

(51) Int.Cl.			F I		テーマコード(参考)
F 0 2 K	9/78	(2006.01)	F 0 2 K	9/78	
F 0 2 K	7/02	(2006.01)	F 0 2 K	7/02	

審査請求 未請求 請求項の数2 O L (全6頁)

(21)出願番号 特願2007-289985(P2007-289985)
 (22)出願日 平成19年11月7日(2007.11.7)

(71)出願人 507368951
 P Dエアロスペース株式会社
 愛知県名古屋市緑区有松町大字有松字橋東南2 6 番第 4 番地
 (74)代理人 100086520
 弁理士 清水 義久
 (72)発明者 緒川 修治
 名古屋市緑区有松町大字有松字橋東南2 6 番第 4 番地 P Dエアロスペース株式会社内

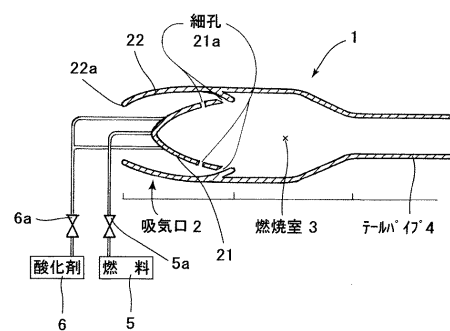
(54) 【発明の名称】パルスデトネーションエンジン

(57) 【要約】

【課題】空気吸い込み式のジェットモードと、酸化剤噴射によるロケットモードの2つのモードに切り替えできるパルスデトネーションエンジンを提供する。

【解決手段】吸気口2と燃焼室3とテールパイプ4を連ねた流路を備えるとともに、燃焼室3へ燃料を供給する燃料供給装置5, 5 aを備えたパルスデトネーションエンジン1において、燃焼室3へ酸化剤を供給する酸化剤供給装置6, 6 aを付設して構成する。

【選択図】図2



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

吸気口と燃焼室とテールパイプを連ねた流路を備えるとともに、前記燃焼室へ燃料を供給する燃料供給装置を備えて構成されたパルスデトネーションエンジンにおいて、

前記燃焼室へ酸化剤を供給する酸化剤供給装置を付設したことを特徴とするパルスデトネーションエンジン。

【請求項 2】

前記酸化剤供給装置から前記燃焼室へ酸化剤を噴射するモードに切り替わった時に、前記吸気口に形成されている細孔を閉止できる細孔閉止機構を設けたことを特徴とする請求項 1 に記載のパルスデトネーションエンジン。

10

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本発明は、パルスデトネーションエンジンに関し、詳しくは、空気吸い込み式のジェットモードと、酸化剤噴射によるロケットモードの 2 つのモードを切り替えできるパルスデトネーションエンジンに関するものである。

【背景技術】**【0002】**

従来、パルスデトネーションエンジンは、速度ゼロから超音速マッハ数までの幅広い飛行速度領域で作動させることが可能であるが、空気吸い込み式エンジンであるため、高度 12 km 以上の高高度、さらには宇宙空間では作動させることができないものであった。このため、宇宙往還機の推進システムにパルスデトネーションエンジンを使用する場合、ロケットエンジンを別途搭載しておく必要があり、重量が増加して複雑なものとなり、宇宙往還機の推進システムとしての使用が困難なものとなっていた。

20

なお、特許文献 1 に開示されているように、スクラムジェットエンジンにロケット機能を追加して宇宙往還機の推進システムに使用可能としたものが存在する。

【特許文献 1】特開平 7 - 4 3 1 4 号公報

【発明の開示】**【発明が解決しようとする課題】****【0003】**

上記特許文献 1 に開示されているスクラムジェットエンジンでは、速度ゼロからの発進（作動）ができないために、このようなスクラムジェットエンジンを搭載した宇宙往還機の離陸時には、ロケット機能を作動させなければならないという問題点があった。

