

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6793554号
(P6793554)

(45) 発行日 令和2年12月2日(2020.12.2)

(24) 登録日 令和2年11月12日(2020.11.12)

(51) Int. Cl. F 1
F 4 2 B 10/20 (2006.01) F 4 2 B 10/20
F 4 2 B 10/38 (2006.01) F 4 2 B 10/38

請求項の数 5 (全 9 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2017-2569 (P2017-2569) (22) 出願日 平成29年1月11日 (2017.1.11) (65) 公開番号 特開2018-112345 (P2018-112345A) (43) 公開日 平成30年7月19日 (2018.7.19) 審査請求日 令和1年11月12日 (2019.11.12)</p>	<p>(73) 特許権者 500302552 株式会社 I H I エアロスペース 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 (74) 代理人 100102141 弁理士 的場 基憲 (72) 発明者 上野 真也 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会 社 I H I エアロスペース内 審査官 長谷井 雅昭</p>
---	---

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】誘導砲弾用尾翼部、該尾翼部を備える誘導砲弾

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

砲内圧力で初速を得た後、自らの推進薬で飛翔する誘導砲弾用の尾翼部であって、
 上記砲内圧力を受けて誘導砲弾本体に伝える耐砲圧部材と、
 回転可能な連結部によって上記誘導砲弾本体に連結した尾翼と、
上記連結部よりも誘導砲弾本体の長手方向中心線側に、上記尾翼と耐砲圧部材とに噛合
した噛合部と、を備え、

上記耐砲圧部材が、上記尾翼を格納する格納部を有し、砲内において尾翼を格納して砲
 口離脱後に誘導砲弾本体から離脱するものであり、

上記耐砲圧部材の離脱により、上記噛合部が駆動されて上記連結部が回転し、上記尾翼
 が開翼するものであることを特徴とする誘導砲弾用尾翼部。

10

【請求項 2】

上記連結部がラチェットを備えるものであり、

上記連結部の回転が尾翼の開翼方向に制限されたものであることを特徴とする請求項 1
 に記載の誘導砲弾用尾翼部。

【請求項 3】

上記誘導砲弾本体が尾翼の開翼を所定の位置で止めるストッパを有することを特徴とす
 る請求項 1 又は 2 に記載の誘導砲弾用尾翼部。

【請求項 4】

上記耐砲圧部材が火工品を備えるものであり、

20

上記火工品が、上記耐砲圧部材を誘導砲弾本体から離脱させるものであることを特徴とする請求項 1 ~ 3 のいずれか 1 つの項に記載の誘導砲弾用尾翼部。

【請求項 5】

砲内圧力で初速を得た後、自らの推進薬で飛翔する誘導砲弾であって、
推進薬を備える誘導砲弾本体部と、
尾翼を備える尾翼部と、を有し、

上記尾翼部が、請求項 1 ~ 4 のいずれか 1 つの項に記載の誘導砲弾用尾翼部であること
を特徴とする誘導砲弾。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

10

【0001】

本発明は、誘導砲弾用の尾翼部及び、該尾翼部を備える誘導砲弾に係り、更に詳細には、発射薬による砲内圧力によって打ち出された後、自らの推進薬で飛翔すると共に、飛翔経路を修正して目標に接近・衝突する誘導砲弾用の尾翼部、及び該尾翼部を備える誘導砲弾に関する。

【背景技術】

【0002】

見通しの利かない遠方の目標に向かって飛翔することができる誘導ミサイルが知られている。上記誘導ミサイルは、旋回運動によるジャイロ効果によって弾軸の安定を図るのではなく、空力によって姿勢を安定させて飛翔するものであり、操向用の操舵翼と、飛翔の安定性を高める安定翼を有し、自立誘導又は誘導を受けて進路を変えながら飛翔するものである。

20

【0003】

上記誘導ミサイルは、発射から飛翔までの推進力のすべてを自らの推進薬から得るものであり、多くの推進薬を搭載する必要があるため、誘導ミサイル中に占める推進薬の割合が大きなものである。

