

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 522 642**

51 Int. Cl.:

F41G 7/36 (2006.01)

F41F 3/06 (2006.01)

B64D 1/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.03.2010 E 10003403 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.08.2014 EP 2236975**

54 Título: **Procedimiento para desacoplar un artefacto volador de una aeronave portadora**

30 Prioridad:

02.04.2009 DE 102009016004

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

17.11.2014

73 Titular/es:

**MBDA DEUTSCHLAND GMBH (100.0%)
Hagenauer Forst 27
86529 Schrobenhausen, DE**

72 Inventor/es:

GRABMEIER, MICHAEL

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 522 642 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

Procedimiento para desacoplar un artefacto volador de una aeronave portadora.

Campo técnico

5 La presente invención concierne a un procedimiento para desacoplar un artefacto volador de una aeronave portadora, en el que el artefacto volador está montado de manera soltable en un lado inferior de la aeronave portadora por medio de un dispositivo de desacoplamiento.

Estado de la técnica

10 Usualmente, el artefacto volador presenta en su lado superior al menos dos argollas en las que encajan unos medios de enclavamiento del dispositivo de desacoplamiento de la aeronave portadora que pueden ser maniobrados para la apertura. Unos eyectores del dispositivo de desacoplamiento expulsan el artefacto volador de la aeronave portadora durante el desacoplamiento. El artefacto volador está montado así colgando de un pilón de la aeronave portadora. Dependiendo de la clase de montaje y de la posición del centro de gravedad del artefacto volador, éste puede experimentar ya en el estado acoplado un momento de cabeceo, el llamado momento de cabeceo de instalación. Las fuerzas de tracción o de compresión resultantes pueden ser medidas en los transductores del pilón.

15 El aire afluyente que actúa durante el vuelo sobre la aeronave portadora y el artefacto volador montado colgando de ella produce un momento de cabeceo aerodinámico adicional que experimenta el artefacto volador. La suma del momento de cabeceo de instalación y el momento de cabeceo aerodinámico produce un momento de cabeceo resultante que puede ser medido con una instrumentación correspondiente en los transductores del pilón durante un vuelo de transporte. Inmediatamente después del desacoplamiento respecto de la aeronave portadora, este momento de cabeceo resultante provoca una rotación del artefacto volador alrededor del eje de cabeceo. En el momento del desacoplamiento, se puede superponer adicionalmente al momento de cabeceo resultante un momento de cabeceo de desacoplamiento que puede producirse debido a que las fuerzas de expulsión generadas por los eyectores actúan asimétricamente sobre el artefacto volador con respecto al eje de cabeceo de dicho artefacto volador.

25 Cuando el momento de cabeceo total obtenido a partir del momento de cabeceo resultante y el momento de cabeceo de desacoplamiento es tal que se gira así el morro del artefacto volador hacia arriba, existe entonces el riesgo de que el morro del artefacto volador desacoplado colisione con la aeronave portadora.

30 Para evitar esta colisión involuntaria y peligrosa para la aeronave portadora, el montaje del artefacto volador en la aeronave portadora se efectúa de tal manera que el eje longitudinal del artefacto volador esté inclinado según un ángulo con respecto al eje longitudinal de la aeronave portadora de modo que el morro del artefacto volador esté dirigido hacia abajo. Debido a este montaje se genera un ángulo de ataque de instalación negativo, el llamado decalaje negativo del ángulo de cabeceo, entre el artefacto volador y la aeronave portadora (por ejemplo de -3°), el cual deberá procurar que el morro del artefacto volador, al desacoplarse, gire hacia abajo, es decir, hacia fuera de la aeronave portadora. Sin embargo, esta acción deseada se presenta solamente con pequeños ángulos de ataque de la aeronave portadora, concretamente cuando el ángulo de ataque es más pequeño que el decalaje negativo del ángulo de cabeceo. El ángulo de ataque de la aeronave portadora depende de la velocidad de vuelo (número Mach; KEAS = knots equivalent airspeed), la altura de vuelo y la masa de la aeronave portadora.

