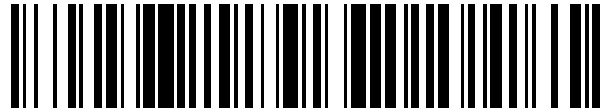


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 494 719**

51 Int. Cl.:

B64D 33/02 (2006.01)

B64C 39/10 (2006.01)

B64D 27/16 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.06.2011 E 11785286 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.06.2014 EP 2582581**

54 Título: **Avión accionado, en particular un avión diseñado como ala volante y/o con signatura de radar baja**

30 Prioridad:

16.06.2010 DE 102010023938

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

16.09.2014

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE GMBH (100.0%)
Willy-Messerschmitt-Strasse 1
85521 Ottobrunn, DE**

72 Inventor/es:

**BICHLER, BARTHOLOMÄUS;
DORNWALD, JOCHEN y
WEDEKIND, GERHARD**

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 494 719 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

Avión accionado, en particular un avión diseñado como ala volante y/o con signatura de radar baja

La presente invención se refiere a un avión accionado de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1, por lo tanto, con un cuerpo de fuselaje y cuerpo de ala de soporte, con un moto propulsor de turbina y al menos un paso de la circulación de accionamiento, que se extiende desde una entrada de aire dirigida en la superficie del cuerpo hacia delante pasando por el moto propulsor de turbina a través del cuerpo hacia una tobera de empuja que desemboca en la superficie del cuerpo hacia atrás.

Como ejemplos de tales aviones del tipo indicado anteriormente se mencionan aquí el bombardero de largo alcance estratégico "Northrop B-2 Spirit" (figura 1) así como los aviones de combate experimentales no tripulados (en inglés: unmanned combat air vehicle, UCAV) "Boeing X-45" (figura 2) y "Northrop Grumman X-47 Pegasus (Figura 3). Las designaciones de aviones mencionadas anteriormente y las representaciones (figuras 1 a 3) han sido encontradas en Internet en una búsqueda realizada en Mayo de 2010.

Tales aviones se conocen, además, a partir de las publicaciones de patente WO 2006/049553 A1, FR 2 888 211 A1 y WO 2006/049555 A1.

Estos aviones mencionados solamente a modo de ejemplo anteriormente tienen en común que éstos presentan dos particularidades que están relacionadas entre sí, a saber, por una parte, una configuración de la forma más o menos "minimalista" de un cuerpo de fuselaje y de alas de sustentación (que corresponde al llamado principio de ala volante) y, por otra parte, una signatura de radar baja.

Una signatura de radar baja, que es equivalente con una probabilidad baja de una detección del avión por medio de radar se puede realizar o bien requerir, por ejemplo a través de pinturas absorbentes de energía, obturaciones conductoras de energía de juntas del revestimiento exterior, menos trampillas de mantenimiento y más grandes en lugar de muchas trampillas de mantenimiento pequeñas, alojamiento de cargas en cajas interiores en lugar de cargas exteriores y otras medidas.

En particular, un avión, que solamente debe presentar una signatura de radar extremadamente baja, debe presentar una geometría exterior muy sencilla con una prevención o bien alineación selectiva de superficies y cantos del cuerpo. Las superficies dispuestas de forma desfavorable, como por ejemplo superficies alineadas de estabilizadores laterales verticales provocan tanta re-dispersión del radar que no se puede alcanzar ya una signatura extremadamente baja. Por este motivo, con respecto a una signatura de radar baja resulta una ventaja excelente con una configuración de la forma del cuerpo del fuselaje y del cuerpo de las alas de sustentación, que sigue al menos aproximadamente el principio de ala volante y, por lo tanto, no posee un fuselaje especialmente característico o bien una transición continua entre el fuselaje y las alas de sustentación.

Una geometría básica especialmente favorable en lo que se refiere a la signatura parece ser una configuración delta sencilla con una flecha determinada de los cantos traseros, que no posee un fuselaje característico y, a ser posible, debería ser desplegable. En efecto, también se contempla un canto trasero con puntas, como por ejemplo en un cuerpo con alas de sustentación en la llamada configuración Lambda (ver, por ejemplo, las figuras 1 y 2). No obstante, en una configuración Lambda de este tipo resulta ya un cierto empeoramiento con respecto a la signatura de radar. Para la consecución de una signatura de radar extremadamente reducida, una configuración en delta sencilla (ver por ejemplo la figura 3) es una solución esencialmente mejorada.

La configuración de la forma o bien la geometría de base explicada anteriormente y ventajosa, aunque no indispensable, para la consecución de una signatura de radar baja, del cuerpo del avión (en particular, por ejemplo, del tipo que se muestra en la figura 3) posee la mayoría de las veces el inconveniente agravante de propiedades de vuelo empeoradas hasta un comportamiento de vuelo aerodinámicamente inestable. El motivo de ello es que en estas configuraciones del cuerpo, el llamado punto neutro aerodinámico, considerado en la dirección de vuelo, se encuentra relativamente muy adelantado. Teniendo en cuenta el requerimiento de que el centro de gravedad de la masa del avión debe estar, por lo tanto, de la misma manera relativamente muy adelantado, es difícil aprovechar bien el volumen (que está disponible en una medida suficiente sobre todo en la zona trasera) del cuerpo del avión, porque las zonas delanteras se deberían rellenar, a ser posible, con componentes de alta densidad (como por ejemplo grupo(s) moto propulsor(es), caja(s) de armamento, equipo, depósito(s) de combustible, etc.), en cambio las zonas traseras deberían llenarse con componentes de densidad más reducida (como por ejemplo, conductos de aire, tubos de toberas, etc.). Sin embargo, en la práctica, esto no es posible tan fácilmente, por que para ello en la zona delantera del cuerpo está disponible muy poco espacio y los componentes individuales no se pueden distribuir, evidentemente, de manera totalmente discrecional en el cuerpo.

Un problema especial que se plantea, por lo tanto a este respecto, resulta en los aviones conocidos del tipo mencionado al principio con respecto al accionamiento por medio de un paso de la circulación de accionamiento que se extiende partiendo desde una entrada de aire pasando por un moto propulsor de turbina a través del cuerpo hacia

una tobera de empuje.

En los aviones conocidos, uno o varios de estos pasos de la circulación de accionamiento se extienden en contra de la dirección del vuelo a través del cuerpo del avión. Cuando ahora el grupo moto propulsor (relativamente denso) se dispone relativamente muy adelantado por los motivos mencionados anteriormente, entonces de manera correspondiente la entrada de aire se encuentra de la misma manera relativamente muy adelantada, lo que, sin embargo, es extraordinariamente perjudicial para una signatura de radar baja. Con respecto a una signatura de radar baja, las entradas de aire que se encuentran adelantadas son a este respecto un componente altamente problemático, puesto que las cavidades formadas con ello tienden a irradiar de nuevo ondas de radar incidente en una relación de dimensiones muy amplia. Una "mirada de radar lanzada" desde delante sobre el grupo moto propulsor es, por lo tanto, también crítica, por que los componentes giratorios del grupo moto propulsor conducen a una modulación de la señal de radar reflejada y de esta manera pueden posibilitar un reconocimiento del avión (junto con la identificación del tipo de avión).