【0004】

また、発射を砲内の発射薬の燃焼圧力によって行う誘導砲弾が知られている。

上記誘導砲弾は、初速を発射薬から得た後、自らの推進薬から推進力を得て飛翔するものであるため、上記誘導ミサイルが誘導砲弾の初速と同等の速度を得るために搭載している分の推進薬が不要であり、推進薬の割合を減らして弾頭の割合を増加させたり、搭載した推進薬に対する飛翔距離を延ばしたりすることができる。

30

【0005】

上記誘導砲弾は、砲内から打ち出されるものであるため、砲内においては上記操舵翼や安定翼が誘導砲弾内に格納されて誘導砲弾本体から突出していないことが必要である。

そして、発射後においては、誘導ミサイルと同様に上記操舵翼及び安定翼によって、目標に向けて飛翔経路を修正しながら飛翔する。

【0006】

特許文献 1 の米国特許第 6,571,715 号明細書には、誘導砲弾の飛翔方向後部に取り付けられた展張式の安定翼をスリーブで囲み、発射後に安定翼を開翼することが開示されている。

40

【先行技術文献】

【特許文献】

【0007】

【特許文献 1】米国特許第 6,571,715 号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0008】

しかしながら、誘導砲弾の尾翼部は発射薬の燃焼による高い砲内圧力に耐える必要と、格納部に砲圧を導入してその圧力で開翼させる方式の場合はその格納部を確保する必要が

50

あるため、尾翼部を構成する部材は、肉厚が厚くなって質量が増加してしまう。

【0009】

したがって、砲内から打ち出すことで不要となる分の推進薬の質量を、そのまま弾頭や飛翔のための推進薬に割り当てることができず、誘導砲弾の利点である破壊力の強化や射程距離を伸ばすことができるといった利点を充分発揮させることができない。

【0010】

本発明は、このような従来技術の有する課題に鑑みてなされたものであり、その目的とするところは、弾頭や飛翔のための推進薬を増やすことができ、誘導砲弾の性能を向上できる誘導砲弾用の尾翼部、及び該尾翼部を備える誘導砲弾を提供することにある。

【課題を解決するための手段】

10

【0011】

本発明者は、上記目的を達成すべく鋭意検討を重ねた結果、肉厚が厚く重い耐砲圧部材を砲口離脱後に投棄することにより、上記目的が達成できることを見出し、本発明を完成するに至った。

【0012】

すなわち、上記課題は本発明の(1)～(5)によって解決される。

(1) 砲内圧力で初速を得た後、自らの推進薬で飛翔する誘導砲弾用の尾翼部であって、上記砲内圧力を受けて誘導砲弾本体に伝える耐砲圧部材と、回転可能な連結部によって上記誘導砲弾本体に連結した尾翼と、上記連結部よりも誘導砲弾本体の長手方向中心線側に、上記尾翼と耐砲圧部材とに噛合した噛合部と、を備え、

