

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 675 334 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
12.04.2000 Bulletin 2000/15

(51) Int Cl.7: **F42B 10/16**, F42B 10/50

(21) Numéro de dépôt: **95400414.9**

(22) Date de dépôt: **27.02.1995**

(54) **Engin largable à stabilisation et freinage aérodynamique**

Aerodynamische Stabilisier- und Bremsvorrichtung für Abwurfkörper

Aerodynamic stabilisation and braking device for air-drop body

(84) Etats contractants désignés:
DE GB IT SE

(30) Priorité: **02.03.1994 FR 9402401**

(43) Date de publication de la demande:
04.10.1995 Bulletin 1995/40

(73) Titulaire: **Matra Bae Dynamics France**
75116 Paris (FR)

(72) Inventeurs:
• **Elmayan, Naïri**
F-78140 Velizy-Villacoublay (FR)
• **Seco, Manuel Henri**
F-78140 Velizy-Villacoublay (FR)

• **Beslier, Hugues**
F-78140 Velizy-Villacoublay (FR)
• **Audouin, Jean-Pierre**
F-78140 Velizy-Villacoublay (FR)

(74) Mandataire: **Fort, Jacques et al**
CABINET PLASSERAUD
84, rue d'Amsterdam
75440 Paris Cedex 09 (FR)

(56) Documents cités:
CH-A- 480 612 **DE-A- 1 553 980**
DE-A- 2 154 584 **DE-A- 2 637 793**
DE-C- 977 742

EP 0 675 334 B1

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la date de publication de la mention de la délivrance du brevet européen, toute personne peut faire opposition au brevet européen délivré, auprès de l'Office européen des brevets. L'opposition doit être formée par écrit et motivée. Elle n'est réputée formée qu'après paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

Description

[0001] La présente invention concerne les engins largables depuis un aéronef, du type muni de moyens passifs de stabilisation aérodynamique, tels que des ailettes, destinés à prendre une trajectoire initiale après largage sensiblement parallèle à la vitesse de l'aéronef. Le terme "aéronef" doit être interprété comme couvrant aussi bien les appareils à voilure tournante que ceux à voilure fixe.

[0002] L'invention trouve une application importante dans le domaine des leurres infrarouges ou électromagnétiques qui, pour être efficaces, commencent à jouer leur rôle à proximité de l'aéronef pour provoquer l'accrochage d'un auto-directeur ou d'un radar d'un hostile, puis doivent ensuite s'éloigner de façon suffisamment progressive pour que l'auto-directeur ou le radar reste accroché sur eux, mais suffisamment rapide pour qu'un auto-directeur de missile ou un radar ne puisse, après extinction du leurre, s'accrocher de nouveau sur l'aéronef.

[0003] On connaît déjà (CH-A-480 612 qui correspond au préambule de la revendication 1) une roquette ayant des volets de freinage déployables d'une position où ils sont plaqués contre le corps à une position de butée, sensiblement perpendiculaire au corps. La forme et l'inclinaison des volets restent inchangées quelle que soit la traînée, du fait que les volets prennent appui contre une butée ou sont mis en place par un tiroir. On connaît également (DE-A-2 637 793) une munition à dispersion munie de lamelles élastiques, destinées à amener la munition en position verticale. Pour cela, les lamelles se déploient dès que la munition est sortie de son conteneur et prennent une orientation d'au moins 10°, typiquement d'environ 20°. La constitution de ces lamelles leur donne un effet qui n'est pas celui recherché pour l'invention.

[0004] Les leurres actuels, qu'ils soient équipés ou non d'une charge de propulsion, ne permettent pas de remplir cette condition dans toute l'enveloppe de vol des avions à équiper

[0005] Si par exemple on donne à un leurre non propulsé, stabilisé aérodynamiquement, un coefficient de traînée C_x tel qu'il procure à l'engin une séparation par rapport à l'avion satisfaisante à forte vitesse et basse altitude, ce coefficient ne pourra procurer de séparation suffisante pour une éjection à vitesse inférieure ou altitude supérieure, du fait de la chute de la pression dynamique.

[0006] La présente invention vise notamment à fournir un engin dont la loi d'écartement après largage depuis un aéronef est quasiment insensible aux conditions de vol, contrairement aux engins antérieurement connus. L'invention propose dans ce but un engin suivant la partie caractérisante de la revendication 1.

[0007] D'autres caractéristiques et des modes particuliers de réalisation sont définis dans les sous-revendications.