Otro problema inherente de las entradas de aire es que éstas generan bajo á ángulos de desplazamiento una fuerza lateral, que depende de la forma de la entrada y del caudal de masas del paso de la circulación de accionamiento que se conecta a continuación. En particular, las entradas de aire montadas relativamente muy adelantadas generan de esta manera en el vuelo de desplazamiento un momento de guiñada que desestabiliza el avión, que debe compensarse de alguna manera y puede conducir especialmente en el caso de ausencia de un estabilizador lateral a problemas agravantes con respecto a la estabilidad del vuelo.

Un cometido de la presente invención, en un avión del tipo mencionado al principio, es posibilitar una libertad de configuración mayor con respecto a la configuración de la forma del cuerpo, en particular un cuerpo a modo de un ala volante con propiedades de vuelo mejoradas frente a los aviones conocidos, y/o conseguir una reducción de la signatura del radar del avión.

El aparato de vuelo de acuerdo con la invención se caracteriza por que al menos una parte del grupo moto propulsor de turbina, en particular todo el grupo moto propulsor de turbina, está dispuesto, considerado en la dirección de vuelo del avión, delante de la entrada de aire y el paso de la circulación de accionamiento presenta secciones de curvatura configuradas y dispuestas de manera adecuada a tal fin.

La idea básica de la invención consiste en anular la disposición relativa convencional de la entrada de aire y el grupo moto propulsor de turbina y "desacoplar" las posiciones de estos componentes entre sí. Frente a los aviones convencionales, en el avión de acuerdo con la invención, el grupo moto propulsor de turbina está desplazado hacia delante y/o la entrada de aire está desplazada hacia atrás.

De esta manera, de forma ventajosa se puede desplazar el centro de gravedad de la masa del avión hacia delante, lo que eleva la estabilidad de vuelo (o bien reduce la inestabilidad de vuelo) en particular para un cuerpo de fuselaje y cuerpo de alas de sustentación con punto neutro aerodinámico colocado relativamente más adelantado. Con la invención se alivian en una medida considerable los problemas de estabilidad de tales configuraciones del cuerpo.

De acuerdo con una forma de realización interesante a este respecto, está previsto, por ejemplo, que el cuerpo esté configurado esencialmente con una configuración de la forma de ala volante. En una forma de realización específica, los cantos delanteros de las alas de sustentación (con preferencia en cada caso esencialmente lineales) se extienden con flecha positiva (con preferencia menos de 40°) hasta un morro del avión y los cantos traseros de las alas de sustentación (con preferencia en cada caso esencialmente lineales) se extienden con una flecha negativa (con preferencia en el intervalo entre 10° y 30°) hasta una parte trasera del avión.

En principio, en la invención las posiciones del grupo moto propulsor de turbina y de la entrada de aire se pueden seleccionar casi discrecionalmente o bien se pueden adaptar a las propiedades aerodinámicas y/o acordes con la signatura del radas del avión. En posiciones predeterminadas del grupo moto propulsor de turbina y de la entrada de aire se puede establecer entonces un paso de la circulación que conecta estos componentes así como un paso de la circulación que conecta la salida del grupo moto propulsor con la tobera de empuje. El desarrollo exacto de estos pasos de la circulación se puede seleccionar libremente en ciertos límites. En principio, solamente hay que tener en cuenta las posiciones de la entrada de aire, del grupo moto propulsor de turbina y de la tobera de empuje como "puntos fijos" de este paso de la circulación.

Puesto que una parte del grupo moto propulsor de turbina, considerado en la dirección de vuelo del avión, está dispuesta delante de la entrada de aire, el paso de la circulación de accionamiento debe presentar al menos dos secciones de curvatura para la desviación de la circulación:

Al menos una sección de curvatura es necesaria para alimentar el aire entrante hacia una entrada (por ejemplo, la fase del compresor) del grupo moto propulsor de turbina. En el caso de que el grupo moto propulsor de turbina esté previsto en "posición de montaje normal", es decir, con dirección de empuje en contra de la dirección de vuelo, entonces en la zona de este paso de la circulación de alimentación son necesarias ya dos secciones de curvatura. Puede ser necesaria otra sección de curvatura en el paso entre el grupo moto propulsor de turbina y la tobera de

empuje, en el caso de que el grupo moto propulsor de turbina no esté montado exactamente en la dirección de vuelo (dicho con más precisión: antiparalelo a la dirección de empuje deseada).

5 Sin embargo, en el caso de que el grupo moto propulsor de turbina esté orientado en "posición de montaje girada", es decir, con la salida del grupo moto propulsor de turbina (por ejemplo, cámara de combustión, dado el caso con quemador posterior) hacia delante, entonces es suficiente ya una sección de curvatura, para alimentar el aire entrante a la entrada del grupo moto propulsor de turbina. No obstante, en este caso es necesaria al menos una segunda sección de curvatura en el paso de la circulación entre la salida del grupo moto propulsor de turbina y la tobera de empuje.

10 Se entiende que las secciones de curvatura (como también las restantes secciones) del paso de la circulación de accionamiento están optimizadas lo más posible en cuanto a la circulación, es decir, que deberían estar configuradas y dispuestas con reducida resistencia a la circulación.

15 En una forma de realización está previsto que al menos una, en particular todas las secciones de curvatura del paso de la circulación de accionamiento prevean una desviación de la circulación esencialmente alrededor de 180°. Con ello deben comprenderse en particular ángulos de desviación en el intervalo de 160° a 200°, por ejemplo en el intervalo de 170° a 190°. La curvatura del desarrollo de la circulación proporcionado por una sección de curvatura puede estar prevista en un eje o en dos ejes.

20 Otras ventajas de la invención se deducen a través del desplazamiento posible con ello de la posición de la entrada de aire hacia atrás. En virtud del paso de la circulación, que se encuentra entre tal entrada de aire y tal grupo moto propulsor de turbina (dispuesto relativamente muy adelantado) y relativamente ligero (poco denso), se favorece el desplazamiento ventajoso hacia delante del centro de gravedad de la masa. Además, con entradas de aire dispuestas relativamente muy atrasadas se alivian los problemas mencionados anteriormente de momentos de guiñada inestable. Para el caso de que esté prevista una entrada de aire en el centro de la extensión transversal del avión, se aplica lo mismo de forma similar para un momento de guiñada en otro caso posiblemente desestabilizador.

25 En una forma de realización está previsto que la superficie del cuerpo posea una configuración de la forma que reduce la signatura de radar del avión. A este respecto, son especialmente ventajosas configuraciones de la forma de acuerdo con un concepto de ala volante y/o con alas de sustentación (con preferencia) en geometría delta o (menos preferida) geometría Lambda.

30 Una configuración de la forma "que reduce la signatura de radar" debe estar presente especialmente cuando al menos para la relación de dimensiones delantera (especialmente crítica), es decir, en el caso de una "visión del radar desde delante" existe una signatura, que corresponde a una superficie de re-dispersión de radar de menos del 10 %, en particular de menos de 1 % de la superficie, que resultaría en el caso de una configuración de la forma convencional de un avión del mismo tamaño y geometría de base.

