

(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. Cl.

F I

F 4 2 B 10/38 (2006.01)

F 4 2 B 10/38

F 4 2 B 15/36 (2006.01)

F 4 2 B 15/36

請求項の数 3 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2000-229173 (P2000-229173)	(73) 特許権者	000006013
(22) 出願日	平成12年7月28日(2000.7.28)		三菱電機株式会社
(65) 公開番号	特開2002-39698 (P2002-39698A)		東京都千代田区丸の内二丁目7番3号
(43) 公開日	平成14年2月6日(2002.2.6)	(74) 代理人	100113077
審査請求日	平成17年8月19日(2005.8.19)		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。

10

【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

20

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 P 56 ~ P 59 「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 P 4 ~ P 13 「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压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 A 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 1 0 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 1 0 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、火薬により破砕・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 1 1 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 1 1 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 1 0 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 1 0 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。

【 0 0 1 6 】

【 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 1 5 の構成を示す図である。図において、1 2 は超音速空気取り入れ口 2 と燃焼室 4 を結ぶダクト、1 3 はダクト 1 2 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、1 4 はダクト 1 2 と延長ノズル 1 3 の間に設けられ、ダクト 1 2 から延長ノズル 1 3 への流路を開閉する仕切弁であり、他の構成部品は図 7 に示す従来の飛しょう体 1 と同じものである。

10

【 0 0 1 7 】

図 2 はこの発明の実施の形態 1 による飛しょう体 1 5 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 1 5 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 1 1 は閉じられており、補助固体燃料 6 のみが燃焼し高温高压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 1 2 の気密が保たれている。仕切弁 1 4 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 1 2 を経て延長ノズル 1 3 から後方へ排気される。

【 0 0 1 8 】

この段階において、この実施の形態 1 による飛しょう体 1 5 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压部は生じない。また、延長ノズル 1 3 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。

20

【 0 0 1 9 】

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 1 0 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 1 2 から燃焼室 4 への流路が確保され、仕切弁 1 4 は閉に切り換えられダクト 1 2 から延長ノズル 1 3 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 1 0 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 1 3 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

【 0 0 2 0 】

しかる後、流量制御器 1 1 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、圧縮されて高温高压となり燃焼室 4 へ流入する。また主燃料タンク 3 の燃料は流量制御器 1 1 により燃焼室 4 へ噴射され、空気と混合・燃焼し高温高压の燃焼ガスとなって 2 次ノズル 1 0 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 1 3 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

【 0 0 2 1 】

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 1 6 の構成を示す図である。図において、1 7 はダクト 1 2 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 1 3 へ切り換える切換弁であり、他の構成部品は図 1 に示すこの発明の実施の形態 1 の飛しょう体 1 5 と同じものである。

【 0 0 2 2 】

図 4 はこの発明の実施の形態 2 による飛しょう体 1 6 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。

10

【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。

20

【0025】

しかる後、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、矢印力で示すように、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】

30

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、他の構成部品は図 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。

40

【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。

50

【 0 0 2 9 】

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、ブースタノズル 9 が分離され 2 次ノズル 1 0 に切り替えられる。また、制御弁 1 9 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 1 3 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 1 3 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 1 0 を通して機体後部へ排気される。

【 0 0 3 0 】

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 1 3 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

【 0 0 3 1 】

しかる後、流量制御器 1 1 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、矢印クで示すように、圧縮されて高温高圧となり一部は延長ノズル 1 3 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 1 1 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 1 0 を通して後方へ噴射され、推力を発生する。

【 0 0 3 2 】

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 1 3 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 1 8 の飛しょう速度、高度、燃焼圧力等に応じて制御弁 1 9 を変化させ、燃焼室 4 と延長ノズル 1 3 への空気の分配比率を調節してもよい。

20

【 0 0 3 3 】

【 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

【 0 0 3 4 】

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。

【 0 0 3 5 】

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。

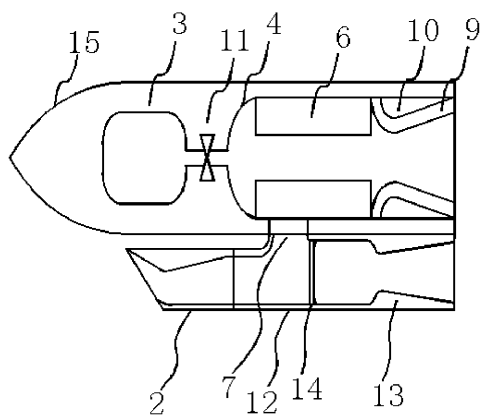
【 符号の説明 】

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

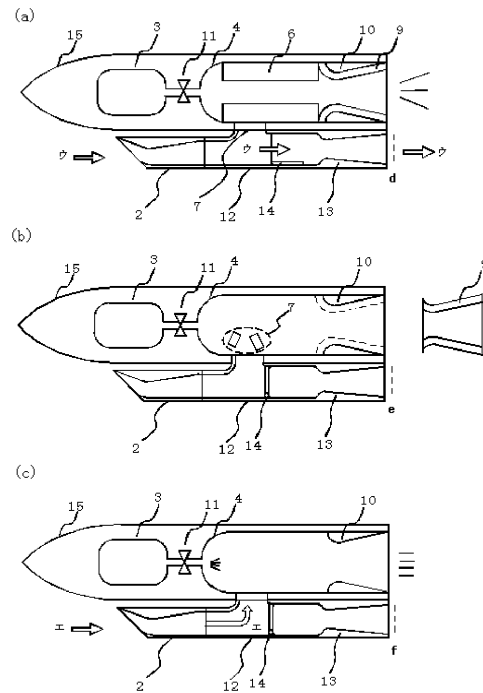
、 7 ポートカバー、 8 インテークカバー、 9 ブースターノズル、 10 2次ノズル、 11 流量制御器、 12 ダクト、 13 延長ノズル、 14 仕切弁、 15 飛しょう体、 16 飛しょう体、 17 切換弁、 18 飛しょう体、 19 制御弁。

