

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4000757号
(P4000757)

(45) 発行日 平成19年10月31日(2007.10.31)

(24) 登録日 平成19年8月24日(2007.8.24)

(51) Int.C1.

F 1

F 42B 10/38 (2006.01)
F 42B 15/36 (2006.01)F 42B 10/38
F 42B 15/36

請求項の数 3 (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2000-229173 (P2000-229173)
 (22) 出願日 平成12年7月28日 (2000.7.28)
 (65) 公開番号 特開2002-39698 (P2002-39698A)
 (43) 公開日 平成14年2月6日 (2002.2.6)
 審査請求日 平成17年8月19日 (2005.8.19)

(73) 特許権者 000006013
 三菱電機株式会社
 東京都千代田区丸の内二丁目7番3号
 (74) 代理人 100113077
 弁理士 高橋 省吾
 (74) 代理人 100112210
 弁理士 稲葉 忠彦
 (74) 代理人 100108431
 弁理士 村上 加奈子
 (74) 代理人 100128060
 弁理士 中鶴 一隆
 (72) 発明者 橋本 健雄
 東京都千代田区丸の内二丁目2番3号 三菱電機株式会社内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】飛しょう体

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

空気取り入れ式推進装置を有する飛しょう体において、超音速空気取り入れ口と、主燃料タンクと、燃焼室と、前記燃焼室内に充填された補助固体燃料と、前記超音速空気取り入れ口と前記燃焼室を結ぶダクトと、前記燃焼室と前記ダクトの間に設けられ、気密を保ちかつ開放可能な構造のポートカバーと、前記ダクトの後方に配設され、内部がラバール管をなし、流路の最小断面積が前記超音速空気取り入れ口の流路の最小断面積と同じである延長ノズルと、前記ダクトと前記延長ノズルの間に設けられた仕切弁とを有し、前記補助固体燃料燃焼中は前記仕切弁を開放して空気を前記ダクトから前記延長ノズルへ送り、前記補助固体燃料燃焼終了後は前記ポートカバーを開放し前記仕切弁を閉鎖して空気を前記ダクトから前記燃焼室へ送ることを特徴とする飛しょう体。

【請求項2】

空気取り入れ式推進装置を有する飛しょう体において、超音速空気取り入れ口と、主燃料タンクと、燃焼室と、前記燃焼室内に充填された補助固体燃料と、前記超音速空気取り入れ口と前記燃焼室を結ぶダクトと、前記ダクトの後方に配設され、内部がラバール管をなし、流路の最小断面積が前記超音速空気取り入れ口の流路の最小断面積と同じである延長ノズルと、前記燃焼室と前記ダクトの間に設けられ、空気の流れを前記燃焼室と前記延長ノズルへ切り替える切替弁とを有し、前記補助固体燃料燃焼中は前記切替弁は前記ダクトと前記燃焼室の気密を保ちつつ空気を前記ダクトから前記延長ノズルへ送り、前記補助固体燃料燃焼終了後は前記切替弁を転動して前記延長ノズルの入り口を閉鎖し空気を前記

ダクトから前記燃焼室へ送ることを特徴とする飛しょう体。

【請求項 3】

前記切替弁は前記補助固体燃料燃焼終了後、前記延長ノズルへの流路を全閉せずに空気の一部を前記延長ノズルへ送ることを特徴とする請求項 2 記載の飛しょう体。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

この発明は、飛しょう体の改良に関するものであり、さらに詳しく述べると空気取り入れ式推進装置を有し超音速で飛翔する飛しょう体の空気抵抗を低減する技術に関するものである。

10

【0002】

空気取り入れ式推進装置を有する飛しょう体に関しては、たとえば防衛技術ジャーナル 1998年5月号のP56～P59「ダクテッドロケット・エンジン」、あるいは同じ防衛技術ジャーナル 1999年3月号のP4～P13「ダクテッドロケット・エンジンの最適作動」(いずれも財団法人防衛技術協会発行)に述べられている。さらに当出願人においても特開平11-248398あるいは特開2000-97599等がある。

