

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

3 133 176

②1 N° d'enregistrement national : 22 01677

⑤1 Int Cl⁸ : B 64 F 1/04 (2022.01), B 64 C 39/02

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑫② Date de dépôt : 01.03.22.

⑫③ Priorité :

⑫④ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 08.09.23 Bulletin 23/36.

⑫⑤ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑫⑥ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : NEXTER SYSTEMS Société ano-
nyme — FR.

⑦② Inventeur(s) : GAUTIER Pierre.

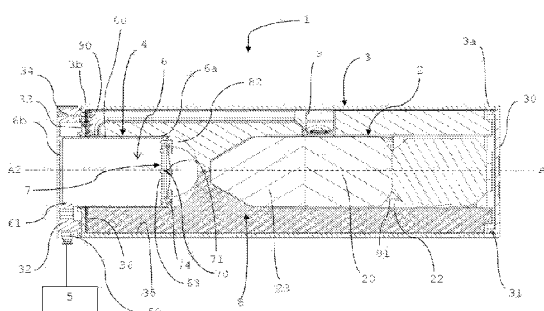
⑦③ Titulaire(s) : NEXTER SYSTEMS Société anonyme.

⑦④ Mandataire(s) : Cabinet Chaillot.

⑤④ Dispositif de lancement pneumatique d'un drone.

⑤⑦ L'invention concerne un dispositif (1) de lancement
pneumatique d'un drone (2), comprenant un tube de lance-
ment (3), une chambre de pressurisation (6) située à l'ar-
rière du tube (3) et munie d'une ouverture de passage (63)
débouchant dans le tube (3), et des moyens d'obturation
temporaire (7) de l'ouverture de passage (63). Selon l'inven-
tion, les moyens d'obturation temporaire (7) sont agencés
pour passer d'une configuration fermée à une configuration
ouverte de manière instantanée sous l'action de la pression
de gaz à l'intérieur de ladite chambre (6), après que celle-ci
a atteint une pression de déclenchement, et la section trans-
versale de l'ouverture de passage (63) est suffisamment
grande pour qu'instantanément au passage à ladite configu-
ration ouverte, la pression de gaz régnant dans la chambre
(6) et l'espace se trouvant derrière le drone (2), alors en
communication l'un avec l'autre, soit la pression de lance-
ment souhaitée pour le drone (2).

Figure à publier avec l'abrégé : Figure 1.



FR 3 133 176 - A1



Description

Titre de l'invention : Dispositif de lancement pneumatique d'un drone

- [0001] Le domaine technique de l'invention est celui des dispositifs de lancement pneumatiques, et plus spécifiquement, celui des dispositifs de lancement pneumatiques pour drones.
- [0002] Les drones permettent d'emporter une charge utile destinée à des missions à vocation civile ou militaire, de surveillance, de renseignement, de combat ou de transport. Engins volant de taille réduite, moins chers et plus simples à mettre en œuvre qu'un aéronef embarquant un pilote, les drones connaissent un essor important.
- [0003] Plusieurs moyens de lancement de drone sont connus, parmi lesquels les dispositifs de lancement pneumatiques.
- [0004] Un dispositif de lancement pneumatique est un dispositif qui utilise de l'air comprimé, ou tout autre type de gaz sous pression, pour provoquer le lancement du drone.
- [0005] De manière classique, un dispositif de lancement pneumatique comprend une chambre de pressurisation qui est mise sous pression par un gaz comprimé. La libération de la pression contenue dans la chambre génère de l'énergie, laquelle énergie permet de propulser le drone.
- [0006] Il existe de nombreux types de dispositifs de lancement pneumatiques. En particulier, la pression peut être libérée par divers moyens.
- [0007] Un type de dispositif de lancement pneumatique connu est un lanceur de drone à catapulte pneumatique, tel que celui divulgué, par exemple, dans la demande de brevet français FR2297770 A1. Le principe de fonctionnement de cette catapulte pneumatique est la détente d'un gaz sous pression dans un assemblage télescopique de deux tubes cylindriques et concentriques de manière à provoquer le déplacement rectiligne de l'un par rapport à l'autre.
- [0008] Un autre type de dispositif de lancement pneumatique connu est un dispositif à tube de lancement, tels que ceux divulgués dans le brevet américain US7584925 B2 et dans la demande internationale de brevet WO2015/127178.
- [0009] Le but de ces dispositifs à tube de lancement est de propulser le drone à quelque mètres au-dessus du véhicule portant le tube de lancement pour le déploiement de ce drone, dans le but d'éviter tout contact du drone avec les antennes montées sur le véhicule et de déployer rapidement le drone.
- [0010] Dans le dispositif de lancement selon le brevet US7584925 B2, lors du lancement un gaz de lancement contenu dans un réservoir de gaz de lancement est libéré dans un

tube de lancement après l'ouverture d'un système de vannes, une première partie de ce gaz de lancement force un piston coulissant libre monté à l'intérieur du tube de lancement à se déplacer vers l'extrémité avant ouverte du tube de lancement, et une seconde partie du gaz de lancement sort du tube de lancement par son extrémité avant ouverte.

[0011] Dans le dispositif de lancement selon la demande de brevet WO2015/127178, lors du lancement un gaz comprimé contenu dans une chambre est libéré dans un tube de lancement contenant le drone après l'ouverture d'une vanne de décharge.

[0012] Les dispositifs à tube de lancement décrits ci-dessus présentent comme inconvénient de ne pas permettre un contrôle suffisant de la valeur de la pression de gaz par laquelle le drone est éjecté, et donc de ne pas permettre une maîtrise de la vitesse et de la hauteur de l'éjection du drone, de sorte qu'il est nécessaire de prévoir une marge de sécurité avant le déploiement du drone afin d'éviter qu'il n'entre en contact avec, par exemple, les antennes du véhicule.

[0013] La présente invention vise ainsi à proposer un dispositif de lancement pneumatique permettant de maîtriser la pression de lancement par laquelle le drone est éjecté, capable ainsi d'éjecter un drone de manière fiable et reproductible et grâce auquel un déploiement effectivement rapide du drone peut être mis en œuvre.

[0014] La solution selon la présente invention repose sur l'utilisation de moyens permettant d'appliquer instantanément au drone la pression par laquelle on souhaite que le drone soit éjecté, et non une libération progressive, voire partielle, d'une pression de gaz derrière le drone comme dans les dispositifs de l'état antérieur de la technique.

[0015] La présente invention a donc pour objet un dispositif de lancement pneumatique d'un drone, dispositif comprenant :

- [0016]
- un tube de lancement longitudinal ayant une première extrémité, arrière, qui est fermée et une seconde extrémité, avant, qui est ouverte, et dont l'intérieur définit une chambre de lancement destinée à recevoir un drone et dans laquelle se situe un siège contre lequel le drone est positionné avant son lancement ;
 - une chambre de pressurisation située à l'extrémité arrière du tube de lancement et apte à être mise sous pression par une source de pression, la chambre de pressurisation ayant une première extrémité, avant, dans laquelle est prévue une ouverture de passage débouchant dans la chambre de lancement et, en utilisation, derrière le drone placé contre le siège ; et
 - des moyens d'obturation temporaire de l'ouverture de passage aptes à passer de manière instantanée d'une configuration fermée, dans laquelle l'ouverture de passage est obturée de manière étanche, à une configuration ouverte dans laquelle l'ouverture de passage est complètement ouverte,