40 A alta velocidad y baja masa de la aeronave portadora se obtienen un ángulo de ataque pequeño de la aeronave portadora y, por tanto, un momento de cabeceo muy grande que gira hacia abajo, de modo que, al desacoplar el artefacto volador en vuelo rápido, existe el riesgo de que el artefacto volador entre en una posición de vuelo incontrolable antes de que pueda intervenir una regulación de vuelo del artefacto volador para estabilizarlo, y finalmente este artefacto se cae. Para evitar esto es conocido el recurso de preajustar los planos de mando aerodinámicos del artefacto volador en función de la velocidad y la altura de vuelo de la aeronave portadora de modo que se produzca un momento de cabeceo positivo que gira el morro del artefacto volador hacia arriba para debilitar el momento de cabeceo de instalación aerodinámico. Por tanto, el momento de cabeceo de instalación del artefacto volador es pequeño (dirigido hacia arriba o hacia abajo) en condiciones de vuelo lento (ángulos de ataque mayores) y, a velocidades de vuelo más altas, cuando el ángulo de ataque de la aeronave portadora es más pequeño, dicho momento de cabeceo de instalación se debilita nuevamente debido a un preajuste correspondientemente dirigido en sentido contrario de los planos de mando aerodinámicos del artefacto volador.

50 Sin embargo, un ángulo de ataque de instalación negativo, en el que el morro del artefacto volador está más alejado hacia abajo respecto del lado inferior de la aeronave portadora que la popa del artefacto volador conduce a que el aire afluyente sea acelerado por encima del artefacto volador, con lo que se ajusta entre la aeronave portadora y el artefacto volador una depresión que, en el caso del desacoplamiento del artefacto volador, produce una succión de la popa del artefacto volador hacia el fuselaje de la aeronave portadora, lo que incrementa nuevamente el peligro de colisión con la aeronave portadora, especialmente cuando el artefacto volador no está montado debajo del plano de sustentación de la aeronave portadora, sino debajo de su fuselaje.

55

Se conoce por el documento EP 0 247 712 A1 un dispositivo de disparo de cohetes asistido por aire que puede estar montado en una aeronave portadora y por medio del cual se puede despegar de la aeronave portadora un cohete durante el vuelo. Se trata aquí del modo en que, en un caso de emergencia, se puede descargar el cohete de la aeronave portadora, sin que tenga que dispararse el cohete sin blanco y sin que tenga que hacerse saltar todo el dispositivo de despegue para separarlo de la aeronave portadora.

Se describe un mecanismo de lanzamiento en el que un carril auxiliar del dispositivo de despegue puede ser separado del dispositivo de despegue y, por tanto, lanzado juntamente con el cohete. Se suelta para ello un dispositivo de seguro del carril auxiliar y luego se mueven el carril auxiliar y el cohete hacia atrás hasta que el carril auxiliar se desacople del carril principal asociado del dispositivo de despegue. Durante este movimiento de retroceso del carril auxiliar, una superficie de leva inclinada del carril auxiliar (21a), poco antes de la separación del carril auxiliar respecto del dispositivo de despegue, entra en contacto con una superficie también inclinada (25) de un dispositivo de derivación en el dispositivo de despegue, de modo que el carril auxiliar juntamente con el cohete, al chocar y deslizarse una contra otra estas dos superficies inclinadas, experimenta un vector de fuerza dirigido hacia abajo que actúa sobre el cohete y produce un momento de cabeceo positivo (dirigido hacia abajo).

Al mismo tiempo, el carril auxiliar es expulsado hacia abajo por el mecanismo eyector, efectuándose la separación del carril auxiliar respecto del dispositivo de despegue.

