

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 552 794**

51 Int. Cl.:

B64C 30/00 (2006.01)

B64C 5/08 (2006.01)

B64C 5/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **20.12.2010** **E 10790648 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.08.2015** **EP 2516269**

54 Título: **Vehículo aéreo ultrarrápido y procedimiento de locomoción aérea asociado**

30 Prioridad:

22.12.2009 FR 0959366

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
02.12.2015

73 Titular/es:

AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS (50.0%)
51-61 Route de Verneuil
78130 Les Mureaux, FR y
EUROPEAN AERONAUTIC DEFENCE AND
SPACE COMPANY EADS FRANCE AIRBUS
GROUP SAS (50.0%)

72 Inventor/es:

PRAMPOLINI, MARCO y
CORABOEUF, YOHANN

74 Agente/Representante:

LINAGE GONZÁLEZ, Rafael

ES 2 552 794 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

Vehículo aéreo ultrarrápido y procedimiento de locomoción aérea asociado

5 Campo técnico y técnica anterior

La invención se refiere a un vehículo aéreo ultrarrápido así como un procedimiento de locomoción aérea con la ayuda de un vehículo aéreo conforme al vehículo aéreo de la invención.

10 Estudios sobre el tema del transporte ultrarrápido punto a punto han sido recientemente comenzados en Japón y Estados Unidos. En el camino de estas iniciativas, EADS y ATRIUM han realizado igualmente, en el margen del programa ASP (ASP de ATRIUM SPACE PLANE), estudios de concepto para un vehículo aéreo ultrarrápido punto a punto.

15 A día de hoy, los vehículos aéreos ultrarrápidos punto a punto que han sido realizados son los aviones CONCORDE y Tupolev Tu-144, los dos supersónicos. El vehículo aéreo ultrarrápido propuesto por la presente invención permite mejorar muy sensiblemente los rendimientos de estos dos aviones.

20 En particular, el vehículo aéreo propuesto por la presente invención disminuye considerablemente el ruido que acompaña el paso de la barrera del sonido, igualmente llamado "bang" supersónico, cuyo ruido ha sido el principal límite, si no es el único, a la apertura de otras líneas que las transatlánticas para el avión CONCORDE.

25 Es conocido por la patente US 3093348 A un avión hipersónico que comprende un ala delta, un fuselaje que contiene un depósito de hidrógeno líquido o en estado de nieve fundida y uno o varios depósitos de oxígeno líquido y un sistema de motores que comprende al menos un turborreactor en el fuselaje y al menos un estatorreactor y un motor cohete en una parte trasera del fuselaje.

30 Es conocido igualmente por el documento US 2944764 A un avión supersónico de dos cuerpos colocados uno junto a otro y unidos por sus partes central y trasera.

Es conocido igualmente por el documento US 4538779 A un empenaje para avión supersónico.

35 Es conocido igualmente por el documento US 5529263 A un avión supersónico con ala delta dotado de motores supersónicos y de al menos un motor subsónico auxiliar.

Es conocido igualmente por el documento US 3146971 A un avión supersónico que tiene un ala delta y turborreactores colocados en el fuselaje de una y otra parte del ala delta.

40 Es conocido igualmente por el documento DE 2136129 II una unidad de propulsión para lanzadera espacial.

Exposición de la invención

45 En efecto, la invención se refiere a un vehículo aéreo que comprende un fuselaje, un ala delta gótica repartida de una y otra parte del fuselaje, y un sistema de motores capaz de propulsar el vehículo aéreo. El vehículo aéreo se caracteriza porque:

- el fuselaje contiene un depósito de hidrógeno líquido o en estado de nieve fundida (estado *slush* en inglés) y uno o varios depósitos de oxígeno líquido;

50 - el ala delta gótica tiene un extradós y un intradós planos, el encastre del ala naciendo sensiblemente al nivel donde empieza el agrandamiento de la parte delantera del fuselaje;

55 - una aleta es fijada en cada extremo exterior del borde de fuga del ala delta con la ayuda de una pieza cilíndrica cuyo eje es paralelo al eje del fuselaje, estando constituida cada aleta por dos elementos sensiblemente idénticos de forma trapezoidal fijados a la pieza cilíndrica y situados en un mismo plano, de una y otra parte de la pieza cilíndrica, siendo capaz cada pieza cilíndrica de moverse en rotación alrededor de su eje de tal forma que los dos elementos de forma trapezoidal que están fijados a la pieza cilíndrica sean posicionado o bien en un plano paralelo al plano del ala delta gótica, o bien en un plano perpendicular al plano del ala delta gótica; y

60 - el sistema de motores comprende al menos un turborreactor capaz de replegarse en el fuselaje y situado al nivel de una parte delantera del fuselaje, al menos un estatorreactor de geometría fija y un motor cohete situado en la parte trasera del fuselaje siendo capaz de abrirse o cerrarse para, respectivamente, abrir el motor cohete al exterior o aislar el motor cohete del exterior.

65 Según una característica suplementaria de la invención, el fuselaje está constituido por un tramo delantero o morro que prolonga un tramo de cabina y por un tramo trasero, teniendo el tramo delantero una sección constante que se

agranda progresivamente a partir del tramo de cabina y teniendo el tramo trasero una sección constante que se contrae progresivamente hacia la parte trasera del vehículo.

5 Según otra característica suplementaria de la invención, cada depósito de oxígeno líquido tiene su centro de gravedad posicionado, ya sea vacío o lleno, lo más cerca del centro de gravedad del vehículo aéreo.

Según otra característica suplementaria más de la invención, el motor cohete está constituido o bien por un motor único, o bien por un motor principal acompañado de uno o varios motores auxiliares.

10 Según otra característica suplementaria más de la invención, el vehículo tiene una flecha de borde de ataque sensiblemente comprendida entre 70° y 75°, calculada en referencia a un ala delta recta.

La invención se refiere igualmente a un procedimiento de locomoción aérea con la ayuda de un vehículo aéreo conforme a la invención, comprendiendo el procedimiento una fase de despegue del vehículo, caracterizado porque
15 la fase de despegue comprende las etapas siguientes:

- una etapa de rodaje del vehículo durante la cual el vehículo es propulsado por los turborreactores para alcanzar un punto de alineamiento en pista, los dos elementos de forma trapezoidal de cada una de las dos aletas estando
20 posicionados en un plano paralelo al ala delta gótica en vista del despegue;

- una etapa de apertura o de verificación de un estado de apertura de la puerta trasera del vehículo;

- una etapa de envío durante la cual el vehículo aéreo es propulsado simultáneamente por el o los turborreactores o por el motor cohete, siendo el vehículo progresivamente llevado en una fase de vuelo ascendente cuasivertical por
25 llamada de un fuerte empuje desplegado por el motor cohete de manera que el vehículo alcanza y sobrepasa la velocidad Mach 1 durante la fase de vuelo ascendente, el o los turborreactores siendo parados y metidos en el fuselaje antes de que la velocidad Mach 1 sea alcanzada y los dos elementos de forma trapezoidal de cada una de las dos aletas del vehículo aéreo siendo posicionados progresivamente en un plano perpendicular al plano del ala delta gótica desde que el vehículo alcanza y/o pasa la velocidad Mach 1.

La invención se refiere igualmente a un procedimiento de locomoción aérea con la ayuda de un vehículo aéreo conforme a la invención, comprendiendo el procedimiento una fase de aterrizaje del vehículo a partir de un pasaje de
30 vuelo de crucero en el que el vehículo es propulsado por el empuje del o de los estatorreactores, siendo posicionados los dos elementos de forma trapezoidal de cada una de las dos aletas en un plano perpendicular al ala delta gótica, caracterizado porque la fase de aterrizaje del vehículo comprende las siguientes etapas:

- una parada del o de los estatorreactores;

- un despliegue progresivo de los aerofrenos (*split flaps*, en inglés) que lleva al vehículo hasta una fase de descenso
40 bajo fuerte pendiente con una velocidad cuasivertical transónica que disminuye;

- una modificación progresiva de la posición de los dos elementos de forma trapezoidal de cada una de las dos aletas de forma que se colocan dichos elementos en un plano paralelo al plano del ala delta gótica ya que la
45 velocidad del vehículo alcanza y/o pasa bajo la velocidad Mach 1;

- un cierre progresivo de los aerofrenos y un despliegue y un encendido del o los turborreactores ya que la velocidad del vehículo se vuelve inferior a Mach 1; y

- una inserción del vehículo en el tráfico aéreo estándar.