- [0017] caractérisé par le fait que les moyens d'obturation temporaire sont agencés pour passer de la configuration fermée à la configuration ouverte de manière instantanée sous l'action de la pression de gaz à l'intérieur de la chambre de pressurisation, après que celle-ci a atteint une pression prédéterminée, dite de déclenchement, et par le fait que la section transversale de l'ouverture de passage est suffisamment grande pour qu'instantanément au passage des moyens d'obturation temporaire de la configuration fermée à la configuration ouverte, la pression de gaz régnant dans la chambre de pressurisation et l'espace se trouvant derrière le drone, alors en communication l'un avec l'autre, soit la pression de lancement souhaitée pour le drone.
- [0018] L'expression « complètement ouverte » signifie que les moyens d'obturation temporaire sont dégagés de l'ouverture de passage.
- [0019] Avantageusement, la section transversale de l'ouverture de passage représente entre 30 % et 50 % de la section transversale de la chambre de lancement.
- [0020] Il est possible de prévoir que les moyens d'obturation temporaire soient agencés pour passer de la configuration fermée à la configuration ouverte par actionnement d'un moyen de libération actionnable mécaniquement. Par exemple, les moyens d'obturation temporaire peuvent ainsi comprendre un volet monté librement pivotant en sortie de l'ouverture de passage, ou deux volets montés librement pivotants autour d'axes disposés de part et d'autre de l'ouverture de passage, et maintenu dans une position de fermeture par un verrou mécanique déplaçable entre une position de verrouillage du volet dans la position de fermeture, et une position de libération dans laquelle il est dégagé du volet qui est alors amené instantanément à pivoter et ouvrir l'ouverture de passage par la pression de gaz. Le déplacement du verrou peut être commandé par tout moyen approprié, comme par exemple par électroaimant. De cette manière, l'instruction de lancement du drone est mise en œuvre par la commande du verrou.
- [0021] Selon un mode de réalisation préféré, les moyens d'obturation temporaire sont agencés pour passer de la configuration fermée à la configuration ouverte de manière automatique dès que la pression de gaz à l'intérieur de la chambre de pressurisation atteint la pression de déclenchement.
- [0022] Les moyens d'obturation temporaire pourront alors avantageusement comprendre un ensemble disque de rupture qui est disposé à l'ouverture de passage et comprend une membrane tarée s'étendant en travers de l'ouverture de passage de façon à l'obturer, la membrane étant dimensionnée pour se rompre à la pression de déclenchement.
- [0023] La membrane tarée peut par exemple être réalisée en acier inoxydable, en matière plastique ou en graphite. Bien entendu, elle pourra être réalisée en tout autre matériau approprié.
- [0024] La membrane tarée peut être conçue pour se rompre tout autour de sa périphérie, au

niveau de laquelle est rendue solidaire de la chambre de pressurisation, ou pour se rompre à partir de son centre, ou suivant tout autre mode de rupture permettant à l'ouverture de passage d'être complètement ouverte.

- [0025] L'ensemble disque de rupture peut être fixé de manière amovible à la chambre de pressurisation. De préférence, l'ensemble disque de rupture comprend une bague de support et une bague de fixation de mêmes dimensions et fixées l'une à l'autre par des organes de fixation traversant des trous prévus à cet effet dans les bagues, avec la périphérie de la membrane tarée prise en sandwich entre les bagues, l'ensemble disque de rupture étant fixé de manière amovible à l'extrémité avant de la chambre de pressurisation également par lesdits organes de fixation.
- [0026] Un tel ensemble disque de rupture présente l'avantage d'avoir à la fois un faible coût et une rapidité d'ouverture. Lors de la maintenance et du reconditionnement d'un nouveau drone, il suffit simplement de changer la membrane rompue par une nouvelle membrane, ce qui est plus économique que de remplacer, par exemple, un initiateur pyrotechnique et une charge génératrice de gaz.
- [0027] L'extrémité arrière du tube de lancement peut être formée par un culot fixé de manière amovible à un épaulement intérieur du tube de lancement, culot à partir duquel s'étend une partie tubulaire dont l'axe longitudinal est coaxial à l'axe longitudinal du tube de lancement et qui définit, avec le culot, la chambre de pressurisation, un joint d'étanchéité étant interposé entre la partie tubulaire et le bord annulaire intérieur de l'épaulement intérieur. Le dispositif est alors de structure simple à réaliser et à assembler.
- [0028] L'extrémité avant du tube de lancement peut être fermée par un bouchon étanche.
- [0029] Le dispositif selon la présente invention peut comprendre ladite source de pression, laquelle est formée par une source de gaz externe, disposée à l'extérieur du tube de lancement, et reliée à la chambre de pressurisation par un raccord pneumatique. Une telle disposition déportée de la source de pression permet une commande à distance et permet également de proposer un dispositif compact.
- [0030] En variante, le dispositif selon la présente invention comprend ladite source de pression, laquelle est formée par une source de gaz interne, disposée à l'intérieur du tube de lancement, de préférence à l'intérieur de la chambre de pressurisation. De préférence, la source de pression comprend, placés dans la chambre de pressurisation, un diffuseur, délimitant un réservoir d'un premier réactif, et un second réactif, les premier et second réactifs, lorsque mis en présence l'un de l'autre, réagissant en générant un gaz de mise sous pression de la chambre de pressurisation, une électrovanne étant disposée de façon à permettre de manière sélective la mise en communication fluide du réservoir et de la chambre de pressurisation, et de préférence le premier réactif est du peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) sous pression et le second réactif

est un catalyseur solide à base de permanganate de potassium (KmnO_4).

- [0031] On pourra utiliser une telle source de pression lorsqu'une source de pression externe n'est pas disponible.
- [0032] Le dispositif selon la présente invention peut comprendre en outre un sabot de lancement apte à être reçu dans la chambre de lancement et mis en contact contre le siège, le sabot de lancement étant configuré pour contenir et entourer le drone avant le lancement et pendant son déplacement le long du tube de lancement lors de l'éjection. Le sabot permet la protection et le guidage du drone dans le tube de lancement lors de la phase de lancement, et il permet aussi de guider, pressuriser et répartir l'énergie développée par la pression de gaz.
- [0033] Il convient donc de préciser ici que selon la présente invention le drone peut être en contact direct contre le siège du tube de lancement, ou en contact indirect avec celui-ci, par l'intermédiaire du sabot.
- [0034] Avantagement, le sabot de lancement est formé de plusieurs segments séparables, de préférence quatre segments.
- [0035] Pour mieux illustrer l'objet de la présente invention, on va en décrire ci-après un mode de réalisation particulier, avec référence aux dessins annexés. Sur ces dessins :
- [0036] [Fig.1] est une vue de côté, en coupe longitudinale, du dispositif de lancement pneumatique selon le mode de réalisation particulier de la présente invention, avec une source de pression selon un premier mode de réalisation ;
- [0037] [Fig.2] est une vue de côté, suivant un premier plan de coupe longitudinale, partielle, du dispositif de lancement pneumatique de la [Fig.1], avec une source de pression selon un second mode de réalisation ;
- [0038] [Fig.3] est une vue en coupe longitudinale de la source de pression selon le second mode de réalisation, suivant un plan de coupe perpendiculaire audit premier plan de coupe ;
- [0039] [Fig.4] est une vue en perspective éclatée du dispositif de la [Fig.1], le sabot et le drone étant omis ;
- [0040] [Fig.5] est une vue en perspective éclatée du sabot et du drone, dans leur configuration avant le lancement ; et
- [0041] [Fig.6] est une vue en perspective du sabot et du drone, dans leur configuration après le lancement.
- [0042] Si l'on se réfère tout d'abord aux Figures 1, 5 et 6, on peut voir que le dispositif 1 de lancement pneumatique selon la présente invention est destiné au lancement d'un objet de type drone 2.
- [0043] Un tel drone 2 comprend, de manière classique, un corps de base 20 contenant un groupe motopropulseur, un bloc batterie et une électronique de navigation. Le drone 2 représenté sur les Figures 5 et 6 comprend deux rotors contrarotatifs 21a, 21b, à savoir

deux hélices superposées. Il convient de noter que le drone 2 pourrait comprendre un nombre quelconque de rotors. Les pales 22 de chaque rotor 21a, 21b sont pliables et peuvent donc être déplacées d'une position repliée ([Fig.5]) à une position déployée ([Fig.6]). Le drone 2 est équipé d'une charge utile 23 montée de manière amovible sur le corps de base 20. Cette charge utile 23 peut être une charge létale ou non létale. Par exemple, le drone 2 pourrait être équipé d'une charge létale de type explosive, d'une charge non létale permettant de lâcher de la peinture ou un fumigène, ou encore d'une charge optronique permettant l'observation et la détection.

