

(11)特許出願公開番号

特開2017-190879

(P2017-190879A)

(43) 公開日 平成29年10月19日(2017.10.19)

(51) Int.Cl.

F 4 2 B 14/06 (2006.01)

F 4 1 A 21/16 (2006.01)

F 1

F 4 2 B 14/06

F 4 1 A 21/16

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 6 O.L. (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2016-78788 (P2016-78788)

(22) 出願日 平成28年4月11日 (2016. 4. 11)

(71) 出願人 500302552

株式会社 IHI 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 100097515

弁理士 堀田 実

(74) 代理人 100136700

弁理士 野村 俊博

(72) 発明者 沖園 英次郎

東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会社IH1エアロスペース内

(72) 発明者 濱▲崎▼ 拓

東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会社
社1H1エアロスペース内

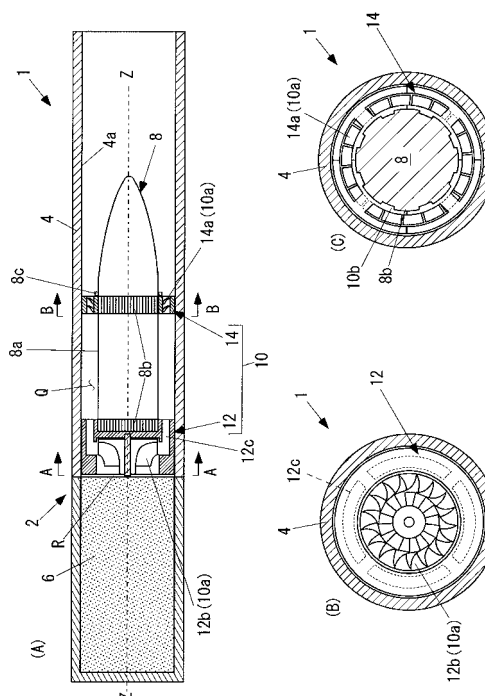
(54) 【発明の名称】 飛翔体回転システム

(57) 【要約】

【課題】砲身に腔線（ライフル）が無くても、飛翔体を回転させて発射できる飛翔体回転システムを提供する。

【解決手段】内周面４aが滑らかな砲身４と、砲身４の砲腔内に後方から燃焼ガスを噴射する発射薬６と、内周面４aから半径方向内方に隙間Ｑを隔てて砲身４に装填される飛翔体８と、飛翔体８に取り付けられ互いに連通させながら砲腔を前後に仕切る回転装弾筒１０と、を備える。回転装弾筒１０は、その前後の砲腔を互いに連通させる。また回転装弾筒１０は、飛翔体８の後方から隙間Ｑを介して砲身４の外部へ流れる燃焼ガスを回転力に変換して、飛翔体８と共に回転する回転機構１０aを有する。

【選択図】 図1



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

内周面が滑らかな砲身と、
前記砲身の砲腔内に後方から燃焼ガスを噴射する発射薬と、
前記内周面から半径方向内方に隙間を隔てて前記砲身に装填される飛翔体と、
前記飛翔体に取り付けられ前記砲腔を前後に仕切る回転装弾筒と、を備え、
前記回転装弾筒は、その前後の前記砲腔を互いに連通させ、
前記飛翔体の後方から前記隙間を介して前記砲身の外部へ流れる前記燃焼ガスを回転力に変換して前記飛翔体と共に回転する回転機構を有する、飛翔体回転システム。