【0003】

【従来の技術】

図7は超音速空気取り入れ口を有する飛しょう体の構成を示す図であり、図において1は飛しょう体、2は超音速空気取り入れ口、3は主燃料タンク、4は燃焼室、5は前記超音速空気取り入れ口の後方に取り付けられたダクト、6は前記燃焼室内に充填された補助固体燃料、7は前記超音速空気取り入れ口と、前記燃焼室の間に除去可能に取り付けられたポートカバー、8は前記超音速空気取り入れ口の入口に除去可能に取り付けられたインテークカバー、9は分離可能に取り付けられたブースターノズル、10は二次ノズル、11は流量制御器である。

20

【0004】

このような飛しょう体1の各構成要素は、次のように作用する。燃焼室4に充填された補助固体燃料6は、ラム燃焼に必要な速度(たとえばマッハ2)まで加速するためのものである。ポートカバー7は補助固体燃料6の燃焼圧力に耐え、高温の燃焼ガスが超音速空気取り入れ口2へ逆流するのを防止する。インテークカバー8は超音速インテーク2の内部に異物が侵入するのを防止する。補助固体燃料6の燃焼中は、燃焼ガスがブースターノズル9を通して機体後方へ噴出される。主燃料タンク3にはラム燃焼用の燃料が充填され、燃料はラム燃焼時に流量制御器11を介して燃焼室4へ送り込まれ、超音速空気取り入れ口2から取り込まれた空気と混合して燃焼し、燃焼ガスは二次ノズル10を通して機体後方へ噴出される。

30

【0005】

図8はこの飛しょう体1の動作を説明する図であり、図8(a)は補助固体燃料6が燃焼している段階、図8(b)はラム燃焼へ移行する段階、図8(c)はラム燃焼の段階を示す。飛しょう体1は発射時にまず補助固体燃料6に点火され、図8(a)に示す段階となる。この段階においてはポートカバー7およびインテークカバー8は閉じられており外部から超音速空気取り入れ口2および燃焼室4への空気の流入はない。また、流量制御器11は閉じられており、補助固体燃料6のみが燃焼し高温高圧の燃焼ガスはブースターノズル9から機体後方へ噴出され、推力を発生する。補助固体燃料6の燃焼圧力はラム燃焼圧力よりも高いため、開口比の大きなブースターノズル9が用いられる。

40

【0006】

このとき矢印アで示す外部気流がインテークカバー8に衝突するため破線aで示すインテークカバー8の表面圧力が上昇する。また、ダクト5の後端面では外部気流が剥離するため、破線bで示す面の圧力が低下する。この面aと面bの圧力差により大きな空気抵抗が発生する。

【0007】

50

補助固体燃料 6 の燃焼が終了すると図 8 (b) に示す段階へと移行する。この段階で、ブースタノズル 9 が分離され 2 次ノズル 10 に切り替えられる。また、ポートカバー 7 およびインテークカバー 8 が解放され、外部気流は超音速空気取り入れ口 2 で減速・圧縮された後、ダクト 5 を経て燃焼室 4 へ流入し、2 次ノズル 10 を通して機体後部へ排気される。ポートカバー 7 およびインテークカバー 8 は火工品が多く用いられ、火薬により破碎・分離される。この段階においては推力を発生しないため、飛しょう体 1 は急激に減速する。

【 0 0 0 8 】

しかる後、流量制御器 11 を開き図 8 (c) に示す段階へと移行する。この段階においては、超音速空気取り入れ口 2 から取り込まれた空気は、矢印イで示すように、圧縮されて高温高圧となり燃焼室 4 へ流入する。また主燃料タンク 3 の燃料は流量制御器 11 により燃焼室 4 へ噴射され、空気と混合・燃焼し高温高圧の燃焼ガスとなって 2 次ノズル 10 を通して後方へ噴射され推力を発生する。ラム燃焼圧力は固体補助燃料の燃焼圧力よりも低くより開口比の小さな 2 次ノズル 10 が用いられる。このときダクト 5 の後端面では外部気流が剥離するため、破線 c で示す面の圧力が低下し底面抵抗が発生する。

【 0 0 0 9 】

【発明が解決しようとする課題】

このような空気取り入れ式飛しょう体においては、次のような問題があった。

【 0 0 1 0 】

補助固体燃料 6 が燃焼している段階においては、インテークカバーの表面に生じる高圧部と、ダクト後端に生じる低圧部とにより大きな空気抵抗を生じるため、ラム燃焼に必要な速度まで加速するために多くの固体燃料を要し重くなるという問題があった。