- [0044] Si l'on se réfère désormais aux Figures 1 à 4, on peut voir que le dispositif 1 comprend un tube de lancement 3 d'axe longitudinal A1, destiné à recevoir l'objet à lancer, à savoir le drone 2, avant son lancement, et des moyens d'éjection 4 pour éjecter le drone 2.
- [0045] Le tube de lancement 3 présente une forme générale cylindrique autour de son axe longitudinal A1, et il a une extrémité avant 3a formant l'embouchure pour la sortie du drone 2 et une extrémité arrière 3b dans la région de laquelle sont agencés les moyens d'éjection 4.
- [0046] On souligne ici que les termes « avant » et « arrière » s'entendent par référence au sens prédéterminé de déplacement du drone 2 par rapport au tube de lancement 3 lors du lancement.
- [0047] L'extrémité avant 3a est fermée, avant le lancement, par un bouchon étanche 30 de forme circulaire dont le diamètre correspond au diamètre extérieur du tube de lancement 3. Un joint torique 31 est interposé entre le bouchon 30 et la paroi interne du tube de lancement 3, au niveau de l'extrémité avant 3a.
- [0048] L'extrémité arrière 3b est formée par un culot 32 qui se présente sous la forme d'un bloc de section circulaire, dont le diamètre correspond au diamètre externe du tube de lancement 3. Le culot 32 est fixé à un épaulement intérieur 33 du tube de lancement 3, de forme annulaire, par des organes de fixation 34, tels que des vis, traversant des orifices prévus dans le culot 32 et des orifices prévus dans l'épaulement intérieur 33 et situés en regard les uns des autres.
- [0049] Le tube de lancement 3 définit à l'intérieur de celui-ci une chambre de lancement 35 cylindrique présentant, dans la région de l'extrémité arrière 3b, un siège 36, ici formé par l'épaulement intérieur 33, contre lequel le drone 2 sera placé avant éjection hors du tube de lancement 3 par les moyens d'éjection 4.
- [0050] Les moyens d'éjection 4 comprennent une source de pression 5 ou 5', une chambre de pressurisation 6 et des moyens d'obturation temporaire 7.
- [0051] La source de pression 5 ou 5' est destinée à permettre la mise sous pression de la chambre de pressurisation 6 par du gaz comprimé, qui pourra être de l'air, un gaz inerte, de la vapeur, etc., ou une quelconque combinaison de ceux-ci.

- [0052] Il convient donc de souligner que, bien que le terme « pneumatique » soit employé pour désigner le dispositif de lancement selon la présente invention, il n'est pas limité à l'utilisation d'air comme gaz de lancement pour le drone 2.
- [0053] La source de pression peut être toute source de pression de gaz.
- [0054] Dans le mode de réalisation de la [Fig.1], pour des raisons d'encombrement, la source de pression 5 est une source de pression externe, c'est-à-dire qu'elle est disposée à l'extérieur du tube de lancement 3 et est apte à être mise en communication avec la chambre de pressurisation 6 par l'intermédiaire d'un raccord pneumatique 50. Ce raccord pneumatique 50 comporte un orifice d'admission qui débouche dans le culot 32.
- [0055] La chambre de pressurisation 6 est délimitée latéralement par une partie tubulaire 60, d'axe longitudinal A2, s'étendant perpendiculairement à partir de la paroi transversale du culot 32, autrement dit parallèlement audit axe longitudinal A1, en direction de l'extrémité avant 3a du tube de lancement 3. Ainsi, la chambre de pressurisation 6 a ainsi une extrémité arrière 6b fermée par ladite paroi transversale et une extrémité avant 6a ouverte, et se situe à l'intérieur de la région arrière du tube de lancement 3. La partie tubulaire 60 est ici formée d'un seul tenant avec le culot 32, mais en variante la chambre de pressurisation 6 peut être fixée à celui-ci par tout moyen approprié.
- [0056] Un orifice d'entrée de gaz 61 est prévu dans une région de la paroi latérale de la chambre de pressurisation 6 qui est située dans le culot 32, pour permettre au gaz entrant par un orifice d'admission du culot 32 d'entrer dans la chambre de pressurisation 6.
- [0057] Dans le mode de réalisation des Figures 2 et 3, la source de pression est une source de pression interne 5', c'est-à-dire disposée à l'intérieur du tube de lancement 3, et plus particulièrement, à l'intérieur de la chambre de pressurisation 6 qui est ici formée par une cloche de pressurisation 60'.
- [0058] La source de pression 5' est un initiateur chimique, ici basé sur la réaction entre du peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) et du permanganate de potassium ($KMnO_4$).
- [0059] L'initiateur chimique 5' comprend un diffuseur 51 délimitant un réservoir 52 de H_2O_2 , une électrovanne 53, un catalyseur solide 54 à base de $KMnO_4$, un piston 55, un ressort 56 et un bouchon de réservoir 57.
- [0060] La cloche de pressurisation 60' se présente sous la forme d'un corps tubulaire destiné à recevoir l'ensemble des composants de l'initiateur chimique 5' et fixé au culot 32 de façon à délimiter une chambre analogue à celle formée par la partie tubulaire 60, à savoir située à l'extrémité arrière 3b du tube de lancement 3. L'axe longitudinal de la cloche 60' est ainsi aussi coaxial avec l'axe longitudinal A1 du tube de lancement 3.
- [0061] Le diffuseur 51 est formé par une pièce globalement cylindrique dont une extrémité présente une bride 51a annulaire sur laquelle la cloche 60' est montée, avec inter-

position d'un joint d'étanchéité entre les deux, et qui est rendue solidaire du culot 32, notamment par des vis, là encore avec interposition d'un joint d'étanchéité entre les deux. La pièce globalement cylindrique comprend, en partant de la bride 51a, une partie arrière 51b dans laquelle est ménagée une cavité débouchant dans l'ouverture centrale de la bride 51a et recevant l'électrovanne 53, une partie avant 51c tubulaire dont l'extrémité avant est fermée par le bouchon de réservoir 57, et une partie intermédiaire 51d séparant les parties arrière et avant 51b, 51c.

[0062] Le piston 55 est monté à l'intérieur de la partie avant 51c, entre le bouchon 57 et la partie intermédiaire 51d. Le ressort 56 est un ressort hélicoïdal monté entre le piston 55 et le bouchon 57, les extrémités du ressort 56 étant en appui respectivement contre le piston 55 et le bouchon 57. Le bouchon 57 et le piston 55 comportant chacun une cavité, lesdites cavités étant aptes à recevoir le ressort 56 lorsque le bouchon 57 et le piston 55 sont en contact l'un avec l'autre. La région délimitée latéralement par la paroi latérale interne de la partie avant 51c, à l'arrière par la partie intermédiaire 51d et à l'avant par le piston 55 constitue le réservoir 52 de H_2O_2 qui pourra être mis sous pression par l'action du piston 55 et du ressort 56. L'extrémité avant du bouchon 57 est rendue solidaire de l'extrémité avant de la cloche 60', cette dernière étant elle-même rendue solidaire, notamment par vissage, des moyens d'obturation temporaire 7.

[0063] Le catalyseur solide 54 à base de $KMnO_4$ est reçu dans l'espace formé entre la première partie 51b du diffuseur 51 et la paroi latérale interne de la cloche 60'. Ce catalyseur solide 54 se présente donc sous la forme d'un corps annulaire ayant une paroi arrière en contact avec la bride 51a.