50 Según una característica complementaria más de la invención, el vuelo de crucero se caracteriza por:

- una altitud del avión con respecto al suelo sensiblemente comprendida entre 30000 m y 35000 m;

55 - una distancia de disipación de la onda de choque de morro del vehículo sensiblemente comprendida entre 110 km y 175 km;

- una velocidad del avión sensiblemente comprendida entre Mach 4 y Mach 4,5; y

60 - un ángulo α de apertura del cono de Mach sensiblemente comprendido entre 11° y 15°.

El vehículo aéreo ultrarrápido propuesto por la invención ofrece una velocidad dos veces superior a la del CONCORDE, o sea Mach 4+, y una altitud de crucero al menos superior a 20 km comparada con la de un avión de
65 línea convencional.

Más allá de estos rendimientos brutos, el vehículo aéreo de la invención permite ventajosamente transportar el

equivalente de 2-3 toneladas, o sea, por ejemplo, una veintena de pasajeros, y ofrece, por otro lado, una ventaja particularmente importante en lo que se refiere al aspecto medioambiental dada una propulsión en fase de aceleración y de crucero asegurada combinando el oxígeno respectivamente embarcado (oxígeno líquido) y ambiente y de hidrógeno embarcado, el carburante del futuro.

5 Las aplicaciones pretendidas por el vehículo aéreo ultrarrápido de la invención son duales, a saber civiles y militares.

Para las aplicaciones civiles, el mercado pretendido es principalmente el de los viajes de negocios y de pasajeros VIP (VIP de *very important person*) que necesitan idas-vueltas transcontinentales en el día.

10 Las aplicaciones militares se refieren, en cuanto a ellas, por ejemplo, el reconocimiento estratégico, el transporte ultrarrápido de mercancías de alto valor añadido así como los comandos de élites equipados. Un derivado ofensivo del vehículo aéreo podría realizar golpes de precisión y de puestas fuera de uso de objetivos privilegiados de alto valor añadido, por ejemplo por impulsos electromagnéticos de fuerte potencia, igualmente llamados impulsos EMP (EMP de *electro magnetic pulse*). Como los satélites, el vehículo aéreo de la invención ofrece una invulnerabilidad casi total frente a los sistemas antiaéreos convencionales presentando la flexibilidad y la no predictibilidad de un avión clásico.

20 El rendimiento del vehículo aéreo de la invención autoriza distancias franqueables de unos 9000 km (por ejemplo París-San Francisco o Tokio-Los Ángeles) en tres horas de tiempo.

El concepto operacional así como la arquitectura del vehículo aéreo de la invención permiten:

25 - operaciones en la salida y en la llegada de instalaciones aeroportuarias estándar, bajo reserva de un abastecimiento en hidrógeno y en oxígeno líquido a tener en cuenta;

- un franqueo de la interacción con la circulación aérea general en crucero (altitud de crucero más allá de los pasajes aéreos actuales);

30 - operaciones casi en todo tiempo, la altitud del vuelo siendo tal que los fenómenos meteorológicos que impactan la buena conducción de vuelo son inexistentes;

- un mantenimiento de naturaleza aeronáutica en el conjunto del vehículo a excepción del sistema de motores cohete que necesita operaciones específicas.

35 **Breve descripción de las figuras**

Otras características y ventajas de la invención aparecerán a la luz de un modo de realización preferente hecho en referencia a las figuras adjuntas, entre las que:

40 - la figura 1 representa una vista desde debajo de un vehículo aéreo ultrarrápido según la invención;

- la figura 2 representa una vista en perspectiva de un elemento particular de un vehículo aéreo ultrarrápido según la invención;

45 - la figura 3 representa una vista de perfil de un vehículo aéreo ultrarrápido según la invención;

- la figura 4 representa una semivista desde arriba de un vehículo aéreo ultrarrápido según la invención;

50 - la figura 5 representa una vista de cara de un vehículo aéreo ultrarrápido según la invención;

- la figura 6 representa una vista en corte longitudinal de un vehículo aéreo ultrarrápido según la invención;

55 - las figuras 7-11 representan diferentes vistas en corte transversal del vehículo aéreo ultrarrápido de la invención representado en la figura 6;

- la figura 12 representa una vista de detalle del vehículo aéreo ultrarrápido de la invención representado en la figura 6;

60 - la figura 13 representa una vista trasera en perspectiva del vehículo aéreo de la invención;

- las figuras 14A, 14B y 14C representan vistas traseras parciales del vehículo aéreo de la invención para diferentes posiciones de una puerta capaz de abrir o cerrar el acceso del motor cohete en el exterior;

65 - la figura 15 representa una vista en perspectiva de un vehículo aéreo ultrarrápido según la invención;

- la figura 16 representa la variación del centro de empuje de un vehículo aéreo ultrarrápido de la invención en función de la velocidad expresada en Mach;

5 - la figura 17 representa la variación de la estabilidad de ruta de un vehículo aéreo ultrarrápido de la invención en función de la velocidad expresada en Mach;

- las figuras 18-21 ilustran las diferentes fases de vuelo de un vehículo aéreo ultrarrápido según la invención.

10 En todas las figuras, las mismas referencias designan los mismos elementos. Las magnitudes l representan distancias. Las magnitudes ϕ representan diámetros. Las magnitudes θ representan ángulos. Las magnitudes R representan radios de curvatura.

Exposición detallada de modos de realización preferidos de la invención

15 La figura 1 representa una vista desde debajo de un ejemplo de vehículo aéreo ultrarrápido según la invención.

En la figura 1, las distancias l representadas tienen los siguientes valores, a título de ejemplo no limitativo:

20 $l_1=52995$ mm;
 $l_2=37855$ mm;
 $l_3=36524$ mm;
 $l_4=7135$ mm;
 $l_5=4394$ mm;
 $l_6=2150$ mm;
25 $l_7=3000$ mm;
 $l_8=7115$ mm;
 $l_9=8929$ mm.

30 Igualmente, los diámetros ϕ representados tienen los siguientes valores a título de ejemplo no limitativo:

$\phi_1=3500$ mm;
 $\phi_2=1800$ mm.

35 El vehículo aéreo ultrarrápido de la invención según el ejemplo de la figura 1, comprende el conjunto de los elementos siguientes:

- un fuselaje F que contiene un depósito R_v con hidrógeno líquido o en estado de nieve fundida (cf. figuras 6 y 10) y dos depósitos de oxígeno líquido RO_1 y RO_2 , estando destinados los depósitos R_v , RO_1 y RO_2 a alimentar un motor cohete M_f ;

40 - un ala A de tipo delta gótica que tiene un extradós tan plano como es posible y dotada en su extremo trasero, de cada lado del fuselaje, de dos flaps traseros v_1 , v_2 ;

45 - una flecha de borde de ataque del vehículo θ_3 (cf. figura 4) preferentemente comprendido entre 70° y 75° , calculada en referencia a un ala delta recta;

- una cabina P destinada a contener, por ejemplo, pasajeros, situada en la parte delantera del conjunto ala más fuselaje con el fin de estar en la dirección del viento durante las condiciones de vuelo de crucero, permitiendo así minimizar la contribución de esta parte en la resistencia total del vehículo, no generando ninguna sustentación;

50 - una cabina y un morro que forman un tramo CN situado en la prolongación de la cabina P , en la parte delantera del vehículo;

55 - un tren de aterrizaje TR_a , TR_b , TR_c capaz de alojarse en el vehículo aéreo, la cinemática del tren de aterrizaje siendo preferentemente simplificada al máximo;

- dos aletas móviles a_1 , a_2 colocadas simétricamente con respecto al eje longitudinal del vehículo, cada aleta estando fija al extremo exterior de un borde de fuga del ala delta;

60 - dos estatorreactores ST_1 , ST_2 colocados simétricamente con respecto al eje del vehículo, teniendo cada estatorreactor una geometría fija optimizada para la fase de vuelo de crucero;

- dos turborreactores TB_1 , TB_2 colocados en la zona de transición situada entre la cabina P y el fuselaje F y capaces de ser metidos en el fuselaje cuando no funcionan;

65

- un motor cohete Mf (cf. figuras 6, 14A, 14B) colocado en la parte trasera del fuselaje y capaz de ser abierto en el exterior o encerrado en el fuselaje con la ayuda de una puerta trasera P del vehículo (cf. figuras 14A-14C).