20

上記耐砲圧部材が、上記尾翼を格納する格納部を有し、砲内において尾翼を格納して砲口離脱後に誘導砲弾本体から離脱するものであり、

上記耐砲圧部材の離脱により、上記噛合部が駆動されて上記連結部が回転し、上記尾翼が開翼するものであることを特徴とする誘導砲弾用尾翼部。

(2) 上記連結部がラチェットを備えるものであり、

上記連結部の回転が尾翼の開翼方向に制限されたものであることを特徴とする上記第(1)項に記載の誘導砲弾用尾翼部。

(3) 上記誘導砲弾本体が尾翼の開翼を所定の位置で止めるストッパを有することを特徴とする上記第(1)項又は上記第(2)項に記載の誘導砲弾用尾翼部。

30

(4) 上記耐砲圧部材が火工品を備えるものであり、

上記火工品が、上記耐砲圧部材を誘導砲弾本体から離脱させるものであることを特徴とする上記第(1)項～上記第(3)項のいずれか1つの項に記載の誘導砲弾用尾翼部。

(5) 砲内圧力で初速を得た後、自らの推進薬で飛翔する誘導砲弾であって、

推進薬を備える誘導砲弾本体部と

尾翼を備える尾翼部と、を有し、

上記尾翼部が、上記第(1)項～上記第(4)項のいずれか1つの項に記載の誘導砲弾用尾翼部であることを特徴とする誘導砲弾。

【発明の効果】

【0013】

40

本発明によれば、肉厚が厚く重い耐砲圧部材を砲口離脱後に投棄し、飛翔時における尾翼部の質量を軽くすることとしたため、弾頭や飛翔のための推進薬を増加させることができ、破壊力の強化や射程距離を伸ばすことができる誘導砲弾を提供できる。

【図面の簡単な説明】

【0014】

【図1】砲身に装填された誘導砲弾の状態を示す模式図である。

【図2】砲口離脱後の飛翔時の誘導砲弾の状態を示す模式図である。

【図3】本発明の誘導砲弾用尾翼部の拡大図である。

【図4】(A)は、本発明の誘導砲弾用尾翼部の耐砲圧部材が離脱した状態を示す図であり、(B)は図4(A)の中A-A'断面図である。

50

【図5】耐砲圧部材に砲圧を取り込んで耐砲圧部材を離脱させる状態を説明する図である。

【図6】耐砲圧部材に砲圧を取り込んで耐砲圧部材を離脱させる他の耐砲圧部材の発射時の砲身内で状態を示す断面図である。

【図7】耐砲圧部材に砲圧を取り込んで耐砲圧部材を離脱させる他の誘導砲弾用尾翼部の砲口離脱直後の状態を説明する図である。

【図8】耐砲圧部材に砲圧を取り込んで耐砲圧部材を離脱させる、さらに他の誘導砲弾用尾翼部の砲口離脱直後の状態を説明する図である。

【発明を実施するための形態】

【0015】

本発明の誘導砲弾について詳細に説明する。

上記誘導砲弾は、砲内の発射薬の高い燃焼圧力によって打ち出され、初速を得た後に自らの推進薬で飛翔するものであり、飛翔姿勢の安定性を高める安定翼としての尾翼と、必要に応じて操向用の操舵翼とを有する。

【0016】

そして、誘導砲弾内の誘導装置又は誘導砲弾外からの指令信号によって操舵して飛翔経路を修正し、目標に接近・衝突して弾頭を炸裂させる。

【0017】

図1に砲身に装填された誘導砲弾の状態、図2に砲口離脱後の飛翔時の誘導砲弾の状態を示す。

上記誘導砲弾100の操舵翼105及び尾翼2は、図1に示すように発射前においては誘導砲弾内に格納されている。そして、図2に示すように砲口離脱後に開翼して誘導砲弾本体部101から突出し、目標に向けた飛翔経路の修正を可能にする。

【0018】

本発明の誘導砲弾用尾翼部1は、誘導砲弾本体部101の推進薬102の後方に位置し、耐砲圧部材3と尾翼2とを備える。図3に尾翼部の拡大図を示す。

【0019】

上記尾翼2は、回転可能な連結部4によって誘導砲弾本体部101に連結している。

上記連結部4が回転することで、図3の矢印で示す方向に開翼し、誘導砲弾本体部101から点線で示すように突出して誘導砲弾100の飛翔姿勢を安定させる。

【0020】

上記連結部4は、ラチェットを備えるものであり、連結部4の回転は尾翼2の開翼方向に制限される。したがって、一度開翼した尾翼2が誘導砲弾本体部101側に引き込まれることが防止される。

【0021】

また、誘導砲弾本体部101の連結部近傍に尾翼2の開き過ぎを防止するストッパ6を備える。上記ストッパ6により連結部4が回転し過ぎることが防止されて尾翼2を所定の位置に開翼させることができる。