[0064] Comme on peut mieux le voir sur la [Fig.2], des premiers canaux 51e sont ménagés dans la partie intermédiaire 51d de façon à mettre en communication fluïdique le réservoir 52 et un espace libre 51f dans la cavité dans laquelle est reçue l'électrovanne 53. Les premiers canaux 51e sont ici parallèles à l'axe longitudinal du diffuseur 51. Si l'on se réfère maintenant à la [Fig.3], on peut voir que des seconds canaux 51g obliques sont également ménagés dans la partie intermédiaire 51d de façon à mettre en communication fluïdique la chambre de pressurisation 6 avec un passage de sortie 51h ménagé au centre de la partie intermédiaire 51d et qui peut être mis en communication fluïdique avec ledit espace libre 51f par actionnement de l'électrovanne 53. L'on peut donc commander l'électrovanne 53 de façon à amener le contenu du réservoir 52 à entrer dans la chambre de pressurisation 6 où le catalyseur solide 54 est situé.

[0065] La réaction chimique exothermique entre le catalyseur solide 54 à base de $KMnO_4$ et le H_2O_2 contenu dans le réservoir 52 permet de générer une très grande quantité d'oxygène et de vapeur d'eau, permettant la mise sous pression de la chambre de pressurisation 6, jusqu'à la pression de déclenchement.

[0066] L'axe longitudinal A2 de la chambre de pressurisation 6 est coaxial avec l'axe lon-

gitudinal A1 de la chambre de lancement 35. Le diamètre extérieur de la chambre de pressurisation 6 est inférieur au diamètre intérieur du tube de lancement 3, de sorte qu'un espace libre est formé entre la paroi externe de la chambre de pressurisation 6 et la paroi interne du tube de lancement 3, permettant d'y recevoir au besoin une partie de l'objet à éjecter.

- [0067] La chambre de pressurisation 6, qu'elle soit définie par la partie tubulaire 60 ou la cloche de pressurisation 60', comporte, à son extrémité avant 6a ouverte, un rebord interne annulaire 62 qui délimite une ouverture de passage 63 circulaire débouchant dans la chambre de lancement 35.
- [0068] Les moyens d'obturation temporaire 7 sont disposés à l'ouverture de passage 63 et servent à l'obturer de manière sélective. Plus précisément, les moyens d'obturation temporaire 7 sont aptes à obturer l'ouverture de passage 63, avant le lancement, et à la laisser libre à l'instant du lancement.
- [0069] En d'autres termes, les moyens d'obturation temporaire 7 sont aptes à passer de manière instantanée d'une configuration fermée à une configuration ouverte. Dans la configuration fermée, l'extrémité avant 6a est fermée, de sorte que la chambre de pressurisation 6 est scellée de manière étanche et qu'aucun échange de gaz n'est possible entre la chambre de pressurisation 6 et la chambre de lancement 35, lesquelles ne sont pas mises en communication. Dans la configuration ouverte, l'ouverture de passage 63 n'est pas obturée, l'extrémité avant 6a est ouverte, la chambre de pressurisation 6 et la chambre de lancement 35 sont en communication et le gaz contenu dans la chambre de pressurisation 6 entre dans la chambre de lancement 35 pour éjecter le drone 2.
- [0070] Dans les modes de réalisation préférés de la présente invention (Figures 1 à 4), les moyens d'obturation temporaire 7 comprennent un ensemble disque de rupture 70 comprenant une membrane tarée 71.
- [0071] Le disque de rupture 70 comporte une bague de support 72 fixée à l'extrémité avant 6a de la chambre de pressurisation 6 et portant la membrane tarée 71.
- [0072] La bague de support 72 a un premier côté, un second côté, un bord périphérique externe et un bord périphérique interne annulaire, ce dernier délimitant une ouverture centrale 72a dont le diamètre, autrement dit le diamètre interne de la bague de support 72, est égal au diamètre de l'ouverture de passage 63. Le diamètre externe de la bague de support 72 est égal au diamètre externe de la partie tubulaire 60, le cas échéant au diamètre externe de la cloche 60'. Le premier côté de la bague de support 72 est appliqué contre le rebord interne 62 et le second côté de la bague de support 72 est donc orienté vers l'extrémité avant 3a du tube de lancement 3. En d'autres termes, la bague de support 72 est interposée entre l'extrémité avant 6a de la chambre de pressurisation 6 et la chambre de lancement 35.
- [0073] La membrane tarée 71 s'étend en travers de l'ouverture centrale 72a de la bague de

support 72. Ainsi, dans la configuration fermée, la membrane tarée 71 obture la totalité de l'ouverture de passage 63.

- [0074] Concernant le mode de rupture de la membrane 71, différentes variantes peuvent convenir, à condition que la rupture de la membrane 71 dégage la totalité de la section de l'ouverture de passage 63. Par exemple, la membrane 71 pourrait se rompre au niveau de sa périphérie, à savoir sa zone de jonction avec la bague de support 72, ou en son centre.
- [0075] L'ensemble disque de rupture 70 est fixé à la chambre de pressurisation 6 par une bague de fixation 73. La bague de fixation 73 est une pièce similaire à la bague de support 72 et se présente sous la forme d'une section annulaire plate de mêmes dimensions que la bague de support 72. Un premier côté de la bague de fixation 73 est appliqué contre le second côté de la bague de support 72. Des trous, aptes à recevoir des organes de fixation 74, sont ménagés dans la bague de fixation 73, de façon à venir en regard de trous correspondants prévus dans la bague de support 72 et dans le rebord interne 62. Ainsi, l'ensemble disque de rupture 70 est fixé à l'extrémité ouverte 6a de la chambre de pressurisation 6 par des organes de fixation 74 traversant la bague de fixation 73, la membrane 71, la bague de support 72 et le rebord interne 62, et dont les têtes se trouvent côté chambre de lancement 35. A l'état monté de l'ensemble disque de rupture 70, celui-ci se trouve donc interposé entre le rebord interne 62 et la bague de fixation 73. Un tel montage est aisé et permet de démonter aisément et rapidement l'ensemble disque de rupture 70 et la membrane 71, après rupture, afin de le remplacer par un autre disque de rupture portant une membrane non rompue, ou de remplacer uniquement la membrane.
- [0076] Si l'on se réfère à nouveau aux Figures 1, 2, 5 et 6, on peut voir que le dispositif 1 comprend en outre un sabot de lancement 8 destiné à recevoir le drone 2.
- [0077] Le sabot de lancement 8 est dimensionné et configuré pour être reçu dans la chambre de lancement 35 afin de permettre le guidage du drone 2 dans le tube de lancement 3 lors de la phase de lancement, et pour entourer un drone 2 afin de permettre de protéger le drone 2 lors du lancement. Il convient de souligner qu'un sabot 8 différent est défini suivant le profil du drone 2 et de sa charge utile 23.
- [0078] Dans le mode de réalisation particulier représenté, le sabot 8 est formé de plusieurs segments 80 séparables, en particulier de quatre segments 80. Ces segments 80 délimitent entre eux un espace 81 de réception de drone ayant une ouverture destinée à être située en regard de l'extrémité avant 3a du tube de lancement 3. Ces segments 80 délimitent également entre eux un espace 82 de réception pour la chambre de pressurisation 6, ayant une ouverture destinée à permettre le passage de la chambre de pressurisation 6 lorsque le sabot 8 est introduit dans la chambre de lancement 35.
- [0079] Les segments 80 peuvent être identiques.