Se conoce por el documento DE 101 32 184 A1 un procedimiento para un guiado de salida de artefactos voladores desde una aeronave, en el que el desarrollo del desacoplamiento del artefacto volador respecto de la aeronave portadora se ejecuta según un programa de salida correspondiente a una situación de salida momentánea individual. A este efecto, en el momento de la separación del artefacto volador respecto de la aeronave portadora se efectúa un guiado de salida activo del artefacto volador. Se menciona únicamente en la introducción de la descripción que, para el guiado de salida, se puede realizar un preajuste de superficies de guiado del artefacto volador en función de un emplazamiento central, izquierdo o derecho en el avión.

Exposición de la invención

El cometido de la presente invención consiste en indicar un procedimiento del género explicado en el que se garantiza siempre que el artefacto volador, al desacoplarse, experimente un momento de cabeceo que gira el morro hacia abajo, sin que exista entonces el peligro de que el artefacto volador entre en una posición de vuelo incontrolable.

Este problema se resuelve con el procedimiento indicado en la reivindicación 1.

A este fin, ya antes del desacoplamiento del artefacto volador respecto de la aeronave portadora se desvían unos planos de mando aerodinámicos del artefacto volador en un ángulo prefijado hasta una posición en la que el aire afluyente genera un momento de cabeceo negativo que gira el morro del artefacto volador hacia abajo.

En contraste con la teoría técnica conocida hasta ahora para generar un momento de cabeceo de instalación negativo grande por medio de altas velocidades o bajos ángulos de ataque de la aeronave portadora a fin de garantizar así la salida segura del artefacto volador con el morro hacia abajo, y para debilitar dicho momento de cabeceo de instalación mediante un contracontrol correspondiente de los planos de mando del artefacto volador a fin de poder seguir controlándolo, es decir, a fin de generar un momento de cabeceo positivo que gira el morro en sentido contrario hacia arriba, el procedimiento de la presente invención prevé que los planos de mando del artefacto volador, al desacoplarlo, se ajusten de modo que se genere un momento de cabeceo negativo que gira el morro del artefacto volador hacia abajo. De este modo, incluso a bajas velocidades y ángulos de ataque mayores de la aeronave portadora (en vuelo lento, es decir, cuando no está presente ningún momento de cabeceo de instalación o solamente está presente el momento debido a las fuerzas de expulsión), el artefacto volador puede ser desacoplado con seguridad de la aeronave portadora sin poner en peligro dicha aeronave portadora, pudiendo concretamente desacoplarse con el morro hacia abajo.

Preferiblemente, el ángulo prefijado de desviación de los planos de mando aerodinámicos es independiente del ángulo de ataque de la aeronave portadora en el momento del desacoplamiento.

En este caso, es también ventajoso que la regulación del estado de vuelo del artefacto volador intervenga inmediatamente después del desacoplamiento del artefacto volador, concretamente tan pronto como se hayan atenuado los impulsos de expulsión producidos al desacoplar el artefacto volador. Estos impulsos de expulsión son generados por los eyectores previstos en el dispositivo de desacoplamiento, los cuales presionan los elementos de acoplamiento del artefacto volador y de la aeronave portadora en el estado abierto para alejarlos uno de otro. Se genera por estas fuerzas de expulsión un momento de expulsión que en el caso más desfavorable hace que el morro del artefacto volador gire hacia arriba. El preajuste de timón elegido, que produce un contramomento "morro hacia abajo", tiene más que compensar el momento de expulsión, de modo que queda como resto un impulso momentáneo relevante que gira el morro del artefacto volador hacia abajo. Otra ventaja de la regulación del estado de vuelo que interviene inmediatamente después del desacoplamiento del artefacto volador consiste en que en el

caso de un fallo parcial del dispositivo de desacoplamiento, es decir, cuando sólo se dispara uno de los eyectores o cuando se dispara con retardo uno de los eyectores, la regulación del estado de vuelo del artefacto volador puede intervenir inmediatamente y contrarrestar el momento de cabeceo impremeditado con ello producido y estabilizar así la posición de vuelo del artefacto volador.