【0022】

上記耐砲圧部材3は、高い砲内圧力に耐える強度を有するものであり、誘導砲弾100の最後部に設けられ、砲口離脱後に誘導砲弾本体部101から離脱するものである。

図4に耐砲圧部材が離脱した状態を示す。

【0023】

上記耐砲圧部材は、図4に示すように、誘導砲弾本体部101の外径と同程度の外径を有する略円柱形状をしたものであり、砲内においては、図3に示すように、誘導砲弾本体部101に当接して、発射薬の燃焼による砲内圧力を誘導砲弾本体部101に伝える。

【0024】

また、上記耐砲圧部材3は尾翼2を格納する格納部31を備え、尾翼2を格納して砲内圧力から保護すると共に、砲口離脱後には、耐砲圧部材3と誘導砲弾本体部101との接合部8が切断され、誘導砲弾本体部101から離脱する。

10

20

30

40

50

【 0 0 2 5 】

上記格納部 3 1 は、上記耐砲圧部材の側面に開口部 3 2 を有するものであり、格納部内の尾翼 2 は上記開口部 3 2 を通って開翼する。したがって、上記耐砲圧部材 3 が尾翼 2 の開翼動作を妨げることがない。

【 0 0 2 6 】

また、上記格納部 3 1 は、尾翼 2 と誘導砲弾本体部 1 0 1 とを連結した連結部 4 よりも、誘導砲弾 1 0 0 の長手方向中心線側に上記尾翼 2 と噛合した噛合部 5 を備える。

【 0 0 2 7 】

耐砲圧部材 3 と尾翼 2 とが上記噛合部 5 で噛合していることで、耐砲圧部材 3 が後方に離脱する際に、上記噛合部 5 が駆動されて上記連結部 4 が回転して尾翼 2 が開翼し、誘導砲弾本体部 1 0 1 から尾翼 2 が突出する。

10

【 0 0 2 8 】

上記噛合部 5 を設ける位置は、上記連結部 4 を回転させて尾翼 2 を開翼することができれば特に制限はないが、連結部 4 の近傍に設けることが好ましい。噛合部 5 が連結部 4 の近傍にあることで、噛合部 5 の駆動距離が短くても連結部 4 の回転角を大きくすることができ、確実に尾翼を開翼させることができる。

【 0 0 2 9 】

尾翼を開翼させる別の方法として、砲内において図 6 に示すように、格納部 3 1 の尾翼 2 の内側に砲圧が導入され、誘導砲弾が砲口を離脱すると格納部 3 1 の外側の圧力が急激に低下し、図 7 に示すように、格納部 3 1 の内側と外側のとの圧力差によって尾翼が開く方法もある。

20

【 0 0 3 0 】

上記接合部 8 を切断する方法としては、火工品による方法、上記耐砲圧部材 3 内又は格納部 3 1 に砲圧を取り込む方法、誘導砲弾本体部の推進薬の燃焼ガスの圧力を利用する方法等を挙げることができる。

なかでも、火工品は、動作安定性に優れ、かつ切断時期を任意に調節できるため好ましく使用できる。

【 0 0 3 1 】

上記火工品 7 は耐砲圧部材 3 と誘導砲弾本体部 1 0 1 との接合部 8 を切断して耐砲圧部材 3 を誘導砲弾本体部 1 0 1 から離脱させ、上記噛合部 5 を駆動して誘導砲弾本体部 1 0 1 に連結した尾翼 2 を開翼させるものである。

30

【 0 0 3 2 】

上記火工品 7 は耐砲圧部材側に設けることが好ましい。上記火工品 7 を誘導砲弾本体側に設けることもできるが、耐砲圧部材側に設けることで誘導砲弾本体部 1 0 1 の質量増加を防止でき、誘導砲弾 1 0 0 の性能を向上させることができる。