- [0080] En variante, le sabot 8 pourrait être formé de quatre segments séparables, dont trois segments identiques et un segment contenant un dispositif 9 de recharge et de communication entre le drone 2 et le tube de lancement 3. Le sabot 8 étant destiné à être éjecté hors du tube de lancement 3 et à se désolidariser du drone 2 après le lancement, le dispositif 9 de recharge et de communication est un dispositif sans fil. De préférence, ce dispositif 9 est de type inductif et comporte une bobine d'émission apte à coopérer avec une bobine réceptrice logée dans le drone 2. Ce dispositif 9 comporte en outre des contacts ressorts 90 aptes à coopérer avec une platine de contact prévue dans le tube de lancement 3 pour la connexion entre ce dispositif 9 et le tube de lancement 3.
- [0081] Le dispositif 1 permet le lancement de drones en maîtrisant la pression de lancement par laquelle le drone 2 est éjecté, et donc une éjection fiable et reproductible pour un déploiement rapide du drone 2.
- [0082] Cela est possible grâce au fait que :
- [0083] – d'une part, la membrane 71 est tarée pour s'ouvrir en se rompant lorsque la pression qui lui est appliquée par le gaz présent dans la chambre de pressurisation 6 atteint une valeur prédéterminée, qui sera la pression dite de déclenchement, l'ensemble disque de rupture 70 passant alors instantanément dans sa configuration ouverte, et
- d'autre part, la section transversale de l'ouverture de passage 63 est suffisamment grande pour qu'immédiatement après la rupture de la membrane 71, la pression qui règne dans le volume composé de la chambre de pressurisation 6 et de l'espace libre de la chambre de lancement 35 se trouvant entre la chambre de pressurisation 6 et le drone 2 (à savoir ici l'espace de réception 82 formé par le sabot 8), soit la pression de lancement souhaitée pour le drone 2.
- [0084] En effet, à l'instant même de la rupture de la membrane tarée 71, le gaz comprimé viendra occuper instantanément tout le volume libre à sa disposition.
- [0085] Par conséquent, en fonction de caractéristiques du tube de lancement, telles que son diamètre intérieur et sa longueur, et du drone, telles que son poids, la vitesse et la hauteur à laquelle il doit être éjecté avant qu'il ne puisse être déployé de manière sûre, on peut définir à l'avance la pression de lancement, à savoir la pression de gaz qu'il convient de lui appliquer lorsqu'il est en position contre le siège 36 en tenant compte du volume de la chambre de pressurisation 6 et du volume dudit espace libre, et ainsi la pression de déclenchement, à savoir la pression de gaz dans la chambre de pressurisation 6 qui permettra d'obtenir la pression de lancement après rupture de la membrane tarée 71.
- [0086] Ainsi, lorsqu'on souhaite lancer un drone 2, on introduit tout d'abord le sabot de lancement 8, dans l'espace de réception 81 duquel est reçu le drone 2, par l'extrémité

avant 3a ouverte du tube de lancement 3, jusqu'à venir le placer en contact contre le siège 36, puis l'on ferme l'extrémité avant 3a du tube de lancement 3 par le bouchon étanche 30.

- [0087] Lorsque l'on souhaite lancer le drone 2, la source de pression 5 ou 5' est mise en communication avec la chambre de pressurisation 6 ou actionnée pour mettre la chambre de pressurisation 6 sous pression jusqu'à la pression de déclenchement souhaitée. Dès que la pression de déclenchement est atteinte, la membrane 71 se rompt, ouvrant ainsi l'ouverture de passage 63. Le gaz comprimé se trouvant jusqu'à alors dans la chambre de pressurisation 6 est libéré et vient occuper instantanément l'espace de réception 82 du sabot 8 et appliquer contre sa face un effort de poussée, éjectant le sabot 8 et le drone 2 hors du tube de lancement 3, éjectant par la même occasion le bouchon étanche 30. Une fois éjecté hors du tube de lancement 3, le sabot 8 se désolidarise en segments 80 séparés en raison des frottements de l'air et de la poussée exercée par les pales 22 du drone 2 lors de leur passage en position déployée. Une fois à son apogée, le drone 2 démarre, se stabilise et sa mission peut commencer.
- [0088] Dans le cas où l'on souhaite mettre en œuvre le lancement d'une pluralité de drones 2, une pluralité de dispositifs 1 de lancement selon la présente invention peuvent être montés sur un même véhicule (non représenté). Dans ce cas, et dans le cas où la source de pression est une source de pression externe, un seul circuit pneumatique est nécessaire pour mettre sous pression les chambres de pressurisation 6. Dans cette variante, chaque tube de lancement 3 peut porter un code couleur en fonction de la charge utile 23 dont le drone 2 est équipé. Cela permet une identification visuelle et rapide de l'objet à éjecter.
- [0089] Il est bien entendu que les modes de réalisation particuliers qui viennent d'être décrits ont été donnés à titre indicatif et non limitatif, et que des modifications peuvent être apportées sans que l'on s'écarte pour autant du cadre de la présente invention.

Revendications

[Revendication 1] – Dispositif (1) de lancement pneumatique d'un drone (2), dispositif (1) comprenant :

- un tube de lancement (3) longitudinal ayant une première extrémité (3b), arrière, qui est fermée et une seconde extrémité (3a), avant, qui est ouverte, et dont l'intérieur définit une chambre de lancement (35) destinée à recevoir un drone (2) et dans laquelle se situe un siège (36) contre lequel le drone (2) est positionné avant son lancement ;
- une chambre de pressurisation (6) située à l'extrémité arrière (3b) du tube de lancement (3) et apte à être mise sous pression par une source de pression (5 ; 5'), la chambre de pressurisation (6) ayant une première extrémité (6a), avant, dans laquelle est prévue une ouverture de passage (63) débouchant dans la chambre de lancement (35) et, en utilisation, derrière le drone (2) placé contre le siège (36) ; et
- des moyens d'obturation temporaire (7) de l'ouverture de passage (63) aptes à passer de manière instantanée d'une configuration fermée, dans laquelle l'ouverture de passage (63) est obturée de manière étanche, à une configuration ouverte dans laquelle l'ouverture de passage (63) est complètement ouverte,

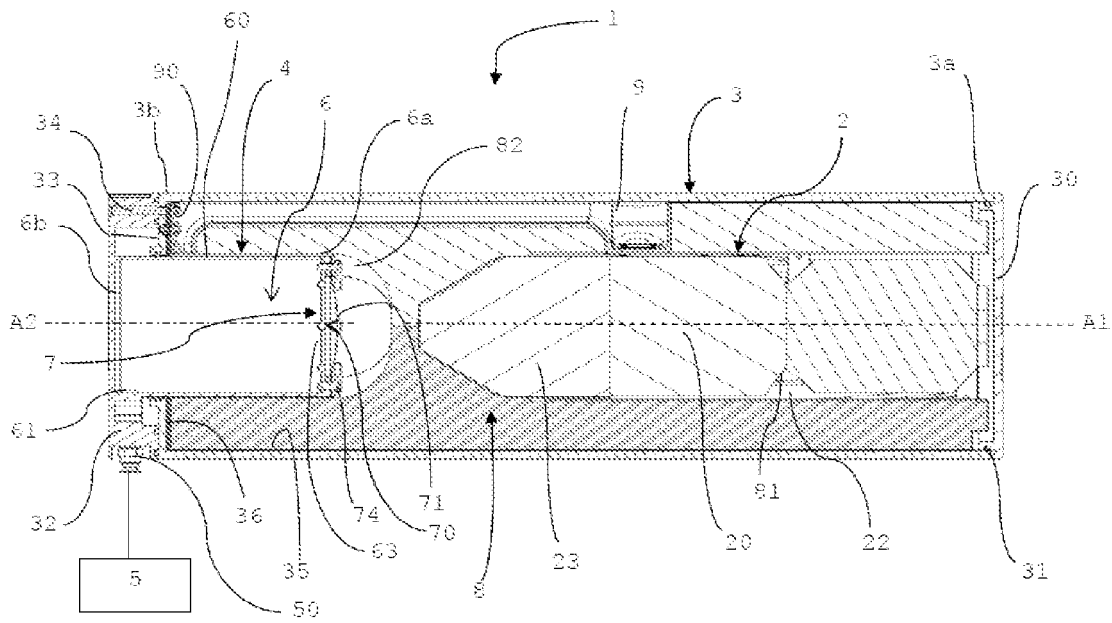
caractérisé par le fait que les moyens d'obturation temporaire (7) sont agencés pour passer de la configuration fermée à la configuration ouverte de manière instantanée sous l'action de la pression de gaz à l'intérieur de la chambre de pressurisation (6), après que celle-ci a atteint une pression prédéterminée, dite de déclenchement, et par le fait que la section transversale de l'ouverture de passage (63) est suffisamment grande pour qu'instantanément au passage des moyens d'obturation temporaire (7) de la configuration fermée à la configuration ouverte, la pression de gaz régnant dans la chambre de pressurisation (6) et l'espace se trouvant derrière le drone (2), alors en communication l'un avec l'autre, soit la pression de lancement souhaitée pour le drone (2).