En el ejemplo de la figura 1 descrito anteriormente, el vehículo aéreo de la invención comprende dos turborreactores y dos estatorreactores. De forma más general, sin embargo, la invención se refiere igualmente a vehículos aéreos que comprenden al menos un turborreactor y al menos estatorreactor.

De forma preferencial, los dos estatorreactores ST1, ST2 tienen su entrada de aire colocada en la parte delantera de las zonas del vehículo aéreo que son afectadas por los choques secundarios y/o de la zona del vehículo aéreo que es afectada por el choque de cabeza, permitiendo así asegurar una admisión de aire en condición no perturbada.

El agrandamiento de la parte delantera del fuselaje genera ventajosamente un choque oblicuo secundario que interactúa fuertemente con el intradós del ala para generar la sustentación por compresión comúnmente llamada *compression lift* en inglés.

La figura 2 representa una aleta móvil a1, a2 del medio de transporte aéreo ultrarrápido de la invención. Una aleta móvil está constituida por dos elementos sensiblemente idénticos de forma trapezoidal situados, en un mismo plano, de una y otra parte de una pieza cilíndrica fijada en un extremo exterior de un borde de fuga del ala delta. El eje de la pieza cilíndrica central es paralelo al eje longitudinal del avión. La pieza cilíndrica es capaz de moverse en rotación para posicionar la aleta móvil o bien en posición horizontal a las velocidades subsónicas, o bien en posición vertical a las velocidades supersónicas. Por razones de comodidad, las dos posiciones de la aleta móvil son representadas simultáneamente en la figura 2.

La figura 3 representa una vista de perfil del vehículo ultrarrápido de la invención en el caso de que las aletas a1, a2 sean verticales (es decir, perpendiculares al eje del vehículo). En la figura 3, las distancias l representadas tienen los siguientes valores, a título de ejemplo no limitativo:

l10=57630 mm;
l11=42995 mm;
l12=37685 mm;
l13=21995 mm;
l14=17995 mm;
l15=17950 mm;
l16=13000 mm;
l17=6780 mm;
l18=6657 mm;
l19=7400 mm;
l20=6097 mm.

Igualmente, los ángulos θ_1 y θ_2 representados tienen los siguientes valores, a título de ejemplo no limitativo:

$\theta_1=5^\circ$;
 $\theta_2=58^\circ$.

La figura 4 representa una semivista desde arriba del vehículo ultrarrápido de la invención. La aleta a1 representada está en posición horizontal. Las referencias B1 y B2 indican, respectivamente, la posición del baricentro del aire de referencia del vehículo en la configuración subsónica (aletas a1, a2 horizontales) y en la configuración supersónica (aletas a1, a2 verticales).

Las distancias l representadas en la figura 4 son, a título de ejemplos no limitativos:

l21=15326 mm;
l22=27878 mm;
l23=7556 mm;
l24=35009 mm;
l25=36722 mm.

El ángulo θ_3 (flecha de borde de ataque del vehículo) es, a título de ejemplo no limitativo, igual a 74° .

La figura 5 representa una vista de cara del vehículo aéreo ultrarrápido de la invención.

Las distancias l son aquí las siguientes, a título de ejemplos no limitativo:

l26=27188 mm;
l27=19788 mm;
l28=11262 mm;

l29=6578 mm;
l30=6037 mm;
l31=7900 mm;
l32=2650 mm.

5

Por otro lado, el radio R1 es igual a 2797 mm y el ángulo θ_4 es igual a 20°.

La figura 6 representa una vista en corte longitudinal del vehículo aéreo de la invención.

10 Las distancias 1 representadas en la figura 6 son, a título de ejemplos no limitativos:

l33=5495 mm;
l34=11500 mm;
l35= 4200 mm;
l36=21000 mm;
l37=10800 mm;
l38=1500 mm.

15

El radio R2 es igual a 445 mm.

20

Las figuras 7, 8, 9, 10 y 11 son, respectivamente, vistas del vehículo aéreo de la invención según los cortes transversales A-A (cabina), B-B (cabina), C-C (fuselaje detrás de la cabina, justo delante de los turborreactores), D-D (fuselaje justo detrás de los turborreactores, referencias TB1', TB2' para turborreactores metidos en el fuselaje y TB1, TB2 para turborreactores salidos del fuselaje) y E-E (fuselaje al nivel del tren trasero de aterrizaje) de la figura 6.

25

En la figura 8, la distancia 139 es por ejemplo igual a 630 mm y la distancia 140 por ejemplo igual a 505 mm. En la figura 9, la distancia 141 es, por ejemplo, igual a 2150 mm y las distancias 142 y 143 respectivamente iguales, por ejemplo, a 650 mm y 600 mm. En la figura 11, la distancia 144 es por ejemplo igual a 870 mm y el radio R4 es por ejemplo igual a 1550 mm.

30

La figura 12 es una vista de detalle de la figura 6, a saber una representación en corte longitudinal del depósito de hidrógeno Rv así como, en plano trasero, de uno de los dos depósitos de oxígeno RO1. La distancia 145 es igual, por ejemplo, a 18805 mm y la distancia 146 por ejemplo a 20471 mm. Los radios de curvatura R4 y R5 son respectivamente iguales a 591 mm y 1839 mm.

35

La figura 13 representa una vista trasera en perspectiva del vehículo aéreo de la invención. Una puerta P, preferentemente formada por dos batientes P1, P2, cierra el acceso del motor cohete Mf en el exterior. El motor cohete Mf está, por ejemplo, constituido por un motor principal Mp y por dos motores auxiliares Ma1, Ma2 situados de una y otra parte del motor principal, más cerca de la parte baja del fuselaje que el motor principal.

40

Las figuras 14A, 14B, 14C representan vistas traseras parciales del vehículo aéreo de la invención para diferentes posiciones de batiente de la puerta P. Cada uno de los batientes P1, P2 se articula alrededor de un eje horizontal propio. La figura 14A representa el caso en el que la puerta P está cerrada y, por ello, aísla completamente el motor cohete del exterior (caso del motor cohete apagado). La figura 14B representa el caso en el que el batiente P1 está cerrado y el batiente P2 abierto. En este caso, solo los motores auxiliares tienen una apertura hacia el exterior, la apertura en el exterior del motor principal estando parcialmente obstruida (caso del motor principal apagado y de los motores auxiliares en funcionamiento). La figura 14C representa el caso en el que los dos batientes están abiertos. El motor principal y los motores auxiliares están abiertos en el exterior (es el caso en el que el motor principal y motores auxiliares funcionan). La figura 15 representa, a título de simple ilustración, una vista en perspectiva de un vehículo aéreo ultrarrápido de la invención.

45

50

Como es conocido por el experto en la técnica, durante el vuelo de un vehículo aéreo, el centro de empuje y el centro de gravedad del avión deben ser confundidos. La solución de la técnica anterior relativa al avión CONCORDE consistía en desplazar el centro de gravedad para realizar esta condición sea cual sea la velocidad del avión. Esta solución no es sin embargo posible más que si están provistas posibilidades de lastre móvil a bordo del avión. No es el caso del transporte aéreo de la invención. La solución de la invención es desplazar el centro de empuje el vehículo ultrarrápido modificando la posición de la aleta conforme a lo que ha sido mencionado anteriormente, en referencia a la figura 2.

55

60

La figura 16 representa la variación estimada del centro de empuje CP del vehículo aéreo de la invención en función de la velocidad expresada en número de Mach.

