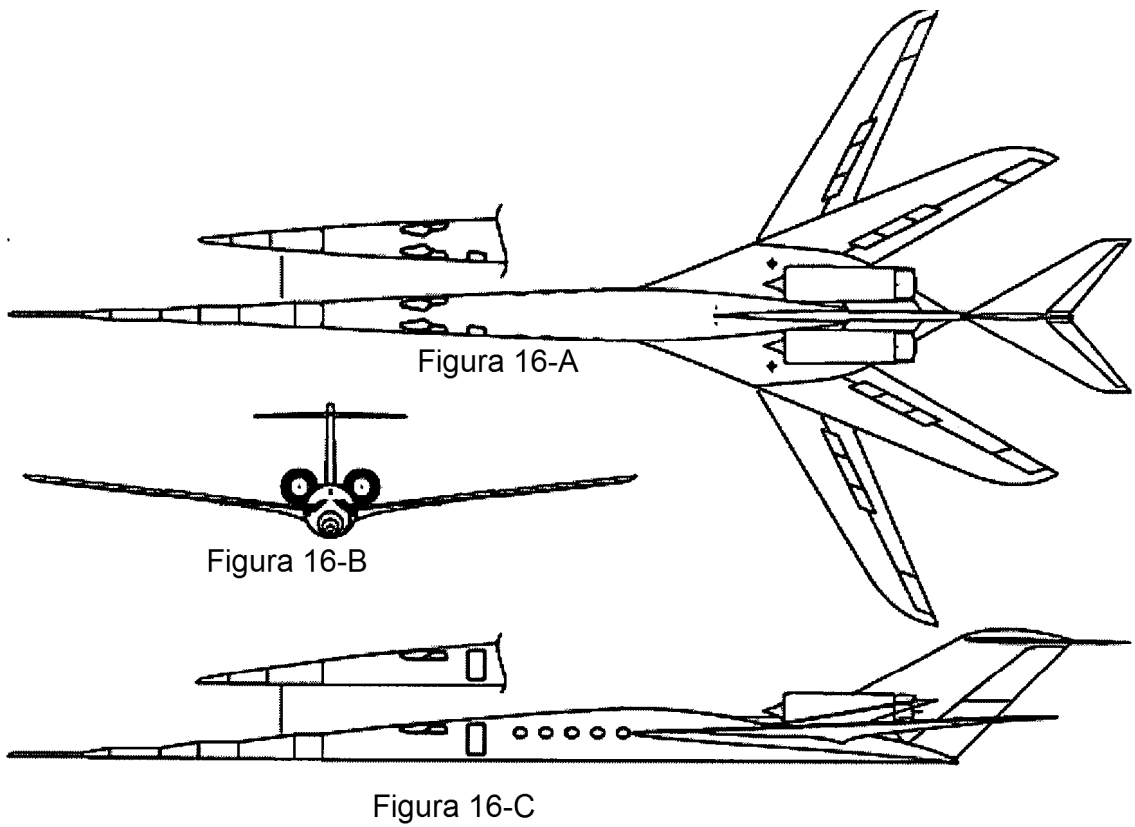


Figura 17

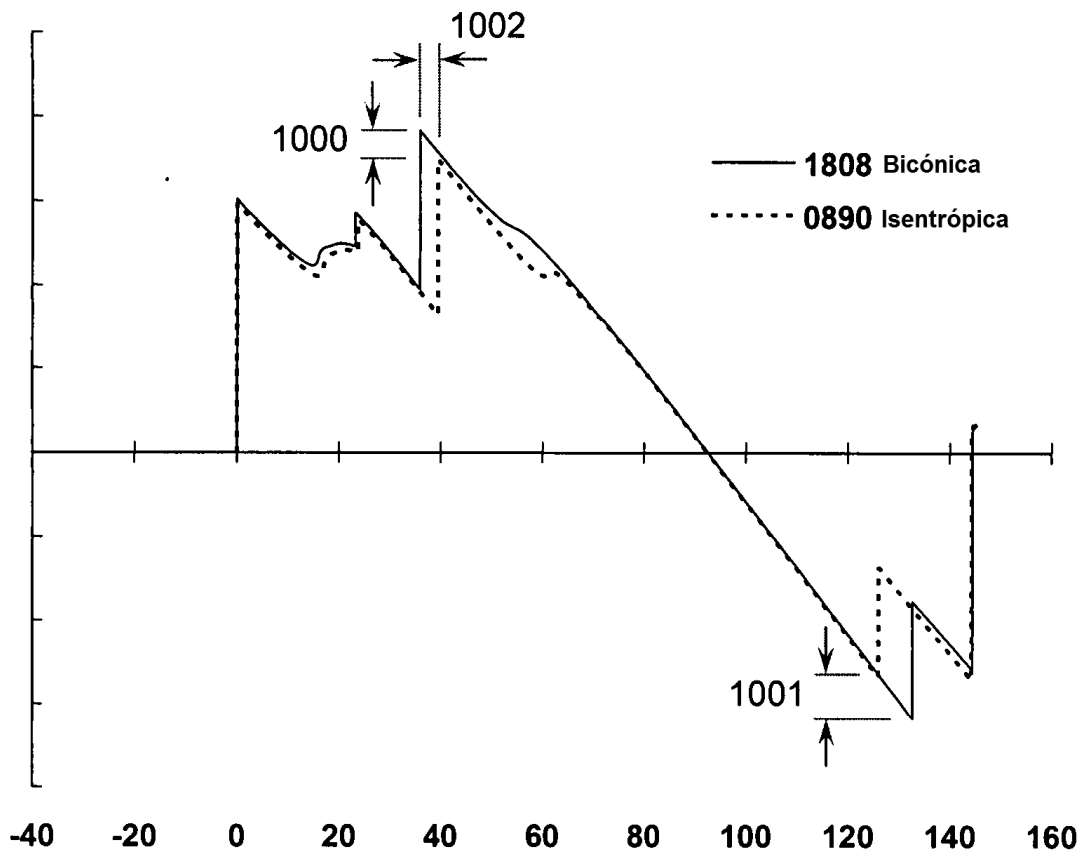


Figura 18