[0008] On peut ainsi adapter la traînée de l'engin aux conditions d'éjection, de façon que la trajectoire relative de l'aéronef et de l'engin respecte un gabarit déterminé, quelles que soient ces conditions, au moins dans un domaine d'utilisation prédéterminé.

[0009] Il sera surtout question par la suite du cas d'un engin, tel qu'un leurre, démuné de propulseur. Mais l'invention s'applique également au cas d'un engin muni d'une charge de propulsion propre, donnant une poussée non ajustable, destinée soit à amener l'engin à l'avant de l'aéronef après largage, soit à ralentir l'accroissement du retard pris par l'engin.

[0010] Dans tous les cas, le maintien de la loi de séparation dans un gabarit prédéterminé s'effectue sans intervention extérieure, sans réglage préliminaire, sans moyens actifs à bord de l'engin.

[0011] Les dispositions ci-dessus, ainsi que d'autres utilisables avantageusement en liaison avec les précédentes, mais pouvant l'être indépendamment, apparaîtront mieux à la lecture de la description qui suit de modes particuliers de réalisation, donnés à titre d'exemples non limitatifs.

[0012] La description se réfère aux dessins qui l'accompagnent, dans lesquels :

- la figure 1 montre les éléments concernés par l'invention d'un dispositif constituant un premier mode de réalisation, vu en demi-élévation avec coupe partielle, alors que les volets sont repliés ;
- la figure 2, similaire à la figure 1, montre les volets totalement déployés ;
- la figure 3 est une vue en coupe suivant la ligne III - III de la figure 2 ;
- les figures 4 et 5, similaires à la fig. 1, montrent un autre mode de réalisation, les volets étant représentés à l'état replié (figure 4) et à l'état déployé (figure 5).

[0013] L'engin dont l'aspect général est montré en figures 1 à 3, est destiné à être utilisé comme leurre infrarouge ou électromagnétique. Il comporte un corps 10, d'allure générale cylindrique, ayant un cône avant et une enveloppe délimitant une chambre 12 qui contient la charge utile : une charge pyrotechnique ou bien un brouilleur selon le cas. L'engin est prévu pour être placé dans un alvéole de chargeur et pour être expulsé à la demande par une charge de dépotage non représentée. Le chargeur lui-même peut avoir une constitution connue, par exemple celle décrite dans la demande de brevet n° 93 10928 de la demanderesse (FR-A-2 710 025).

[0014] Le corps porte des moyens de stabilisation aérodynamique de l'engin, destinés à orienter son axe longitudinal le long de la trajectoire. Ces moyens, purement passifs, sont constitués par plusieurs ailettes ou ailerons 14. Ces ailettes, au nombre de quatre dans le mode de réalisation illustré, sont fixées chacune à deux douilles 16 tournant sur deux axes alignés ménagés dans le corps. Des moyens précomprimés tendent à

écarter les ailettes 14 de leur position repliée et à les amener dans l'orientation radiale où elles sont montrées en figures 1 et 2 et en tirets sur la figure 3. Ces moyens peuvent être constitués par des ressorts (non représentés). L'orientation finale des ailettes est fixée par appui de ces ailettes contre une butée de l'enveloppe.

[0015] Conformément à l'invention, l'engin comporte de plus des volets déployables automatiquement après largage. Dans le cas illustré sur les figures 1 à 3, chacun de ces volets 17, au nombre de quatre, est constitué par une plaque en acier à ressort dont la partie avant est maintenue plaquée le long du corps par des moyens de fixation, tels que des vis 18. Lorsque l'engin est stocké, les volets 17 sont maintenus appliqués contre le corps de l'engin, sous les ailettes 14, et sont donc peu encombrants. Ils sont préformés en position déployée, de façon à être alors sous tension et qu'en l'absence de contrainte ils prennent une position libre faisant un angle déterminé α avec l'axe de l'engin ($\alpha \approx 45^\circ$ par exemple). L'élasticité des volets est telle que la pression dynamique qui s'exerce sur eux en vol leur donne un angle par rapport à l'axe du corps qui dépend directement de la pression dynamique et qui est inférieur à α . La longueur des volets 17 et des ailettes 14 est telle qu'ils ne débordent pas à l'arrière du corps.