【請求項 2】

前記回転機構は、前記隙間内で前記飛翔体の外周面から半径方向外方に延び該外周面に周方向に間隔を隔てて複数取り付けられる軸流タービン翼を有し、

前記軸流タービン翼は、前記隙間を通る前記燃焼ガスにより前記飛翔体の中心軸を中心として該飛翔体と共に回転する、請求項 1 に記載の飛翔体回転システム。

【請求項 3】

前記回転機構は、前記飛翔体の後端部に設けられた該飛翔体と同軸のラジアルタービン翼であり、

前記回転装弾筒は、前記ラジアルタービン翼の半径方向外方に設けられ前記回転装弾筒の前後を連通させる貫通孔を有し、

前記ラジアルタービン翼は、前記飛翔体の後方から前記貫通孔に向けて流れる前記燃焼ガスにより前記飛翔体と共に回転する、請求項 1 に記載の飛翔体回転システム。

【請求項 4】

前記回転機構は、前記砲身の前記内周面に沿った滑らかな外周面を有し前記砲腔の前後を遮断する遮断壁と、

前記遮断壁の後面に開口し前方に延びる長孔と、

前記長孔の前端部に連結し前記遮断壁の前方で周方向の一方に向けて開口するノズルと、を有し、

前記回転装弾筒の前後の前記砲腔は、前記長孔と前記ノズルとを介して連通し、

さらに前記回転機構は、前記ノズルから周方向一方に噴射される前記燃焼ガスにより、前記飛翔体と共に回転する、請求項 1 に記載の飛翔体回転システム。

【請求項 5】

前記回転機構は、周方向の回転力を前記飛翔体に伝達し、かつ該飛翔体の表面に設けられた凹凸に着脱可能に噛み合う凹凸を有する、請求項 1 に記載の飛翔体回転システム。

【請求項 6】

前記回転装弾筒は、周方向に分割可能に設けられている、請求項 2 に記載の飛翔体回転システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、発射時に飛翔体を回転させる飛翔体回転システムに関する。

【背景技術】

【0002】

砲弾やロケット弾などの飛翔体を飛行させる際には、飛翔姿勢を安定させるため、飛翔体を回転させることがある。このような飛翔体を回転させるシステムは、例えば特許文献 1 や非特許文献 1 に開示されている。

【0003】

特許文献 1 や非特許文献 1 に開示された砲身の内腔（以下、砲腔）には、弾丸に回転を与えるための螺旋状の溝（以下、腔線（ライフル）という）が設けられる。この砲身に装填する弾丸には、砲腔の谷径より少し直径の大きい弾帯が設けられる。発射薬が発生する燃焼ガスの圧力が上昇することによって弾丸が砲腔内を移動すると、弾帯が腔線の山によ

10

20

30

40

50

って切れ、腔線に沿って回転しながら前進する。これにより弾丸が回転する。

また腔線に弾帯が食い込むことにより、弾帯の前方への燃焼ガスの漏れが防止される。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】特開2009-103382号公報

【非特許文献】

【0005】

【非特許文献1】弾道学研究会編、火器弾薬技術ハンドブック（改訂版）、財団法人 防衛技術協会刊、2008年4月30日発行、第782ページ～第787ページ、第820ページ～第821ページ

10

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

上述のように、特許文献1や非特許文献1のシステムは、弾丸を回転させるために、砲身の内周面に腔線を有する。一般にこのような腔線を有する砲身を施線砲身という。施線砲身には、以下の特徴がある。

【0007】

(1) 砲腔の内周面に腔線を設けるのに特殊な加工技術を必要とするため、滑腔砲身よりも製造費用が高くなる。

20

【0008】

(2) 腔線に弾帯が食い込んだ状態で弾丸が施線砲身内を進むため、弾丸の回転の反作用によって、施線砲身には逆方向の回転力が作用する。そのためこの逆方向の回転力に対応するため、発射装置の総重量を重くする必要があるが生じる。

【0009】

(3) 腔線に弾帯が食い込んだ状態で弾丸が施線砲身内を進むため、弾丸が砲腔内を移動する際に生じる抵抗が大きく、燃焼ガスのガス圧力に対する弾丸の速度損失が大きい。

それゆえ、腔線をもたない滑腔砲身と同じ弾丸速度を得るためには、燃焼ガスのガス圧力の増加を必要とするため、腔線をもたない滑腔砲身より厚肉となり、発射装置の重量が重くなる。

30

【0010】

そのため軽量で製造費用が安く、砲身に回転力が生じにくく、圧力損失が小さい飛翔体の回転システムが求められていた。

そこで、砲身に腔線が無くても飛翔体を回転させることができるシステムが求められた。

【0011】

本発明は上述した要望を満たすために創案されたものである。すなわち本発明の目的は、砲身に腔線が無くても、飛翔体を回転させて発射できる飛翔体回転システムを提供することにある。

【課題を解決するための手段】

40

【0012】

本発明によれば、内周面が滑らかな砲身と、

前記砲身の砲腔内に後方から燃焼ガスを噴射する発射薬と、

前記内周面から半径方向内方に隙間を隔てて前記砲身に装填される飛翔体と、

前記飛翔体に取り付けられ前記砲腔を前後に仕切る回転装弾筒と、を備え、

前記回転装弾筒は、その前後の前記砲腔を互いに連通させ、

前記飛翔体の後方から前記隙間を介して前記砲身の外部へ流れる前記燃焼ガスを回転力に変換して前記飛翔体と共に回転する回転機構を有する、飛翔体回転システムが提供される。