【 0 0 1 1 】

また、ラム燃焼へ移行する段階およびラム燃焼の段階においては、ダクト後端に生じる低圧部により底面抵抗を生じ、航続距離が短くなるという問題があった。

【 0 0 1 2 】

この発明はかかる課題を解決するためになされたものであり、超音速空気取り入れ口を有する飛しょう体において空気抵抗の小さな機体を得ることを目的とする。

【 0 0 1 3 】

【課題を解決するための手段】

第 1 の発明による飛しょう体は、超音速空気取り入れ口と、主燃料タンクと、燃焼室と、前記燃焼室内に充填された固体燃料と、前記超音速空気取り入れ口と前記燃焼室を結ぶダクトと、前記燃焼室と前記ダクトの間に設けられ、気密を保ちかつ開放可能なポートカバーと、前記ダクトの後方に配設され、内部がラバール管をなす延長ノズルと、前記ダクトと前記延長ノズルの間に設けられた仕切弁を有し、前記固体燃料燃焼中は前記仕切弁を開放して空気を前記ダクトから前記延長ノズルへ送り、前記固体燃料燃焼終了後は前記ポートカバーを開放し前記仕切弁を閉鎖して空気を前記ダクトから前記燃焼室へ送るものである。

【 0 0 1 4 】

また、第 2 の発明による飛しょう体は、超音速空気取り入れ口と、主燃料タンクと、燃焼室と、前記燃焼室内に充填された補助固体燃料と、前記超音速空気取り入れ口と前記燃焼室を結ぶダクトと、前記ダクトの後方に配設され、内部がラバール管をなす延長ノズルと、前記燃焼室と前記ダクトの間に設けられ、空気の流れを前記燃焼室と前記延長ノズルへ切り替える切替弁を有し、前記補助固体燃料燃焼中は前記切替弁は前記ダクトと前記燃焼室の気密を保ちつつ空気を前記ダクトから前記延長ノズルへ送り、前記補助固体燃料燃焼終了後は前記切替弁を転動して前記延長ノズルの入り口を閉鎖し空気を前記ダクトから前記燃焼室へ送るものである。

【 0 0 1 5 】

第 3 の発明による飛しょう体は、第 2 の発明において、前記切替弁は前記補助固体燃料燃焼終了後、前記延長ノズルへの流路を全閉せずに空気の一部を前記延長ノズルへ送るもの

10

20

30

40

50

である。

【0016】

【発明の実施の形態】

実施の形態1.

図1はこの発明の実施の形態1における飛しょう体15の構成を示す図である。図において、12は超音速空気取り入れ口2と燃焼室4を結ぶダクト、13はダクト12の後方に配設され、内部がラバール管をなし、流路の最小断面積が超音速空気取り入れ口2の流路の最小断面積と同じ延長ノズル、14はダクト12と延長ノズル13の間に設けられ、ダクト12から延長ノズル13への流路を開閉する仕切弁であり、他の構成品は図7に示す従来の飛しょう体1と同じものである。

10

【0017】

図2はこの発明の実施の形態1による飛しょう体15の動作を説明する図であり、図2(a)は補助固体燃料6が燃焼している段階、図2(b)はラム燃焼へ移行する段階、図2(c)はラム燃焼の段階を示す。飛しょう体15は発射時にまず補助固体燃料6に点火され、図2(a)に示す段階となる。この段階において流量制御器11は閉じられており、補助固体燃料6のみが燃焼し高温高圧の燃焼ガスはブースタノズル9から機体後方へ噴出され、推力を発生する。ポートカバー7は閉じられ、燃焼室4とダクト12の気密が保たれている。仕切弁14は開であり、超音速空気取り入れ口2から取り込まれた空気は、矢印ウで示すようにダクト12を経て延長ノズル13から後方へ排気される。

20

【0018】

この段階において、この実施の形態1による飛しょう体15では超音速空気取り入れ口2は作動状態となり、図8で説明した従来の飛しょう体1においてインテークカバー8の表面に発生したような高圧部は生じない。また、延長ノズル13からの排気により破線dで示した部分の圧力低下は従来の飛しょう体1よりも少なく抑えられる。従って空気抵抗を従来の飛しょう体1よりも低く抑えることができる。