35 A este respecto, el desplazamiento, posibilitado de acuerdo con la invención, de entradas de aire hacia atrás ofrece la otra ventaja agravante de que tales entradas de aire, al menos en la relación de dimensiones anterior, son ahora difíciles de reconocer, si es que se pueden reconocer en general. Además, a través de la sección de curvatura presente en el desarrollo del paso de entrada de la circulación de aire se desvanece una visión directa del radar sobre el grupo moto propulsor de turbina de una manera efectiva también cuando la entrada de aire es visible desde el aparato de radar. La (al menos una) sección de curvatura prevista en la invención posee a este respecto en cierto modo una utilidad adicional.

40 En una forma de realización está previsto que la entrada de aire, considerada en la dirección de vuelo, esté dispuesta detrás del centro de gravedad de la masa del avión y/o detrás del centro de gravedad geométrico de la superficie del contorno del cuerpo considerado desde arriba. De esta manera se pueden conseguir ventajas especialmente grandes con respecto a la estabilidad del vuelo y la signatura de radar baja.

45 En una forma de realización está previsto que la boca de la entrada de aire esté limitada sobre su lado exterior desde una zona del cuerpo que se estrecha cónicamente hacia delante y que termina, por ejemplo, en punta. Esto representa, por una parte, una configuración de la forma a veces favorable para una signatura de radar baja de la entrada de aire. Además, esta configuración puede poseer ventajas técnicas de la circulación con respecto a una entrada de aire lo más eficiente posible. La zona del cuerpo que se ensancha hacia atrás proporciona una cierta "longitud de circulación" para la corriente de aire entrante, antes de que éstas alcance la sección de la curvatura, dispuesta por ejemplo relativamente apenas detrás de la entrada de aire, del paso de la circulación de accionamiento.

50 En una configuración está previsto que el paso de la circulación de accionamiento esté configurado, al menos parcialmente doble, simétricamente a un plano medio longitudinal vertical del cuerpo. De manera alternativa a la configuración "doble", se contempla también una configuración triple, cuádruple, etc.

55 En una variante de realización, varios pasos de la circulación de accionamiento, incluyendo entradas de aire

correspondientes, grupos moto propulsores de turbina y eventualmente también toberas de empuje, están dispuestos totalmente separados unos de los otros.

5 En otra variante de realización se utiliza al menos una entrada de aire y/o al menos una sección de un paso de la circulación y/o al menos un grupo moto propulsor de turbina y/o al menos una tobera de empuje como componente común para dos (o más) pasos de este tipo de la circulación de accionamiento. Esto se puede realizar de manera sencilla a través de ramificaciones y/o confluencias dispuestas de forma adecuada en la zona de pasos de la circulación.

De acuerdo con una forma de realización del paso de la circulación de accionamiento (varios de los cuales pueden estar alojados, como se ha explicado, en el avión), éste comprende:

- 10
- una primera sección de curvatura que se conecta en la entrada de aire para la desviación de la circulación,
 - una primera sección longitudinal, que se conecta en la primera sección de curvatura y que se extiende en la dirección de vuelo, para la conducción de la circulación en la dirección de vuelo,
 - una segunda sección de curvatura, que se conecta en la primera sección longitudinal, para la desviación de la circulación, y
- 15
- una segunda sección longitudinal que se conecta en la segunda sección de curvatura y que se extiende en contra de la dirección del vuelo, para la conducción de la circulación en contra de la dirección del vuelo.

20 El concepto "sección que se extiende en la dirección de vuelo" debe significar en este caso que la sección respectiva cubre una cierta distancia, contemplada en la dirección de vuelo. A tal fin, no es forzosamente necesario que la sección respectiva se extienda (exactamente) paralela a la dirección de vuelo. En su lugar, también es concebible un desarrollo en un ángulo con respecto a la dirección de vuelo o bien a la dirección longitudinal del aparato de vuelo, de manera que un ángulo de este tipo es, sin embargo, con preferencia relativamente pequeño (por ejemplo, inferior a 30°, en particular inferior a 20°). En una forma de realización especial, la primera sección longitudinal y/o la segunda sección longitudinal se extienden esencialmente lineales. En un desarrollo especial de esta forma de realización, el paso de la circulación de accionamiento posee en este caso dos secciones de curvatura, que prevén una desviación de la circulación en torno a aproximadamente 180° (por ejemplo, en el intervalo de 170° a 190°).

25 También para la disposición u orientación cóncava del grupo moto propulsor de turbina existen diferentes posibilidades. En una variante de realización preferida de la forma de realización mencionada anteriormente con primeras y segundas secciones longitudinales y primeras y segundas secciones de curvatura está previsto, por ejemplo, que la primera sección longitudinal contenga el grupo moto propulsor de turbina. La ventaja frente a una disposición del grupo moto propulsor de turbina, por ejemplo, en la segunda sección consiste en que las pérdidas de la circulación, que se producen en el desarrollo detrás del grupo moto propulsor de turbina, se pueden "manipular" mejor (se pueden compensar a través de potencia más elevada del grupo moto propulsor de turbina) que las pérdidas de la circulación o bien una resistencia a la circulación delante de la entrada del grupo moto propulsor de turbina.

30 En una forma de realización, está previsto que al menos una parte del grupo moto propulsor de turbina, en particular todo el grupo moto propulsor de turbina, esté dispuesto, considerado en la dirección de vuelo, delante del centro de gravedad de la masa del avión y/o delante del centro de gravedad geométrico de la superficie del contorno del cuerpo considerado desde arriba. Esto posibilita una mejora especialmente ampliada de las propiedades de vuelo en el caso de configuraciones de la forma en otro caso problemáticas del cuerpo del fuselaje y del cuerpo de las alas de sustentación.

35 Una utilización preferida de un avión del tipo descrito aquí es el empleo como avión de reconocimiento y/o de combate no tripulado (UAV o bien UCAV), en particular con una geometría del cuerpo que reduce es gran medida (por ejemplo, más del 99 %) la signatura de radar.

40 A continuación se describe en detalle la invención con la ayuda de ejemplos de realización con referencia a los dibujos adjuntos. En este caso:

La figura 1 representa un avión (Northrop B-2 Spirit) de acuerdo con el estado de la técnica.

La figura 2 muestra otro avión (Boeing X-45) de acuerdo con el estado de la técnica.

La figura 3 muestra otro avión (Northrop Grumman X-47 Pegasus) de acuerdo con el estado de la técnica.

La figura 4 muestra un avión de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención.

50 La figura 5 muestra el avión de la figura 4 con un detalle realizado en vista lateral.

La figura 6 muestra el avión de la figura 4 con un detalle realzado en vista en planta superior.

La figura 7 muestra una representación esquemática de la geometría de la configuración de pasos de la circulación de accionamiento en el avión de la figura 4.

5 La figura 8 muestra una representación que corresponde a la figura 7 de acuerdo con un ejemplo de realización modificado.