【図 1】

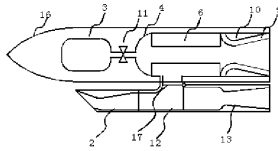


2: 超音速空気取り入れ口
3: 主燃料タンク
4: 燃焼室
6: 補助固体燃料
7: ポートカバー
9: ブースターノズル
10: 2次ノズル
11: 流量制御器
12: ダクト
13: 延長ノズル
14: 仕切弁
15: 飛しょう体

【図 2】

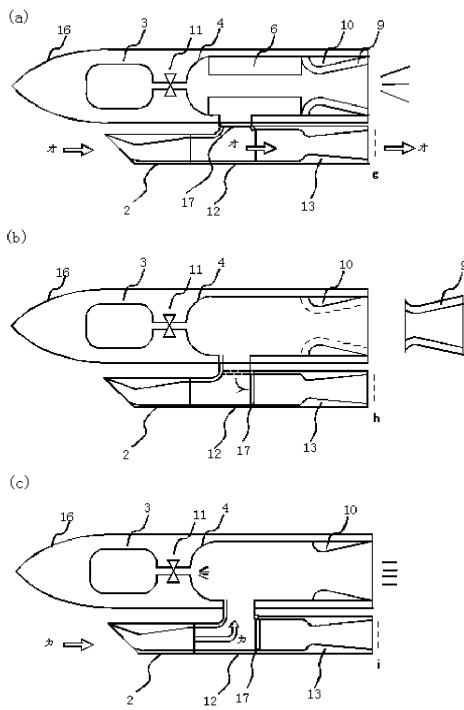


【図 3】

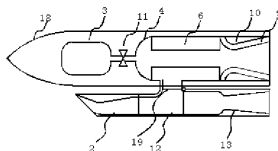


- 2: 超音速空気取り入れ口
3: 主燃焼タンク
4: 喉部
6: 噴射筒体燃料
9: プラスターノズル
10: ニーズノズル
11: 喉部燃料
12: 喉部燃料
13: 喉部燃料
14: 喉部燃料
15: 喉部燃料
16: 喉部燃料
17: 喉部燃料
18: 喉部燃料
19: 喉部燃料

【図 4】

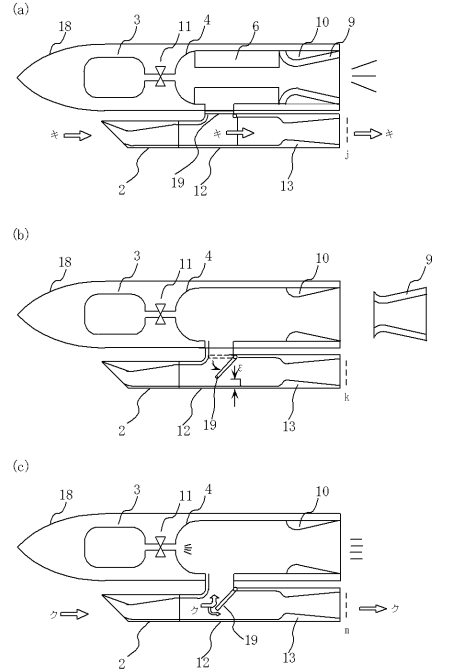


【図 5】

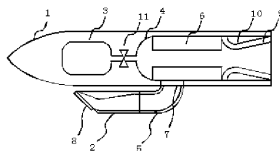


- 2: 超音速空気取り入れ口
3: 主燃焼タンク
4: 喉部
6: 噴射筒体燃料
9: プラスターノズル
10: ニーズノズル
11: 喉部燃料
12: 喉部燃料
13: 喉部燃料
14: 喉部燃料
15: 喉部燃料
16: 喉部燃料
17: 喉部燃料
18: 喉部燃料
19: 喉部燃料

【図 6】

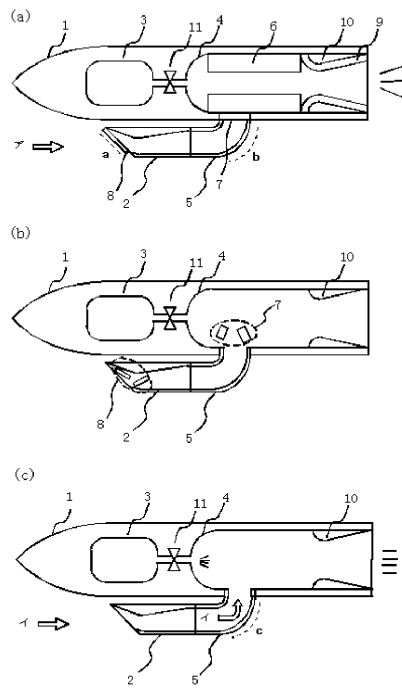


【図 7】



- 1: 飛しょう体
2: 燃室燃焼ガス入口
3: 燃料タンク
4: 燃焼室
5: ガス
6: 燃焼室壁面
7: ポートカバー
8: インターカバラー
9: プラスターズ
10: ノズル
11: 燃室燃焼室

【図 8】



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