5 Preferiblemente, la desviación de los planos de mando del artefacto volador en la medida del ángulo prefijado se efectúa solamente cuando la aeronave portadora sobrepasa un ángulo de ataque prefijado en el momento del desacoplamiento, siendo constante el ángulo de la desviación de los planos de mando por encima del ángulo de ataque prefijado. Este procedimiento puede ser conveniente cuando el artefacto volador esté montado debajo de la aeronave portadora con un pequeño ángulo de ataque de instalación negativo que, a altas velocidades de vuelo, es
10 decir, cuando el ángulo de ataque de la aeronave portadora es pequeño, sea suficiente para generar un momento de cabeceo negativo que, al efectuar el desacoplamiento, presione el morro del artefacto volador hacia abajo. Únicamente en el caso del vuelo lento, es decir, cuando la aeronave portadora adopta un ángulo de ataque positivo mayor, se desvían los planos de mando del artefacto volador para garantizar también en este estado de vuelo que el artefacto volador, al desacoplarse, experimente un momento de cabeceo que gira el morro hacia abajo. Por tanto, en
15 este procedimiento la desviación de los planos de mando del artefacto volador antes del desacoplamiento se efectúa solamente en vuelo lento, cuando actúa un pequeño momento hacia abajo, con lo que se le permite nuevamente a la regulación de vuelo del artefacto volador estabilizar el estado de vuelo de dicho artefacto volador mediante una intervención a su debido tiempo.

20 En otra ejecución preferida del procedimiento de la invención el ángulo previsto de desviación de los planos de mando aerodinámicos depende del ángulo de ataque de la aeronave portadora en el momento del desacoplamiento.

Es desventajoso a este respecto que el ángulo en el que se desvían los planos de mando se haga mayor al aumentar el ángulo de ataque de la aeronave portadora. Este ajuste dinámico de los planos de mando conduce a que el procedimiento según la invención esté aún mejor adaptado al respectivo estado de vuelo. En el caso de un ángulo de ataque grande condicionado por una masa grande de la aeronave portadora, la afluencia de aire a mayor
25 velocidad puede generar un momento de cabeceo de instalación positivo más grande (morro hacia arriba), por lo que la desviación de los planos de mando del artefacto volador tiene que ser entonces aún más grande. En consecuencia, el ángulo en el que se desvían los planos de mando depende del ángulo de ataque de la aeronave portadora y, por tanto, depende de la velocidad de vuelo (KEAS), la altura de vuelo y la masa de la aeronave portadora.

30 Además del procedimiento descrito hasta ahora, la aeronave portadora y/o el artefacto volador pueden estar provistos de un mecanismo de seguridad que admita un desacoplamiento del artefacto volador solamente cuando el ángulo de ataque del artefacto volador está por debajo de un valor umbral prefijado. Este ángulo de ataque del artefacto volador se compone del ángulo de ataque de instalación y el ángulo de ataque aerodinámico de la aeronave portadora. Por tanto, cuando el artefacto volador es atacado por la corriente de aire en el estado aún
35 acoplado de tal manera que, en el momento del desacoplamiento, el morro del artefacto volador giraría hacia arriba, se impide un desacoplamiento del artefacto volador respecto de la aeronave portadora.

Otra ejecución del procedimiento según la invención para desacoplar un artefacto volador de una aeronave portadora prevé que el dispositivo de desacoplamiento sea maniobrable en vuelo únicamente cuando la aeronave portadora haya alcanzado, con una masa dada, una velocidad de vuelo a la que el ángulo de ataque de la aeronave portadora es suficiente para que el aire afluyente ejerza sobre el artefacto volador un momento de cabeceo que gira el morro del artefacto volador hacia abajo. Gracias a este perfeccionamiento se impide que el artefacto volador pueda desacoplarse de la aeronave portadora en vuelo extremadamente lento, es decir, cuando la aeronave portadora adopte un ángulo de ataque positivo grande y cuando, en consecuencia, el ángulo de ataque del artefacto volador montado en la nave portadora sea también tan grande que éste, al desacoplarse, experimente un momento
40 de cabeceo que gira el morro hacia arriba.