【0013】

50

また、前記回転機構は、前記隙間内で前記飛翔体の外周面から半径方向外方に延び該外周面に周方向に間隔を隔てて複数取り付けられる軸流タービン翼を有し、

前記軸流タービン翼は、前記隙間を通る前記燃焼ガスにより前記飛翔体の中心軸を中心として該飛翔体と共に回転する。

【0014】

また、前記回転機構は、前記飛翔体の後端部に設けられた該飛翔体と同軸のラジアルタービン翼であり、

前記回転装弾筒は、前記ラジアルタービン翼の半径方向外方に設けられ前記回転装弾筒の前後を連通させる貫通孔を有し、

前記ラジアルタービン翼は、前記飛翔体の後方から前記貫通孔に向けて流れる前記燃焼ガスにより前記飛翔体と共に回転する。

【0015】

また、前記回転機構は、前記砲身の前記内周面に沿った滑らかな外周面を有し前記砲腔の前後を遮断する遮断壁と、

前記遮断壁の後面に開口し前方に延びる長孔と、

前記長孔の前端部に連結し前記遮断壁の前方で周方向の一方に向けて開口するノズルと、を有し、

前記回転装弾筒の前後の前記砲腔は、前記長孔と前記ノズルとを介して連通し、

さらに前記回転機構は、前記ノズルから周方向一方に噴射される前記燃焼ガスにより、前記飛翔体と共に回転する。

【0016】

また、前記回転機構は、周方向の回転力を前記飛翔体に伝達し、かつ該飛翔体の表面に設けられた凹凸に着脱可能に噛み合う凹凸を有する。

【0017】

また、前記回転装弾筒は、周方向に分割可能に設けられている。

【発明の効果】

【0018】

上述した本発明の装置によれば、砲身の内周面と飛翔体と間に隙間があり、その隙間を介して飛翔体の後方から砲身の外部へ燃焼ガスが流れる。その燃焼ガスの流れにより回転する回転機構を備え、回転機構が飛翔体を回転させるので、腔線やガイドレールを砲身に設けなくても、飛翔体を回転させることができる。

【図面の簡単な説明】

【0019】

【図1】本発明の第1実施形態の飛翔体回転システムの説明図である。

【図2】本発明の第1実施形態の飛翔体回転システムの作動を示す縦断面説明図である。

【図3】本発明の第2実施形態の飛翔体回転システムの縦断面図である。

【図4】図3の断面図と矢視図である。

【図5】本発明の第2実施形態の後部装弾筒の斜視図である。

【図6】本発明の第2実施形態の飛翔体回転システムの作動を示す縦断面説明図である。

【発明を実施するための形態】

【0020】

以下、本発明の実施形態を図面に基づいて説明する。なお、各図において共通する部分には同一の符号を付し、重複した説明を省略する。

【0021】

(第1実施形態)

図1は、本発明の第1実施形態の飛翔体回転システム1の説明図である。

図1(A)は縦断面図、図1(B)は図1(A)のA-A矢視図、図1(C)は図1(A)のB-B矢視図である。

【0022】

本発明の飛翔体回転システム1は、発射装置2、飛翔体8、及び回転装弾筒10を備え

10

20

30

40

50

る。また本発明の発射装置 2 は、砲身 4 と発射薬 6 とを有する。

【0023】

本発明の砲身 4 は、内周面 4 a が滑らかな円筒面に構成される。

発射薬 6 は、砲身 4 の砲腔内に、後方から燃焼ガス 6 a（図 2 を参照）を噴射する。それにより、飛翔体 8 の後方に位置する砲身 4 の砲腔（以下、後室 R）のガス圧力が上昇し、飛翔体 8 を前方へ押し出す。

【0024】

本発明の飛翔体 8 は、回転しながら飛行する砲弾又はロケット弾である。飛翔体 8 は、砲身 4 の内周面 4 a から半径方向内方に隙間 Q を隔てて砲身 4 に装填され、発射される。