【0019】

補助固体燃料の燃焼が終了すると図2(b)に示す段階へと移行する。この段階で、ブースタノズル9が分離され2次ノズル10に切り替えられる。また、ポートカバー7が開放されダクト12から燃焼室4への流路が確保され、仕切弁14は閉に切り換えられダクト12から延長ノズル13への流路は遮断される。外部気流は超音速インテークで減速・圧縮された後、燃焼室4へ流入し、2次ノズル10を通して機体後部へ排気される。このときには従来の飛しょう体1と同様に、延長ノズル13の後端面では外部気流が剥離するため、破線eで示す面の圧力が低下し底面抵抗が発生する。

30

【0020】

しかる後、流量制御器11を開き図2(c)に示す段階へと移行する。この段階においては、超音速空気取り入れ口2から取り込まれた空気は、矢印エで示すように、圧縮されて高温高圧となり燃焼室4へ流入する。また主燃料タンク3の燃料は流量制御器11により燃焼室4へ噴射され、空気と混合・燃焼し高温高圧の燃焼ガスとなって2次ノズル10を通して後方へ噴射され、推力を発生する。このときには従来の飛しょう体1と同様に、延長ノズル13の後端面では外部気流が剥離するため、破線fで示す面の圧力が低下し底面抵抗が発生する。

40

【0021】

実施の形態2.

図3はこの発明の実施の形態2における飛しょう体16の構成を示す図である。図において、17はダクト12の内部に設けられ超音速空気取り入れ口2からの空気の流路を燃焼室4または延長ノズル13へ切り換える切換弁であり、他の構成品は図1に示すこの発明の実施の形態1の飛しょう体15と同じものである。

【0022】

図4はこの発明の実施の形態2による飛しょう体16の動作を説明する図であり、図4(a)は補助固体燃料6が燃焼している段階、図4(b)はラム燃焼へ移行する段階、図4

50

(c) はラム燃焼の段階を示す。飛しょう体 16 は発射時にまず補助固体燃料 6 に点火され、図 4 (a) に示す段階となる。この段階において流量制御器 11 は閉じられており、補助固体燃料 6 のみが燃焼し高温高圧の燃焼ガスはブースタノズル 9 から機体後方へ噴出され、推力を発生する。切換弁 17 は燃焼室 4 とダクト 12 の気密を保ち、超音速空気取り入れ口 2 から延長ノズル 13 への流路を確保する位置に固定される。超音速空気取り入れ口 2 から取り込まれた空気は、矢印オで示すようにダクト 12 を経て延長ノズル 13 から後方へ排気される。

【0023】

この段階においては、この実施の形態 2 による飛しょう体 16 では超音速空気取り入れ口 2 は作動状態となり、図 8 で説明した従来の飛しょう体 1 においてインテークカバー 8 の表面に発生したような高圧部は生じない。また、延長ノズル 13 からの排気により破線 g で示した部分の圧力低下は従来の飛しょう体 1 よりも少なく抑えられる。従って空気抵抗を従来の飛しょう体 1 よりも低く抑えることができる。

【0024】

補助固体燃料の燃焼が終了すると図 4 (b) に示す段階へと移行する。この段階で、ブースタノズル 9 が分離され 2 次ノズル 10 に切り替えられる。また、切換弁 17 はダクト 12 から延長ノズル 13 への流路を遮断し、ダクト 12 から燃焼室 4 への流路を確保する位置に固定される。外部気流は超音速インテークで減速・圧縮された後、燃焼室 4 へ流入し、2 次ノズル 10 を通して機体後部へ排気される。このときには従来の飛しょう体 1 と同様に、延長ノズル 13 の後端面では外部気流が剥離するため、破線 h で示す面の圧力が低下し底面抵抗が発生する。