Seguidamente, se describen y explican de forma pormenorizada ejemplos de realización preferidos de la invención con detalles de ejecución adicionales y otras ventajas haciendo referencia a los dibujos adjuntos.

Breve descripción de los dibujos

Muestran:

50 La figura 1, esquemáticamente, las condiciones angulares geométricas y la afluencia de aire al montar un artefacto volador en una aeronave portadora en vuelo rápido; y

La figura 2, esquemáticamente, las condiciones angulares geométricas y la afluencia de aire al montar un artefacto volador en una aeronave portadora en vuelo lento.

Exposición de ejemplos de realización preferidos

En la figura 1 se ha previsto esquemáticamente una aeronave portadora 1 debajo de cuyo fuselaje 10 está montado un artefacto volador 2, de manera soltable por medio de un dispositivo de desacoplamiento (no mostrado), en unos soportes 12, 14 que están previstos debajo del fuselaje 10 de la aeronave portadora 1. Este artefacto volador puede ser, por ejemplo, un artefacto volador de crucero u otro artefacto volador no tripulado.

5 El artefacto volador no tripulado 2 comprende un fuselaje 20, unos planos de sustentación 22, que son basculables hacia fuera después del desacoplamiento respecto de la aeronave portadora 1, un mecanismo propulsor (no mostrado) y unos planos de mando 24 montados lateralmente en la zona de popa y de los cuales se muestra en la figuras solamente el plano de mando del lado izquierdo. Los planos de mando 24 están montados en el fuselaje 20 de manera basculable alrededor de un eje transversal horizontal 25. Asimismo, el artefacto volador 2 contiene un compartimiento de alojamiento (no mostrado) para una carga útil y una electrónica embarcada (no mostrada) que, en el estado acoplado del artefacto volador 2 a la aeronave portadora 1, está unida eléctricamente y para intercambio de datos con una electrónica embarcada de la aeronave portadora 1 y que presenta un equipo de regulación de vuelo para el artefacto volador 2.

15 El estado de vuelo de la aeronave portadora 1 que se representa esquemáticamente en la figura 1 es un vuelo rápido en el que el eje longitudinal X_1 de la aeronave portadora 1 discurre sustancialmente paralelo a una horizontal H, es decir que la aeronave portadora 1 presenta solamente un pequeño ángulo de ataque positivo.

20 El artefacto volador 2 está montado en la aeronave portadora 1 de modo que su morro está dirigido hacia abajo. Por tanto, el eje longitudinal X_2 del artefacto volador 2 discurre formando un ángulo α_2 con la horizontal H. Dado que el morro 26 del artefacto volador 2 está dirigido aquí hacia abajo, el ángulo α_2 se define como ángulo negativo. En la representación de la figura 1 se supone que la afluencia de aire a la aeronave portadora y al artefacto volador, que está simbolizada por las flechas 3, discurre en dirección horizontal, es decir, paralelamente a la horizontal H. En consecuencia, el ángulo α_2 entre el eje longitudinal X_2 del artefacto volador 2 y el eje longitudinal X_1 de la aeronave portadora 1 ajusta un ángulo de ataque negativo. Este ángulo α_2 se denomina "decalaje de ángulo de cabeceo" o también, en esta solicitud, "ángulo de ataque de instalación". Por motivos de espacio, el eje X_2 se ha representado en forma cortada y paralelamente desplazada para poder representar las condiciones geométricas en la figura.

