

(19)



(11)

EP 1 558 890 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
12.12.2007 Bulletin 2007/50

(51) Int Cl.:
F42B 10/66 ^(2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **03773820.0**

(86) Numéro de dépôt international:
PCT/FR2003/002976

(22) Date de dépôt: **09.10.2003**

(87) Numéro de publication internationale:
WO 2004/036141 (29.04.2004 Gazette 2004/18)

(54) **PILOTAGE D'UN PROJECTILE PAR DECHARGE PLASMA**

STEUERUNG EINES GESCHOSSES DURCH PLASMAENTLADUNG

PLASMA DISCHARGE PILOTING OF A PROJECTILE

(84) Etats contractants désignés:
DE FR GB SE

(30) Priorité: **17.10.2002 FR 0212906**

(43) Date de publication de la demande:
03.08.2005 Bulletin 2005/31

(73) Titulaire: **Institut Franco-Allemand de Recherches
de
Saint-Louis
68301 Saint-Louis Cedex (FR)**

(72) Inventeurs:
• **GNEMMI, Patrick
F-68300 Saint Louis (FR)**

• **SAMIRANT, Michel
F-68300 Saint-Louis (FR)**
• **CHARON, Romain
F-68730 Michelbach-le-Bas (FR)**

(74) Mandataire: **Le Moenner, Annie et al
DGA/D4S/SDGQ/BPI,
16 bis, Avenue Prieur de la Côte d'Or
94114 Arcueil Cedex (FR)**

(56) Documents cités:
WO-A-02/14781 WO-A-97/37126
DE-A- 3 804 931 DE-B- 1 022 913
FR-A- 2 686 409 GB-A- 1 181 431
US-A- 3 151 259 US-A- 5 273 237

EP 1 558 890 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 notamment le domaine des dispositions pour le guidage ou le pilotage des projectiles autopropulsés ou non ou des missiles et concerne un procédé, ainsi qu'un dispositif associé, de pilotage d'un projectile tel, par exemple, qu'un obus, une balle ou un missile.

[0002] Le pilotage d'un engin volant dans l'atmosphère peut notamment être effectué par le déploiement de surfaces portantes ou par le fonctionnement d'un dispositif pyrotechnique, par exemple.

[0003] L'inconvénient principal des surfaces portantes se situe au niveau de leur déploiement qui nécessite des efforts importants, d'autant plus important que la vitesse de l'engin l'est aussi, et une résistance du dispositif à de très fortes pressions rencontrées à vitesses supersoniques. En outre, ce type de pilotage nécessite un temps long de réaction qui peut être un inconvénient majeur si l'engin est stabilisé par rotation.

[0004] Le principal inconvénient du pilotage d'un engin volant par le fonctionnement d'un dispositif pyrotechnique est qu'il ne peut fonctionner qu'une seule fois.

[0005] Le document US 3151259 A décrit un procédé et un dispositif pour dévier et piloter un projectile hypervélocé selon les préambules des revendications 1, 3 et 4.

[0006] Le but de l'invention est de résoudre ces inconvénients en proposant un procédé de pilotage d'un projectile hypervélocé, c'est-à-dire dont la vitesse est supérieure à la vitesse du son, ne présentant aucune pièce en mouvement et pouvant être mis en oeuvre autant de fois que nécessaire.

[0007] La solution apportée est un procédé de pilotage d'un projectile hypervélocé, tel, par exemple, qu'un obus, une balle ou un missile, comportant un nez, généralement en forme de cône, présentant une extrémité plus ou moins pointue et caractérisé en ce qu'il consiste à procéder à une décharge plasma à proximité de ladite extrémité et sur un secteur limité de la surface externe du nez.