En una primera zona ZA, la velocidad del vehículo es inferior a la velocidad del sonido (Mach 1) y en una segunda zona ZB, la velocidad es superior a la velocidad del sonido. Una primera curva C1 representa la variación del centro de empuje CP en el caso de que las aletas traseras a1, a2 sean horizontales en la zona ZA y verticales en la zona

65

ZB. Una segunda curva C2 representa la variación del centro de empuje CP en la ausencia de aletas traseras. Las curvas C1 y C2 se confunden ya que la velocidad del vehículo aéreo es superior a Mach 1 (aletas en el plano perpendicular del ala delta). Ventajosamente, parece que la curva C1 no presenta ninguna variación del centro de empuje en el conjunto de la gama de las velocidades. El vehículo aéreo de la invención es por lo tanto elegido con aletas traseras conforme a las aletas representadas en las figuras, la posición de las aletas en función de la velocidad del vehículo aéreo siendo horizontal para las velocidades inferiores en Mach 1 y vertical para las velocidades superiores a Mach 1.

La figura 17 representa la variación de la estabilidad de ruta St de un vehículo aéreo ultrarrápido de la invención en función de la velocidad expresada en Mach. La gama de las velocidades está igualmente repartida entre las zonas ZA y ZB definidas anteriormente. Una primera curva C3 representa la variación de la estabilidad de ruta St en el caso en el que las aletas traseras son horizontales en la zona ZA y verticales en la zona ZB y una segunda curva C4 representa la variación de la estabilidad de ruta en la ausencia de aletas traseras. Parece claramente que la estabilidad de ruta de una transporte aéreo conforme a la invención es excelente en sí e igualmente muy ventajoso con respecto a un vehículo desprovisto de aletas traseras, todas las cosas iguales por otro lado. Al posicionamiento de las aletas descrito anteriormente está asociado un centrado de referencia (es decir, una posición del centro de gravedad del vehículo) confundido con el centro de empuje supersónica (curva C1 en zona ZB de la figura 16). Es una ventaja suplementaria de la invención que permitir construir un vehículo aéreo centrado en el sector trasero.

Las figuras 18-21 ilustran diferentes fases de vuelo de un vehículo aéreo ultrarrápido de la invención.

La figura 18 representa un primer ejemplo de fase de salida del vehículo aéreo de la invención.

El vehículo realiza una secuencia de despegue convencional, propulsado por los turborreactores TB1, TB2 asistidos por el motor cohete Mf. El motor cohete Mf puede ser un motor cohete único con empuje continuamente variable o un motor cohete con empuje fraccionado constituido, por ejemplo, de tres o cuatro motores diferentes del motor principal. En primer lugar, el rodaje del vehículo del punto de estacionamiento en el punto de alineamiento se efectúa con la ayuda de solos turborreactores (cf. punto p1 en la figura 18). La suelta de los frenos no se efectúa después más que una vez verificado el buen funcionamiento del motor cohete.

El despegue prosigue en configuración turborreactores/motor cohete (cf. puntos p1 a p2 en la figura 18). Después de que (cf. punto p3 en la figura 18) o bien el motor cohete principal sea encendido (caso del motor fraccionado) o bien la potencia máxima sea desplegada en el motor cohete (caso del motor cohete único) y la ascensión del vehículo aéreo se vuelva cuasivertical. La apertura de la puerta P es accionada en función de las diferentes configuraciones requeridas para el buen funcionamiento del motor cohete (cf. las figuras 14B, 14C precedentemente descritas). En caso de no encendido del motor cohete principal, los combustibles criotécnicos se consumen en el transcurso de un vuelo de espera en palier y una vuelta hacia las instalaciones de salida puede ser empezada con casi más combustible a bordo, lo que contribuye significativamente a la seguridad de un aterrizaje en situación de misión abortada. Durante la ascensión del vehículo, este último produce una huella sonora ES cuyo tamaño varía en el tiempo y cuya duración es limitada. Ya que el motor cohete principal se enciende o que una empuje máxima es llamada en el motor cohete a empuje variable, una fase de montee bajo fuerte empuje empieza. Poco antes de la entrada en el campo del vuelo transónico, los turborreactores son parados y metidos en el interior del fuselaje. Una relación empuje en peso sensiblemente igual o superior a 1 se establece. Durante esta fase de vuelo, el vehículo efectúa una subida en fuerte pendiente (es decir, casi en vertical) con una aceleración transónica de alta altitud (por ejemplo entre 15000 m y 20000 m) gracias al motor cohete (cf. punto p4 en la figura 18). Si el motor cohete es de empuje variable, un control preciso de la aceleración puede ventajosamente ser efectuado.

Este tipo de trayectoria contribuye significativamente a la reducción de los efectos en el suelo de bang sonoro de focalización (denominado *superboom* en inglés), que aparece en el transcurso del paso de la barrera del sonido (Mach 1). En efecto, teniendo en cuenta la trayectoria cuasivertical, ninguna onda de choque va a golpear el suelo y la energía se disipa en todas las direcciones radiales horizontales. En el suelo, en la vertical del vehículo en aceleración, la huella sonora ES producida es confinada cerca del aeropuerto y dura sensiblemente menos de un minuto.

Durante la fase de despegue, en un modo de realización particular de la invención, los pasajeros y, eventualmente, el equipaje son colocados en hamacas con el fin de asegurar un mejor confort.

Una vez que el vehículo en vuelo supersónico a muy alta altitud (cf. punto p5 en la figura 18), la trayectoria es progresivamente curvada hasta la horizontal, por ejemplo con la ayuda de una trayectoria balística, y, el motor cohete siendo parado y carenado por cierre completo de la puerta P y los estatorreactores siendo encendidos, el vehículo entra en su pasaje de vuelo de crucero, por ejemplo a una altitud situada entre 30000 m y 35000 m (cf. punto p6 en la figura 18). Es la fase de vuelo de crucero que empieza (cf. punto p7 en la figura 18).

La figura 19 representa una variante de la fase de despegue del vehículo aéreo de la invención. Según esta variante, el vehículo aéreo efectúa, en un plano horizontal con respecto al suelo, un bucle antes de tomar la dirección de su destino. Esta variante tiene como fin reducir el ruido en la zona del aeropuerto desplazando la huella sonora lejos del

aeropuerto. De hecho, más allá de la fase de ascenso a la vertical, la trayectoria del vehículo es curvada hasta la horizontal contra el viento hacia el aeropuerto (cf. punto p5a en la figura 19) y el vehículo aéreo entra en el pasaje de vuelo de crucero en un punto más cerca del aeropuerto que en el caso precedente (cf. punto p6a en la figura 19).

- 5 La figura 20 ilustra de forma simbólica el vehículo aéreo de la invención en el pasaje de vuelo de crucero. Por motivos de simplicidad, solo el morro N del vehículo de la invención es representado.

En el pasaje de vuelo de crucero, los parámetros de vuelo son, por ejemplo, los siguientes:

- 10 - altitud Z del avión con respecto al suelo sensiblemente igual, por ejemplo, a 35000 m;
 - distancia D de dispersión sensiblemente igual a 154 km;
 - velocidad V del avión comprendida entre Mach 4 y Mach 4,5; y
 - ángulo α de apertura del cono de Mach sensiblemente igual a 12,8°.
- 15 A título de comparación, en el caso de la técnica anterior, para el avión CONCORDE, los valores de los parámetros anteriormente son los siguientes:
- Z = 20000 m;
 - D = 35 km;
 20 - V = Mach 2;
 - A = 30°.

- Los estatorreactores tienen una geometría fija, lo que simplifica enormemente su complejidad geométrica y reduce su masa. Durante esta fase de vuelo, el empuje de los estatorreactores es modulado según la necesidad (disminución de vehículo en el transcurso del vuelo...) por variación de caudal de hidrógeno. Ventajosamente, durante el vuelo de crucero, el vehículo produce un impacto medioambiental muy limitado dada la altitud muy alta de crucero así como rumbo constante del vehículo. En caso de necesidad, las soluciones geométricas de reducción de bang sonoros tales como las presentadas en el transcurso de la conferencia HISAC 2009 (cf. concepción de forma por Sukhoy y Dassault) pueden ser incorporados en la concepción del vehículo aéreo, como por ejemplo un diedro de ala pronunciado.
- 25
- 30

- En referencia a los gases emitidos por el vehículo durante las fases de aceleración y de crucero, no hay ventajosamente CO₂ emitido pero solamente el vapor de agua y, eventualmente, de hidrógeno gaseoso. Durante el vuelo de crucero, la energía eléctrica necesario en el buen funcionamiento del vehículo (iluminación, climatización, etc.) es suministrado por cualquier medio conocido en sí tal como, por ejemplo, baterías, pilas con combustible, etc.
- 35

En el acercamiento del aeropuerto de destino, una fase de deceleración y de descenso comienza. La figura 21 representa un ejemplo de fase de deceleración y de descenso.

