

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4095021号
(P4095021)

(45) 発行日 平成20年6月4日(2008.6.4)

(24) 登録日 平成20年3月14日(2008.3.14)

(51) Int. Cl. F I
FO2K 9/97 (2006.01) FO2K 9/97
FO2K 9/24 (2006.01) FO2K 9/24
FO2K 9/62 (2006.01) FO2K 9/62

請求項の数 2 (全 6 頁)

(21) 出願番号	特願2003-510592 (P2003-510592)	(73) 特許権者	594203852
(86) (22) 出願日	平成14年6月28日 (2002.6.28)		アエロジェット ジェネラル コーポレイ ション
(65) 公表番号	特表2004-534172 (P2004-534172A)		アメリカ合衆国, カリフォルニア 958 13-6000, サクラメント, ピー. オ ー. ボックス 13222 (番地なし)
(43) 公表日	平成16年11月11日 (2004.11.11)	(74) 代理人	100099759
(86) 国際出願番号	PCT/US2002/020688		弁理士 青木 篤
(87) 国際公開番号	W02003/004852	(74) 代理人	100092624
(87) 国際公開日	平成15年1月16日 (2003.1.16)		弁理士 鶴田 準一
審査請求日	平成17年1月5日 (2005.1.5)	(74) 代理人	100102819
(31) 優先権主張番号	09/899, 813		弁理士 島田 哲郎
(32) 優先日	平成13年7月5日 (2001.7.5)	(74) 代理人	100110489
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 篠崎 正海

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ノズルの末広部分内の、ロケットピークル推力増強体

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

先細部分及びスロート及び超音速末広部分により形成された超音速ロケットノズルと、前記超音速末広部分の環状領域の内部で燃焼を引き起こすための手段とを具備するジェット推進システムであって、

前記超音速末広部分の環状領域の内部で燃焼を引き起こすための手段が、前記超音速末広部分のみにおいて推力の増大を生み出す状態で前記環状領域に液体推進薬を噴射して燃焼させることにより前記超音速末広部分の環状領域の内部で燃焼を引き起こすための手段であり、また液体燃料と液体酸化剤とを互いの方に向けて前記環状領域の中に円周状に噴射するために、前記超音速末広部分の周囲に沿って配置された場所に位置決めされた複数の噴射器を具備するものである、ジェット推進システム。

10

【請求項 2】

前記超音速ロケットノズルが過膨張ノズルである、請求項 1 に記載のジェット推進システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、超音速推進システムのためのノズル構造の技術に属するものである。

【背景技術】

【0002】

20

ロケット動力による打上げロケットは、特に打上げロケットが、燃焼前の燃料のために最大重量にあることから、慣性に打ち克つために離陸時に大きな推力を必要とする。離陸は一般的に海水面で行われるが、ロケットがその主要な飛行任務を果たす高高度においては大きな比推力 (ISP) が求められる。これは、ノズルが大きな面積比を有するとき最も容易に達成され、前記面積比は、ノズル出口面積のスロート面積に対する比率である。海水面における大推力と、大きな面積比とを達成することは、海水面における大きな面積比が、大気圧より小さなノズル出口近くの壁圧力を招くことから、相反する目的である。このことは、出口近くのノズル部において、負の推力を引き起こして全体推力を低下させる。

【 0 0 0 3 】

海水面推力の負の成分を取り除く一方で大きな真空推力をなお達成するためのいくつかの試みが、可変面積ノズル、即ち出口の面積が、打上げのために減少し、次に上昇中に徐々に増大するところの可変面積ノズルの使用を含んでいる。従ってこれを達成するために、可変面積ノズルは、ロケットの高度が高まるときに、輪郭、面積比、及び長さに対する調整が可能となるように設計されている。残念なことに、高度補償機能は、これらが非常に複雑さのみならず重量をエンジン構造に追加するようなものであり、それにもかかわらずノズルは多くの場合に真空時よりも小さな推力を海水面で生み出す。二元燃料の概念も提案されてきた。前記概念は、スペースシャトルの主エンジン (SSME) に由来するエンジンと組み合わせられたケロシン燃料エンジン、並びにロシアの RD - 7 0 1 のような水素燃料エンジンと組み合わせられたケロシン燃料エンジンを組み合わせられたエンジン、並びにアール・バイケル (R. Beichel) による米国特許第 4 2 2 0 0 0 1 号 (1 9 8 0 年 9 月 2 日交付) 明細書における前述の二元燃料、二重膨張エンジン、並びにエル・ボーンステイン (L. Bornstein) による (米国特許第 4 1 3 7 2 8 6 号 (1 9 7 9 年 1 月 3 0 日交付) 明細書及び米国特許第 4 2 2 3 6 0 6 号 (1 9 8 0 年 9 月 2 3 日交付) 明細書の複推力ロケットエンジンを含んでいる。バイケルのエンジンは、二つの推力チャンバを組み込んでいる複雑なノズル構造を必要とし、一方ボーンステインのエンジンは、分離したサステナーと燃焼室内のブースター推進薬グレインとを、グレインそれ自身に挿入されている点火器と小型火管とともに使用することにより複推力を達成する。