30

【課題を解決するための手段】**【0004】**

本発明は、速度ゼロからの発進時に通常の燃料で作動させることのできる宇宙往還機の推進システムに使用可能なパルスデトネーションエンジンを提供することを目的の 1 つとし、この目的の少なくとも一部を達成するために以下の手段を採った。

本発明は、吸気口と燃焼室とテールパイプを連ねた流路を備えるとともに、前記燃焼室へ燃料を供給する燃料供給装置を備えて構成されたパルスデトネーションエンジンにおいて、前記燃焼室へ酸化剤を供給する酸化剤供給装置を付設したことを要旨とする。

40

【発明の効果】**【0005】**

本発明のパルスデトネーションエンジンを搭載した宇宙往還機では、速度ゼロの発進時および空中を飛行している時は、吸気口から空気を吸い込み、燃料供給装置から燃焼室へ燃料を噴射して燃焼室内で燃焼させ、テールパイプから燃焼ガスを噴射させて推力を得ることができる。

また、大気圏外を飛行する時は、燃焼室へ燃料とともに酸化剤供給装置から酸化剤を噴射して燃焼室内で燃焼させ、テールパイプから燃焼ガスを噴射させて推力を得ることができ、大気中および大気圏外の飛行が可能となる。

50

【 0 0 0 6 】

また、本発明のパルスデトネーションエンジンにおいて、前記酸化剤供給装置から前記燃焼室へ酸化剤を噴射するモードに切り替わった時に、前記吸気口に形成されている細孔を閉止できる細孔閉止機構を設けて構成することもできる。

こうすれば、大気圏外を飛行する時に、吸気口の細孔を閉じることにより、燃焼室内での燃焼圧が細孔から逃げるのがなく、推力の低下を防ぐことができるものとなる。

【 発明を実施するための最良の形態 】

【 0 0 0 7 】

次に、本発明を実施するための最良の形態を実施例を用いて説明する。

図 1 は、パルスデトネーションエンジン 1 を搭載した宇宙往還機の概略構成図であり、宇宙往還機の機体 10 の底面側にパルスデトネーションエンジン 1 を搭載したものである。

このパルスデトネーションエンジン 1 は、図 2 に概略図で示すように構成されており、吸気口 2 と燃焼室 3 とテールパイプ 4 が上流側から下流側に向かってほぼ同軸上に配置されており、吸気口 2 には、上流側へ錐形状に中央部が突出した錐形部 2 1 が形成され、その錐形部 2 1 の外側には、前端に開口 2 2 a を有する外周壁 2 2 が形成されている。

錐形部 2 1 の中央部には、燃焼室 3 側へ向かって燃料を噴射できる噴射口 2 3 が配置されており、噴射口 2 3 の外周側の錐形部 2 1 には、空気を燃焼室 3 内に入れるための細孔 2 1 a , 2 1 a が複数形成されている。

【 0 0 0 8 】

この細孔 2 1 a は、図 3 に要部を拡大して示すように、錐形部 2 1 の内側あるいは外側に、駆動アクチュエータを含む細孔閉止機構 7 が設けられており、この細孔閉止機構 7 により細孔 2 1 a を閉ざすことができるように構成されている。

この細孔閉止機構 7 は、例えば回転式またはバタフライバルブ式のもので構成することができ、回転式の場合では、例えば円盤状の板を回転できるように設けて、回転することで細孔 2 1 a を閉じたり開けたりすることができるように構成しておくことができる。

【 0 0 0 9 】

なお、前記噴射口 2 3 には、バルブ 5 a を介して燃料タンク 5 が接続されており、バルブ 5 a を開くことで燃料タンク 5 内の燃料が噴射口 2 3 から燃焼室 3 内に噴出されるように構成されて燃料供給装置が構成されている。

また、燃焼室 3 内に酸化剤を噴射できるように酸化剤供給装置が付設されており、この酸化剤供給装置は、バルブ 6 a と、酸化剤を入れた酸化剤タンク 6 で構成されている。