La figura 9 muestra una representación que corresponde a la figura 7 de acuerdo con otro ejemplo de realización modificado, y

La figura 10 muestra una representación correspondiente a la figura 7 de acuerdo con otro ejemplo de realización modificado.

10 Las figuras 1 a 3 muestran algunos ejemplos de aviones conocidos a partir del estado de la técnica del tipo que interesa aquí.

Cada uno de estos aviones 1 comprende un cuerpo de fuselaje y cuerpo de alas de sustentación 2 con una superficie del cuerpo 3. Además, cada avión 1 comprende al menos un paso de circulación de accionamiento 4, que se extiende desde una entrada de aire 5, dirigida en la superficie del cuerpo 3 hacia delante (dirección-x positiva) pasando por un grupo moto propulsor de turbina 6 a través del cuerpo 2 hacia un tobera de empuje 7 que desemboca en la superficie del cuerpo 3 hacia atrás.

20 Como se deduce a partir de las figuras 1 a 3, el cuerpo 2 está configurado, respectivamente, a modo de una "ala volante" – con transiciones continuas entre un fuselaje apenas reconocible y alas de soporte dispuestas a ambos lados del mismo. Esta configuración especial del cuerpo 2 sirve para una reducción más o menos drástica de la 25
signatura de radar del avión 1 respectivo. En este contexto, son importantes también la flecha de los cantos delanteros poco habitual y la flecha de los cantos traseros o bien un dentado en forma de W del canto trasero (figuras 1 y 2). De esta manera, las ondas de radar que inciden desde delante o desde atrás sobre el avión 1 respectivo no se reflejan de retorno hacia delante o bien hacia atrás, sino lateralmente (en zonas angulares muy estrechas). No obstante, para la consecución de una signatura de radar extremadamente baja, una configuración en delta (figura 3) es, en general, superior a las otras configuraciones de la forma.

Los sistemas de coordenadas representados en la figuras designan una dirección de vuelo o bien dirección longitudinal "x", una dirección transversal "y" y una dirección vertical "z" del avión respectivo.

30 Un problema agravante en el avión 1 representado en la figura 3 (con una "forma básica en delta") consiste en que el llamado punto neutro aerodinámico, considerado en la dirección de vuelo (dirección-x), se encuentra relativamente muy delante del centro de gravedad del volumen. La posición del punto neutro aerodinámico está condicionado en este caso por la configuración de forma especial del cuerpo 2, en cambio la posición del centro de gravedad de la masa está condicionada en una medida decisiva por el alojamiento de componentes relativamente densos como el grupo moto propulsor de turbina 6 y las reservas de combustible en una zona media y trasera del cuerpo. En este caso, hay que tener en cuenta que el grupo moto propulsor de turbina 6 debe disponerse detrás de la entrada de 35
aire 5 asociada y la entrada de aire 5 está dispuesta de nuevo no especialmente muy adelantada, puesto que las discontinuidades de la superficie del cuerpo 3, formadas por esta entrada de aire 5, serían relativamente bien reconocibles en otro caso a través de una "visión de radar lanzada" desde delante sobre el avión 1.

40 La disposición de las entradas de aire 5, que se muestran en los aviones 1 de las figuras 1 a 3, sobre el lado superior del cuerpo 2 respectivo conduce a una cobertura de las mismas para radiación de radar, que incide, por ejemplo, partiendo desde un radar de tierra inclinada desde abajo sobre el avión 1. No obstante, tal cobertura no resulta para radiación de radar horizontal o que incide inclinada desde arriba (por ejemplo, emitida desde un sistema de radar asistido por aire).

45 Un incremento muy desfavorable con respecto al centro de gravedad de la masa de la distancia considerada en dirección-x entre la entrada de aire 5 y el grupo moto propulsor de turbina 6 resulta en los aviones 1 representados por que inmediatamente detrás de las bocas de las entradas de aire 5 están previstas unas zonas curvadas del tipo de sifón con longitud de construcción relativamente grande, para impedir una visión de radar directa sobre el grupo moto propulsor 6.

50 Las propiedades de vuelo muy desfavorables de aviones del tipo representado tienen como consecuencia inestabilidades de vuelo que, expresado de una manera simplificada, son comparables con las de una flecha de dardo, que ha sido lanzada "torcida". De manera correspondiente, los aviones 1 representados se caerían si no se corrigiese permanentemente la posición de vuelo a través de una aviónica costosa. A tal fin, deben emitirse instrucciones de control adecuadas permanentemente a los componentes previstos para ello (por ejemplo, superficies de control regulables en las superficies de soporte, etc.).

A continuación se describen con referencia a las figuras 4 a 10 algunos ejemplos de realización de aviones mejorados, en cambio, con respecto a las propiedades de vuelo y/o con respecto a una signatura de radar baja.

La figura 4 ilustra un avión 10 (por ejemplo avión no tripulado), que presenta, como los aviones conocidos ya descritos anteriormente, un cuerpo de fuselaje y de alas de sustentación 12, con una superficie de cuerpo 14 y al menos un paso de la circulación de accionamiento, aquí los dos pasos de la circulación de accionamiento 16-1 y 16-2.

Los dos pasos de la circulación de accionamiento 16-1, 16-2 están dispuestos simétricamente a un plano medio longitudinal vertical del cuerpo 12. Por lo tanto, a continuación se explica con más exactitud solamente la estructura del paso (izquierdo) de la circulación de accionamiento 16-1. El otro paso (derecho) de la circulación de accionamiento 16-2 posee una estructura del mismo tipo.

El paso de la circulación de accionamiento 16-1 se extiende partiendo desde una entrada de aire 18-1 dirigida en la superficie del cuerpo 14 hacia delante (dirección-x) pasando por un grupo moto propulsor de turbina 20-1 hacia una tobera de empuje 22-1 que desemboca en la superficie del cuerpo 14 hacia atrás.

Los signos de referencia de componente previstos varias veces en una forma de realización, pero similares en su efecto, como por ejemplo la entradas de aire, los grupos moto propulsores, etc. mencionados, están numerados correlativamente (complementados en cada caso por un guión y un número sucesivo. A continuación se hace referencia a tales componentes individuales o a la totalidad de tales componentes también a través del número de referencia no complementado.

Una particularidad del avión 10 consiste en que el grupo moto propulsor de turbina 20-1, considerado en la dirección de vuelo x, está dispuesto delante (y no detrás) de la entrada de aire 18-1 asociada y el paso de la circulación de accionamiento 16-1 presenta secciones de curvatura configuradas y dispuestas de forma adecuada para ello. En el ejemplo de realización representado, el paso de la circulación de accionamiento 16-1 comprende:

- una primera sección de curvatura 24-1 que se conecta en la entrada de aire 18-1 para la desviación de la circulación, en la que aquí está prevista una desviación de la circulación uniaxial alrededor de 180°, en el plano-x-z vertical,
- una primera sección longitudinal 26-1, que se conecta en la primera sección de curvatura 24-1 y que se extiende en la dirección de vuelo (dirección-x positiva), para la conducción de la circulación en la dirección de vuelo, de manera que aquí está previsto un desarrollo más o menos exacto en dirección-x y esta primera sección longitudinal 26-1 contiene el grupo moto propulsor de turbina 20-1, cuya extensión requiere esencialmente toda la longitud de construcción de la sección 26-1,
- una segunda sección de curvatura 28-1, que se conecta en la primera sección longitudinal 26-1, para la desviación de la circulación, en la que aquí de la misma manera está prevista una desviación alrededor de 180°, pero en el plano-x-y horizontal,
- una segunda sección longitudinal 30-1 que se conecta en la segunda sección de curvatura 28-1 y que se extiende en contra de la dirección del vuelo (dirección- x negativa), para la conducción de la circulación para la conducción de la circulación en contra de la dirección de vuelo, en la que aquí como para la primera sección longitudinal está previsto un desarrollo esencialmente exacto en dirección-x (negativa), de manera que las dos secciones longitudinales 26-1 y 30-1, consideradas en la dirección transversal y, se extienden adyacentes entre sí, y paralelas o bien antiparalelas a la dirección-x positiva.