【 発明の開示 】

【 0 0 0 4 】

本発明は、本発明によらなければ大気圧未満の出口領域壁圧力によって引き起こされる海水面における推力の減少が生じない、海水面における大推力と高高度における大きな Isp の両方を達成するジェット推進システムに属する。これを達成するため、システムは、ノズルの末広部分の内部の環状領域で二次燃焼が生じるところの、連続的湾曲の超音速ノズルを含んでいる。二次燃焼は、ノズルを通過する一次燃焼ガスを補完する二次燃焼ガスを形成する。二次燃焼ガスは、低高度における大気圧以上の壁圧力を維持し、離陸推力の負の成分を取り除く。従って本発明は、大面積比ノズルに良く適合し、また本発明によらなければ過膨張されるノズルに特に良く適合する。本発明を適用できるロケットは、スペースシャトル主エンジン (SSME)、軌道への一段 (SSTO) ロケット、及び海水面における推力が高高度における大 Isp に対する必要性によって、本発明によらなければ妥協されるところの別のロケットを含んでいる。本発明の利点は、既存のノズルに対するほんの僅かな改良で達成可能であって、ノズルの外形に対する変更が不要であることである。

【 0 0 0 5 】

本発明のこれらの及び他の特徴、実施態様、及び利点は、次の説明から明らかになるであろう。

【 発明を実施するための最良の形態 】

【 0 0 0 6 】

超音速ノズルは、先細部分、スロート、及び末広部分により形成されていて、それらの中で本発明が適用可能な末広部分は連続的湾曲の軸方向の輪郭を有している。“軸方向の輪郭”により、ノズルの軸線を含む平面に沿う断面により決まる末広部分の輪郭が意味される。“連続的湾曲”とは、たとえ曲率半径が変化するかまたは一定のままであるとして

も、曲率半径の急激な変化と湾曲の方向の変化とがないスムーズな湾曲部を形成するものである。これは、ノズル壁から不連続に引き離されるノズル内側のガスジェットを生じさせるように特に意図された不連続な湾曲をもつノズルとは区別される。そのようなノズルは本発明により扱われない。

【 0 0 0 7 】

術語の“ 曲線 ” は、数学的意味で用いられ、普通の曲線はもとより直線も含んでおり、従って円錐ノズル及び双曲線又はベル形ノズルの両方を含んでいる。

【 0 0 0 8 】

術語の“ 過膨張ノズル ” は、ロケット技術分野において、ノズル出口における面積のスロートにおける面積に対する比率として定義される面積比が、ノズル内で生ずるガス膨張が海水面における大気圧未満のノズル出口ガス圧力を招くほど大きいところのノズルを意味するように本明細書では用いられる。これを達成する面積比は変化することがあり、また過膨張を作り出すノズルの構造形は、燃焼室圧力、面積比、及び大気圧により変化する。燃焼室圧力が絶対圧力で約 5 5 1 6 k P a (800psia) であるデルタIIブースターロケットの第一段のような比較的低い燃焼室圧力を持つロケットに関しては、過膨張は、面積比が 2 7 : 1 のように低い場合に発生することがある。高い燃焼室圧力を持つロケットに関しては、過膨張は、相当高い面積比のときにだけ生じる。従って一般的に、本発明が過膨張ノズルに適用される場合、面積比は、約 2 5 : 1 以上であり、また好適には約 2 5 : 1 から約 1 5 0 : 1 まで、より好適には約 6 5 : 1 から約 8 5 : 1 までである。例えば S S M E 級エンジンは、7 4 : 1 から 8 0 : 1 の範囲の面積比を有している。7 7 . 5 : 1 以下で例えば 7 0 : 1 から 7 7 . 5 : 1 までの面積比は、ノズル壁からのガス境界層剥離を回避するか又は最小に抑える目的に対して好適である。