25 Si en la posición de vuelo esquemáticamente representada en la figura 1 se desacopla el artefacto volador 2 de la aeronave portadora 1, la fluencia de aire 3 actúa entonces sobre el morro 26 del artefacto volador 2 dirigido hacia abajo de tal manera que el morro 26, debido al ángulo de ataque negativo α_2 , es presionado más hacia abajo por la afluencia de aire 3. Por tanto, no es de esperar una colisión del morro 26 del artefacto volador 2 con la aeronave portadora 1 y se garantiza así la salida segura del artefacto volador desde la aeronave portadora.

30 En la figura 2 se representa esquemáticamente un estado de vuelo en el que la aeronave portadora 1 vuela en vuelo lento, es decir que adopta con respecto a la horizontal H un ángulo de ataque positivo relevante α_1 con el que el morro 16 de la aeronave portadora 1 está dirigido hacia arriba. En la representación de la figura 2 el eje longitudinal X_1 del avión y el eje longitudinal X_2 del artefacto volador se han representado también en forma cortada y paralelamente desplazada a fin de poder mostrar las condiciones geométricas en la parte derecha de la figura.

35 El ángulo de ataque de instalación α_2 entre el eje longitudinal X_1 del avión y el eje longitudinal X_2 del artefacto volador se ha dejado inalterado en comparación con el ángulo α_2 de la figura 1, ya que este ángulo viene fijamente predefinido por las condiciones geométricas de montaje del artefacto volador 2 en la aeronave portadora 1.

40 Dado que la aeronave portadora 1 adopta en el ejemplo mostrado un ángulo de ataque positivo α_1 que es mayor que el ángulo de ataque de instalación α_2 , el eje longitudinal X_2 del artefacto volador 2 adopta también un ángulo de ataque positivo α_3 con respecto a la horizontal H. Por tanto, la afluencia de aire 3 choca de manera reforzada con el lado inferior del fuselaje 20 del artefacto volador 2, con lo que, inmediatamente después del desacoplamiento del artefacto volador 2 respecto de la aeronave portadora 1, el morro 26 del artefacto volador 2 sería dirigido hacia arriba por el aire afluente, es decir que se ejercería sobre el artefacto volador 2 un momento de cabeceo positivo M_{N1} que gira el morro 26 hacia arriba. Sin embargo, este momento de cabeceo positivo no es deseable, ya que podría provocarse así una colisión del artefacto volador 2 con el lado inferior del fuselaje 10 del avión 1.

45 La magnitud del momento de cabeceo (morro hacia arriba) depende también de la forma del artefacto volador, la distancia al lado inferior del fuselaje (en caso de que el artefacto volador esté montado debajo del fuselaje) o la distancia al ala, así como de la forma del ala (en caso de que el artefacto volador esté montado debajo del ala), es decir que depende de la disposición geométrica del artefacto volador en la aeronave portadora. Este momento de cabeceo positivo es posiblemente reforzado por el momento resultante de las fuerzas de expulsión (según la intensidad de las fuerzas de expulsión y la longitud de los brazos de palanca con respecto al centro de gravedad del artefacto volador), con lo que el impulso de giro hacia arriba puede resultar más potente.

50 El momento de cabeceo positivo es inducido por la afluencia de aire y eventualmente por el momento resultante de las fuerzas de expulsión. Para contrarrestar este momento de cabeceo positivo M_{N1} se basculan hacia fuera los planos de mando 24 del artefacto volador 2 de modo que el eje longitudinal X_3 de los planos de mando 24 adopte un

ángulo de desviación positivo γ con respecto al eje longitudinal X_2 del artefacto volador. La afluencia de aire 3 que choca con los planos de mando aerodinámicos así desviados 24 del artefacto volador 2 provoca un momento de cabeceo negativo M_{N2} que gira el morro 26 del artefacto volador 2 hacia abajo y que contrarresta el momento de cabeceo positivo M_{N1} inducido por la afluencia de aire 3 a través del ángulo de ataque α_1 de la aeronave portadora y el ángulo de ataque de instalación α_2 . El momento de cabeceo M_{N2} provocado por la desviación de los planos de mando 24 es entonces mayor que el primer momento de cabeceo M_{N1} , de modo que, como resultado, se obtiene un momento de cabeceo resultante negativo que gira el morro del artefacto volador hacia abajo.

