(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 376 662**

(51) Int. CI.:

***B64G 1/00*** (2006.01)
***B64G 1/14*** (2006.01)
***B64C 30/00*** (2006.01)
***B64D 27/02*** (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(96) Número de solicitud europea: **07821478 .0**
(96) Fecha de presentación: **17.10.2007**
(97) Número de publicación de la solicitud: **2081828**
(97) Fecha de publicación de la solicitud: **29.07.2009**

(54) Título: **AERONAVE DE VUELO MIXTO AERODINÁMICO Y ESPACIAL Y PROCEDIMIENTO DE PILOTAJE ASOCIADO.**

(30) Prioridad:
**20.10.2006 FR 0654420**

(45) Fecha de publicación de la mención BOPI:
**15.03.2012**

(45) Fecha de la publicación del folleto de la patente:
**15.03.2012**

(73) Titular/es:
**ASTRIUM SAS**
**6 RUE LAURENT PICHAT**
**75016 PARIS, FR**

(72) Inventor/es:
**CHAVAGNAC, Christophe;**
**BERTRAND, Jérôme;**
**LAPORTE-WEYWADA, Hugues;**
**POULAIN, Olivier;**
**MATHARAN, Philippe y**
**LAINE, Robert**

(74) Agente/Representante:
**Linage González, Rafael**

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

Aeronave de vuelo mixto aerodinámico y espacial y procedimiento de pilotaje asociado.

El objeto de esta invención es una aeronave de vuelo mixto aerodinámico y espacial, así como su procedimiento de pilotaje asociado.

El campo técnico de la invención es el de los aviones espaciales, es decir de los vehículos que pueden despegar desde el suelo como los aviones, ir hasta el espacio y volver aterrizando en la Tierra también como los aviones. Estos vehículos deben poder llevar una carga útil y ofrecer unas condiciones de seguridad adecuadas para los vuelos habitados, del mismo modo que los aviones clásicos, y deben en particular ser reutilizables, a diferencia de los cohetes, que se consumen durante el lanzamiento al final del vuelo. El término de espacio se puede entender de acuerdo con la terminología de la Federación Internacional de Aeronáutica, que designa todo el espacio designado fuera de la atmósfera de la Tierra, por convención por encima de cien kilómetros de altitud. También se puede considerar como el espacio en el que la atmósfera está demasiado enrarecida como para permitir el vuelo de los aviones clásicos.

Se puede distinguir entre los aviones orbitales, que son capaces de alcanzar la velocidad orbital a una altitud dada (del orden de 7,5 km/s a 200 km de altitud), y los aviones suborbitales, que no pueden hacerlo. Los aviones orbitales se pueden convertir en satélites permaneciendo un tiempo casi indefinido en órbita tras la fase de propulsión, mientras que los aviones suborbitales siguen una trayectoria que los devuelve a la Tierra cuando su fase de propulsión ha terminado, al cabo de un tiempo limitado, del orden de una hora y media, o menos. Los aviones orbitales se distinguen de los suborbitales sobre todo por la cantidad de energía que deben llevar para alcanzar la velocidad orbital y por el diseño particular que se les da para que resistan el calentamiento mucho mayor que experimentan al volver a la atmósfera. La presente invención se refiere, en primer lugar, a los aviones suborbitales, pero no de manera exclusiva ya que se podría aplicar a aviones orbitales con unas modificaciones cuantitativas o secundarias, y también puede transportar como carga útil un vehículo capaz que puede realizar el vuelo orbital.

Al contrario que los cohetes que ya son objeto de grandes desarrollos industriales, los aviones espaciales todavía están muy poco extendidos y muchos de ellos no existen más que en el estado de proyecto. Un primer ejemplo es el transbordador americano que, no obstante, no es un avión espacial puro, sino una lanzadera mixta de dos fases, que despega como un cohete y del cual solo la segunda fase, que se desprende tras la etapa de despegue, es un planeador espacial. Este planeador espacial presenta la doble ventaja, buscada por la invención, de poder reutilizarse y aterrizar en la Tierra del mismo modo que un planeador supersónico, por lo tanto a gran velocidad y sin poder corregir ningún error; pero la primera fase sigue teniendo los inconvenientes del cohete, de los cuales los principales son el uso único y el gran consumo de propelente para liberarse de la proximidad de la atmósfera.