- 40 A la vista del aeropuerto de destino (por ejemplo, a unos 750 km del aeropuerto), los estatorreactores son cortados en un cierto punto de la trayectoria del vehículo (cf. punto p8 de la figura 21). El vehículo comienza entonces su deceleración. Un despliegue progresivo de los aerofrenos (*split flaps* en inglés) lleva después al vehículo en un descenso en fuerte pendiente con una velocidad cuasivertical en transónico (cf. punto p9 de la figura 21). El descenso en fuerte pendiente se efectúa o bien a muy alta incidencia, o bien a incidencia casi nula bajo aerofreno.
- 45 Así, el bang de focalización (cf. el superbomb evocado precedentemente) es dirigido lejos de la superficie terrestre, las ondas sonoras siendo entonces prácticamente horizontales. Una vez en régimen de vuelo subsónico, un recurso se aplica y los aerofrenos son progresivamente cerrados (punto p10 de la figura 21). Los turborreactores son entonces desplegados (cf. punto p11 de la figura 21) para un rearmado eventualmente asistido por viento relativo (*wild milling* en inglés). En caso de necesidad, los pasajeros y, eventualmente, el equipaje pueden ser colocados en hamacas para un mejor confort en el transcurso de esta fase de descenso.
- 50

- Durante la fase de aterrizaje, el vehículo aéreo se inserta, en un momento dado, en el tráfico aéreo existente, comprendido, por ejemplo, para ser puesto en un circuito de espera. La cercanía final del vehículo se realiza entonces de forma estándar, es decir, a una velocidad del vehículo conforme a la de los aviones civiles clásicos, previendo hacer posible cualquier reposición de los gases si esto resultase necesario. Una vez en tierra, el vehículo se desplaza hasta inmovilizarse bajo la sola empuje de los turborreactores (punto p12 en la figura 21).
- 55

Una estimación preliminar del asiento de vuelo en el aterrizaje conduce ventajosamente a unos valores más bajos que para el avión CONCORDE.

- 60 El rodaje del vehículo es asegurado por los turborreactores que confieren a este una movilidad similar a la de un avión de línea clásica.

Durante estas fases, el vehículo respeta las reglamentaciones medioambientales en vigor en la aviación civil.

- 65 El o los turborreactores no se utilizan más que durante las fases de aproximación, de espera, de reposición de los

gases y de aterrizaje en fin de vuelo. Esta utilización de los turborreactores conduce a reducir considerablemente su tamaño y su masa con respecto a una utilización estándar. El o los turborreactores del vehículo aéreo de la invención son en consecuencia ventajosamente fáciles de replegar en el interior del fuselaje.

- 5 De forma particularmente ventajosa igualmente, la utilización combinada de turborreactores y de un motor cohete aporta un excelente compromiso en términos de relación empuje en masa asociada a una resistencia reducida en crucero, en particular para las fases de aproximación y de aterrizaje donde el vehículo aéreo es colocado en el tráfico aéreo existente.

REIVINDICACIONES

1.- Vehículo aéreo que comprende un fuselaje (F), un ala delta gótica (A) repartida de una y otra parte del fuselaje y un sistema de motores (TB1, TB2, ST1, ST2, Mf) capaz de propulsar el vehículo aéreo, caracterizado porque:

- el fuselaje contiene un depósito (Rv) de hidrógeno líquido o en estado de nieve fundida y uno o varios depósitos de oxígeno líquido (RO1, RO2);

- el ala delta gótica (A) tiene un extradós y un intradós planos, naciendo el encastramiento del ala sensiblemente al nivel donde empieza el agrandamiento de una parte delantera del fuselaje;

- una aleta (a1, a2) está fijada en cada extremo exterior del borde de fuga del ala delta gótica con la ayuda de una pieza cilíndrica cuyo eje es paralelo al eje del fuselaje, estando constituida cada aleta por dos elementos sensiblemente idénticos de forma trapezoidal fijados a la pieza cilíndrica y situados en un mismo plano, de una y otra parte de la pieza cilíndrica, siendo capaz cada pieza cilíndrica de moverse en rotación alrededor de su eje de tal forma que los dos elementos de forma trapezoidal que están fijados a la pieza cilíndrica sean posicionados o bien en un plano paralelo al plano del ala delta gótica, o bien en un plano perpendicular al plano del ala delta gótica; y

- el sistema de motores comprende al menos un turborreactor (TB1, TB2) situado al nivel de una parte delantera del fuselaje y capaz de replegarse en el fuselaje, al menos un estatorreactor (ST1, ST2) de geometría fija y un motor cohete (Mf) situado en una parte trasera del fuselaje siendo capaz de abrirse o cerrarse para, respectivamente, abrir el motor cohete al exterior o aislar el motor cohete del exterior.

2.- Vehículo según la reivindicación 1, en el que el fuselaje (F) está constituido por un tramo delantero o morro que prolonga un tramo de cabina y por un tramo trasero, teniendo el tramo delantero una sección constante que se agranda progresivamente a partir del tramo de cabina y teniendo el tramo trasero una sección constante que se contrae progresivamente hacia la parte trasera del vehículo.

3.- Vehículo según la reivindicación 1 ó 2, en el que cada depósito de oxígeno líquido (RO1, RO2) tiene su centro de gravedad posicionado, esté vacío o lleno, lo más cerca del centro de gravedad del vehículo aéreo.

4.- Vehículo según una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que el motor cohete está constituido o bien por un motor único, o bien por un motor principal acompañado de uno o varios motores auxiliares.

5.- Vehículo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que dos estatorreactores (ST1, ST2) están situados bajo el ala delta gótica, de una y otra parte del fuselaje.

6.- Vehículo según una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que el vehículo tiene una flecha de borde de ataque sensiblemente comprendida entre 70° y 75°, calculada en referencia a un ala delta recta.

7.- Vehículo aéreo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, en el que el motor cohete (Mf) es un motor de empuje continuamente variable o un motor de empuje fraccionado.

8.- Procedimiento de locomoción aérea con ayuda de un vehículo aéreo conforme a una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, comprendiendo el procedimiento una fase de despegue del vehículo, caracterizado porque la fase de despegue comprende las siguientes etapas:

- una etapa de rodaje del vehículo durante la cual el vehículo aéreo es propulsado por el o los turborreactores para alcanzar un punto de alineamiento (p1), los dos elementos de forma trapezoidal de cada una de las dos aletas (a1, a2) estando posicionados en un plano paralelo al ala delta gótica;

- una etapa de apertura o de verificación de un estado de apertura de la puerta (P) situada en la parte trasera del vehículo;

- una etapa de envío durante la cual el vehículo aéreo es propulsado simultáneamente por el o los turborreactores (TB1, TB2) y por el motor cohete (Mf), siendo el vehículo progresivamente llevado a una fase de vuelo ascendente cuasivertical por un fuerte empuje desplegado por el motor cohete (Mf) de manera que el vehículo alcanza y sobrepasa la velocidad Mach 1 durante la fase de vuelo ascendente, siendo el o los turborreactores (TB1, TB2) parados y metidos en el fuselaje (F) antes de que la velocidad Mach 1 sea alcanzada y siendo los dos elementos de forma trapezoidal de cada una de las dos aletas (a1, a2) del vehículo aéreo posicionadas progresivamente en un plano perpendicular al plano del ala delta gótica cuando el vehículo alcanza y/o pasa la velocidad Mach 1.

9.- Procedimiento según la reivindicación 8, caracterizado porque comprende una etapa durante la que el vehículo es progresivamente llevado a posición horizontal con respecto al suelo y porque, estando el motor cohete parado y carenado y estando los estatorreactores encendidos, el vehículo entra en una fase de vuelo de crucero ya que alcanza la posición horizontal con respecto al suelo.

10.- Procedimiento según la reivindicación 9, en el que el vehículo efectúa, en un plano horizontal con respecto al suelo, un bucle contra el viento hacia su punto de partida antes de entrar en la fase de vuelo de crucero.