【 0 0 3 3 】

具体的には、火工品 7 から発生する燃焼ガスを、推進薬 1 0 2 の噴射口を塞ぐ蓋 9 に当て、その反作用により耐砲圧部材 3 を下に移動させて接合部 8 を切断し、耐砲圧部材 3 が誘導砲弾本体部 1 0 1 から離脱することで噛合部 5 が駆動されて尾翼 2 が開く。

なお、上記蓋は、その後の誘導砲弾の推進薬 1 0 2 の燃焼ガスにより、外側に飛ばされる。

40

【 0 0 3 4 】

また、上記耐砲圧部材 3 に砲圧を取り込む方法は、上記火工品 7 から発生する燃焼ガスに変えて、逆止弁 1 0 により上記耐砲圧部材 3 と誘導砲弾本体部 1 0 1 との間に導入した砲圧によって、耐砲圧部材 3 を下に移動させて接合部 8 を切断し、尾翼を開く方法である。

【 0 0 3 5 】

具体的には、図 5 に示すように、砲内においては逆止弁 1 0 によって、耐砲圧部材 3 と誘導砲弾本体部 1 0 1 との間及び格納部 3 1 の尾翼 2 の内側に砲圧が導入される。そして、誘導砲弾が砲口を離脱すると耐砲圧部材 3 の外側の圧力が急激に低下し、耐砲圧部材 3

50

の内側と外側のとの圧力差によって耐砲圧部材 3 を下に移動させて接合部 8 を切断する。

【 0 0 3 6 】

上記開口部 3 2 には耐砲圧部材 3 の外周を覆うカバー 3 3 を設けることができる。開口部 3 2 にはカバー 3 3 を設けることで、砲内における尾翼の開翼を防止でき、また砲圧により尾翼が悪影響を受けることを防止できる。このカバー 3 3 を設ける場合は、耐砲圧部 3 に圧力導入孔 3 4 を設け、格納部 3 1 に砲圧を導入する。この導入した圧力により、砲口離脱時に、外側との圧力差でカバー 3 3 を破碎し、上記と同様に尾翼を開く。

【 0 0 3 7 】

加えて、誘導砲弾本体部の推進薬の燃焼ガスの圧力を利用する方法は、上記火工品 7 から発生する燃焼ガスに変えて、推進薬の燃焼ガスによって、耐砲圧部材 3 を下に移動させて接合部 8 を切断し、尾翼を開く方法である。

10

【 0 0 3 8 】

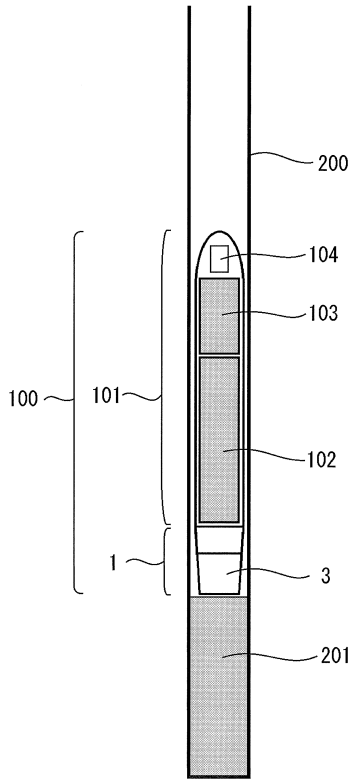
加えて、尾翼の開翼動作を利用する方法は、格納部 3 1 の内側と外側のとの圧力差によって尾翼が開き、図 8 に示すように噛合部 5 を駆動して耐砲圧部材 3 を下に移動させて接合部 8 を切断する方法である。