De manera ventajosa, el centro de gravedad de la masa M del avión 10 se encuentra relativamente muy adelantado y, por lo tanto, cerca del punto neutro aerodinámico N. De ello resultan propiedades de vuelo considerablemente mejoradas o bien una estabilidad elevada para el cuerpo 12 configurado de acuerdo con una configuración de forma de ala volante. A este respecto, es ventajoso, además, el desplazamiento de las entradas de aire 18 relativamente muy hacia atrás. Esto evita momentos de guiñada no deseables que pueden aparecer eventualmente, en particular bajo ángulos de desplazamiento. En la figura 4 se representa, además, la posición del centro de gravedad geométrico de la superficie del contorno del cuerpo 12 considerado anteriormente y se designa con G.

La configuración de forma del cuerpo 12 sirve en el ejemplo de realización representado para la reducción de la signatura de radar del avión 10. En este contexto es igualmente muy ventajosa la disposición de las entradas de aire 18, puesto que éstas están cubiertas mejor frente a radiación de radar por medio de zonas del cuerpo que se encuentran más adelantadas, y se impide muy efectivamente una visión de radar directa sobre el grupo moto propulsor de turbina 20-1 (a través de la sección de curvatura 24-1).

El avión 10 representado con entradas de aire 18 desplazadas hacia atrás y con el "montaje girado del grupo moto propulsor) elimina, por lo tanto, de una manera elegante los problemas explicados al principio de aviones de acuerdo

con el estado de la técnica.

Estas ventajas resultan ya cuando al menos una parte del grupo moto propulsor de turbina 20 está dispuesta delante de la entrada de aire 18. Por lo tanto, a diferencia de la representación según la figura 4, por ejemplo la entrada de aire 18 podría disponerse también más adelantada con relación al grupo moto propulsor de turbina 20 hasta una zona (considerada en dirección-x) entre la entrada del grupo moto propulsor 32 y una salida del grupo moto propulsor 34. No obstante, en general es mejor una disposición, como se representa, en la que todo el grupo moto propulsor 20 está dispuesto delante de la entrada de aire 18.

El concepto "grupo moto propulsor de turbina" debe designar aquí (como delimitación de las restantes secciones del paso de la circulación del grupo moto propulsor) aquellas secciones, en las que están alojados los componentes necesarios para la aceleración del medio de circulación (aire o bien productos de la combustión) en el tipo de grupo moto propulsor respectivo. En el caso de un tipo de grupo moto propulsor habitual, éstos son, por ejemplo, una fase del compresor, una cámara de combustión siguiente y una turbina que se conecta todavía finalmente (para el accionamiento de la al menos una fase del compresor).

En el ejemplo de realización representado, la entrada de aire 18 se encuentra de manera muy ventajosa tanto detrás del centro de gravedad e la masa M como también (apenas) detrás del centro de gravedad geométrico de la superficie G.

En cambio, el grupo moto propulsor de turbina 20 se encuentra en el ejemplo de realización representado totalmente delante del centro de gravedad geométrico G y al menos una parte del grupo moto propulsor de turbina 20 se encuentra delante del centro de gravedad de la masa M.

A diferencia de la representación según la figura 4, en la que el paso de la circulación de accionamiento está configurado doble (pasos individuales de la circulación de accionamiento 16-1 y 16-2), simétricamente a plano medio longitudinal vertical del cuerpo 12, se pueden disponer también uno o varios pasos de la circulación de accionamiento asimétricamente con respecto al plano medio longitudinal vertical.

De la misma manera, a diferencia de la representación según la figura 4, se podría prever, por lo tanto, también, por ejemplo, solamente un único paso de la circulación de accionamiento, (con preferencia) simétricamente o (al menos con preferencia) asimétricamente al plano medio longitudinal vertical. Para la creación de una simetría se pueden prever las primeras y las segundas secciones de curvatura 24 y 28, respectivamente, curvadas en el plano-x-z. Tal paso de la circulación de accionamiento dispuesto en el centro podría combinarse, además, por ejemplo, con al menos una pareja de pasaos de la circulación dispuestos fuera del centro, simétricos entre sí, (por ejemplo, como se representa en la figura 4).

Otras modificaciones posibles en la Figura 4 de la geometría o bien de la topología de la disposición representada a modo de ejemplo resultan, por ejemplo, a partir de las explicaciones dadas todavía a continuación con relación a las figuras 7 a 10.

Las figuras 5 y 6 ilustran de nuevo en una vista lateral (figura 5) o bien en una vista en planta superior (figura 6) la disposición que se encuentra muy atrasada de las entradas de aire 18 con las primeras secciones de curvatura 24 que se conectan directamente a continuación.

En estas figuras se puede reconocer bien cómo la boca de la entrada de aire 18 se limita sobre su lado exterior por una zona del cuerpo 12 que termina hacia delante en punta. De esta manera se crea de forma ventajosa una cierta longitud de circulación para el aire entrante antes de alcanzar la sección de curvatura 24. Los dos cantos laterales de las zonas del cuerpo que terminan en punta están orientados con respecto a la reducción de la signatura de radar, como se deduce a partir de la figura 6, paralelamente a los cantos delanteros laterales de las alas de sustentación.

A diferencia del ejemplo de realización representado, la boca de la entrada de aire 18 o bien sus cantos podrían estar configurados también de otra forma. Para una signatura de radar baja puede ser favorable también, por ejemplo, una orientación de los cantos de la boca paralelos a los cantos traseros (en lugar de delanteros) de las alas de sustentación.

En la figura 5 se puede reconocer en la sección de curvatura 24, además, una particularidad ventajosa muy en general para secciones de curvatura previstas en el marco de la invención. Ésta consiste en que la sección de curvatura respectiva (aquí: sección de curvatura 24) para la generación de un ángulo de desviación determinado ("ángulo teórico de desviación", aquí: 180°) prevé en una primera zona de la circulación una desviación alrededor de un ángulo ligeramente mayor (aquí; aproximadamente 190°, en general, por ejemplo, hasta el 20 % mayor que el "ángulo teórico de desviación") y en una segunda zona de la circulación que se conecta directamente en ella prevé una curvatura opuesta relativamente pequeña (aquí: aproximadamente -10°). (Esta particularidad se indica también en las representaciones esquemáticas de las figuras 7 a 10). Con ello se puede reducir, bajo determinados requerimientos verticales del espacio de construcción, de manera ventajosa la resistencia a la circulación frente a

una curvatura uniforme continua (por ejemplo, de forma semicircular para la consecución de una curvatura de 180°).