5 11.- Procedimiento de locomoción aérea con la ayuda de un vehículo aéreo conforme a una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, comprendiendo el procedimiento una fase de aterrizaje del vehículo a partir del pasaje de vuelo de crucero en el que el vehículo es propulsado por un empuje del o de los estatorreactores, siendo los dos elementos de forma trapezoidal de cada una de las dos aletas (a1, a2) posicionados en un plano perpendicular con el ala delta gótica, caracterizado porque la fase de aterrizaje del vehículo comprende las siguientes etapas:

10 - una parada del o de los estatorreactores (ST1, ST2);

- un despliegue progresivo de los aerofrenos que lleva al vehículo hasta una fase de descenso bajo fuerte pendiente con una velocidad cuasivertical transónica que disminuye;

15 - una modificación de posición de los dos elementos de forma trapezoidal de cada una de las dos aletas (a1, a2) de forma que se colocan dichos elementos en un plano paralelo al plano del ala delta gótica ya que la velocidad del vehículo alcanza y/o pasa bajo la velocidad Mach 1;

20 - un cierre progresivo de los aerofrenos y un despliegue de los turborreactores ya que la velocidad del vehículo se vuelve inferior a Mach 1; y

- una inserción del vehículo en el tráfico aéreo estándar.

25 12.- Procedimiento según la reivindicación 11, en el que la fase de descenso bajo fuerte pendiente se efectúa o bien a muy alta incidencia, o bien a incidencia cuasinula.

13.- Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 12, en el que el vuelo de crucero se caracteriza por:

30 - una altitud del avión con respecto al suelo sensiblemente comprendida entre 30000 m y 35000 m;

- una distancia de disipación de la onda de choque de morro del vehículo sensiblemente comprendida entre 110 km y 175 km;

35 - una velocidad del avión sensiblemente comprendida entre Mach 4 y Mach 4,5; y

- un ángulo α de apertura del cono de Mach sensiblemente comprendido entre 11° y 15°.

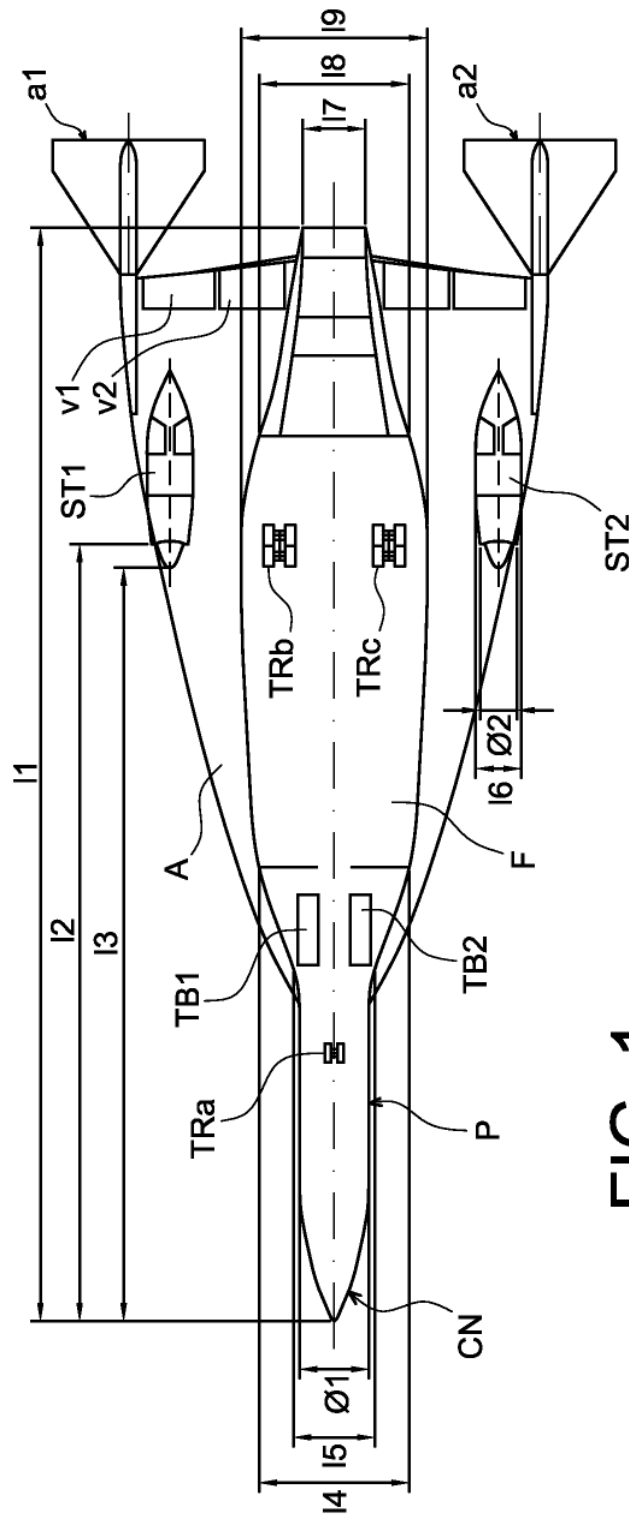
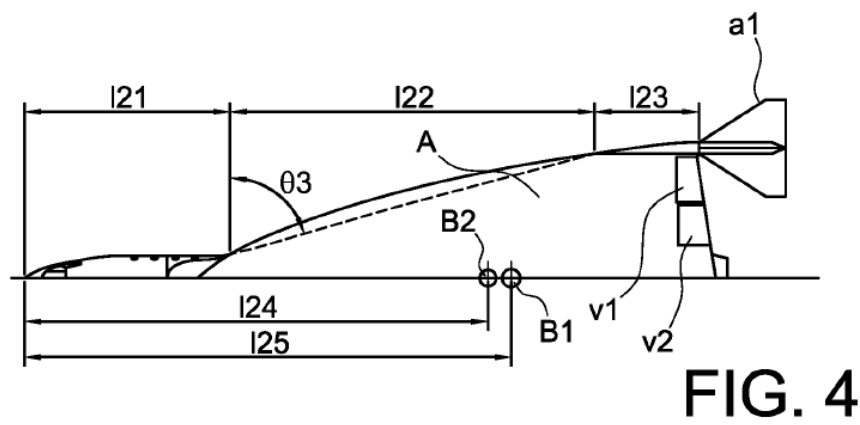
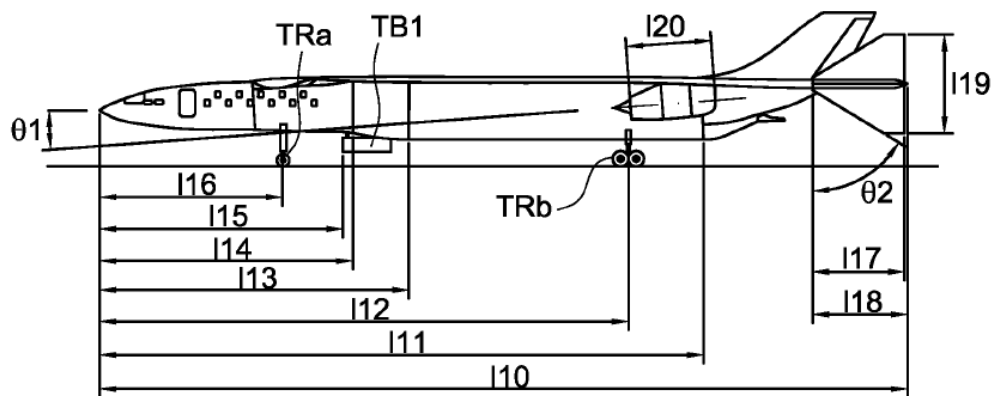
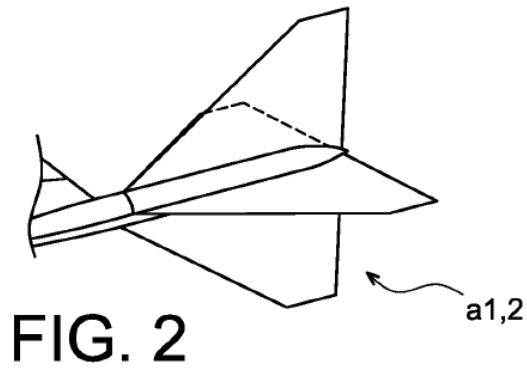