なお、バルブ 5 a およびバルブ 6 a には、それぞれ昇圧装置を付設しておけば、燃料および酸化剤を燃焼室 3 側へ圧送することができる。

【 0 0 1 0 】

なお、このようなパルスデトネーションエンジン 1 は、従来の特許文献 1 に開示されているスクラムジェットエンジンに比べて重量が低減され、しかも信頼性がある。即ち、スクラムジェットエンジンは流路全てが開口部になるため、開閉機構に負担がかかりやすく、駆動装置も大型化する傾向にあるのに対して、パルスデトネーションエンジン 1 は吸気側の開口部が小さく、細孔閉止機構 7 を簡単な構造とすることができる。

なお、前述した図 1 の機体 10 には、複数のパルスデトネーションエンジン 1 が搭載されている。

【 0 0 1 1 】

次に、このようなパルスデトネーションエンジン 1 を搭載した宇宙往還機の、飛行時のパルスデトネーションエンジンの動作を説明する。

機体 10 のスタート時には、パルスデトネーションエンジン 1 の吸気口の細孔 2 1 a は細孔閉止機構 7 が開かれて開状態となっており、この状態で、燃料タンク 5 内の燃料を燃焼室 3 内に噴射し、図示しない点火装置により初期着火を行う。この時に、地上設備として空気導入装置（ブローア）を用いて、吸気口 2 から吸気を流入させる。

パルスデトネーションエンジン 1 の燃焼室 3 内で燃焼が始まると、点火装置への電力供

給を停止しても連続的に燃焼室 3 内で爆発燃焼が連続し、パルスデトネーションエンジン 1 は作動を継続する。

【 0 0 1 2 】

パルスデトネーションエンジン 1 を複数搭載している場合は、前述したように、順番にそれぞれのパルスデトネーションエンジン 1 を作動させてゆく。

機体 1 0 が大気中を飛行している時は、吸気口 2 から空気を吸い込み、燃料タンク 5 からの燃料を噴射口 2 3 から燃焼室 3 へ噴射させて燃焼室 3 内で爆発燃焼させ、テールパイプ 4 から燃焼ガスを噴射させて推力を得ることができる。この吸気口 2 から空気を吸い込んで作動する状態がジェットモードである。

【 0 0 1 3 】

この状態から、機体 1 0 が高度を上げ、大気中の空気密度が燃焼に対して不足してきた時、即ち大気圏外を飛行する状態時は、吸気口 2 の細孔 2 1 a を細孔閉止機構 7 を作動させて閉鎖させ、燃料タンク 5 からの燃料とともに酸化剤タンク 6 から酸化剤を燃焼室 3 へ噴射させるロケットモードに切り替える。

なお、燃料と酸化剤は混合された状態で燃焼室 3 内に噴射されることが望ましく、燃料および酸化剤のそれぞれの噴射口の配置や、噴射角度あるいは噴射へのスワール付加など、混合を促進させる構造が採用されており、燃料と酸化剤の混合ガスを燃焼室 3 内で燃焼させ、テールパイプ 4 から燃焼ガスを噴射させて推力を得ることができる。

【 0 0 1 4 】

即ち、図 4 に概略図で示すように、例えば高度約 1 2 k m 以下では、空気を吸い込んで作動するジェットモードで運転され、高度約 1 2 k m の切り替え点 P 1 付近に達した時にロケットモードに切り替えられて運転が行われる。なお、高高度で空気密度が減少していく過程で、細孔 2 1 a を開けて空気を取り込みながら酸化剤を燃焼室 3 へ供給しても良い。

なお、ロケットモードへ切り替える際に、複数のパルスデトネーションエンジン 1 が搭載されている場合には、一度に全てのパルスデトネーションエンジン 1 のモードを切り替えるのではなく、推力を維持しながら単機あるいは複数機ずつ順番に切り替えてゆくと良い。

【 0 0 1 5 】

なお、図 4 に示すように、機体 1 0 が所定の高度に達した後は、燃料タンク 5 からの燃料と酸化剤タンク 6 からの酸化剤の供給をバルブ 5 a , 6 a を介して止め、パルスデトネーションエンジン 1 を停止させ、落下・滑空により飛行を行う。