また、飛翔体 8 は、回転装弾筒 10 を介して砲身 4 の内周面 4 a に回転可能に支持される。

10

【0025】

また本実施形態の回転装弾筒 10 は、飛翔体 8 に取り付けられ、回転装弾筒 10 の前後の砲腔を、互いに連通させながら仕切る。回転装弾筒 10 は、飛翔体 8 の後方から隙間 Q を介して砲身 4 の外部へ流れる燃焼ガス 6 a を回転力に変換して、飛翔体 8 と共に回転する回転機構 10 a を有する。

回転装弾筒 10 は、例えば図 1（C）に示すように、周方向の回転力を飛翔体 8 に伝達し、飛翔体 8 の表面に設けられた凹凸 8 b に着脱可能に噛み合う凹凸 10 b を有することが好ましい。

【0026】

20

この凹凸 8 b における凹んだ部分の底面は、飛翔体 8 の凹凸 8 b ではない部分の外周面 8 a より半径方向内方に位置することが好ましい。

それにより、凹んだ部分の底面と飛翔体 8 の凹凸 8 b ではない部分の外周面 8 a とが成す段差に前部装弾筒 14 が引っ掛かるので、砲身内で飛翔体 8 に対して前部装弾筒 14 が前方に滑るのを防ぐことができる。

【0027】

なお、回転装弾筒 10 から飛翔体 8 に回転力を伝達する機構は、その他の構成のものでよい。

【0028】

また、前部装弾筒 14 の前方の飛翔体 8 の外周面 8 a には、前部装弾筒 14 が飛翔体 8 の外周面 8 a に沿って前方へ移動しないように、図 1（A）に示すようなストッパ 8 c が設けられていてもよい。それにより砲身内で前部装弾筒 14 が飛翔体 8 を後方に残して前方へ移動するのを防ぐことができる。

30

【0029】

図 1 の例では、回転装弾筒 10 は、飛翔体 8 の後端部に取り付けられる後部装弾筒 12 と、その前方（例えば飛翔体 8 の胴部）に取り付けられる前部装弾筒 14 とを有する。これらの回転装弾筒 10 は、砲身 4 の内周面 4 a に、回転可能に支持されている。例えば回転装弾筒 10 の外周面が、砲身 4 の内周面 4 a に沿った円筒面であり、砲身 4 の内周面 4 a に摺動かつ回転可能に支持されていてもよい。

【0030】

40

本実施形態の後部装弾筒 12 は、ラジアルタービン翼 12 b と、貫通孔 12 c とを有する。

【0031】

ラジアルタービン翼 12 b は、飛翔体 8 の後端部に設けられた、飛翔体 8 の中心軸 Z-Z を中心として回転する回転機構 10 a である。ラジアルタービン翼 12 b は、飛翔体 8 の後方（後室 R）から貫通孔 12 c に向けて流れる燃焼ガス 6 a により、飛翔体 8 と共に回転する。

【0032】

貫通孔 12 c は、ラジアルタービン翼 12 b の半径方向外方に設けられ、回転装弾筒 10 の前後を連通させる孔である。例えば図 1 の例では、貫通孔 12 c は、後室 R と隙間 Q

50

とを連通させる。

【0033】

この構成により、発射薬6から燃焼ガス6aが発生することにより後室Rの圧力が高まり、飛翔体8の後端部を前方に押す。後室Rの圧力は、隙間Qの圧力より高いため、後室Rの燃焼ガス6aは、貫通孔12cに向けて流れる。ラジアルタービン翼12bを通り、貫通孔12cに向けて流れる燃焼ガス6aがラジアルタービン翼12bを回転させる。

【0034】

前部装弾筒14は、砲身4の内周面4aと飛翔体8の外周面8aとの間の隙間Qで外周面8a全周を取り囲む。そして燃焼ガス6aにより飛翔体8の中心軸Z-Zを中心として飛翔体8を回転させる。

10

【0035】

前部装弾筒14の回転機構10aは、軸流タービン翼14aにより回転力が得られる。

軸流タービン翼14aは、隙間内で飛翔体8の外周面8aから半径方向外方に延び、周方向に間隔を隔ててその外周面8aに複数取り付けられる。軸流タービン翼14aは、後方から前方に向けて隙間Qを通る燃焼ガス6aにより、飛翔体8の中心軸Z-Zを中心として回転する回転力がかかる。そしてこの回転力により、前部装弾筒14の全体ごと、飛翔体8と共に、中心軸Z-Zを中心として回転する。