[0008] Selon une caractéristique particulière l'invention concerne un procédé pour dévier selon une direction Y un projectile hypervélocé, tel, par exemple, qu'un obus, une balle ou un missile, comportant un nez, généralement en forme de cône, présentant une extrémité plus ou moins pointue, caractérisé en ce qu'il consiste à procéder à une décharge plasma à proximité de ladite extrémité, sur un secteur limité de la surface externe du nez et du côté de la direction Y.

[0009] L'invention concerne aussi un dispositif de pilotage d'un projectile hypervélocé, tel, par exemple, qu'un obus, une balle ou un missile, comportant un nez, généralement en forme de cône, présentant une extrémité plus ou moins pointue et caractérisé en ce qu'il comporte des moyens aptes à émettre une décharge plasma à proximité de ladite extrémité et sur un secteur limité de la surface externe du nez.

[0010] Selon une caractéristique particulière, les

moyens aptes à émettre une décharge plasma comportent un éclateur déclenché, deux électrodes et un générateur de haute tension.

[0011] Selon une autre caractéristique, lesdits moyens comportent au moins un couple d'électrodes. En effet, lesdits moyens comportent au moins un couple d'électrodes si le projectile est en rotation ou plusieurs couples d'électrodes s'il n'est pas en rotation.

[0012] D'autres avantages et caractéristiques apparaîtront dans la description de modes particuliers de réalisation de l'invention au regard des figures annexées parmi lesquelles :

- la figure 1 montre un schéma des ondes de choc engendrées par un projectile supersonique,
- La figure 2 montre le résultat d'une simulation numérique du même engin évoluant dans les mêmes conditions de vol supersonique que précédemment auquel est appliquée une décharge plasma,
- La figure 3 montre la dissymétrie de la distribution de la masse volumique de l'air environnant sur la moitié de la surface du projectile et dans le plan de symétrie de l'écoulement pour l'exemple choisi.
- la figure 4 présente un schéma d'un dispositif selon un mode de réalisation de l'invention,
- la figure 5 montre un exemple d'implantation de quatre couples d'électrodes disposées à $\pi/2$ Radians les uns des autres.

[0013] Dans le cas d'un engin hypervélocé, une onde de choc se produit à l'amont de son nez. Lorsque l'engin vole sur une trajectoire rectiligne les pressions réparties sur sa surface sont équilibrées et l'onde de choc présente des symétries suivant la forme de l'engin. Dans le cas d'un projectile constitué d'un nez conique, l'onde est attachée à la pointe du cône et de forme conique.

[0014] La figure 1 présente le résultat d'une simulation numérique d'un engin volant à une vitesse supersonique dans le sens de la flèche. Elle montre intégralement un engin 1 et la moitié de deux autres surfaces 2 et 3. L'engin comporte une partie avant 4 conique et une partie arrière 5 cylindrique. Lesdites surfaces 2 et 3 caractérisent une pression constante dans l'écoulement. La surface 2 attachée à la pointe de l'engin représente la surface de l'onde de choc conique tandis que la surface 3 attachée à la discontinuité de la surface de l'engin (jonction cône-cylindre) caractérise une onde de détente.

[0015] L'invention appliquée à un tel projectile consiste à déséquilibrer l'écoulement autour du nez de l'engin en produisant une décharge plasma vers l'extrémité du nez au plus près de la pointe, afin de réaliser une mise en incidence de l'engin. Cette décharge plasma réalisée sur un secteur angulaire limité modifie la couche limite qui entoure la surface de l'engin. L'objectif consiste donc à produire une décharge telle que le déséquilibre des grandeurs thermodynamiques soit assez important pour provoquer la déviation de l'engin par rapport à sa trajectoire rectiligne.

[0016] L'absence de pièces en mouvement et la répétitivité des décharges constituent les principaux avantages de cette technique. En effet, le contrôle de l'engin sur sa trajectoire peut être réalisé par des décharges répétitives actionnées à la demande en fonction de la trajectoire désirée.