[0016] Dans le mode de réalisation illustré sur les figures 1 et 2, la partie avant de chaque volet 17 est renforcée par des lames élastiques plus courtes 20 dont la présence modifie la loi de déformation. Ces lames supplémentaires seront ou non présentes suivant la loi de variation de la traînée à donner à l'engin. Elles sont fixées à plat sur les volets, par exemple par des rivets 22.

[0017] La figure 3 montre que l'adjonction des volets de freinage aérodynamique n'implique pas une diminution de la charge utile de leurrage et ne modifie que très peu la géométrie extérieure de l'engin. Les renflements que représentent les douilles nécessaires pour articuler les ailettes 14 et leur permettre de se replier au-dessus des volets prennent place aisément, dans les alvéoles, de forme carrée, du chargeur. Il sera simplement nécessaire, en général, de donner à chacun des volets 17 une largeur inférieure au diamètre du corps, comme le montre la figure 3. L'encombrement supplémentaire dû aux ailettes est montré sur la figure 3 par un cadre en tirets. Le déploiement des ailettes, comme indiqué par la flèche f, libère les volets 17 et leur permet de se déployer à leur tour.

[0018] La forme des ailettes 14 et celle des volets 17, ainsi que la nature des moyens de fixation des volets, dépendent de l'application envisagée. On peut indiquer à titre d'exemple qu'il suffit, dans le cas d'un engin constitué par un leurre ayant un calibre de 30 mm et une vingtaine de centimètres de long, de quatre volets démunis de lames de renfort, en acier à ressort de 0,6 mm d'épaisseur, fixés sur le corps par quelques points de soudure.

[0019] Le mode de réalisation montré en figures 4 et

5, où les éléments déjà représentés sur les figures 1 à 3 portent le même numéro de référence, comporte encore des ailettes de stabilisation 14 et des volets déployables 17a.

[0020] Les ailettes de stabilisation ont la même forme et le même montage que dans le cas des figures 1 à 3. En revanche, chaque volet 17a est constitué d'une lame en métal élastique (acier à ressort en général), articulée sur le corps à l'arrière des patins. Pour cela chaque volet 17a peut être soudé sur un des éléments d'une charnière 24 placée immédiatement derrière les douilles arrière 16. Les charnières ont un débattement limité, de façon que le volet à l'état libre, une fois tourné vers l'arrière, fasse un angle β d'environ 45° avec l'axe du corps, à proximité de la charnière.

[0021] Le volet 17a est prévu pour être replié vers le nez de l'engin lorsqu'il est stocké et être maintenu en appui contre le corps par une ailette 14 (figure 4). Le volet peut être préformé de façon à prendre la forme montrée en traits pleins sur la figure 5 dès éjection de l'engin et déploiement des ailettes 14. Lorsque les volets 17a présentent un bec relevé 26, leur déploiement est provoqué par l'action du vent sur le bec. L'action du vent peut être remplacée ou complétée par celle d'autres moyens, par exemple par un ressort à pincette monté sur la charnière 24, un ressort destiné à décoller légèrement le volet du corps lorsqu'il est libéré, ou un fil de traction relié à l'ailette correspondante.

[0022] Une fois déployés, les volets 17a prennent une forme qui dépend de la pression dynamique qui agit sur eux, intermédiaire entre la forme indiquée en traits mixtes et la forme indiquée en tirets sur la figure 5. Si nécessaire, la charnière 24 peut être munie d'une butée escamotable ou destructible sous une contrainte déterminée, de façon à libérer le volet au-delà d'une pression dynamique donnée et à réduire alors au maximum la traînée.

Revendications

1. Engin largable depuis un aéronef, muni de moyens passifs de stabilisation aérodynamique, destiné à prendre une trajectoire initiale sensiblement parallèle à la vitesse de l'aéronef après largage, comportant, à l'arrière, des volets de freinage (17, 17a) déployables automatiquement après largage, caractérisé en ce que les volets sont constitués et montés sur le corps de l'engin de façon à prendre dès largage une orientation tournée vers l'arrière, telle que la pression dynamique qui s'exerce sur les volets modifie automatiquement l'inclinaison ou la forme des volets dans un sens tel que la traînée supplémentaire donnée par les volets varie en fonction inverse de ladite pression dynamique, en assurant une auto-adaptation aux conditions de vol.
2. Engin selon la revendication 1, caractérisé en ce

que les volets (17, 17a) présentent une flexibilité telle qu'ils se déforment à partir de leur position déployée dans un sens réduisant le coefficient de traînée lorsque la pression dynamique s'exerçant sur eux augmente.