【 符号の説明 】

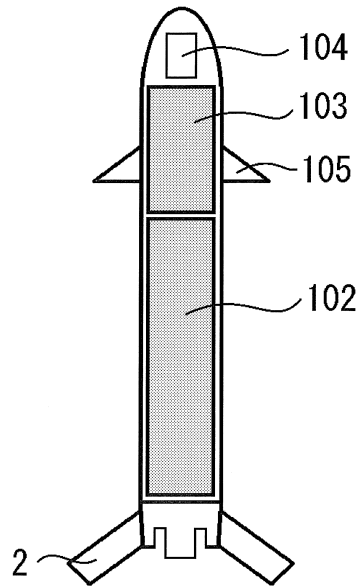
【 0 0 3 9 】

1	誘導砲弾尾翼部	
2	尾翼	
3	耐砲圧部材	20
3 1	格納部	
3 2	開口部	
3 3	カバー	
3 4	圧力導入孔	
4	連結部	
5	噛合部	
6	ストッパ	
7	火口品	
8	接合部	
9	蓋	30
1 0	逆止弁	
1 0 0	誘導砲弾	
1 0 1	誘導砲弾本体部	
1 0 2	推進薬	
1 0 3	弾頭	
1 0 4	誘導装置	
1 0 5	操舵翼	
1 0 6	噴射ノズル	
2 0 0	砲身	
2 0 1	発射薬	40