[0017] La figure 2 montre le résultat d'une simulation numérique du même engin évoluant dans les mêmes conditions de vol supersonique que précédemment auquel est appliquée une décharge plasma près de la pointe. Chacune des deux surfaces 7, 3 qui y est représentée, caractérise une pression constante dans l'écoulement.

[0018] On constate qu'à la pointe de l'engin 1, l'onde de choc 7 est déviée sous l'action de la décharge plasma 6.

[0019] La figure 3 montre la dissymétrie de la distribution de la masse volumique de l'air environnant sur la moitié de la surface du projectile et dans le plan de symétrie de l'écoulement pour l'exemple choisi. Cette masse volumique est sensiblement constante et égale à 1 kg/m^3 entre les points A et B situés à l'opposé de la décharge plasma 6 et en aval, par rapport à la direction Z du projectile, de la décharge plasma (zone C), tandis qu'elle est très faible (de l'ordre de $2,710\text{-}2 \text{ kg/m}^3$) au niveau de la peau E du projectile en amont de la décharge plasma 6. Par contre elle est maximale, de l'ordre de 3 kg/m^3 , au point D au niveau de la décharge plasma 6.

[0020] La figure 4 présente un schéma d'une partie d'un dispositif selon un mode de réalisation de l'invention. Cette partie comporte un nez 4 en forme de cône d'un projectile hypervéloc. A proximité de l'extrémité du nez, est représentée une décharge plasma 6.

[0021] Pour dévier le projectile selon une direction Y qui lui est perpendiculaire, il est procédé à une décharge plasma 6 sur un secteur limité 8 de la surface externe du nez et du côté de la direction Y.

[0022] La figure 5 montre un exemple d'implantation de quatre couples d'électrodes disposés à $n/2$ Radians les uns des autres et à proximité de l'extrémité du nez du projectile. Ces électrodes sont reliées à un circuit apte à générer une énergie entre les électrodes composant lesdits couples qui est suffisante à l'amorçage du plasma. Ce circuit comporte un dispositif de commande 12, un déclencheur multiplicateur répartiteur de tension 11.

[0023] Ainsi, le dispositif de commande 12 commande via le déclencheur multiplicateur répartiteur 11 d'une part la génération de la différence de tension adéquate et d'autre part la délivrance de la tension générée au(x) couple(s) correspondant à la direction de déviation voulue.

[0024] La traînée de l'engin, la force et le moment de pilotage peuvent être déterminés par le calcul. Même dans le cas où les efforts seraient faibles, ce dispositif est intéressant car en agissant près de la pointe de l'engin, une petite dissymétrie de l'écoulement déstabilise le projectile et permet son pilotage. L'utilisation du même dispositif, ou d'un autre dispositif selon l'invention placé

à un autre endroit sur le projectile, peut servir à stabiliser à nouveau le projectile sur sa trajectoire.

[0025] Par ailleurs ce dispositif peut être associé à des moyens permettant son contrôle, tel, par exemple, un système GPS, un système du type autodirecteur, un système de commande à distance, ou tout autre système permettant de connaître la position en roulis de l'engin.

[0026] A titre d'exemple, pour un projectile de calibre 20 mm volant au ras du sol dans des conditions normales à une vitesse correspondant à un nombre de Mach de 3,2 et dont l'avant est constitué d'un cône de 20° d'angle au sommet et d'une partie cylindrique ne comportant pas de surface portante, une décharge de plasma, dont la température est d'environ 15000K, est réalisée sur une surface de 9 mm^2 à proximité de la pointe du projectile ce qui nécessite une quantité de mouvement correspondant à un débit massique d'une substance explosible d'environ $15 \cdot 10^{-4} \text{ kg/s}$ correspondant à une puissance d'environ 3 kVA. La durée de la décharge comprise entre 2 et 4 ms correspondant à une énergie électrique de l'ordre d'une dizaine de Joules.

[0027] L'intensité de la décharge peut être modulée en agissant sur les paramètres thermodynamiques tels que la température dans la décharge et la quantité de mouvement associée.