Un segundo ejemplo de avión espacial lo ha diseñado la empresa Scaled Composite; este también es de dos fases. Un primer avión de vuelo aerodinámico arrastra a otro hasta los 15 km de altitud y lo suelta. El segundo avión tiene un motor de cohete anaerobio, capaz de llevar la carga útil hasta 100 km de altitud. Esta segunda fase aterriza como la del transbordador.

Un tercer ejemplo, bastante más antiguo, es el prototipo americano X15, que se soltaba desde un avión portador y podía alcanzar una altitud superior a 100 km.

Se han descrito otros vehículos espaciales en la página web http://www.spacefuture.com/vehicles/designs.shtml, pero estos vehículos no se han construido ni se han puesto en marcha. Algunos despegan verticalmente, pero su modo de propulsión sigue siendo tan caro como el de un cohete, o están asociados a un cohete que les sirve de primera fase, como el transbordador espacial americano.

Los documentos EP 0 264 030, GB 2 362 145, WO 98/30 449, WO 01/64513, US 6 119 985, US 6 745 979, US 2005/0279889, US 6 193 187, FR 1 409 520, WO 98/39207 y US 3 104 079 ilustran respectivamente una lanzadera de dos fases; una lanzadera en la que la primera fase es un globo; un avión que arrastra a otro; una lanzadera cuya primera fase es una lanzadera de propulsión mixta para motores aeronáuticos y propulsores de cohete; un avión espacial que se abastece de oxígeno; tres aviones con una geometría variable; un avión clásico (de hélice en la realización representada) al que se han añadido unas toberas para la modificación de la orientación, que son unos motores auxiliares que no toman parte, en principio, en la propulsión; un avión espacial provisto de motores de aire y de motores de propulsión de cohete y que se pueden abastecer en vuelo; y una aeronave con ala delta propulsada mediante un cohete que luego se separa, la aeronave descendiendo en vuelo planeado.

La mayoría de los proyectos de aeronaves espaciales, y los únicos que han volado, son, por lo tanto, de fases múltiples. Este diseño parece más ventajoso ya que este permite una relación más interesante entre la masa útil y la masa en el despegue, que da la posibilidad de asociar una cantidad mayor de carburante a la carga útil y, por lo tanto, de propulsarla más lejos. Los inconvenientes son que la complejidad se ve muy aumentada y que la fase superior tiene unas reducidas posibilidades de desplazamiento. Las dos fases deben estar provistas de los mismos medios para determinadas funciones, como las toberas direccionales para ajustar su orientación, y también deben comprender unos medios de separación. La fase superior no se puede pilotar de forma eficaz para el retorno y debe retornar en vuelo planeado. Esto y la circunstancia de que los medios de lanzamiento pueden ser susceptibles de

fallos hacen que el vuelo sea más arriesgado.

Algunas aeronaves han utilizado una propulsión mixta aerobia y anaerobia, para circular de manera sucesiva por la atmósfera densa y por el espacio. Esta idea se explota en la invención, no obstante de una manera más eficaz ya que los diseños anteriores no pueden, en general, superar el condicionante de las fases múltiples. La causa principal es una elección diferente de las alas, ya que a los presentes inventores les ha parecido que las alas que, de manera general, se han propuesto para estos diseños anteriores eran alas delta, cortas y con un gran flecha hacia atrás, bien adaptadas para los vuelos supersónicos, pero cuya sustentación es peor. El diseño de la invención utiliza, por el contrario, un ala recta y larga, con una pequeña flecha hacia atrás, para garantizar una buena sustentación en la atmósfera densa y hasta una gran altitud. Estas partes del viaje se llevan a cabo sin inconvenientes a velocidad subsónica. La propulsión del cohete no comienza hasta una altitud lo bastante elevada como para que el ala pueda soportar las fuerzas aerodinámicas. No es necesario, por lo tanto, adoptar una geometría variable para proteger el ala y reducir la resistencia replegándola contra el fuselaje.

Por el contrario, se prefiere un diseño rígido, más simple, más ligero, que necesita menos mantenimiento y que no es susceptible de avería.