【0025】

かかる後、流量制御器 11 を開き図 4 (c) に示す段階へと移行する。この段階においては、超音速空気取り入れ口 2 から取り込まれた空気は、矢印カで示すように、圧縮されて高温高圧となり燃焼室 4 へ流入する。また主燃料タンク 3 の燃料は流量制御器 11 により燃焼室 4 へ噴射され、空気と混合・燃焼し高温高圧の燃焼ガスとなって 2 次ノズル 10 を通して後方へ噴射され、推力を発生する。このときには従来の飛しょう体 1 と同様に、延長ノズル 13 の後端面では外部気流が剥離するため、破線 i で示す面の圧力が低下し底面抵抗が発生する。

【0026】

実施の形態 3 。

図 5 はこの発明の実施の形態 3 における飛しょう体 18 の構成を示す図である。図において、19 はダクト 12 の内部に設けられ超音速空気取り入れ口 2 からの空気を燃焼室 4 と延長ノズル 13 へ分配する制御弁であり、他の構成品は図 3 に示すこの発明の実施の形態 2 の飛しょう体 16 と同じものである。

【0027】

図 6 はこの発明の実施の形態 3 による飛しょう体 18 の動作を説明する図であり、図 6 (a) は補助固体燃料 6 が燃焼している段階、図 6 (b) はラム燃焼へ移行する段階、図 6 (c) はラム燃焼の段階を示す。飛しょう体 18 は発射時にまず補助固体燃料 6 に点火され、図 6 (a) に示す段階となる。この段階において流量制御器 11 は閉じられており、補助固体燃料 6 のみが燃焼し高温高圧の燃焼ガスはブースタノズル 9 から機体後方へ噴出され、推力を発生する。制御弁 19 は超音速空気取り入れ口 2 からの空気をすべて延長ノズル 13 へ分配する位置に固定される。超音速空気取り入れ口 2 から取り込まれた空気は、矢印キで示すように、ダクト 12 を経て延長ノズル 13 から後方へ排気される。

【0028】

この段階においては、この実施の形態 3 による飛しょう体 18 では超音速空気取り入れ口 2 は作動状態となり、図 8 で説明した従来の飛しょう体 1 においてインテークカバー 8 の表面に発生したような高圧部は生じない。また、延長ノズル 13 から排気により破線 j で示した部分の圧力低下は従来の飛しょう体 1 よりも少なく抑えられる。従って空気抵抗を従来の飛しょう体 1 よりも低く抑えることができる。

10

20

30

40

50

【0029】

補助固体燃料の燃焼が終了すると図6(b)に示す段階へと移行する。この段階で、ブースターノズル9が分離され2次ノズル10に切り替えられる。また、制御弁19は超音速空気取り入れ口2からの空気の一部(たとえば5%)を延長ノズル13へ、残りを燃焼室へ4分配する位置に固定される。外部気流は超音速インテークで減速・圧縮された後、一部は延長ノズル13から後方へ排気され、残りは燃焼室4へ流入し、2次ノズル10を通して機体後部へ排気される。

【0030】

この段階においては、超音速空気取り入れ口2から取り込んだ空気の一部が延長ノズル13から排気されるため、破線kで示した部分の圧力低下は図6(a)の段階よりは大きくなるが、従来の飛しょう体1よりも小さく抑えられる。従って空気抵抗を従来の飛しょう体1よりも低く抑えることができる。

10

【0031】

しかる後、流量制御器11を開き図6(c)に示す段階へと移行する。この段階においては、超音速空気取り入れ口2から取り込まれた空気は、矢印kで示すように、圧縮されて高温高圧となり一部は延長ノズル13から後方へ排気され、残りは燃焼室4へ流入する。また主燃料タンク3の燃料は流量制御器11により燃焼室4へ噴射され、空気と混合・燃焼し高温高圧の燃焼ガスとなって2次ノズル10を通して後方へ噴射され、推力を発生する。

【0032】

20

この段階においても図6(b)に示す段階と同様に、超音速空気取り入れ口2から取り込んだ空気の一部が延長ノズル13から排気されるため、破線mで示した部分の圧力低下は図6(a)の段階よりは大きくなるが、従来の飛しょう体1よりも小さく抑えられる。従って空気抵抗を従来の飛しょう体1よりも低く抑えることができる。さらに飛しょう体18の飛しょう速度、高度、燃焼圧力等に応じて制御弁19を変化させ、燃焼室4と延長ノズル13への空気の分配比率を調節してもよい。