[0028] Le plasma est généré par décharge(s) à haute tension. Cette (ces) décharge(s) est (sont) obtenue(s) par un déclencheur multiplicateur de tension, qui, à partir d'un signal électrique ou optique de faible niveau, et délivre(nt) une énergie suffisante à l'amorçage du plasma. La conception permet d'optimiser l'énergie électrique stockée avant le déclenchement et l'impulsion de tension appropriée aux conditions de la décharge plasma.

[0029] L'incidence sur les effets aérodynamiques est intéressante. Les effets aérodynamiques sont d'abord évalués par la simulation numérique dans le cas du projectile non piloté évoluant sur une trajectoire rectiligne à incidence nulle. Les coefficients aérodynamiques sont calculés uniquement pour l'avant corps du projectile, le sillage n'étant donc pas pris en compte :

[0030] Le coefficient de traînée vaut $C_x = 0,1157$. Le coefficient de portance C_z et le coefficient de moment C_m calculé à la pointe du projectile sont bien évidemment nuls.

[0031] Les coefficients aérodynamiques sont maintenant déterminés pour le projectile évoluant sur la trajectoire rectiligne à incidence nulle et piloté par une décharge plasma modélisée dans les conditions énoncées auparavant :

[0032] Le coefficient de traînée vaut $C_x = 0,0949$. Le coefficient de portance vaut $C_z = 0,0268$ ce qui correspond à une force de 6 N orientée dans la direction d'action de la décharge. Le coefficient de moment calculé à la pointe du projectile vaut $C_m = -0,0356$ ce qui correspond à un moment de 0,1609 mN orienté de manière à accompagner les effets de la force de portance.

[0033] L'analyse des résultats de cette simulation montre :

- Une réduction de la traînée du projectile lors de la décharge plasma d'environ 18 % ce qui est très important ;
- que la force de pilotage agit dans la direction de la décharge ;
- que le moment de tangage contribue d'une façon bénéfique à la force de pilotage pour rendre le projectile manoeuvrant.

[0034] Bien évidemment de nombreuses modifications peuvent être réalisées sans sortir du cadre de l'invention, comme décrite dans les revendications 1 à 6. Ainsi, la forme du nez peut être quelconque.

Revendications

1. Procédé pour dévier un projectile hypervélocé (1), tel, par exemple, qu'un obus, une balle ou un missile, selon une direction perpendiculaire à son axe longitudinal, ce projectile (1) comportant un nez (4), généralement en forme de cône présentant une extrémité plus ou moins pointue, **caractérisé en ce qu'il** consiste à procéder à une décharge plasma (6) sur un secteur limité (8) de la surface externe du nez (4) et du côté de ladite direction perpendiculaire.
2. Procédé selon la revendication 1, **caractérisé en ce qu'il** consiste à procéder à une décharge plasma (6) à proximité de ladite extrémité, sur un secteur limité (8) de la surface externe du nez (4) et du côté de la ladite direction perpendiculaire.
3. Procédé de pilotage d'un projectile hypervélocé (1), tel, par exemple, qu'un obus, une balle ou un missile, comportant un nez (4), généralement en forme de cône, présentant une extrémité plus ou moins pointue et **caractérisé en ce qu'il** consiste à mettre en oeuvre, pour chaque modification de la trajectoire du projectile (1) un procédé selon la revendication 1.
4. Dispositif pour dévier un projectile hypervélocé (1), tel, par exemple, qu'un obus, une balle ou un missile, selon une direction perpendiculaire à son axe longitudinal et comportant un nez (4), généralement en forme de cône présentant une extrémité plus ou moins pointue et **caractérisé en ce qu'il** comporte des moyens aptes à émettre une décharge plasma (6) à proximité de ladite extrémité, sur un secteur limité (8) de la surface externe du nez (4) et du côté du projectile (1) situé du côté de la direction de la déviation.
5. Dispositif selon la revendication 4, **caractérisé en ce que** les moyens aptes à émettre une décharge plasma (6) comportent un éclateur déclenché, deux électrodes et un générateur de haute tension.

6. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 4 et 5, **caractérisé en ce que** lesdits moyens comportent au moins un couple d'électrodes.

Claims

1. Method for deflecting a hyper-fast projectile (1), such as, for example, a shell, a bullet or a missile, according to a direction which is perpendicular to its longitudinal axis, this projectile (1) comprising a nose (4) which is generally in the shape of a cone, and has a more or less pointed end, **characterised in that** it consists of carrying out a plasma discharge (6) on a limited section (8) of the outer surface of the nose (4) and on the said perpendicular direction side.
2. Method according to claim 1, **characterised in that** it consists of carrying out a plasma discharge (6) in the vicinity of the said end, on a limited section (8) of the outer surface of the nose (4) and on the said perpendicular direction side.
3. Method for piloting a hyper-fast projectile (1), such as, for example, a shell, a bullet or a missile, comprising a nose (4) which is generally in the shape of a cone, and has a more or less pointed end, and is **characterised in that** it consists of implementing a method according to claim 1 for each modification of the trajectory of the projectile (1).
4. Device for deflecting a hyper-fast projectile (1), such as, for example, a shell, a bullet or a missile, according to a direction which is perpendicular to its longitudinal axis and comprising a nose (4) which is generally in the shape of a cone, and has a more or less pointed end, and is **characterised in that** it comprises means which can emit a plasma discharge (6) in the vicinity of the said end, on a limited section (8) of the outer surface of the nose (4) and on the projectile (1) side which is situated on the side in the direction of the deflection.
5. Device according to claim 4, **characterised in that** the means which can emit a plasma discharge (6) comprise a triggered discharger, two electrodes and a high-voltage generator.
6. Device according to claim 4 or claim 5, **characterised in that** the said means comprise at least one pair of electrodes.

Patentansprüche

1. Verfahren zur Ablenkung eines Hochgeschwindigkeitsprojektils (1), wie z.B. eines Geschosses, einer Kugel oder einer Rakete, senkrecht zu seiner Längs-

achse, wobei dieses Projektil (1) eine Spitze (4) hat, die im Allgemeinen die Form eines Kegels mit mehr oder weniger spitzem Ende aufweist, **dadurch gekennzeichnet, dass** es darin besteht, dass eine Plasmaentladung (6) über einen begrenzten Abschnitt (8) der Außenfläche der Spitze (4) und auf der Seite der besagten senkrechten Richtung erzeugt wird. 5

2. Verfahren nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** es darin besteht, dass eine Plasmaentladung (6) in der Nähe besagten Endes über einen begrenzten Abschnitt (8) der Außenfläche der Spitze (4) und auf der Seite der besagten senkrechten Richtung erzeugt wird. 10 15

3. Verfahren zur Steuerung eines Hochgeschwindigkeitsprojektils (1), z.B. eines Geschosses, einer Kugel oder einer Rakete, das eine Spitze (4) hat, die im Allgemeinen die Form eines Kegels mit mehr oder weniger spitzem Ende aufweist, **dadurch gekennzeichnet, dass** es darin besteht, dass bei jeder Änderung der Flugbahn des Projektils (1) ein Verfahren nach Anspruch 1 eingesetzt wird. 20 25