De una manera general, se ha buscado optimizar el vuelo atmosférico en términos de consumo, de altitud y de masa; se ha adoptado el concepto de vuelo subsónico a gran altitud y esto ha permitido conseguir una optimización de la masa total y, en particular, de la propulsión de cohete, ya que menos masa para el vuelo atmosférico implica menos empuje y menos carburante para el vuelo de cohete, y de nuevo menos masa y menos carburante para el vuelo atmosférico: se ha podido obtener una aeronave bastante simple, ligera y economizadora de energía para llevar ella misma su propio carburante, sin una lanzadera auxiliar separada ni abastecimiento en vuelo, y apta para comenzar y acabar el vuelo del mismo modo que un avión clásico, con un pilotaje y una orientación horizontal. Hay que subrayar la ventaja de poder pilotar y dirigir la aeronave durante el vuelo de retorno, en comparación con los retornos en vuelo planeado, para mejorar la seguridad de los vuelos habitados. De este modo el avión podrá recorrer unas distancias significativas tras su retorno a la atmósfera y elegir la pista de aterrizaje. La velocidad final de vuelo será mucho más lenta que con un vehículo con alas delta diseñado para el vuelo supersónico.

Un objetivo de la invención consiste en eliminar los inconvenientes de los diseños anteriores y ofrecer una aeronave espacial de un tipo nuevo, con una única fase capaz de volar correctamente, con unas capacidades de pilotaje completas a baja altitud que puede al mismo tiempo continuar su viaje por el espacio. Esta aeronave tendrá el aspecto exterior general de un avión de transporte comercial y se diferenciará de un avión clásico por algunos equipamientos.

De una forma general, la aeronave de la invención comprende un fuselaje, un ala transversal fija esencialmente recta y alargada, que tiene una envergadura mayor que la longitud del fuselaje, unos motores aeronáuticos situados sobre el fuselaje o dentro del fuselaje, y unos propulsores para cohete de propelente. Este diseño garantiza unas buenas posibilidades de pilotaje tanto a baja altitud como a gran altitud. Los depósitos de propelente se sitúan, además, en una parte posterior del fuselaje, el ala se sitúa sobre dicha parte posterior, y una parte anterior del fuselaje comprende una cabina para el piloto y los pasajeros.

La aeronave se diseña, por lo tanto, para el transporte de pasajeros, en el despegue las cargas importantes encontrándose en la parte de atrás y el ala desplazándose también hacia atrás en comparación con los diseños clásicos de aviones con el fin de considerar la posición muy hacia atrás del centro de gravedad.

De preferencia, la envergadura del ala y la longitud del fuselaje están en una relación comprendida entre 1 y 2; mejor aun, entre 1 y 1,4. La carga del ala (relación entre la masa total del avión y la superficie del ala, que condiciona la altitud que se alcanza en vuelo subsónico) está de preferencia comprendida entre 2,5 y 3,3 $m^2$ por tonelada. La masa en vacío está de preferencia comprendida entre el 40 % y el 60 % de la masa a plena carga. La aeronave comprende, de preferencia, un estabilizador de planta tipo Canard situado sobre dicha parte anterior. El estabilizador de planta tipo Canard en la parte de delante restablece la estabilidad y también ayuda a la sustentación.

La invención también se refiere a un procedimiento de pilotaje de una aeronave que comprende una primera etapa de vuelo aerodinámico que hace uso de unos motores aeronáuticos, una segunda etapa de vuelo de lanzamiento espacial que hace uso de unos propulsores de cohete tras haber ordenado un cambio de inclinación de la aeronave entre la primera etapa y la segunda etapa, una tercera etapa de caída planeada con el fuselaje prácticamente perpendicular a la trayectoria y una cuarta etapa de vuelo aerodinámico de aterrizaje tras haber vuelto a colocar la aeronave prácticamente en la dirección de la trayectoria entre la tercera etapa de vuelo y la cuarta etapa de vuelo.

La propulsión de cohete es de preferencia de empuje variable.

Estos aspectos de la invención, así como otros, se describirán a continuación en relación con las figuras, en las que:

- las figuras 1 y 2 son un vista en diagonal y una vista de frente de la aeronave;
- y la figura 3 ilustra una etapa del vuelo.