【 0 0 0 9 】

なおノズルの他の寸法は、変化してもよく、本発明に対しては重要ではない。典型的な S S M E は、ノズル出口における 2 3 0 c m (90.7in) の直径まで、3 0 7 c m (121in) の全長にかけて増大している 2 4 c m (10.13in) のノズルスロート直径を有している。このノズルの単なる例としての面積比は、7 7 . 5 : 1 であり、またノズルの全長は 1 5 度円錐ノズルの 8 0 % に等しい。やはり例として、このタイプの在来のノズルの、本発明による改良前の典型的な動作条件は、1 5 8 0 0 0 0 N (355000pounds-force) の海面推力、4 4 0 k g / 秒 (970pounds / second) のガス流量、3 6 5 の海面 I s p 、絶対圧力で 1 3 . 8 k P a (2psia) のノズル出口圧力、1 9 6 6 0 0 0 N (442000pounds-force) の真空推力、及び 4 5 5 の真空 I s p である。本発明による二次燃焼ガスの追加により、海面推力は、上に引用された値のほとんど三倍まで増大可能である。

【 0 0 1 0 】

本発明によると、二次燃焼ガスが、ノズルの末広部分の内部の環状領域で生成される。このことは、スロートを通る以外の方法による液体推進薬の末広部分への噴射によりなされる。従って、燃料及び酸化剤は、末広部分の壁に設けられた一つ以上の噴射器を通して噴射されることが可能である。一つ以上の噴射器は燃料と酸化剤を末広部分の環状領域の中に導き、そして前記燃料と酸化剤は噴射後に燃焼する。

【 0 0 1 1 】

第一実施例の、図による表現が図 1 及び 2 に示されている。図 1 は、一次燃焼室 1 2 とノズル 1 3 とを含む超音速ロケットエンジン 1 1 の軸方向断面図であり、ノズルは、先細部分 1 4 、スロート 1 5 、及びノズル出口 1 7 で終わる末広部分 1 6 を含んでいる。燃料 2 0 及び酸化剤 2 1 は一次噴射器 2 2 を通って一次燃焼 2 3 が生じるところの燃焼室に供給される。燃焼生成ガスがノズルスロート 1 5 を通って末広部分 1 6 に流れ込み、そこで前記燃焼生成ガスは拡大する断面積を満たすように膨張する。新しい燃料と酸化剤の噴射器 2 4 が、スロートから下流の短い距離で末広部分の周縁に配置されている。燃料と酸化剤はノズルに入ると燃焼して二次燃焼ガスを形成し、前記二次燃焼ガスは、一次燃焼ガスの中心流れ 2 6 を取り囲む環状領域 2 5 を満たす。

【 0 0 1 2 】

10

20

30

40

50

図 2 は、二次燃料及び酸化剤噴射器の位置における末広領域の横断面図である。噴射器 24 は、数個であって、酸化剤噴射器と交互の燃料噴射器であり、また末広部分の周囲に配置されている。噴射器の各ペアからの燃料と酸化剤はノズルの内側で合流し、そして燃焼して二次ガスの環状流れを形成する。離陸時に、二次燃料と酸化剤は、配列されている全ての二次燃料及び酸化剤噴射器を通して噴射されて、最大二次ガス流れを環状領域内に作り出し、そして中心領域 26 における一次ガス流れの膨張を縮小させる。ロケットが高度を上げて質量を減らすにつれて推力要求が低下し、また外部の圧力が低下するにつれて中心ガスの過膨張に起因する負の推力成分の危険性が徐々に除去される。これらの変化に適応させるために、二次燃料噴射器と酸化剤噴射器が絞られ、そのことにより二次推力が連続的態様で低下される。