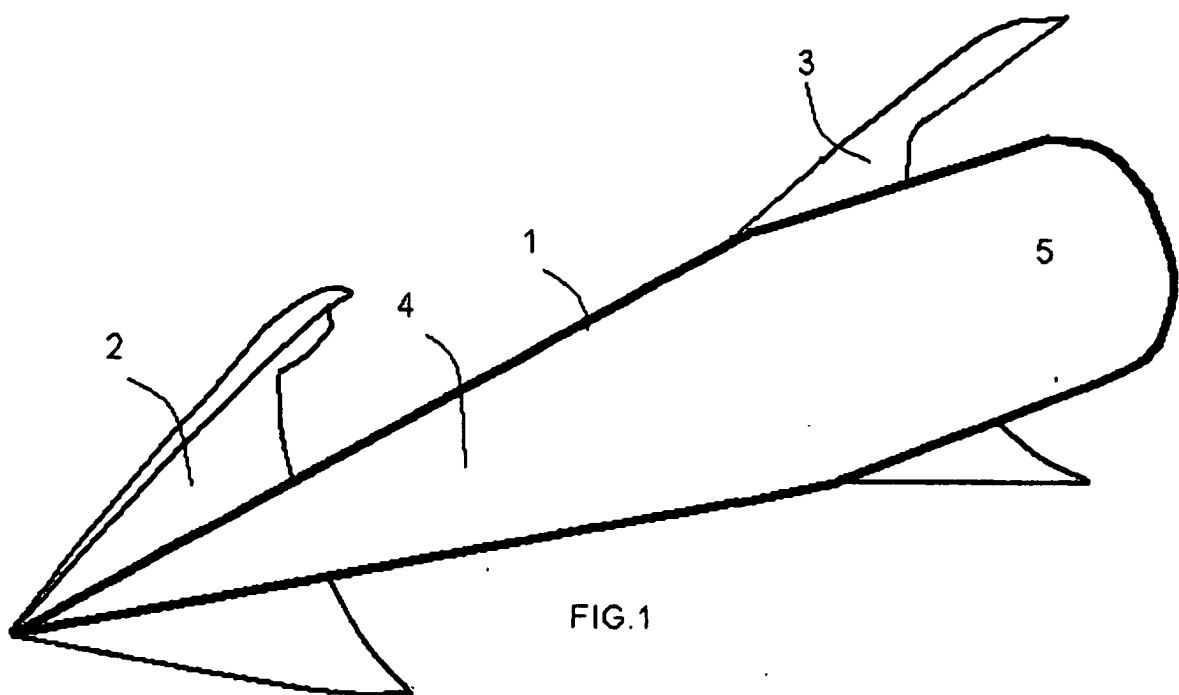
4. Verfahren zur Ablenkung eines Hochgeschwindigkeitsprojektils (1), wie z.B. eines Geschosses, einer Kugel oder einer Rakete, senkrecht zu seiner Längsachse, wobei dieses Projektil eine Spitze (4) hat, die im Allgemeinen die Form eines Kegels mit mehr oder weniger spitzem Ende aufweist, **dadurch gekennzeichnet, dass** es geeignete Mittel für eine Plasmaentladung (6) in der Nähe des besagten Endes, über einen begrenzten Abschnitt (8) der Außenfläche der Spitze (4) und auf der Seite der Ablenkrichtung des Projektils (1) enthält. 30 35