FIG. 1



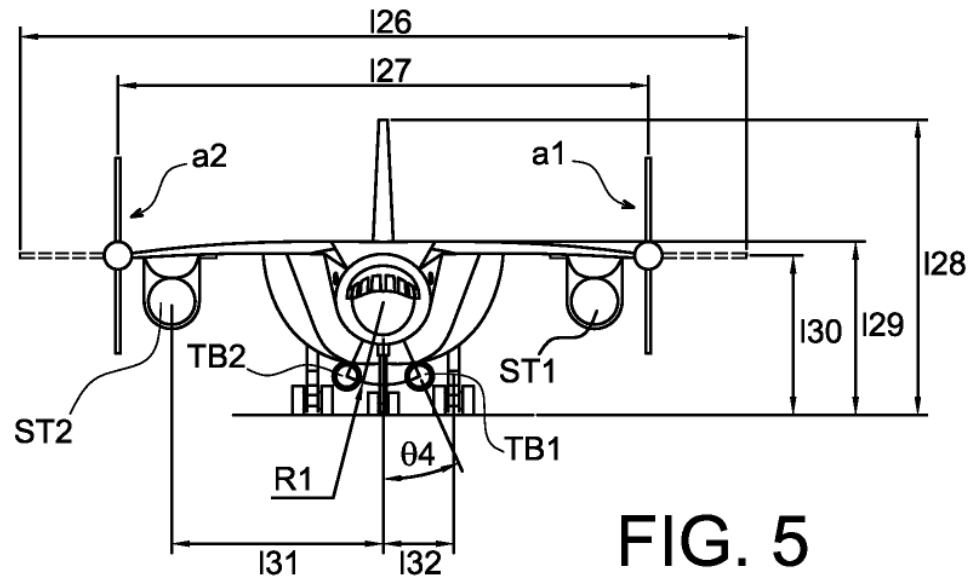


FIG. 5

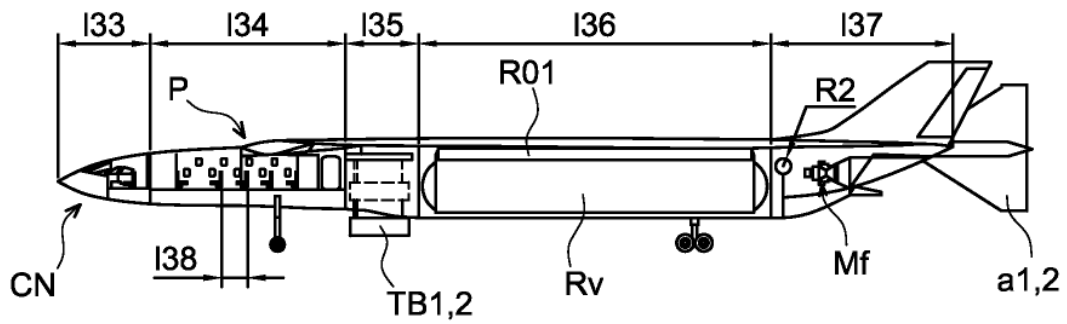
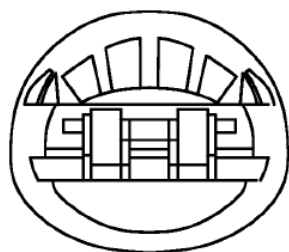


FIG. 6

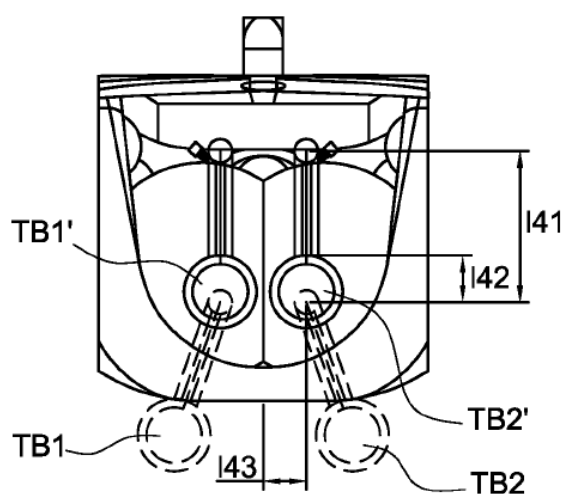
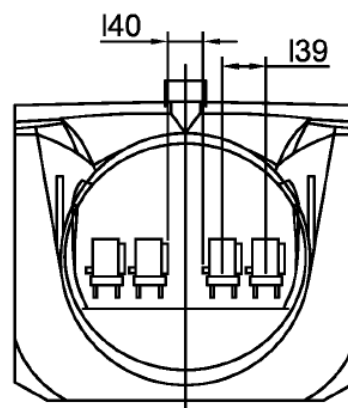


A-A

FIG. 7

B-B

FIG. 8



C-C

FIG. 9

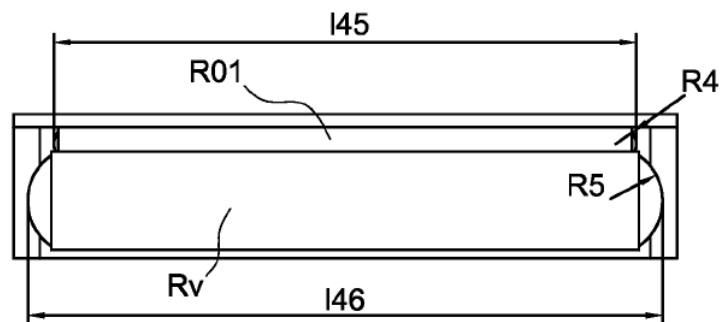
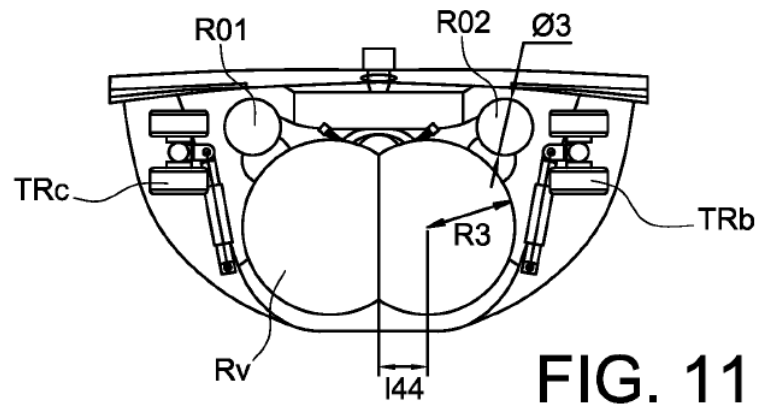
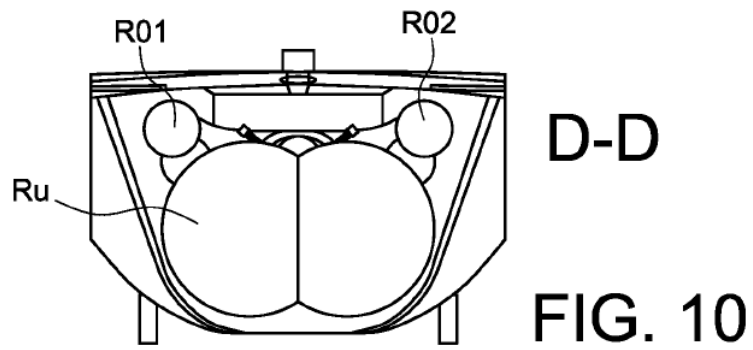