3. Engin selon la revendication 2, caractérisé en ce que l'avant desdits volets (17) est fixé à plat sur le corps (10) de l'engin.

4. Engin selon la revendication 2 ou 3, caractérisé en ce que la partie avant des volets est renforcée par des lames plus courtes (20) fixées à plat sur les volets (17).

5. Engin selon la revendication 2, 3 ou 4, caractérisé en ce que les volets sont préformés pour s'orienter à 45° environ de l'axe de l'engin à l'état libre.

6. Engin selon la revendication 1, caractérisé en ce que les volets sont reliés au corps de l'engin par des moyens élastiques qui fléchissent sous l'action de la force exercée sur les volets, dans un sens réduisant le coefficient de traînée lorsque la pression dynamique augmente.

7. Engin selon la revendication 1, caractérisé en ce que chaque volet (17a) est constitué d'une lame en métal élastique dont l'arrière est articulée sur le corps à l'arrière des patins par des moyens ayant un débattement limité, le volet étant prévu pour être replié vers le nez de l'engin lorsqu'il est stocké et être maintenu en appui contre le corps.

8. Engin selon la revendication 7, caractérisé en ce que ledit volet (17a) présente un bec relevé (26) destiné à provoquer le déploiement par l'action du vent sur le bec.

9. Engin selon la revendication 7 ou 8, caractérisé par des moyens à ressort à pincette de décollement des volets.

10. Engin selon la revendication 7, 8 ou 9, caractérisé en ce que les moyens d'articulation (24) sont munis d'une butée escamotable ou destructible sous une contrainte déterminée, de façon à libérer le volet au-delà d'une pression dynamique donnée.

Patentansprüche

1. Von einem Luftfahrzeug abwerfbarer Körper, der mit passiven Mitteln zur aerodynamischen Stabilisierung ausgestattet und dazu ausgelegt ist, nach dem Abwurf eine zur Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs im wesentlichen parallele Anfangsbahn einzunehmen und der hinten Bremsklappen (17, 17a)

umfaßt, die nach dem Abwurf automatisch ausfahrbar sind, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Klappen derart gebildet und am Gehäuse des Körpers angebracht sind, daß sie ab dem Abwurf eine nach hinten gerichtete Orientierung einnehmen, so daß der auf die Klappen wirkende dynamische Druck automatisch die Neigung oder die Gestalt der Klappen in einer Richtung derart verändert, daß der durch die Klappen gegebene zusätzliche Luftwiderstand als inverse Funktion des dynamischen Drucks variiert, wodurch eine - Selbstanpassung an die Flugbedingungen gewährleistet ist.

2. Körper nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Klappen (17, 17a) eine derartige Flexibilität aufweisen, daß sie sich ausgehend von ihrer ausgefahrenen Stellung in einer Richtung einer Verringerung des Luftwiderstandskoeffizienten verformen, wenn der auf sie wirkende dynamische Druck steigt.

3. Körper nach Anspruch 2, **dadurch gekennzeichnet**, daß der Vorderteil der Klappen (17) flach am Gehäuse (10) des Körpers befestigt ist.

4. Körper nach Anspruch 2 oder 3, **dadurch gekennzeichnet**, daß der Vorderbereich der Klappen durch kürzere Platten (20) verstärkt ist, die flach an den Klappen (17) befestigt sind.

5. Körper nach Anspruch 2, 3 oder 4, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Klappen dazu vorgeformt sind, sich im freien Zustand unter ungefähr 45° zur Körperachse zu orientieren.

6. Körper nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Klappen mit dem Gehäuse des Körpers durch elastische Mittel verbunden sind, die sich unter der Einwirkung der auf die Klappen ausgeübten Kraft in einer Richtung hin zu einer Verringerung des Luftwiderstandskoeffizienten biegen, wenn der dynamische Druck steigt.

7. Körper nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, daß jede Klappe (17a) durch eine elastische Metallplatte gebildet ist, deren Hinterteil hinter Lagerungen durch Mittel mit einem begrenzten Verlagerungsweg angelenkt ist, wobei vorgesehen ist, daß die Klappe bei Lagerung zur Nase des Körpers hin eingefahren und in Anlage am Gehäuse festgehalten ist.

8. Körper nach Anspruch 7, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Klappe (17a) eine aufgerichtete Spitze (26) aufweist, die dazu ausgelegt ist, das Ausfahren durch die Wirkung des Winds auf die Spitze hervorzurufen.