前部装弾筒14は、周方向に分割可能に設けられていることが好ましい。

【0036】

本実施形態の回転装弾筒10の外周面は、砲身4の内周面4aに対して回転しながら前方へ滑るように、平滑な円筒面に設けられていることが好ましい。この場合、回転装弾筒10の外周面が砲身4の内周面4aに沿って、砲身内を回転しながら前方に滑る。

20

【0037】

図2は、本発明の第1実施形態の飛翔体回転システム1の作動を示す縦断面説明図である。

図2(A)は、発射薬6の起爆直後を示し、図2(B)は、砲身4から飛翔体8が放出された後を示す。

【0038】

発射薬6が起爆し、燃焼ガス6aを放出すると、図2(A)に示すように、後室内のガス圧力が上昇し、隙間Qとの圧力差が大きくなる。それにより、飛翔体8の後端部に圧力がかかり、砲身内を飛翔体8が前方に向けて移動する。

30

【0039】

また、この圧力差により、後室Rの燃焼ガス6aは、貫通孔12cに向けて流れる。この燃焼ガス6aの流れを受けてラジアルタービン翼12bが回転し、ラジアルタービン翼12bから回転力が飛翔体8に伝達されることで、飛翔体8が回転する。

隙間Qへ流れた燃焼ガス6aは、隙間Qよりさらに圧力が低い砲身4の外部に向けて前方へ流れる。

【0040】

それにより、隙間Qを前方に向けて流れる燃焼ガス6aにより、前部装弾筒14の軸流タービン翼14aは、中心軸Z-Zを中心として回転する。そして、軸流タービン翼14aの回転力が飛翔体8に伝達され、飛翔体8に、中心軸Z-Zを中心とする旋回力が与えられる。

40

【0041】

図2(B)に示すように、飛翔体8は、この回転力により回転しながら砲身4から放出される。砲身4から飛翔体8が飛び出すと、飛翔体8は、回転しながら飛翔する。前部装弾筒14は、周方向に分割可能に設けられている。それにより、半径方向外方に向かう遠心力が前部装弾筒14にかかり、分割した前部装弾筒14が飛翔体8の半径方向外方へ移動し、飛翔体8から離脱する。

【0042】

また飛翔体8の飛翔に伴い、後部装弾筒12の前面には後方に押す空気抵抗がかかる。

50

後部装弾筒 12 は、この空気抵抗に後方へ押され、飛翔体 8 の後端部から後方に離脱する。

【0043】

本実施形態の飛翔体回転システム 1 は、これらの構成により、砲身 4 に腔線やガイドレールを設けなくても、飛翔体 8 を回転させることができる。

【0044】

それにより、本発明の飛翔体回転システム 1 は、砲身に腔線やガイドレールを設ける従来のシステムに比べ、砲身 4 を薄肉に製造でき、軽量化できる。また腔線やガイドレールを設けるのに必要な特殊な加工を必要としないので、本発明の飛翔体回転システム 1 は、従来のシステムより発射装置 2 の製造費用を抑えられる。

10

【0045】

また、回転装弾筒 10 の外周面が砲身 4 の内周面 4a を周方向に滑るので、従来のシステムより、飛翔体 8（回転装弾筒 10）と砲身 4 の内周面 4a との間に生じる抵抗を小さくすることができる。それにより、後室内のガス圧力に対する速度損失を従来のシステムより少なくすることができる。

【0046】

さらに、本発明の砲身 4 には腔線やガイドレールが設けられず、回転装弾筒 10 の外周面が砲身 4 の内周面 4a に沿って滑りながら回転するので、砲身 4 に、飛翔体 8 の回転の逆方向の回転力が発生するのを抑えることができる。

【0047】

なお、本実施形態の飛翔体回転システム 1 は、後部装弾筒 12 と前部装弾筒 14 の双方を備えるが、飛翔体 8 を回転させる機構として、後部装弾筒 12 と前部装弾筒 14 のいずれか一方のみを備えていてもよい。その場合、飛翔体回転システム 1 は、砲身内に飛翔体 8 を回転可能に支持する装弾筒（以下、支持装弾筒）を備える。