【0033】

【発明の効果】

この発明に係る飛しょう体は上記のように構成されているので、以下に記載するような効果を奏する。

30

【0034】

第1、第2、第3の発明によれば、補助固体燃料燃焼中の空気抵抗を低減でき、必要な速度まで加速するための燃料を節約でき、軽量化することができる。さらに軽量化した分を主燃料に振り向けることにより、総重量を変えずに航続距離を延伸できるという効果がある。

【0035】

第3の発明によれば、補助固体燃料燃焼中に加えラム燃焼移行時およびラム燃焼中の空気抵抗も低減でき、第1および第2の発明による飛しょう体よりもさらに航続距離を延伸できる効果がある。

【図面の簡単な説明】

40

【図1】この発明による飛しょう体の実施の形態1を示す構成図である。

【図2】この発明の実施の形態1における飛しょう体の動作を説明する図である。

【図3】この発明による飛しょう体の実施の形態2を示す構成図である。

【図4】この発明の実施の形態2における飛しょう体の動作を説明する図である。

【図5】この発明による飛しょう体の実施の形態3を示す構成図である。

【図6】この発明の実施の形態3における飛しょう体の動作を説明する図である。

【図7】従来の飛しょう体を示す構成図である。

【図8】従来の飛しょう体の動作を説明する図である。

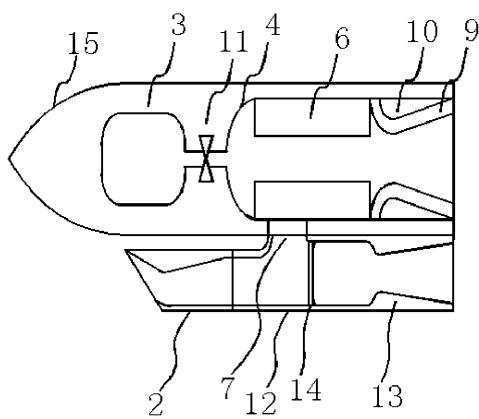
【符号の説明】

2 超音速空気取り入れ口、3 主燃料タンク、4 燃焼室、5 ダクト、6 補助固体燃料

50

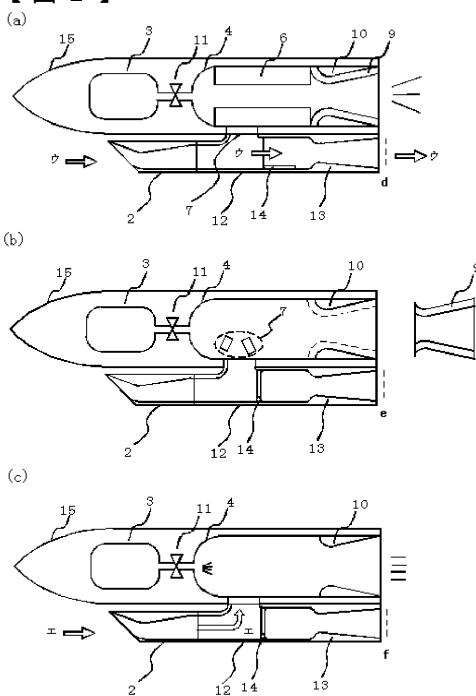
、7 ポートカバー、8 インテークカバー、9 ブースターノズル、10 2次ノズル、11 流量制御器、12 ダクト、13 延長ノズル、14 仕切弁、15 飛しょう体、16 飛しょう体、17 切換弁、18 飛しょう体、19 制御弁。

【図1】

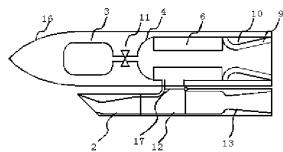


2:超音速空気取り入れ口
3:主燃料タンク
4:燃焼室
6:補助固体燃料
7:ポートカバー
9:ブースターノズル
10:二次ノズル
11:流量制御器
12:ダクト
13:延長ノズル
14:仕切弁
15:飛しょう体