En resumen, en el ejemplo de realización de acuerdo con las figuras 4 a 6 a diferencia del estado de la técnica, la entrada de aire 18 está desplazada hacia atrás, en cambio el grupo moto propulsor 20 está desplazado hacia delante en posición de montaje inversa (con la fase del compresor detrás). La entrada de aire 18 está conectada a través de una curvatura de 180° (primera sección de la curvatura 24), diseñada especialmente para buen rendimiento, con el grupo moto propulsor de turbina 20. Los gases de escape del grupo moto propulsor llegan a través de la otra curvatura de 180° (segunda sección de la curvatura 28) a un tubo de tobera (sección longitudinal 30) que se extiende antiparalelo al grupo moto propulsor 20. Con preferencia, la tobera de empuje 22 (o bien la combinación de toberas de empuje 22-1 y 22-2 individuales) es como se representa una tobera plana, con preferencia con control de vector de guiñada.

En un desarrollo ventajoso, el paso de la circulación de accionamiento 16 comprende en su zona que se extiende hasta el grupo moto propulsor de turbina 20, por lo tanto, por ejemplo, en particular en la zona de la entrada de aire 18 al menos una ramificación del aire. El aire ramificado en el lugar respectivo puede estar previsto, por ejemplo, para fines de refrigeración. De manera alternativa o adicional, este aire se puede alimentar a un llamado eyector en la zona de un "tubo de tobera" (sección longitudinal 30) o de la tobera de empuje 22. A tal fin, un paso de la circulación de aire (no representado) se puede extender, por ejemplo, partiendo desde la entrada de aire 18 hacia la tobera de empuje 22. De manera ventajosa resulta una longitud relativamente reducida para un paso de la circulación de aire de este tipo. Además, de esta manera, se pueden evitar entradas de aire auxiliar que perjudican una signatura de radar baja.

Con la invención se pueden realizar aviones con signatura de radar extremadamente baja y, a pesar de todo, se pueden realizar propiedades de vuelo comparativamente buenas. En particular, se pueden conseguir, por ejemplo, las siguientes ventajas:

- La entrada crítica para la signatura se desplaza a la zona trasera del avión, con lo que se cubre en gran medida a través de la configuración (cuerpo) propiamente dicha de ondas de radas incidentes, en particular en la zona delantera inferior importante.
- Al mismo tiempo se impide una visión directa sobre el grupo moto propulsor.
- La longitud de construcción de la entrada se puede incrementar claramente y ofrece, en oposición a la entrada colocada delante, más espacio para medidas de absorción de radar.
- El grupo moto propulsor específicamente pesado se puede desplazar más hacia delante y la entrada específicamente ligera e puede desplazar hacia atrás. Esto repercute de forma ventajosa en cuanto al centro de gravedad y mejora muy claramente el aprovechamiento de la configuración, como se ha descrito anteriormente.
- Las fuerzas laterales en la entrada, que conducen en el caso de una posición delantera a un momento de guiñada inestable, especialmente en el caso de caudales de masas específicas grandes durante el arranque, generan en este caso una estabilización del movimiento de guiñada, con lo que la configuración en esta envolvente general de vuelo es al menos ligeramente estable. De esta manera se reduce esencialmente el potencial necesario de control de guiñada y el gasto de regulador.
- Las corrientes de refrigeración y los eyectores para la tobera, etc. (todos componentes específicamente ligeros) no deberían abastecerse, en el caso de configuraciones de signatura escasa a través de entradas auxiliares que se encuentran en el exterior, sino desde la entrada del grupo moto propulsor. En el caso de una entrada que se encuentra detrás, los conductos de alimentación son muy cortos.
- Con un diseño correcto de la curvatura de 180° en la entrada e puede mantener pequeña la pérdida de la curvatura, de manera que también el rendimiento de entrada es bueno.

A continuación se explican con referencia a las figuras 7 a 10 a modo de ejemplo algunas modificaciones de la geometría de la disposición en la zona del (los) paso(s) de la circulación de accionamiento.

La figura 7 muestra de nuevo la geometría de la disposición de principio del ejemplo de realización ya descrito de las figuras 4 a 6. En esta forma de realización, en la dirección transversal (dirección-y) están previstos, separados uno del otro, los dos pasos de la circulación de accionamiento 16-1 y 16-2 separados. De manera correspondiente, están previstos dos grupos moto propulsores de turbina 20-1 y 20-2. Éstos están "montados invertidos", respectivamente, es decir, que sus entradas del grupo moto propulsor 32 se encuentran en la dirección longitudinal (dirección-x), respectivamente, detrás de sus salidas del grupo moto propulsor 34 (ver también la figura 4).

Las figuras 8 a 10 muestran en una representación esquemática correspondiente a la figura 7 algunas modificaciones posibles. Para componentes equivalentes se utilizan en este caso los mismos signos de referencia,

pero completados por una letra minúscula para la distinción de la forma de realización. En la explicación siguiente, se describen esencialmente sólo las diferencias con respecto a los ejemplos de realización ya descritos y, por lo demás, con ello se remite expresamente a la descripción de ejemplos de realización precedentes.

5 La figura 8 muestra una geometría de la disposición modificada con respecto a la figura 7, en la que los grupos moto propulsores de turbina 20a no están dispuestos en la zona de las primeras secciones longitudinales 26a sino en la zona de las segundas secciones longitudinales 30a. De manera correspondiente, estos grupos moto propulsores de turbina 20a están previstos en "posición normal de montaje". Esta modificación es, con respecto a las pérdidas de la circulación, en general, más desfavorable que la geometría de la figura 7, pero puede implicar también ventajas en determinados casos de aplicación.

10 Otra modificación posible de las configuraciones según las figuras 7 y 8 consiste en que varios pasos de la circulación de accionamiento no están configurados totalmente separados, sino en parte por componentes utilizados en común. Así, por ejemplo, en lugar de las dos toberas de empuje representadas por separado en las figuras 7 y 8 podría estar prevista también de manera alternativa una única tobera de empuje utilizada en común para los dos pasos de la circulación de accionamiento, que está conectada a través de una confluencia de la circulación ("pieza en Y") en las secciones longitudinales 30-1 y 30-2 que se extienden hacia atrás.

15 La figura 9 ilustra otra modificación, en la que tal confluencia de la circulación está dispuesta ya inmediatamente después de la segunda sección de la curvatura 28b-1 y 28b-2, que desemboca de nuevo en un grupo moto propulsor de turbina 20b utilizado en común.

20 La figura 10 muestra otra modificación frente a la forma de realización según la figura 7, en la que dos secciones de la curvatura 28c-1 y 28c-2 se encuentran como en la figura 7 en el plano-x-y, pero la circulación, considerada en dirección-y, no se desvía hacia el centro del avión sino hacia el exterior del avión.