20

【0048】

このとき、飛翔体回転システム 1 が後部装弾筒 12 を備える場合は、支持装弾筒は、軸流タービン翼 14a を有さない。

一方、飛翔体回転システム 1 が前部装弾筒 14 のみを備える場合には、支持装弾筒は、前部装弾筒 14 と同様に軸流タービン翼 14a を有していても有さなくてもよい。つまり、例えば飛翔体回転システム 1 は、前後方向に間隔を隔てて複数の前部装弾筒 14 を備えていてもよい。

30

【0049】

（第 2 実施形態）

次に、本発明の第 2 実施形態の飛翔体回転システム 1 について説明する。

図 3 は、本発明の第 2 実施形態の飛翔体回転システム 1 の縦断面図である。

図 4（A）は、図 3 の C-C 矢視図である。図 4（B）は図 3 の D-D 矢視図、図 4（C）は図 3 の E-E 矢視図である。

図 5 は、本発明の第 2 実施形態の後部装弾筒 12 の斜視図である。なお、図 5 においては、飛翔体 8 の外周面 8a と回転装弾筒 10 の内周面に設けられる凹凸 8b、10b の描写を省略している。

40

【0050】

本実施形態の前部装弾筒 14 は、第 1 実施形態のそれと同様である。

【0051】

本実施形態の後部装弾筒 12 は、遮断壁 12d、ノズル 12e、及び長孔 12g を有する。後部装弾筒 12 の回転機構 10a は、遮断壁 12d、ノズル 12e、及び長孔 12g である。

【0052】

遮断壁 12d は、砲身 4 の内周面 4a に沿った滑らかな外周面を有する。この遮断壁 12d の外周面が砲身 4 の内周面 4a に沿って滑るようになっている。

また遮断壁 12d は、砲腔を前後に遮断する。例えば遮断壁 12d は、図 3 に示すよう

50

に、飛翔体 8 の後端部に連結し、後室 R と隙間 Q との間に設けられていてもよい。この場合、遮断壁 1 2 d は、後室 R と隙間 Q との間を遮断する。しかしこれに限らず、遮断壁 1 2 d は、前部装弾筒 1 4 のように、飛翔体 8 の胴部上に、隙間 Q の前後を遮断するように設けられていてもよい。

【0053】

長孔 1 2 g は、後端が遮断壁 1 2 d の後面に開口し、前方に延び、その前端がノズル 1 2 e に開口する。

【0054】

ノズル 1 2 e は、長孔 1 2 g の前端部に連結し、遮断壁 1 2 d の前方で周方向の一方に向けて開口する。例えば図 4、図 5 の例では、周方向に間隔を隔てて複数の突起が遮断壁 1 2 d から前方に向けて突出しており、その突起の周方向一方に、ノズル 1 2 e の開口 1 2 f が設けられている。

【0055】

この構成により、本実施形態において、遮断壁 1 2 d の前後の砲腔は、長孔 1 2 g とノズル 1 2 e とを介して連通する。例えば図 4、図 5 の例では、長孔 1 2 g とノズル 1 2 e によって、後室 R と隙間 Q とが連通する。

【0056】

図 6 は、本発明の第 2 実施形態の飛翔体回転システム 1 の作動を示す縦断面説明図である。

図 6 (A) は、発射薬 6 の起爆直後を示し、図 6 (B) は、砲身 4 から飛翔体 8 が放出された後を示す。

【0057】

図 6 (A) に示すように、発射装置 2 の発射薬 6 から燃焼ガス 6 a が放出されることによって、後室 R と隙間 Q との間の差圧が大きくなる。後室 R と隙間 Q は、長孔 1 2 g とノズル 1 2 e のみで連通しているため、後室 R から長孔 1 2 g に流入する燃焼ガス 6 a は、ノズル 1 2 e の開口 1 2 f から周方向の一方に向けて隙間 Q に噴射される。それにより、本実施形態の後部装弾筒 1 2 に回転力が加わり、後部装弾筒 1 2 が回転する。それにより、後部装弾筒 1 2 から飛翔体 8 に回転力が伝達され、飛翔体 8 が中心軸 Z-Z を中心として回転する。

【0058】

砲身 4 から飛翔体 8 が飛び出すと、飛翔体 8 は、回転しながら飛翔する。それにより、半径方向外方に向かう遠心力が前部装弾筒 1 4 にかかり、前部装弾筒 1 4 が飛翔体 8 から離脱する。