La aeronave comprende un fuselaje 1 con una forma general cilíndrica, pero que se afila en la parte de delante hacia un morro 2. Sobrepasa el fuselaje 1 un ala transversal 3 con un gran alargamiento en la dirección lateral de la aeronave y con una pequeña flecha hacia atrás y que se implanta en la parte de atrás del fuselaje 1, a aproximadamente un 80 % de la longitud total hasta la parte de delante, un estabilizador transversal 4 de planta tipo Canard en la parte de delante, no lejos del morro 2, y una deriva 5 superior en la parte de atrás, con una gran flecha hacia atrás, similar a la de un avión clásico. El ala 3 está situada aquí en una parte inferior del fuselaje 1, pero podría estarlo a media altura o a una altura elevada. También se debe mencionar un tren de aterrizaje 6 bajo el fuselaje 1 y un par de motores aeronáuticos 7 (turborreactores), situados también en la parte posterior del fuselaje 1, pero un poco por delante del ala 3. Los motores aeronáuticos 7 están montados, en este modo de realización, en los costados laterales del fuselaje 1 un poco por encima de este por medio de mástiles de fijación y de barquillas que se extienden fuera del fuselaje 1. Este diseño no es obligatorio y los motores aeronáuticos 7 podrían estar integrados dentro de la estructura del fuselaje 1, proporcionando las tomas de aire de éste un acceso para el aire de combustión y una salida para los gases de combustión.

Los principales equipamientos interiores de la aeronave son los siguientes. El cuerpo del fuselaje 1 está divido en tres compartimentos principales mediante un tabique delantero y un tabique trasero 9. Un compartimento anterior 10, protegido por el morro 2 y en la parte delantera del tabique anterior 8, contiene los sistemas de control. Un compartimento intermedio 11 es aquí una cabina que contiene un piloto y los pasajeros. La cabina es estanca, bajo presión, provista de puertas y de ventanillas para el acceso y la observación, y provista de equipamientos y de mobiliario para el transporte de personas. Un compartimento posterior 13 en la parte trasera del tabique posterior 9 está destinado a la propulsión. Comprende unos grandes depósitos de propelente 14 y 15 que pueden alimentar dos propulsores de cohete 16 y 17 situados en paralelo justo en la parte de atrás de la aeronave y sobresaliendo hacia el exterior. La utilización de una multitud de propulsores de cohete 16 y 17 (dos o tres en general) permite encenderlos uno tras otro y ofrece una propulsión más suave. Se puede utilizar un único propulsor. En ese caso es, de manera ventajosa, de empuje variable. El carburante necesario para los motores aeronáuticos 7 lo contiene el ala 3. Existe, por último, un depósito 18 más pequeño que los depósitos de propelente 14 y 15 y cuya función es la de alimentar a las toberas para la modificación de la orientación de la aeronave. Algunas de estas toberas llevan la referencia 19 y están situadas en los extremos del ala 3, orientadas hacia arriba y hacia abajo para controlar los movimientos de balanceo de la aeronave. Otras toberas 20 y 21 están situadas en el morro 2 de la aeronave y dirigidas en las direcciones vertical y horizontal con del fin de controlar los movimientos de alabeo y de guiñada.

Los motores aeronáuticos 7 y los propulsores de cohete 16 y 17, dispuestos todos para ejercer un empuje hacia la parte de delante de la aeronave y, por lo tanto, para propulsarla, son sus motores principales. Las toberas 20 y 21 son unos pequeños motores auxiliares sin consecuencias para la propulsión propiamente dicha, ya que solo ejercen una acción de giro mediante un desplazamiento en dirección lateral.