Por la representación de la figura 2, en comparación con la representación de la figura 1, se puede apreciar que en la situación de vuelo lento representada en la figura 2, antes del desacoplamiento del artefacto volador 2 respecto de la aeronave portadora 1, los planos de mando aerodinámicos 24 del artefacto volador 2 son desviados en la medida de un ángulo positivo prefijado γ hasta una posición en la que el aire afluyente genera un momento de cabeceo que gira el morro 26 del artefacto volador 2 hacia abajo. Por tanto, debido a la desviación de los planos de mando aerodinámicos 24 del artefacto volador 2 se impide también en vuelo extremadamente lento que, después de desacoplar el artefacto volador 2 de la aeronave portadora 1, el morro 26 del artefacto volador 2 gire hacia arriba y colisione con el lado inferior del fuselaje 10 de la aeronave portadora 1.

Para ilustrar mejor las correlaciones aerodinámicas se han representado exageradamente los ángulos mostrados en las figuras, tanto los ángulos de ataque α_1 , α_2 y α_3 como el ángulo de desviación γ . Un ángulo de desviación adecuado en la práctica para los planos de mando aerodinámicos 24 del artefacto volador 2 puede ser de hasta $\gamma = \pm 10^\circ$. En este caso, hay que tener en cuenta la limitada eficacia de los timones a velocidad de flujo relativamente lenta debido a la presión dinámica que actúa sobre los planos de mando. El ángulo de desviación γ puede estar concebido como regulable en función del ángulo de ataque α_1 del artefacto volador 2 y puede aumentar, por ejemplo, proporcionalmente al ángulo de ataque α_1 de la aeronave portadora 1. Sin embargo, puede estar previsto aquí un techo, es decir que el ángulo de desviación γ de los planos de mando 24 permanezca constante a partir de un ángulo de ataque prefijado α_1 de la aeronave portadora 1. Para un ángulo de ataque dado en la aeronave portadora 1, el ángulo de desviación aumenta también a más alta velocidad y a mayor masa de la aeronave portadora.

Para hacer posible esta regulación se mide el ángulo de ataque actual α_1 de la aeronave portadora 1 por medio de sensores correspondientes de la aeronave portadora 1 y se transfiere dicho ángulo de ataque, juntamente con la velocidad de vuelo (número Mach; KEAS), la altura de vuelo y la información sobre la masa de la aeronave portadora 1, a través del enlace de datos existente, al ordenador embarcado del artefacto volador 2, que ajusta seguidamente el ángulo de desviación correspondiente γ por medio de un servoaccionamiento (no mostrado) para los planos de mando 24.

Cuando el momento de cabeceo, debido a la afluencia de aire, es muy grande (por ejemplo KEAS > 450), se puede elegir entonces el preajuste de los timones, por ejemplo, de modo que se debilite el momento de cabeceo de instalación, con lo que la regulación del estado de vuelo que interviene a continuación puede hacer que el artefacto volador sea puesto con seguridad bajo control.

Bajo un momento de cabeceo de instalación de pequeño a medio debido a la afluencia de aire ($300 < KEAS < 450$), que garantice un impulso de giro seguro del morro hacia abajo y, por tanto, la salida segura del artefacto volador, se puede regular el preajuste de los timones, por ejemplo, a 0° .