【0059】

また飛翔体 8 の飛翔に伴い、後部装弾筒 1 2 の前面には後方に押す空気抵抗がかかる。それにより後部装弾筒 1 2 は、飛翔体 8 から後方に離脱する。

【0060】

本実施形態の飛翔体回転システム 1 は、後部装弾筒 1 2 に長孔 1 2 g とノズル 1 2 e を設けるといった簡単な構成で成り立つので、飛翔体回転システム 1 の製造費用をさらに抑えることができる。

【0061】

本実施形態の飛翔体回転システム 1 のその他の構成と効果は、第 1 実施形態のそれと同様である。

【0062】

上述した本発明の装置によれば、砲身 4 の内周面 4 a と飛翔体 8 と間に隙間 Q があり、その隙間 Q を介して飛翔体 8 の後方から砲身 4 の外部へ燃焼ガス 6 a が流れる。その燃焼ガス 6 a の流れにより回転する回転機構 1 0 a を備え、回転機構 1 0 a が飛翔体 8 を回転させる。それにより、腔線やガイドレールを砲身 4 に設けなくても、飛翔体 8 を回転させることができる。

【0063】

したがって本発明の飛翔体回転システム 1 は、腔線やガイドレールを砲身 4 に設ける必要が無いので、砲身 4 を薄肉に製造でき、軽量化を図ることができる。また腔線やガイドレールを設けるために、砲身 4 に特殊な加工を施す必要が無いため、従来のシステムより製造費用を抑えることができる。

【0064】

さらに、本発明の砲身 4 の内周面 4 a に腔線やガイドレールが無いことから、砲身 4 にかかる飛翔体 8 の回転と逆方向の回転力を抑えることができる。

【0065】

また砲身 4 の内周面 4 a が滑らかに設けられているので、従来のシステムより、飛翔体 8 が砲身内を移動する際に生じる抵抗が小さい。そのため、後室 R のガス圧力に対する飛翔体 8 の速度損失を従来のシステムより抑えることができる。そのため、従来のシステムより多くの後室 R の燃焼ガス 6 a のガス圧力を飛翔体 8 の速度に変換することができる。