La realización que aquí se ilustra principalmente se ha diseñado para transportar cuatro pasajeros y un piloto hasta una altitud de alrededor de 100 km, por lo tanto una carga útil de 500 kg. La longitud de la aeronave es de entre 10 y 15 m y su envergadura de entre 15 y 25 m, el fuselaje 1 teniendo alrededor de 2 m de altura y pudiendo presentar unas secciones circulares o elípticas. El ala 3 tiene alrededor de 35 $m^2$ de superficie, el estabilizador 4 tiene una envergadura de 6 m y una superficie de 5 $m^2$ y la deriva 5 una superficie de alrededor de 10 $m^2$ y 4,5 m de alto. Los propelentes pueden ser oxígeno líquido y metano líquido. La aeronave teniendo una masa pequeña y la masa de los propelentes siendo baja, resulta más simple y más fiable. La masa en el despegue puede ser de entre 10 y 15 toneladas, de las cuales son entre 5 y 7 toneladas de masa en vacío, de 3 a 5 toneladas de propelentes, de 0,5 a 2 toneladas de masa de queroseno, el resto incluyendo la carga útil. El empuje de los motores aeronáuticos puede ser de entre 3.000 y 7.000 lbf (de 13,3 kN a 31,1 kN), el empuje de los propulsores de cohete de entre 150 y 400 kN, y las toberas 19, 20 y 21 pueden tener cada una alrededor de 400 N de empuje. Con el fin de reducir la masa en vacío, la estructura de la aeronave será de manera ventajosa de materiales compuestos al igual que los depósitos, o de una aleación ligera con base de aluminio, como el aluminio-litio.

A continuación se va a describir cómo la aeronave realiza los vuelos para los que se ha diseñado.

Una primera etapa se refiere al despegue y al ascenso hasta una altitud que puede alcanzar 12, e incluso de 14 a 18 km aproximadamente, de preferencia por encima de las altitudes de la circulación aérea general. Solo los motores aeronáuticos 7 se utilizan para ello. No se realiza ningún abastecimiento en vuelo, ni de carburante para los motores aeronáuticos 7, ni de propelente para los motores fijos 16 y 17: el avión lleva todo el combustible que necesita. El ala 3 está diseñada para favorecer el ascenso hasta esta altitud ofreciendo la sustentación necesaria para conseguirlo, y estando asociada a un vuelo a velocidad subsónica, de Mach 0,5 a Mach 0,8, o puede ser mejor aun de Mach 0,5 a Mach 0,6, para impulsar suavemente a la aeronave haciéndola subir al mismo tiempo lo más alto posible con un gran consumo de carburante; en cualquier caso el ala 3 se adapta mal a las velocidades supersónicas. Tras esta primera etapa de vuelo, los propulsores de cohete 16 y 17 se encienden, los motores aeronáuticos 7 se apagan y la sustentación del ala 3 se utiliza para recuperar la trayectoria a alrededor de 70º con respecto a la horizontal. Las fuerzas sobre la estructura de la aeronave se reducen ya que el encendido de los propulsores de cohete 16 y 17 no comienza hasta esta gran altitud debido a la atmósfera enrarecida, lo que permite mantener una estructura ligera y, en consecuencia, necesitar una menor masa de carburante. La masa de propelente necesaria se reduce, por su parte, con el encendido de los propulsores de cohete 16 y 17 a gran altitud, debido al vuelo subsónico. Los propulsores de cohete 16 y 17 se ponen en marcha de manera sucesiva con el fin de limitar las fuerzas en la primera

fase de empuje. Está previsto ocultar la entrada de aire de los motores aeronáuticos 7 para evitar que se vean sometidos a calentamientos y velocidades de gas excesivos. La velocidad del vuelo se vuelve supersónica, hasta alrededor de Mach 3 o Mach 4. Cuando el propelente se ha consumido, los propulsores de cohete 16 y 17 se apagan, pero la aeronave continúa ascendiendo por inercia hasta una altitud que puede alcanzar de 80 a 120 km.

La tercera fase se refiere al retorno a la atmósfera, apagándose todos los motores de los propulsores. La incidencia de la aeronave está próxima a 90º, es decir que esta está orientada con su extensión perpendicular a la trayectoria con la finalidad de oponer la mayor resistencia aerodinámica para maximizar el frenado. A continuación, a una altitud de alrededor de 40 km, la incidencia se reduce a alrededor de 40º. Esta medida debería permitir reducir las fuerzas aerodinámicas. Se busca que la aceleración que experimentan los pasajeros no supere los 5 g aproximadamente.

A una altitud de alrededor de 25 km, la velocidad de la aeronave vuelve a ser subsónica, la aeronave retoma una incidencia de vuelo aeronáutico, los motores aeronáuticos 7 se vuelven a encender o no, y el retorno a la Tierra se realiza o bien en vuelo planeado o en vuelo motorizado hasta una pista de aterrizaje.

Algunas aplicaciones de la invención pueden ser el turismo espacial, la realización de experiencias en microgravedad, la utilización de la aeronave como primera fase reutilizable de un satélite o el traslado rápido de pasajeros.