De manera alternativa o adicional a los pasos "dobles" de la circulación de accionamiento representados en las figuras 7 a 10, el avión respectivo, podría estar equipado también con un paso "sencillo" de la circulación de accionamiento.

25 Las formas de realización de acuerdo con las figuras 7 a 10 tienen en común que la primera sección de la curvatura y la segunda sección de la curvatura prevén, respectivamente, una desviación de la circulación curvada uniaxialmente. Sin embargo, esto no es de ninguna manera forzoso. A diferencia de ello, la primera sección de curvatura y/o la segunda sección de curvatura, podrían prever, por ejemplo, una curvatura biaxial.

30 Además, los ejemplos de realización según las figuras 7 a 10 tienen en común que la primera sección de la curvatura prevé, respectivamente, una curvatura en el plano-x-z vertical y la segunda sección de la curvatura prevé, respectivamente, una curvatura en el plano-x-y horizontal. Esto tampoco es forzoso. En principio, los ejes de curvatura respectivos (o bien en el caso de una curvatura biaxial "un eje de curvatura principal") pueden estar previstos más o menos discrecionalmente y en gran medida independientes uno del otro. En una forma de realización especial, a diferencia de los ejemplos según las figura 7 a 10, está previsto, por ejemplo, que tanto la primera sección de curvatura como también la segunda sección de curvatura prevean o bien esencialmente una curvatura en el plano-x-z o una curvatura esencialmente en el plano-x-y.

40 Muy en general, solamente es esencial que la "concatenación" de todas las curvaturas de un paso de la circulación de accionamiento conduzca, en general, a que la circulación de aire, partiendo desde su orientación en dirección-x negativa (en la entrada de aire) pasando por un desarrollo parcialmente curvado del paso de la circulación de accionamiento, abandone finalmente de nuevo, orientado en dirección-x negativa, el cuerpo del avión (por la o las tobera de empuje).

REIVINDICACIONES

- 1.- Avión con un cuerpo de fuselaje y cuerpo de alas de sustentación (12), con grupo moto propulsor de turbina (20) y con al menos un paso de la circulación de accionamiento (16), que se extiende desde una entrada de aire (18) dirigida en la superficie del cuerpo (14) hacia delante (+x) pasando por el grupo moto propulsor de turbina (20) a través del cuerpo (12) hacia una tobera de empuje (22) que desemboca en la superficie del cuerpo (14) hacia atrás (-x), caracterizado por que al menos una parte del grupo moto propulsor de turbina (20), en particular todo el grupo moto propulsor de turbina (20), está dispuesto, considerado en la dirección de vuelo (+x) del avión (10), delante de la entrada de aire (18) y el paso de la circulación de accionamiento (16) presenta secciones de curvatura (24, 28) configuradas y dispuestas de manera adecuada a tal fin.
- 2.- Avión de acuerdo con la reivindicación 1, en el que la entrada de aire (18), considerada en la dirección de vuelo, está dispuesta detrás del centro de gravedad de la masa (M) del avión (10) y/o detrás del centro de gravedad geométrico de la superficie (G) del contorno del cuerpo (12) considerado desde arriba.
- 3.- Avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, en el que la boca de la entrada de aire (18) está limitada sobre su lado exterior desde una zona del cuerpo (12) que se estrecha cónicamente hacia delante y que termina, por ejemplo, en punta.
- 4.- Avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, en el que el paso de la circulación de accionamiento (16) está configurado, al menos en parte, doble, simétricamente a un plano medio longitudinal vertical (12).
- 5.- Avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, en el que el paso de la circulación de accionamiento (16) comprende:
- una primera sección de curvatura (24) que se conecta en la entrada de aire (18) para la desviación de la circulación,
 - una primera sección longitudinal (26), que se conecta en la primera sección de curvatura (24) y que se extiende en la dirección de vuelo (+x), para la conducción de la circulación,
 - una segunda sección de curvatura (28), que se conecta en la primera sección longitudinal (26), para la desviación de la circulación, y
 - una segunda sección longitudinal (30) que se conecta en la segunda sección de curvatura (28) y que se extiende en contra de la dirección del vuelo (-x), para la conducción de la circulación.
- 6.- Avión de acuerdo con la reivindicación 5, en el que la primera sección longitudinal (26) contiene el grupo moto propulsor de turbina (20).
- 7.- Avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, en el que al menos una parte del grupo moto propulsor de turbina (20), en particular todo el grupo moto propulsor de turbina (20), considerado en la dirección de flujo (+x), está dispuesto delante del centro de gravedad de la masa (M) del avión y/o delante del centro de gravedad geométrico de la superficie (G) del contorno del cuerpo (12) considerado desde arriba.
- 8.- Avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, en el que al menos una de las secciones de curvatura (24, 28) presenta una primera zona de desarrollo para la desviación de la circulación alrededor de un primer ángulo determinado y una segunda zona de desarrollo, que se conecta directamente en ella, con dirección de la curvatura opuesta para la desviación de la circulación alrededor de un segundo ángulo, que es menor que el primer ángulo.