[Revendication 2] – Dispositif (1) selon la revendication 1, caractérisé par le fait que la

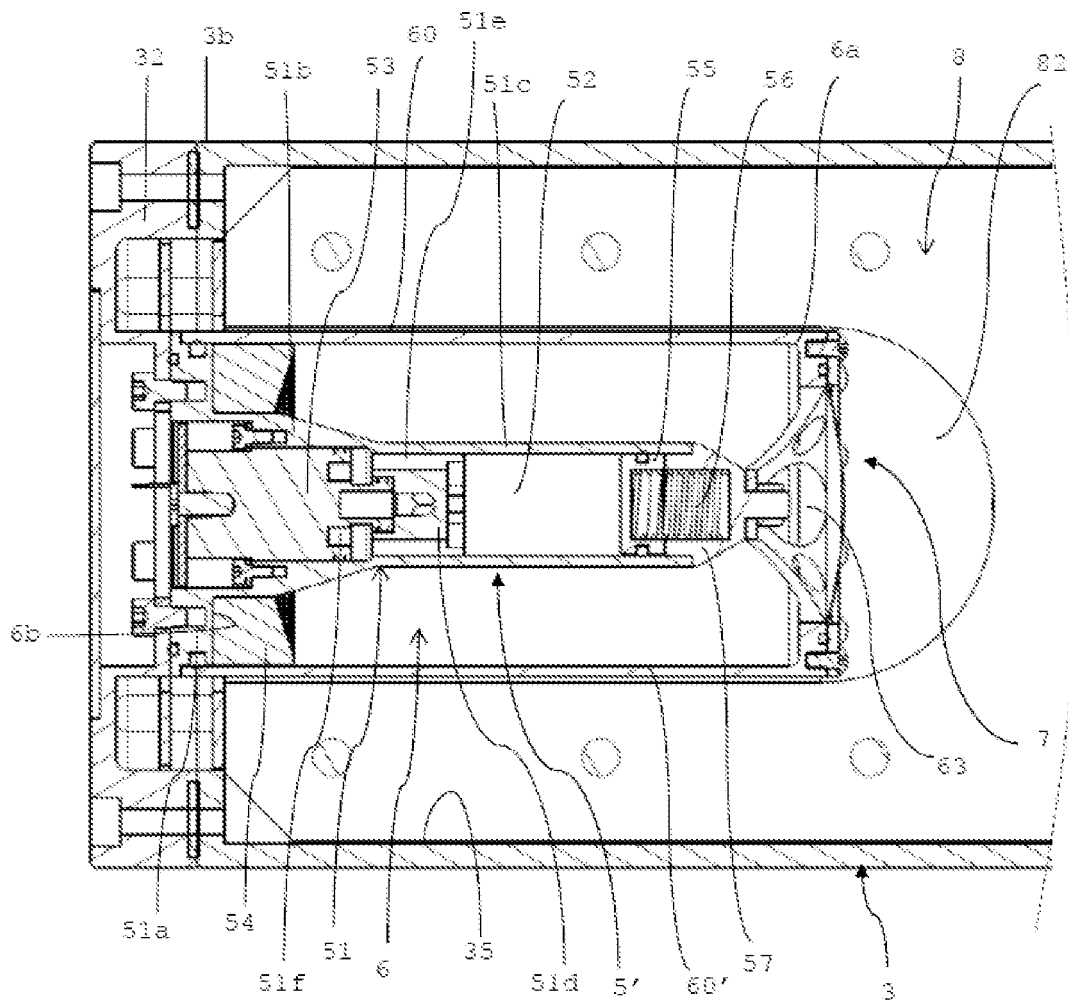
- section transversale de l'ouverture de passage (63) représente entre 30 % et 50 % de la section transversale de la chambre de lancement (35).
- [Revendication 3] – Dispositif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, caractérisé par le fait que les moyens d'obturation temporaire (7) sont agencés pour passer de la configuration fermée à la configuration ouverte de manière automatique dès que la pression de gaz à l'intérieur de la chambre de pressurisation (6) atteint la pression de déclenchement.
- [Revendication 4] – Dispositif (1) selon la revendication 3, caractérisé par le fait les moyens d'obturation temporaire (7) comprenant un ensemble disque de rupture (70) qui est disposé à l'ouverture de passage (63) et comprend une membrane tarée (71) s'étendant en travers de l'ouverture de passage (63) de façon à l'obturer, la membrane (71) étant dimensionnée pour se rompre à la pression de déclenchement.
- [Revendication 5] – Dispositif (1) selon la revendication 4, caractérisé par le fait que l'ensemble disque de rupture (70) est fixé de manière amovible à la chambre de pressurisation (6).
- [Revendication 6] – Dispositif (1) selon la revendication 5, caractérisé par le fait que l'ensemble disque de rupture (70) comprend une bague de support (72) et une bague de fixation (73) de mêmes dimensions et fixées l'une à l'autre par des organes de fixation (74) traversant des trous prévus à cet effet dans les bagues (72, 73), avec la périphérie de la membrane tarée (71) prise en sandwich entre les bagues (72, 73), l'ensemble disque de rupture étant fixée de manière amovible à l'extrémité avant (6a) de la chambre de pressurisation (6) également par lesdits organes de fixation (74).
- [Revendication 7] – Dispositif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé par le fait que l'extrémité arrière (3b) du tube de lancement (3) est formée par un culot (32) fixé de manière amovible à un épaulement intérieur (33) du tube de lancement (3), culot (32) à partir duquel s'étend une partie tubulaire (60) dont l'axe longitudinal (A2) est coaxial à l'axe longitudinal (A1) du tube de lancement (1) et qui définit, avec le culot (32), la chambre de pressurisation (6), un joint d'étanchéité (31) étant interposé entre la partie tubulaire (60) et le bord annulaire intérieur de l'épaulement intérieur (33).
- [Revendication 8] – Dispositif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé par le fait qu'il comprend ladite source de pression (5), laquelle est formée par une source de gaz externe, disposée à l'extérieur du tube de lancement (3), et reliée à la chambre de pressurisation (6) par un

- raccord pneumatique (50).
- [Revendication 9] – Dispositif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé par le fait qu'il comprend ladite source de pression (5'), laquelle est formée par une source de gaz interne, disposée à l'intérieur du tube de lancement (3), de préférence à l'intérieur de la chambre de pressurisation (6).
- [Revendication 10] – Dispositif (1) selon la revendication 9, caractérisé par le fait que la source de pression (5') comprend, placés dans la chambre de pressurisation (6), un diffuseur (51), délimitant un réservoir (52) d'un premier réactif, et un second réactif (54), les premier et second réactifs, lorsque mis en présence l'un de l'autre, réagissant en générant un gaz de mise sous pression de la chambre de pressurisation (6), une électrovanne (53) étant disposée de façon à permettre de manière sélective la mise en communication fluidique du réservoir (52) et de la chambre de pressurisation (6), et de préférence le premier réactif est du peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) sous pression et le second réactif (54) est un catalyseur solide à base de permanganate de potassium ($KMnO_4$).
- [Revendication 11] – Dispositif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, caractérisé par le fait qu'il comprend en outre un sabot de lancement (8) apte à être reçu dans la chambre de lancement (35) et mis en contact contre le siège (36), le sabot de lancement (8) étant configuré pour contenir et entourer le drone (2) avant le lancement et pendant son déplacement le long du tube de lancement (3) lors de l'éjection.
- [Revendication 12] – Dispositif (1) selon la revendication 11, caractérisé par le fait que le sabot de lancement (8) est formé de plusieurs segments (80) séparables, de préférence quatre segments.