【図1】

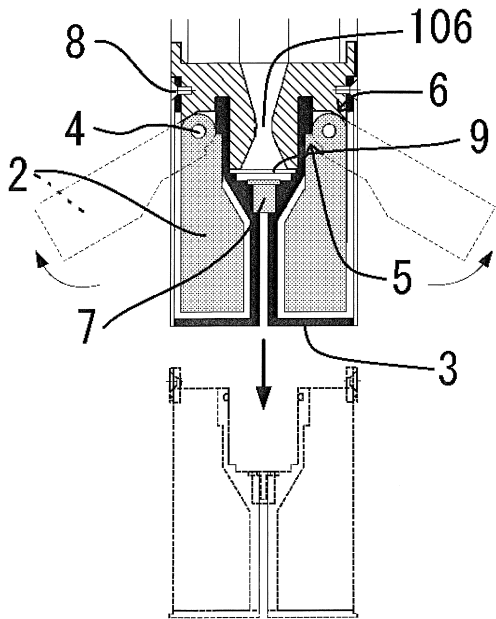


【図2】



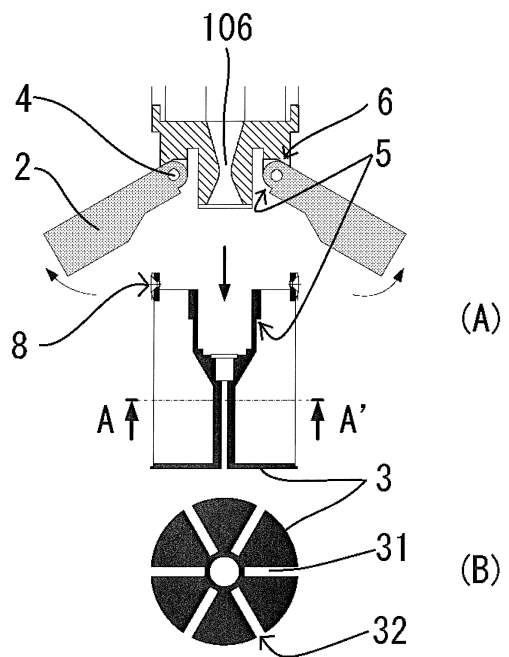
【図3】

1

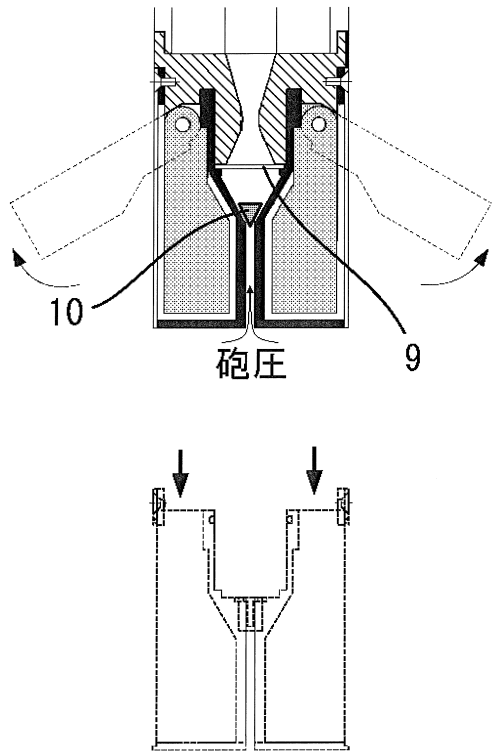


【図4】

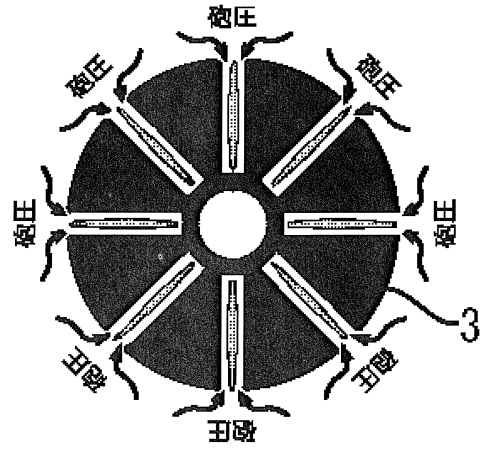
1



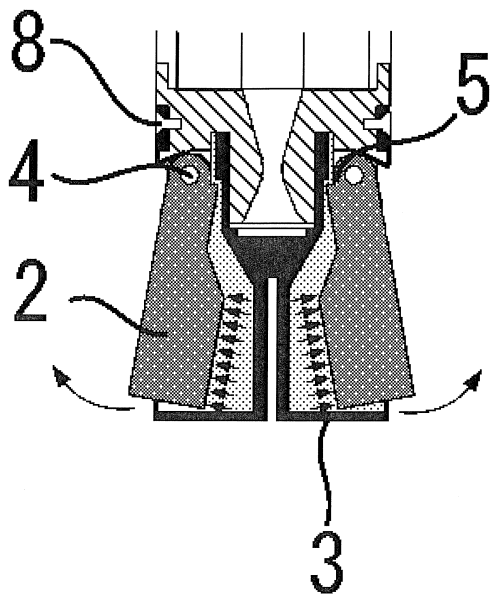
【 図 5 】



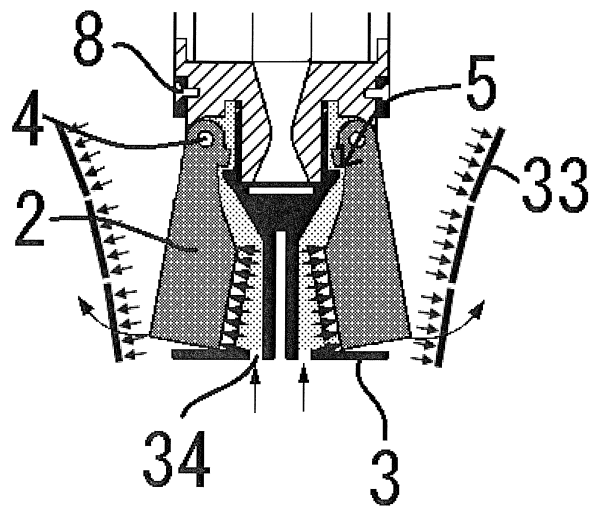
【 図 6 】



【 図 7 】



【 図 8 】



フロントページの続き

- (56)参考文献 米国特許第06135387(US,A)
米国特許出願公開第2004/0094661(US,A1)
米国特許出願公開第2003/0146342(US,A1)
米国特許第05125131(US,A)
特表昭56-501257(JP,A)
特開平11-295000(JP,A)
特開2001-141399(JP,A)
韓国公開特許第10-2010-0092284(KR,A)
特開2012-047142(JP,A)
特開2014-105924(JP,A)
米国特許第06571715(US,B1)

(58)調査した分野(Int.Cl.,DB名)

F42B 10/20
F42B 10/38