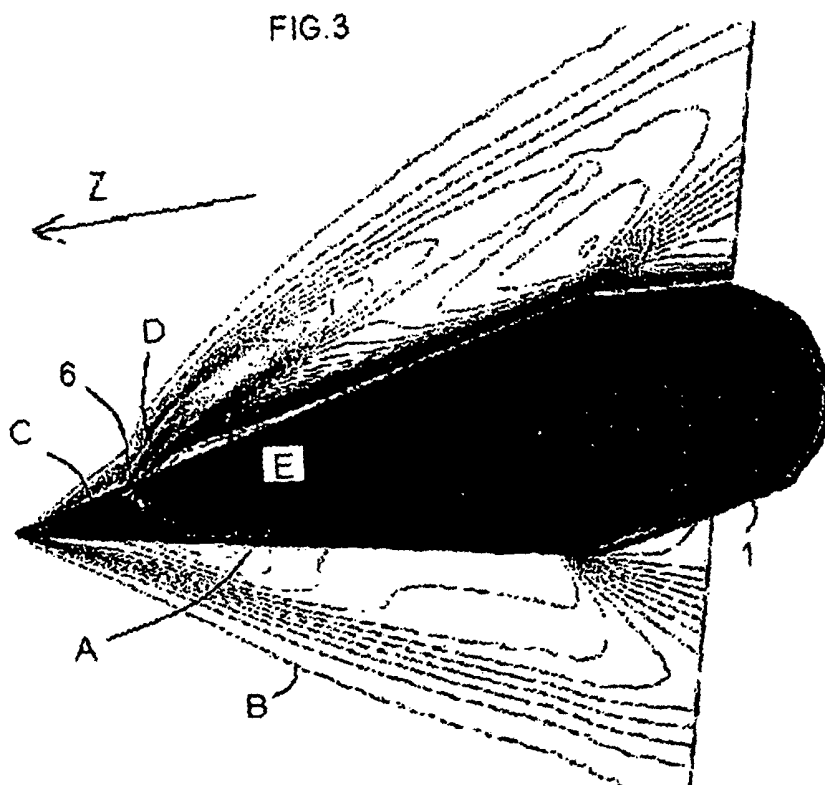
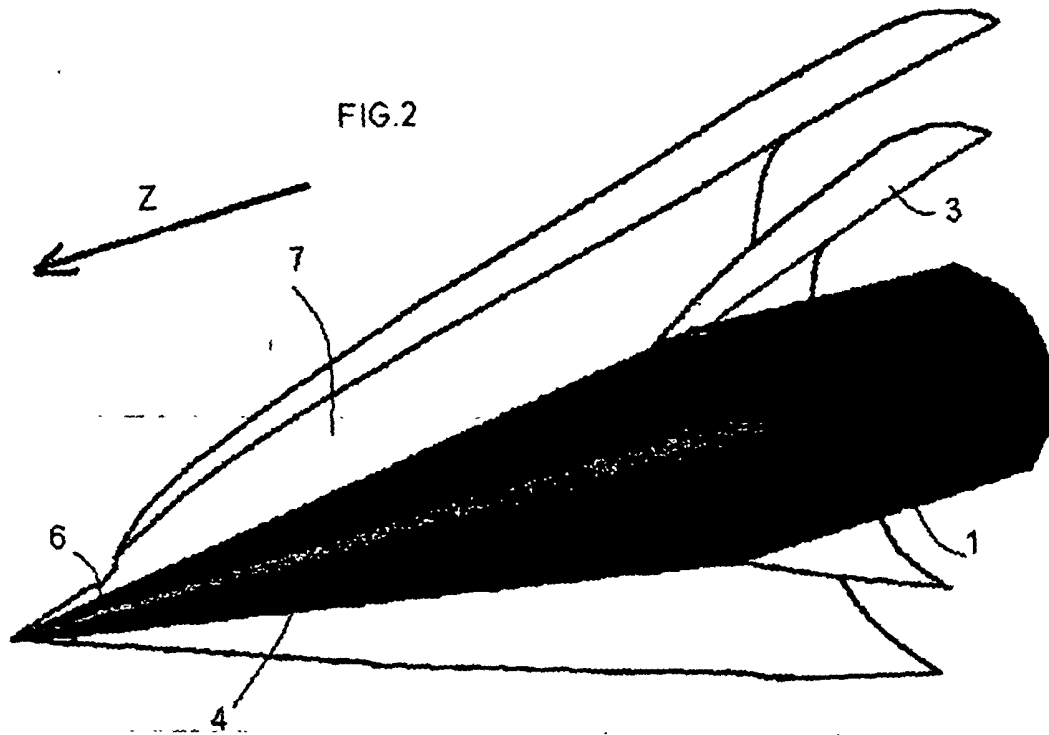
5. Vorrichtung nach Anspruch 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Mittel, die geeignet sind, eine Plasmaentladung (6) zu erzeugen, eine getriggerte Funkenstrecke, zwei Elektroden und einen Hochspannungsgenerator enthalten. 40