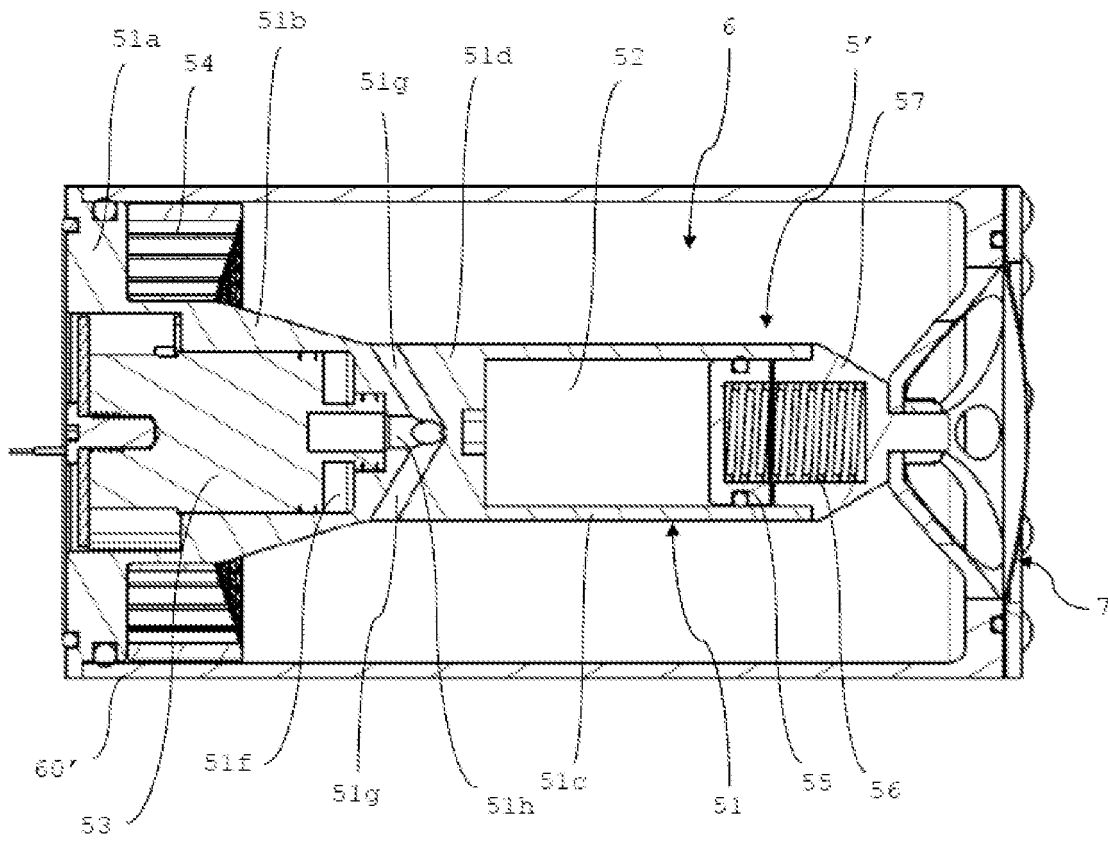
[Fig. 1]



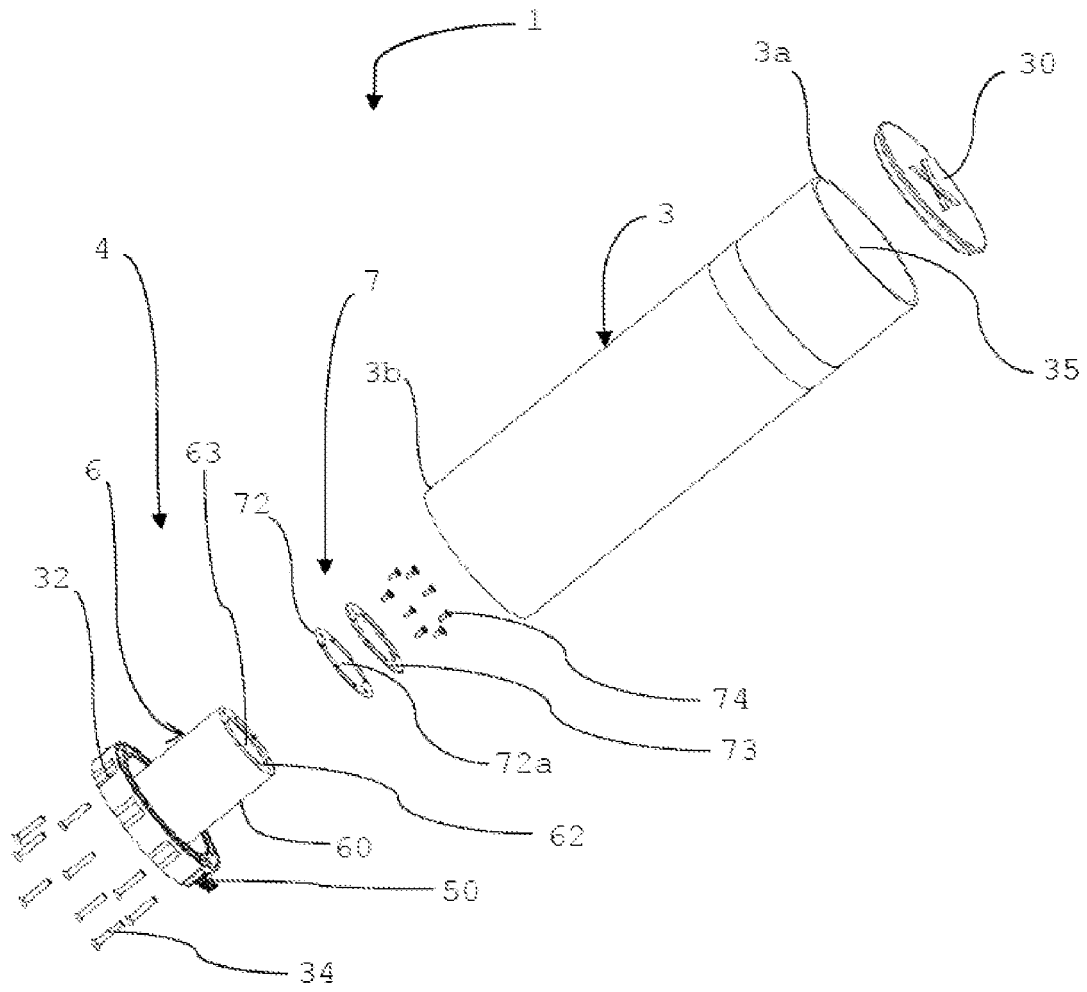
[Fig. 2]