10

【0066】

なお本発明は上述した実施の形態に限定されず、本発明の要旨を逸脱しない範囲で種々変更を加え得ることは勿論である。

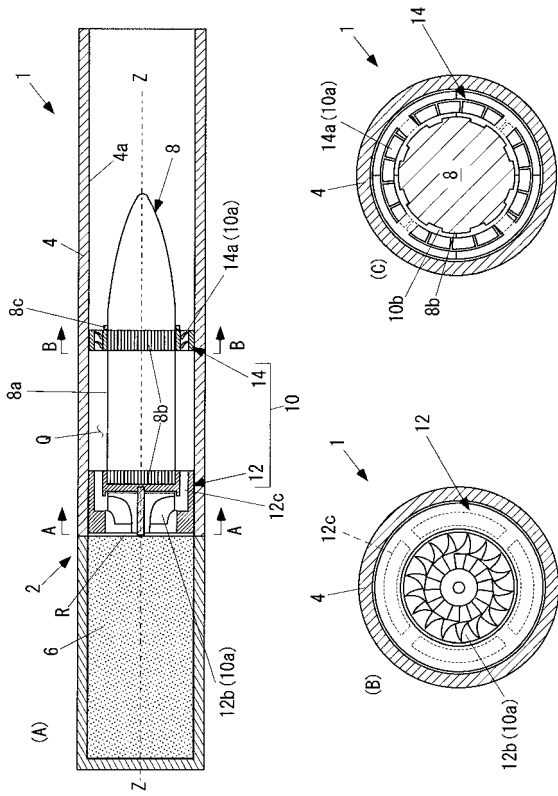
【符号の説明】

【0067】

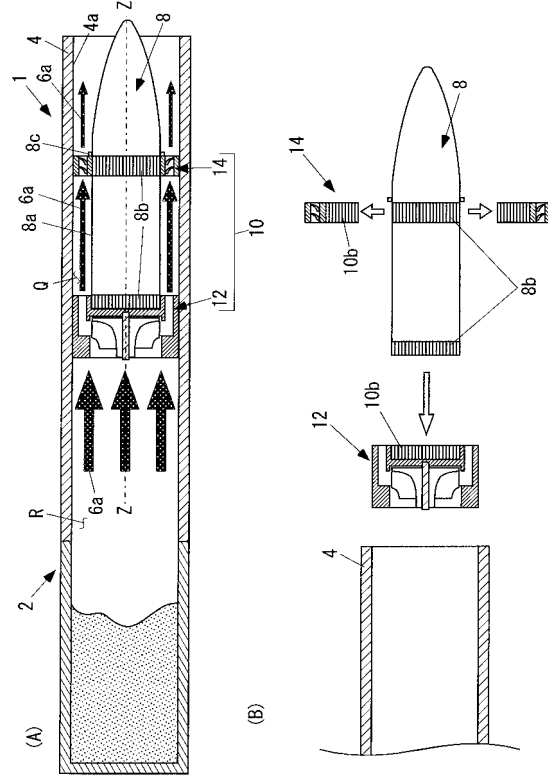
1 飛翔体回転システム、 2 発射装置、
4 砲身、 4 a 内周面、
6 発射薬、 6 a 燃焼ガス、
8 飛翔体、 8 a 外周面、 8 b 凹凸、 8 c ストップ、
10 回転装弾筒、 10 a 回転機構、 10 b 凹凸、
12 後部装弾筒、 12 b ラジアルタービン翼、 12 c 貫通孔、
12 d 遮断壁、 12 e ノズル、 12 f 開口、 12 g 長孔、
14 前部装弾筒、 14 a 軸流タービン翼、
R 後室、 Q 隙間、 Z-Z 中心軸

20

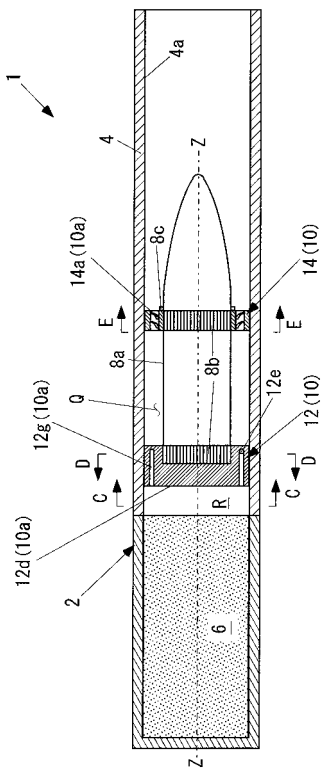
【図 1】



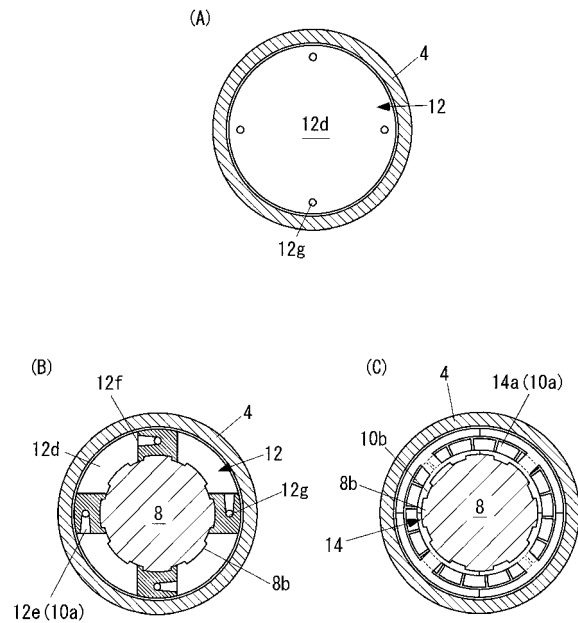
【図 2】



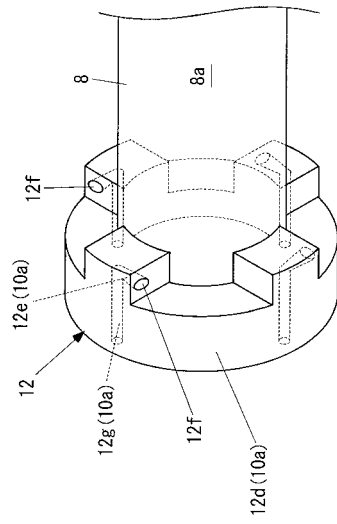
【図 3】



【図 4】



【図 5】



【図 6】