10

【0013】

二次燃料と酸化剤の供給源は、一次燃焼に使用される燃料及び酸化剤の供給源とは独立した個別の供給源でありうる。代わりに、共通の供給源が、燃料と酸化剤の両方の一次と二次両方の噴射器のために使用されることが可能であり、二次噴射器への供給は共通供給源から分けて引き出される。噴射器の構造、構成、及び配置、並びに供給源、並びに供給ラインは、経験を積んだロケット技術者の定型的技術の範囲にある。

【0014】

前述の説明は、説明と図解を目的として本発明の特定の実施例に焦点を当てている。前述したものの更なる実施例及び変更形態は、この説明を精査すると当業者には明らかになり、そのような実施例及び変更形態は、特許請求の範囲により規定された本発明の範囲に含まれる。

20

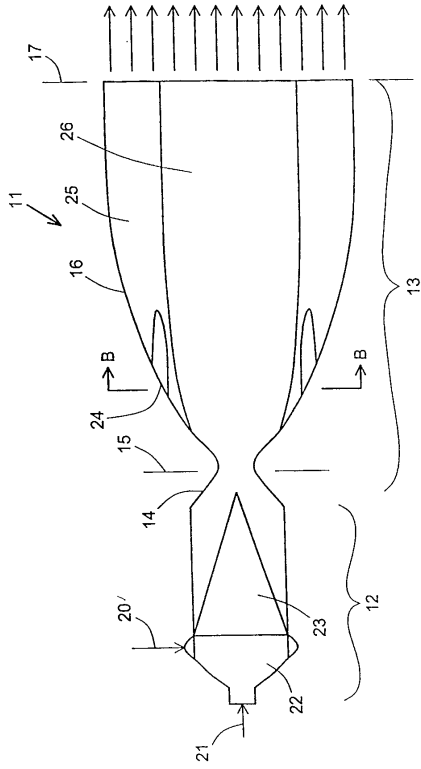
【図面の簡単な説明】**【0015】**

【図 1】図 1 は、ノズルの末広部分に燃料及び酸化剤を供給する噴射器を含むために本発明の第一実施例により改良された超音速ノズルの軸方向断面図である。

【図 2】図 2 は、図 1 の改良超音速ノズルの末広部分の噴射器の場所（即ち図 1 の切断線 B - B に沿った）横断面図である。

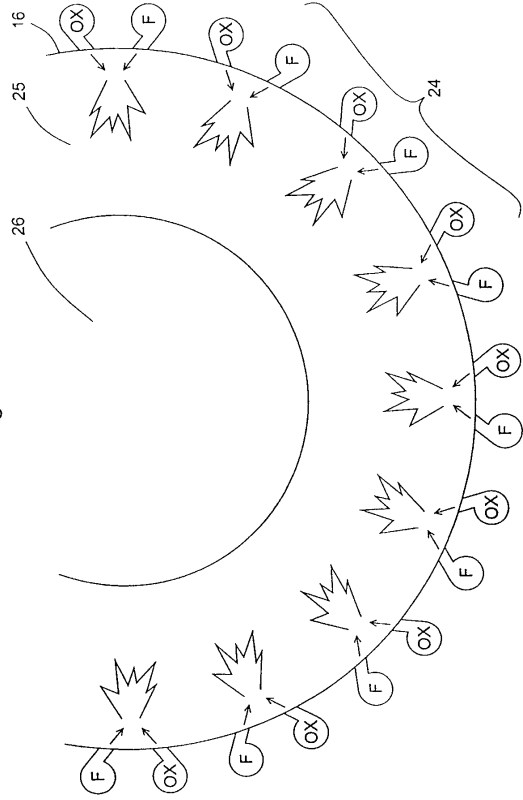
【 図 1 】

Fig. 1



【 図 2 】

Fig. 2



フロントページの続き

(74)代理人 100082898

弁理士 西山 雅也

(72)発明者 ブルマン,メルビン ジェイ.

アメリカ合衆国,カリフォルニア 95630,フォルソム,フォール リバー ドライブ 18
1

審査官 亀田 貴志

(56)参考文献 特開2001-207912(JP,A)

特開昭60-182344(JP,A)

特開平06-257515(JP,A)

特開2001-003813(JP,A)

特開平11-082173(JP,A)

特開平07-004314(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl.,DB名)

F02K 9/97

F02K 9/24

F02K 9/62