機体 1 0 が落下・滑空し、ジェットモードで作動できる高度まで高度が下がってきた時に、細孔閉止機構 7 を作動させて細孔 2 1 a を開き、燃焼室 3 内へ燃料タンク 5 からの燃料を噴射し、点火装置により着火を行う。この時、機体 1 0 の落下速度による動圧が発生しているため、吸気口 2 への空気導入は自然に行われ、地上でエンジンをスタートさせた時に要した空気導入装置は不要である。

【 0 0 1 6 】

このように本発明のパルスデトネーションエンジン 1 では、吸気口 2 から空気を吸い込み、燃焼室 3 へ燃料を噴射し燃焼させて、テールパイプ 4 から燃焼ガスを噴射させて推力を得るジェットモード運転と、燃焼室 3 へ燃料と酸化剤を噴射して燃焼させテールパイプ 4 から燃焼ガスを噴射させて推力を得るロケットモード運転を、1 つのパルスデトネーションエンジン 1 で行うことができ、宇宙往還機にこのようなパルスデトネーションエンジン 1 を搭載すれば、速度ゼロの地上のスタート時から大気圏外の飛行が可能となり、構造が簡単で、重量を低減させた構造であるため、搭載スペースを低減させることができ、しかも速度ゼロからの発進時には酸化剤は使用しないものであるため、酸化剤の搭載量を低減できるものとなる。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 1 7 】

【 図 1 】パルスデトネーションエンジンを搭載した機体の概略構成図である。

10

20

30

40

50

【図2】パルステーションエンジンの概略断面構成図である。

【図3】図2の要部の拡大断面構成図である。

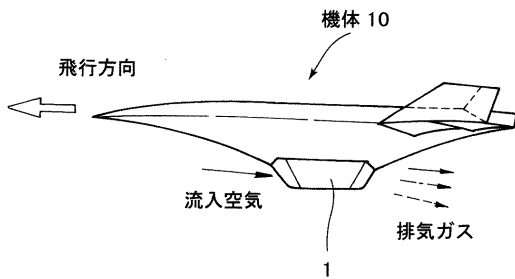
【図4】パルステーションエンジンを搭載した宇宙往還機のエンジンの作動モードを示す線図である。

【符号の説明】

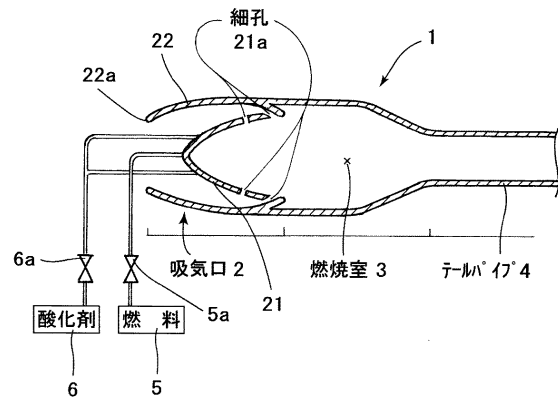
【0018】

- 1 パルステーションエンジン
- 2 吸気口
- 3 燃焼室
- 4 テールパイプ
- 5 燃料タンク
- 5a バルブ
- 6 酸化剤タンク
- 6a バルブ
- 7 細孔閉止機構
- 21a 細孔
- 22 外周壁
- 23 噴射口

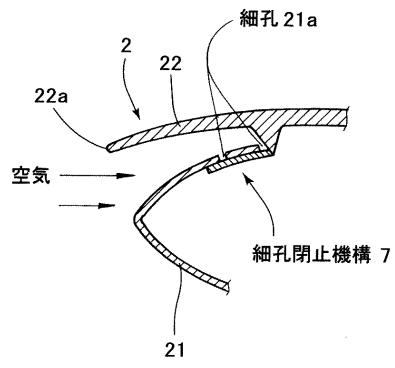
【図1】



【図2】



【 図 3 】



【 図 4 】