【図2】

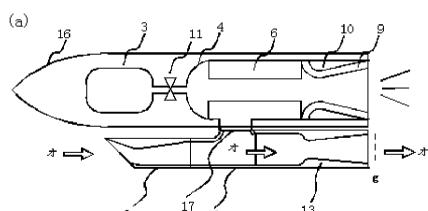


【図3】

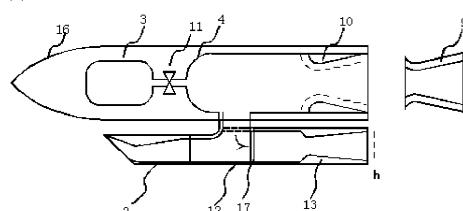


2:船首進空気取り入れ口
3:主燃料タンク
4:燃焼室
5:推進液体燃料
6:ブースターノズル
10:ニタクスル
11:後燃制御器
12:カット
13:燃焼ノズル
16:飛行よう体
17:初期体

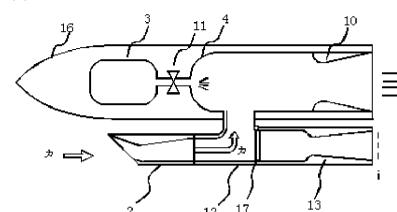
【図4】



(a)

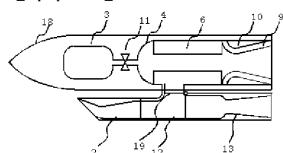


(b)



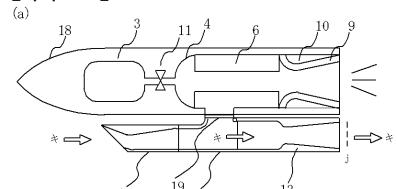
(c)

【図5】

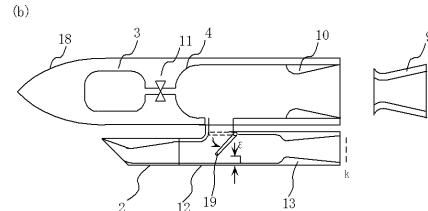


2:船首進空気取り入れ口
3:主燃料タンク
4:燃焼室
5:推進液体燃料
9:ブースターノズル
10:ニタクスル
11:後燃制御器
12:カット
13:燃焼ノズル
16:飛行よう体
19:初期体

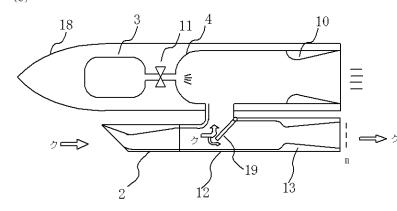
【図6】



(a)

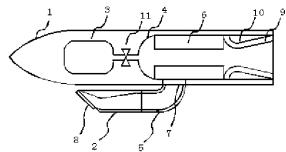


(b)



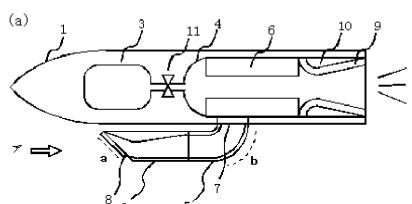
(c)

【図7】

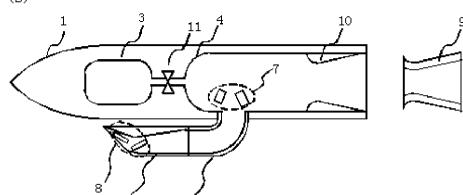


- 1:航行灯
2:船首進水口
3:生物剤注入口
4:燃焼室
5:ダクト
6:噴射装置
7:シートカバー
8:インテーカカバー
9:ブースターノズル
10:二次ノズル
11:深進装置

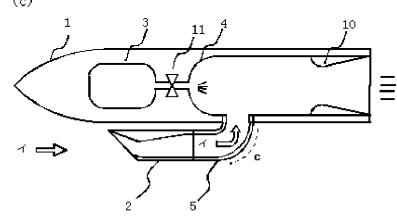
【図8】



(a)



(b)



(c)

フロントページの続き

審査官 加藤 友也

(56)参考文献 特開昭60-173352(JP,A)
特開平05-180075(JP,A)
国際公開第98/019063(WO,A1)
米国特許第04381642(US,A)
米国特許第03807170(US,A)
米国特許第04327885(US,A)
特開平07-189809(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F42B 10/38

F42B 15/36