9. Körper nach Anspruch 7 oder 8, **gekennzeichnet durch** Vollerleptikfedermittel zum Abheben der Klappen.
10. Körper nach Anspruch 7, 8 oder 9, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Anlenkmittel (24) mit einem Anschlag ausgestattet sind, der bei einer vorbestimmten Beanspruchung derart einziehbar oder zerstörbar ist, daß die Klappe jenseits eines gegebenen dynamischen Drucks befreit wird.

Claims

1. A missile which may be dropped from an aircraft, provided with passive aerodynamic stabilisation means, designed to follow an initial substantially parallel trajectory at the speed of the aircraft after being dropped, comprising, at the rear, braking flaps (17, 17a) which can be automatically deployed after dropping, characterised in that the flaps are so designed and mounted on the missile body that they assume an orientation directed towards the rear on dropping, such that the dynamic pressure exerted on the flaps automatically modifies the inclination or shape of the flaps in a direction such that the additional drag imparted by the flaps varies as an inverse function of said dynamic pressure, ensuring automatic adaptation to the flight conditions.
2. A missile as claimed in claim 1, characterised in that the flaps (17, 17a) are of a flexibility such that they deform immediately they reach their deployed position in a direction which reduces the drag coefficient when the dynamic pressure exerted on them increases.
3. A missile as claimed in claim 2, characterised in that the front of said flaps (17) is fixed flat against the body (10) of the missile.
4. A missile as claimed in claim 2 or 3, characterised in that the front part of the flaps is reinforced by shorter blades (20) fixed flat against the flaps (17).
5. A missile as claimed in claim 2, 3 or 4, characterised in that the flaps are preformed so as to be oriented at approximately 45° relative to the axis of the missile in the released state.
6. A missile as claimed in claim 1, characterised in that the flaps are joined to the body of the missile by resilient means which bend under the action of the force exerted on the flaps, in a direction which reduces the drag coefficient when the dynamic pressure increases.
7. A missile as claimed in claim 1, characterised in that

each flap (17a) is made from a blade of resilient metal, the rear of which is hinge-mounted on the body to the rear of pads by means having a restricted displacement, the flap being designed so that it can be folded in towards the nose of the missile when it is stowed and held supported against the body.

8. A missile as claimed in claim 7, characterised in that said flap (17a) has an upturned nose (26) designed to cause deployment due to the action of the wind on the nose.
9. A missile as claimed in claim 7 or 8, characterised by elliptic spring means for detaching the flaps.
10. A missile as claimed in claims 7, 8 or 9, characterised in that the hinge means (24) are provided with a stop which is retractable or destructible under a given constraint so as to release the flap above a given dynamic pressure.

FIG.1.

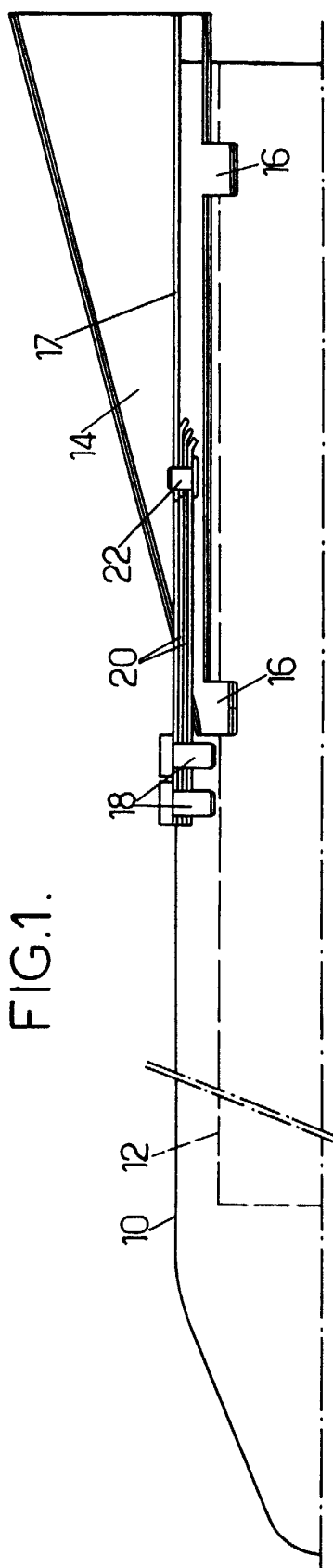


FIG.2.