**REIVINDICACIONES**

1. Aeronave que comprende un fuselaje, un ala (3), unos motores aeronáuticos (7) y unos propulsores de cohete (16, 17), en la que el ala es fija, esencialmente recta y alargada en la dirección lateral del fuselaje y con una envergadura mayor que la longitud del fuselaje, y una parte anterior (11) del fuselaje comprende una cabina, caracterizada porque unos depósitos de propelente (14, 15) están situados en una parte posterior (13) del fuselaje (1) y el ala (3) está situada sobre dicha parte posterior.

2. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizada porque la envergadura del ala y la longitud del fuselaje están en una relación comprendida entre 1 y 2.

3. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizada porque la envergadura del ala y la longitud del fuselaje están en una relación comprendida entre 1 y 1,4.

4. Aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizada porque comprende una carga de ala compuesta de entre 2,5 y 3,3 metros cuadrados por tonelada.

5. Aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizada porque tiene una masa en vacío comprendida entre el 40 % y el 60 % de la masa con carga.

6. Aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, caracterizada porque la aeronave comprende un estabilizador (4) situado sobre dicha parte anterior.

7. Aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizada porque comprende un par de propulsores de cohete.

8. Aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, caracterizada porque comprende un tren de aterrizaje (6).

9. Aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, caracterizada porque comprende unas toberas para la modificación de la orientación (19, 20, 21), entre las que se encuentran unas toberas de control de balanceo situadas en los extremos de las alas y unas toberas de cabeceo y de guiñada situadas en la parte delantera del fuselaje.

10. Procedimiento de pilotaje de una aeronave que comprende un ala fija, esencialmente recta y alargada en la dirección lateral de un fuselaje de la aeronave, caracterizada porque esta comprende una primera etapa de vuelo aerodinámico a una velocidad subsónica comprendida entre Mach 0,5 y Mach 0,8 que hace uso de unos motores aeronáuticos sin abastecimiento en vuelo, una segunda etapa de vuelo de lanzamiento espacial que hace uso de unos propulsores de cohete tras haber ordenado un cambio de inclinación de la aeronave entre la primera etapa y la segunda etapa, una tercera etapa de caída situada con el fuselaje prácticamente perpendicular a la trayectoria y una cuarta etapa de vuelo aerodinámico de aterrizaje tras haber vuelto a colocar a la aeronave prácticamente en la dirección de la trayectoria entre la tercera etapa de vuelo y la cuarta etapa de vuelo.

11. Procedimiento de pilotaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 10, caracterizada porque la propulsión de cohete es de empuje variable.

12. Procedimiento de pilotaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 10 u 11, caracterizada porque la cuarta etapa se realiza en vuelo propulsado aerodinámico y subsónico.

13. Procedimiento de pilotaje de una aeronave de acuerdo con las reivindicaciones 10, 11 o 12, caracterizada porque el vuelo aerodinámico se continúa hasta una altitud de 12 km al menos.

14. Procedimiento de pilotaje de una aeronave de acuerdo con las reivindicaciones 10 a 13, caracterizada porque el vuelo aerodinámico se realiza a una velocidad subsónica comprendida entre Mach 0,5 y Mach 0,6.