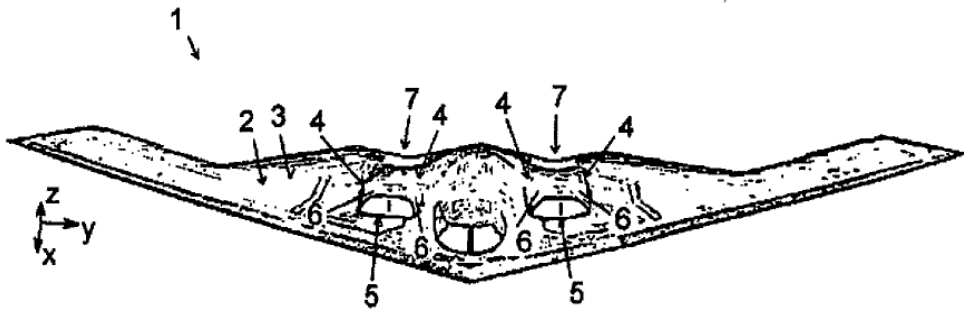


Fig. 1 Estado de la Técnica

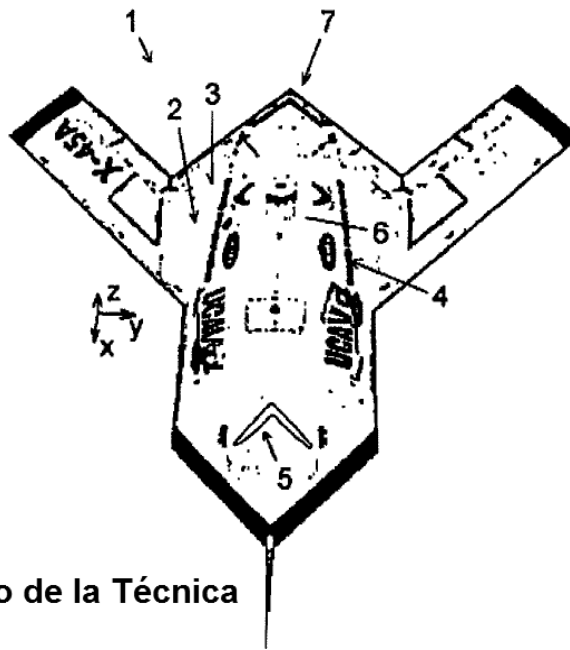


Fig. 2 Estado de la Técnica

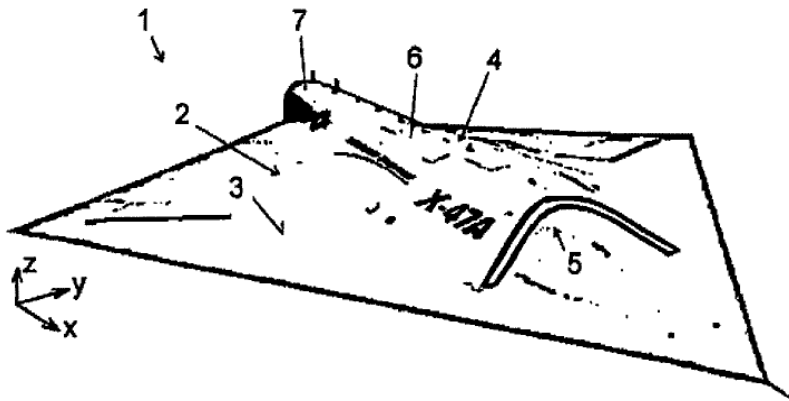


Fig. 3 Estado de la Técnica

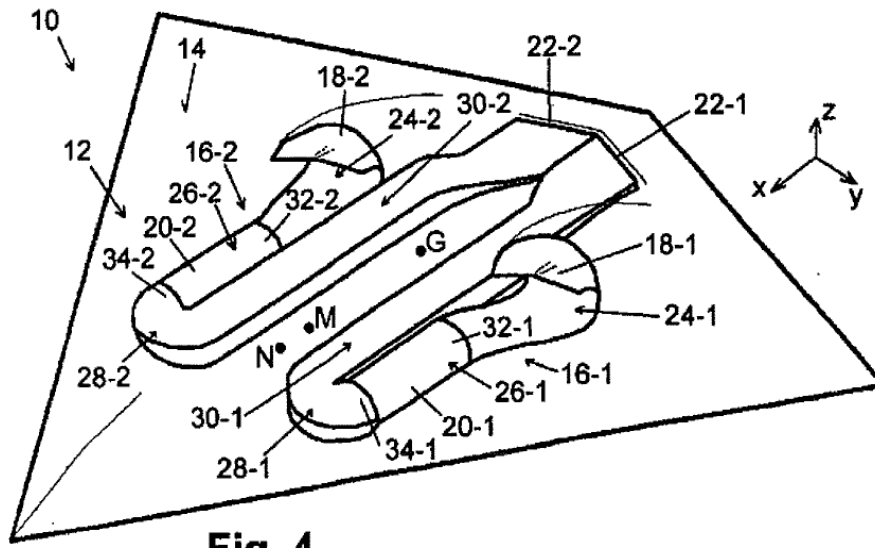


Fig. 4

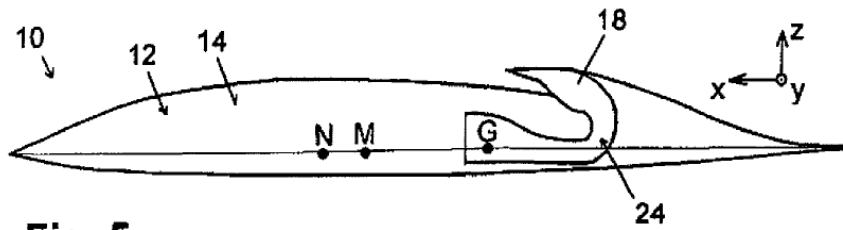


Fig. 5

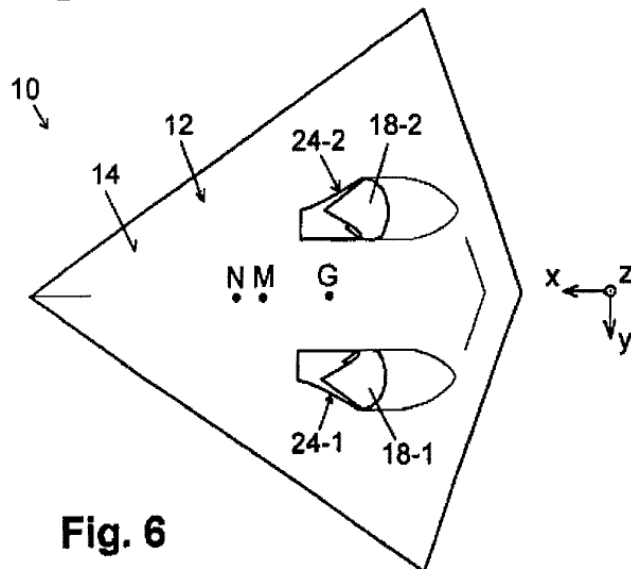


Fig. 6

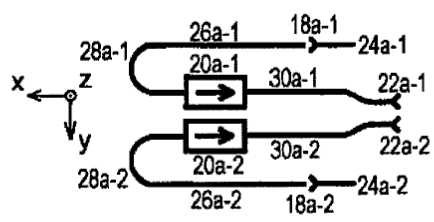
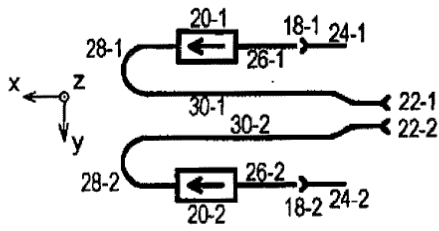
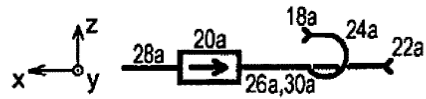
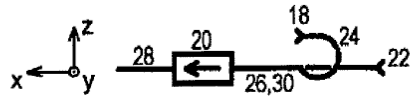


Fig. 7

Fig. 8

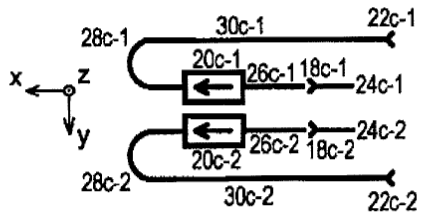
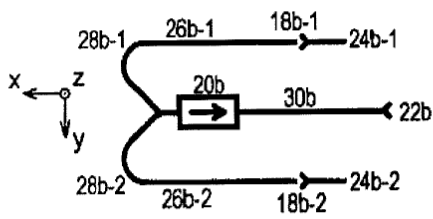
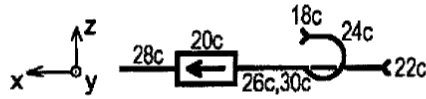
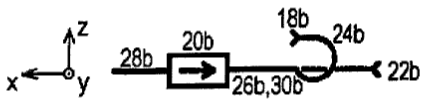


Fig. 9

Fig. 10