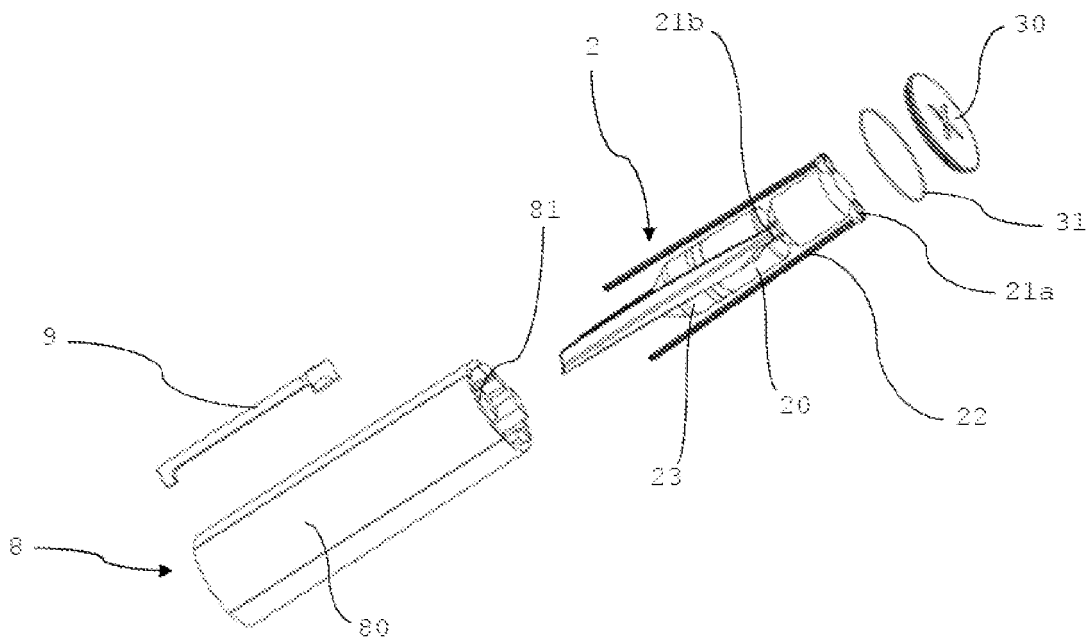
[Fig. 3]



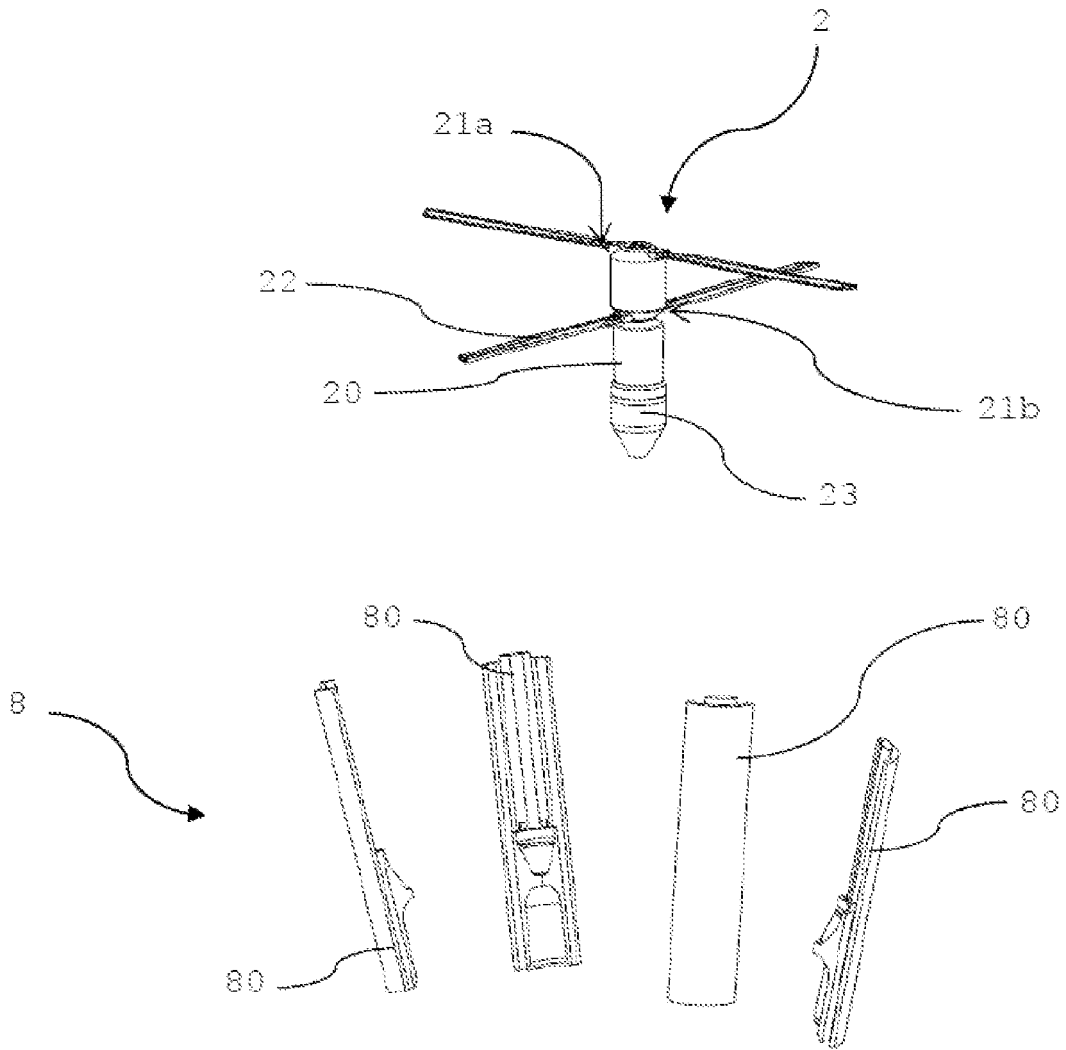
[Fig. 4]



[Fig. 5]



[Fig. 6]





**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

FA 905279
FR 2201677

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	WO 2013/011412 A1 (CALZONI SRL [IT]; STELLA VITTORIO [IT]) 24 janvier 2013 (2013-01-24) * le document en entier * * Voir spécifiquement les passages mentionnés dans l'opinion écrite * -----	1-6, 8	B64F1/04 B64C39/02
X	US 3 040 628 A (SIEVE FRANK W ET AL) 26 juin 1962 (1962-06-26) * le document en entier * * Voir spécifiquement les passages mentionnés dans l'opinion écrite * -----	1-5, 7, 9-12	
X	WO 2014/035518 A2 (AEROVIRONMENT INC [US]) 6 mars 2014 (2014-03-06) * page 7, lignes 6-29 * * figures 2-5 * -----	1, 9	
A, D	WO 2015/127178 A1 (LOCKHEED CORP [US]) 27 août 2015 (2015-08-27) * alinéa [0052] * * alinéa [0055] * -----	10, 12	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) B64F B64C F41B
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
20 septembre 2022		Cesaro, Ennio	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date	
autre document de la même catégorie		de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
P : document intercalaire		
		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2201677 FA 905279**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **20-09-2022**
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
WO 2013011412 A1	24-01-2013	EP 2734437 A1	28-05-2014
		ES 2536451 T3	25-05-2015
		WO 2013011412 A1	24-01-2013

US 3040628 A	26-06-1962	AUCUN	

WO 2014035518 A2	06-03-2014	AU 2013309464 A1	29-01-2015
		AU 2016204934 A1	28-07-2016
		AU 2016204935 A1	28-07-2016
		AU 2018204872 A1	26-07-2018
		AU 2020260388 A1	19-11-2020
		CA 2878615 A1	06-03-2014
		CA 3044451 A1	06-03-2014
		CN 104540733 A	22-04-2015
		CN 106347662 A	25-01-2017
		DK 2858898 T3	27-11-2017
		DK 3156327 T3	16-12-2019
		EP 2858898 A2	15-04-2015
		EP 3156327 A1	19-04-2017
		EP 3626613 A1	25-03-2020
		JP 6243410 B2	06-12-2017
		JP 6479935 B2	06-03-2019
		JP 6759383 B2	23-09-2020
		JP 7041218 B2	23-03-2022
		JP 2015522467 A	06-08-2015
		JP 2018039508 A	15-03-2018
		JP 2019089550 A	13-06-2019
		JP 2020203675 A	24-12-2020
		KR 20150036016 A	07-04-2015
KR 20200035314 A	02-04-2020		
KR 20200116174 A	08-10-2020		
SG 11201500073V A	30-03-2015		
US 2016347476 A1	01-12-2016		
US 2019308748 A1	10-10-2019		
WO 2014035518 A2	06-03-2014		

WO 2015127178 A1	27-08-2015	AU 2015218853 A1	15-09-2016
		EP 3107805 A1	28-12-2016
		US 2016054097 A1	25-02-2016
		WO 2015127178 A1	27-08-2015