FIG. 12

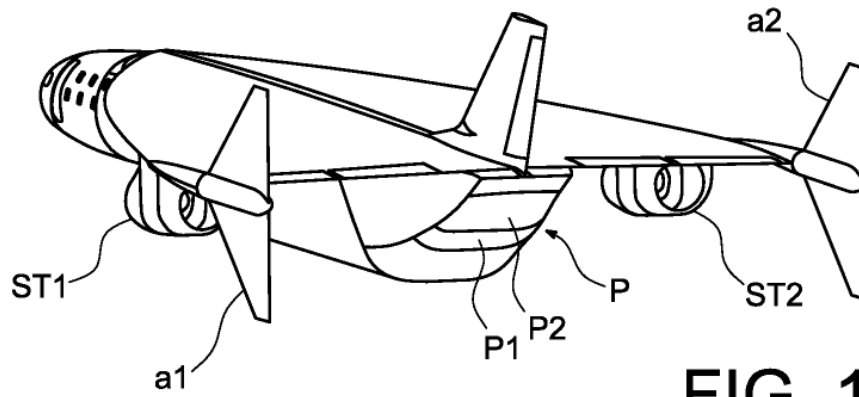


FIG. 13

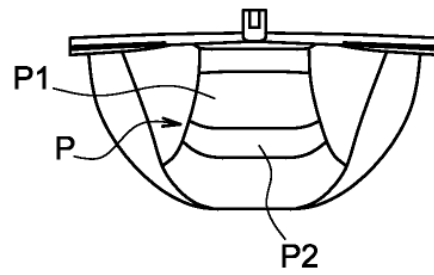


FIG. 14A

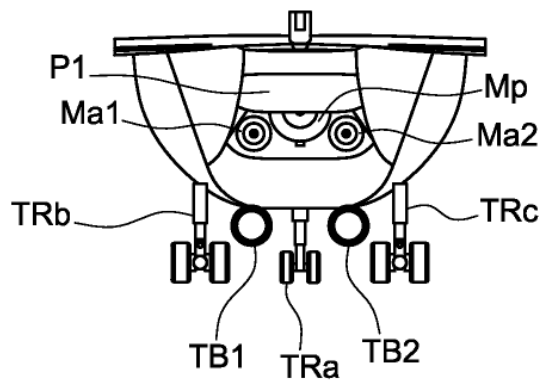


FIG. 14B

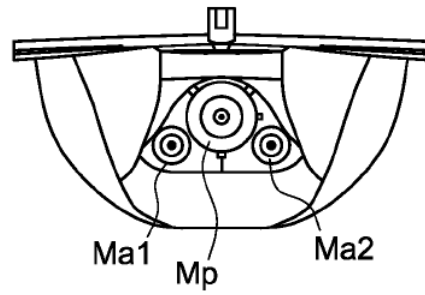


FIG. 14C

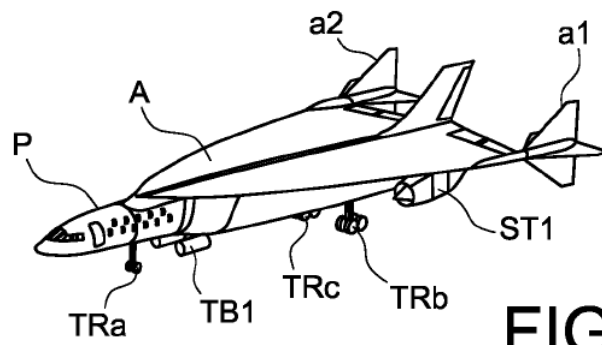


FIG. 15

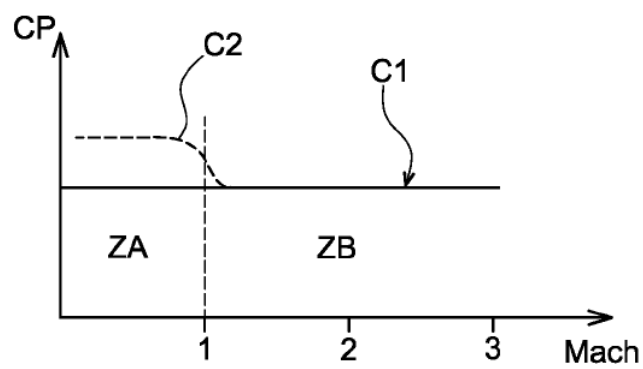


FIG. 16

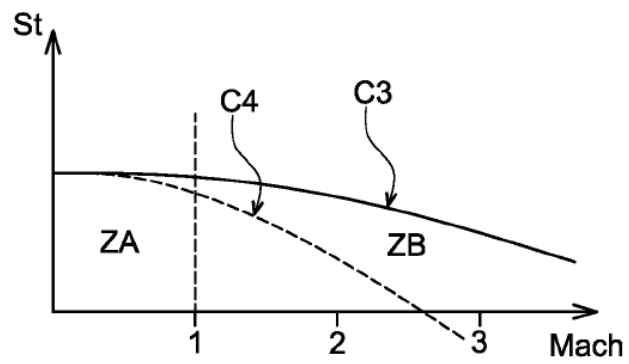


FIG. 17

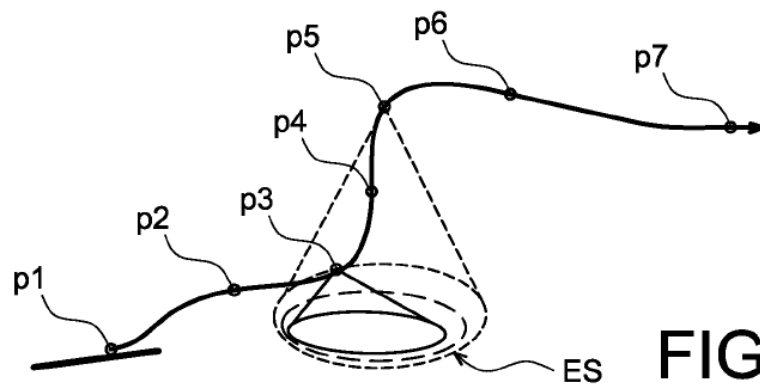


FIG. 18

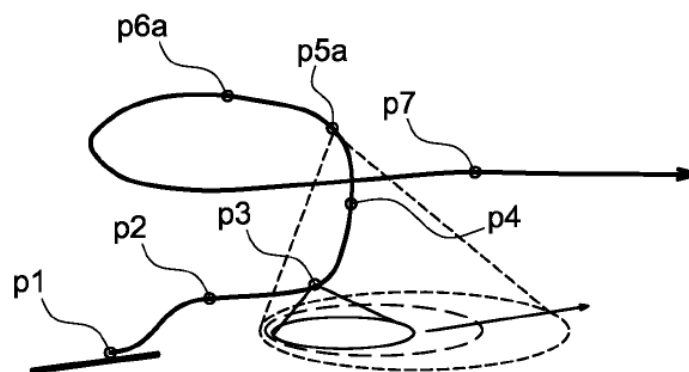


FIG. 19

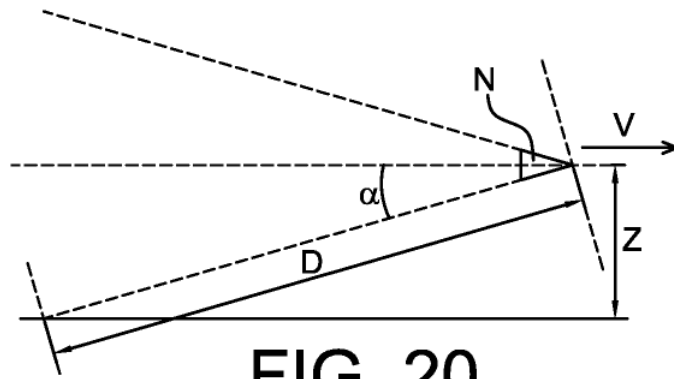


FIG. 20

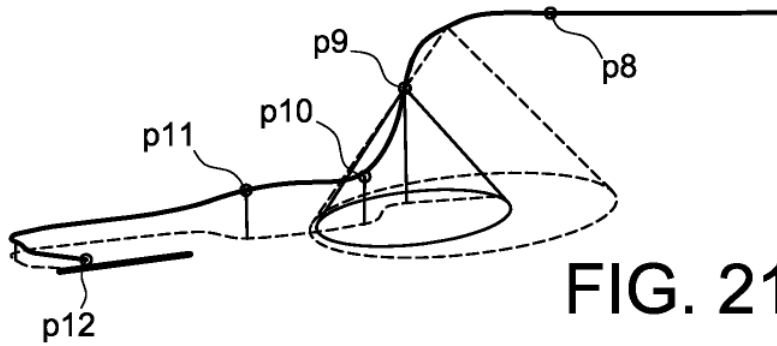


FIG. 21