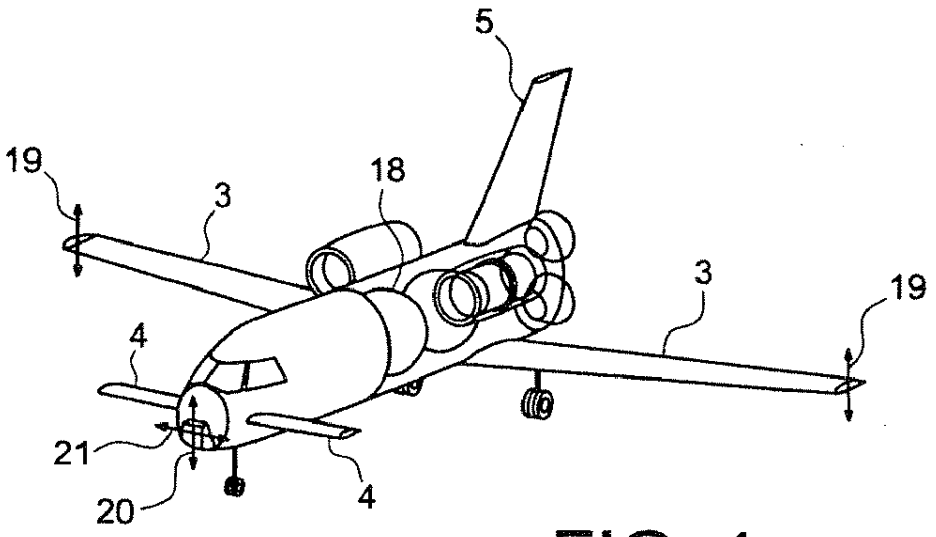


FIG. 1

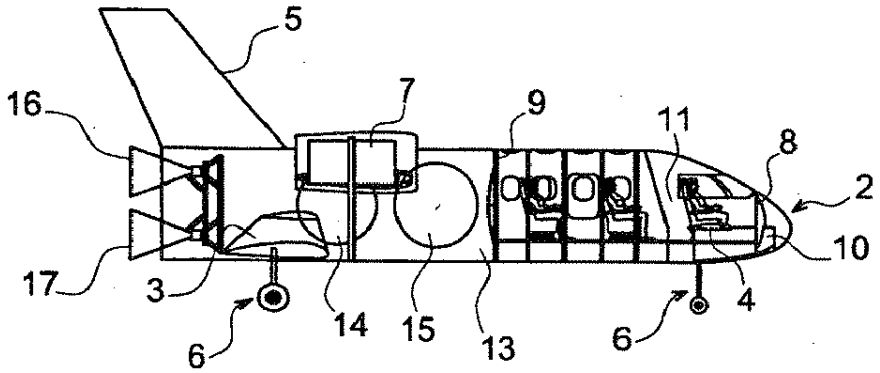


FIG. 2

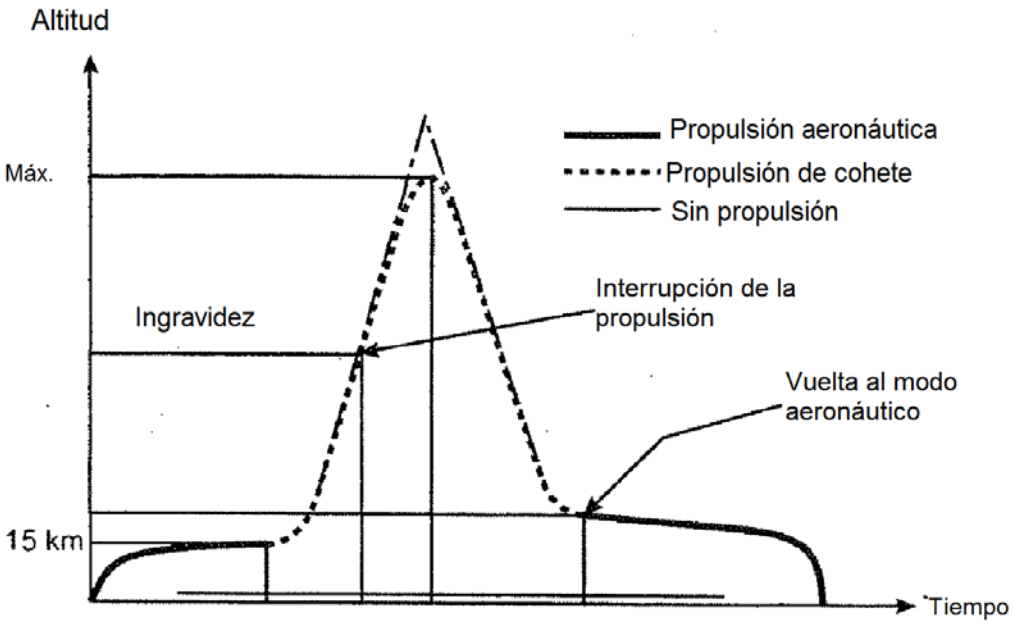
Altitud
Máx.
15 km
Ingravidez
Propulsión aeronáutica
Propulsión de cohete
Sin propulsión
Interrupción de la propulsión
Vuelta al modo aeronáutico
Tiempo

FIG.3