Bajo un momento de cabeceo de instalación pequeño o nulo o bajo un momento de cabeceo de instalación positivo debido a la afluencia de aire (por ejemplo, KEAS < 300) se pueden preajustar los timones, por ejemplo, de modo que éstos generen un momento de cabeceo de instalación negativo que fuerce primeramente el giro del artefacto volador con el morro hacia abajo, para ser capturado de nuevo seguidamente por la regulación del estado de vuelo con una tasa de giro adecuada.

Los símbolos de referencia en las reivindicaciones, la descripción y los dibujos sirven únicamente para la mejor comprensión de la invención y no deberán limitar el alcance de la protección.

Lista de símbolos de referencia

Designan:

- 1 Aeronave portadora
- 2 Artefacto volador
- 3 Afluencia de aire
- 10 Fuselaje
- 12,14 Soportes
- 16 Morro
- 20 Fuselaje
- 22 Planos de sustentación
- 24 Planos de mando

ES 2 522 642 T3

25 Eje horizontal
26 Morro

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento para desacoplar un artefacto volador (2) de una aeronave portadora (1), en el que el artefacto volador (2) está montado en un lado inferior de la aeronave portadora (1) de manera soltable por medio de un dispositivo de acoplamiento y en el que, al desacoplar el artefacto volador (2) de la aeronave portadora (1), se genera un momento de cabeceo que gira el morro (26) del artefacto volador (2) hacia abajo, **caracterizado** por que ya antes del desacoplamiento del artefacto volador (2) respecto de la aeronave portadora (1) se desvían unos planos de mando aerodinámicos (24) del artefacto volador (2) en un ángulo prefijado (γ) hasta una posición en la que el aire afluyente genera el momento de cabeceo que gira el morro (26) del artefacto volador (2) hacia abajo.
2. Procedimiento según la reivindicación 1, **caracterizado** por que el ángulo prefijado (γ) de desviación de los planos de mando aerodinámicos (24) depende del ángulo de ataque de la aeronave portadora (1) en el momento del desacoplamiento
3. Procedimiento según la reivindicación 2, **caracterizado** por que inmediatamente después del desacoplamiento del artefacto volador (2) interviene una regulación del estado de vuelo de dicho artefacto volador (2), concretamente tan pronto como se hayan atenuado los impulsos de expulsión que se presentan durante el desacoplamiento.
4. Procedimiento según la reivindicación 1, **caracterizado** por que la desviación de los planos de mando (24) del artefacto volador (2) en el ángulo prefijado (γ) se efectúa cuando la aeronave portadora (1) sobrepasa en el momento del desacoplamiento un ángulo de ataque prefijado (α_1), siendo constante el ángulo (γ) de la desviación de los planos de mando (24) por encima del ángulo de ataque prefijado (α_1).
5. Procedimiento según la reivindicación 1 o 4, **caracterizado** por que el ángulo prefijado (γ) de desviación de los planos de mando aerodinámicos (24) depende del ángulo de ataque de la aeronave portadora (1) en el momento del desacoplamiento.
6. Procedimiento según la reivindicación 5, **caracterizado** por que el ángulo (γ) en el que se desvían los planos de mando (24) del artefacto volador (2) se hace mayor al aumentar el ángulo de ataque (α_1) de la aeronave portadora (1).
7. Procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** por que la aeronave portadora (1) y/o el artefacto volador (2) están provistos de un equipo de seguridad que admite un desacoplamiento del artefacto volador (2) únicamente cuando el ángulo de ataque aerodinámico (α_3) del artefacto volador (2) está por debajo de un valor umbral prefijado.
8. Procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** por que el dispositivo de desacoplamiento es maniobrable en vuelo únicamente cuando la aeronave portadora (1) ha alcanzado una velocidad de vuelo a la que el ángulo de ataque (α_1) de la aeronave portadora (1) es suficiente para que el aire afluyente (3) ejerza sobre el artefacto volador (2) un momento de cabeceo que gira el morro (26) de dicho artefacto volador (2) hacia abajo.

Fig. 1