6. Vorrichtung gemäß einem beliebigen der Ansprüche 4 und 5, **dadurch gekennzeichnet, dass** die besagten Mittel mindestens ein Paar Elektroden enthalten. 45

50

55





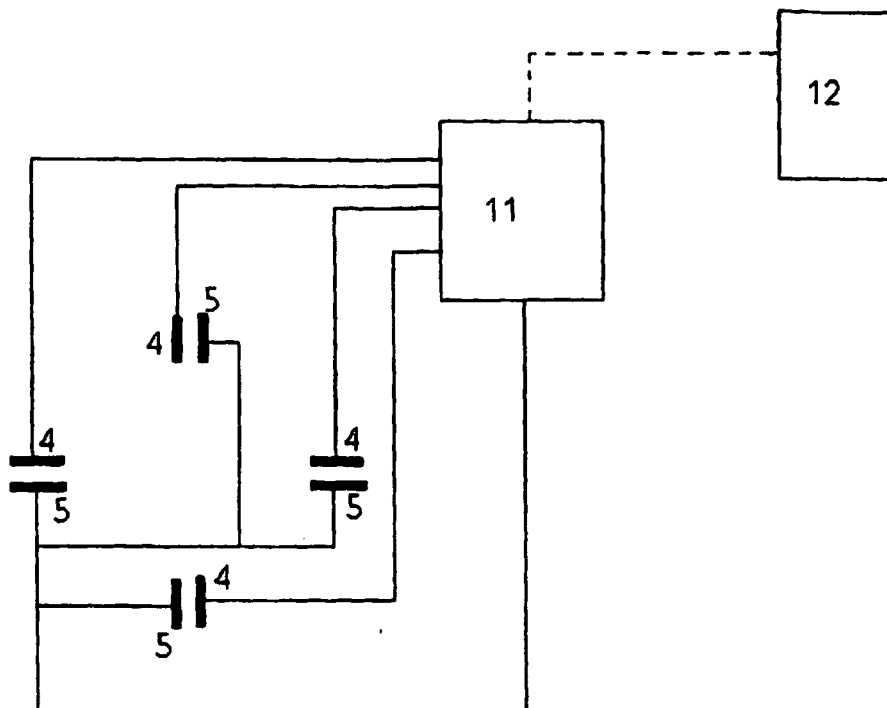


FIGURE 5

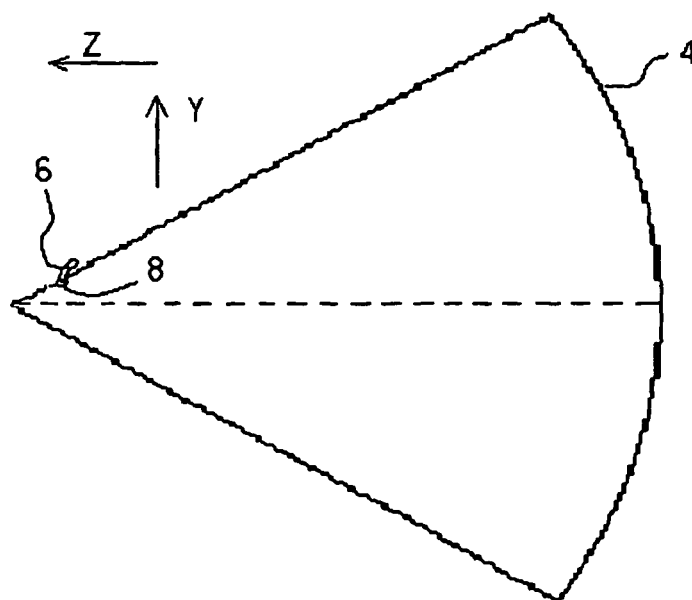


FIGURE 4

RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.

Documents brevets cités dans la description

- US 3151259 A [0005]