

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5922591号
(P5922591)

(45) 発行日 平成28年5月24日 (2016. 5. 24)

(24) 登録日 平成28年4月22日 (2016. 4. 22)

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

請求項の数 14 (全 14 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2012-555119 (P2012-555119) (86) (22) 出願日 平成23年2月23日 (2011. 2. 23) (65) 公表番号 特表2013-520615 (P2013-520615A) (43) 公表日 平成25年6月6日 (2013. 6. 6) (86) 国際出願番号 PCT/US2011/025949 (87) 国際公開番号 W02011/106446 (87) 国際公開日 平成23年9月1日 (2011. 9. 1) 審査請求日 平成26年2月22日 (2014. 2. 22) (31) 優先権主張番号 61/338, 816 (32) 優先日 平成22年2月24日 (2010. 2. 24) (33) 優先権主張国 米国 (US)</p>	<p>(73) 特許権者 512216964 イノヴェイティヴ ディフェンス、エルエルシー アメリカ合衆国テキサス州78957、スミスヴィル、ポニー・エクスプレス・ドライブ 222番 (74) 代理人 100104411 弁理士 矢口 太郎 (72) 発明者 マンソン、デヴィッド、マレー、ジュニア アメリカ合衆国テキサス州75367、ダラス、ピー. オー. ボックス 671096番</p>
--	--

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 パッケージ化推進薬空気誘導可変推力ロケット・エンジン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ロケット・エンジンであって、
 主空気流ハウジングであって、前記主空気流ハウジングの内壁によって画定された内部空気流空間と、前方空気流入口と、後部空気流排気口とを有する主空気流ハウジングと、
 前記主空気流ハウジング内の前記内部空気流空間の近傍に配置された複数の燃焼室と、
 前記複数の燃焼室のうちの少なくとも1つに結合され、前記燃焼室に高エネルギー燃料パケットを供給する1つまたは複数のディスペンサと
 を備え、

前記高エネルギー燃料パケットは、前記燃焼室内で前記主空気流ハウジングの長手方向の軸に対して所定の傾斜角を成すように前記ディスペンサから供給されるものであり、それにより、前記高エネルギー燃料パケットが前記燃焼室内で点火され、前記高エネルギー燃料パケット中のナノ高エネルギー粒子が燃焼して前記燃料パケット中の水溶液が蒸気相に変換されると、前記主空気流ハウジングの前記内部空間内に所定の傾斜角で流入する正の空気流、および前記ロケット・エンジンに対する推力が生成されるものである
 ロケット・エンジン。

【請求項 2】

前記ディスペンサと前記燃焼室の間に配置された逆流防止弁をさらに備える、請求項1に記載のロケット・エンジン。

【請求項 3】

10

20

前記逆流防止弁と前記燃焼室の間に配置された空気流マニホールドをさらに備える、請求項 2 に記載のロケット・エンジン。

【請求項 4】

前記高エネルギー燃料パケットの燃焼によって過熱蒸気流が生成される、請求項 1 に記載のロケット・エンジン。

【請求項 5】

別個の第 2 の貯蔵隔室によって前記ディスペンサに補給することができる、請求項 1 に記載のロケット・エンジン。

【請求項 6】

前記ロケット・エンジンの推力を変更するために前記燃焼室の角度を修正することができる、請求項 1 に記載のロケット・エンジン。

【請求項 7】

前記高エネルギー燃料パケットがナノ・アルミニウム粒子を含む、請求項 1 に記載のロケット・エンジン。

【請求項 8】

ロケット・エンジンに対して正の推力を生成する方法であって、
空気流入口と、内部空気流空間と、後部排気口とを有する主空気流ハウジングを提供するステップと、

前記主空気流ハウジングの前記後部排気口の近傍に少なくとも 1 つの燃焼室を提供するステップと、

点火および燃焼のために 1 つまたは複数のディスペンサから前記燃焼室内に複数の高エネルギー燃料パケットを前記主空気流ハウジングの長手方向の軸に対して所定の傾斜角で分配するステップと、

前記燃焼室内で前記高エネルギー燃料パケットを点火して前記主空気流ハウジングの前記内部空気流空間内に所定の傾斜角で流入する正の空気流を生成し、正の推力を前記ロケット・エンジンに提供するステップと

を有する方法。

【請求項 9】

逆流防止弁を使用して前記燃焼室から前記ディスペンサへの空気の逆流を制限するステップ

をさらに有する、請求項 8 に記載の方法。

【請求項 10】

前記燃焼室への高エネルギー燃料パケットの噴射を補助するために前記ディスペンサの近傍のマニホールドを使用するステップ

をさらに有する、請求項 8 に記載の方法。

【請求項 11】

前記マニホールドが空気流入口通路を有する、請求項 10 に記載の方法。

【請求項 12】

前記高エネルギー燃料パケットがナノ・アルミニウム粒子を含む、請求項 8 に記載の方法。

【請求項 13】

前記ロケット・エンジンの推力を変更するために前記燃焼室の角度を変えることができる、請求項 8 に記載の方法。

【請求項 14】

前記燃料パケットの燃焼によって過熱蒸気流が生成される、請求項 8 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本出願は、2010年2月24日に提出した仮特許出願第61/338816号に関し、米国特許法第119条(e)に基づいてこの先願出願の優先権を主張する。また、この

10

20

30

40

50

仮特許出願は、参照により本特許出願に組み込まれる。

【0002】

本発明は、空気誘導可変推力ロケット・エンジンに関する。

【背景技術】

【0003】

ライト兄弟は最初の動力飛行の成功者と言われているが、古代人の夢および野心でさえ、地面から飛び立ち、重力に逆らうという思いに魅了されていた。本出願人は、鳥の観察から想像するに、論理からすれば古代にも空を飛ぶという着想が存在したであろう。古代人に欠けていたのは、推進の源であり、十分に強力で、かつ、軽い材料であった。また、空気が平らな表面上を横向きに通過する着想も、鳥、葉および重い平らな物体を地面から持ち上げる風の観察から明らかであったであろう。

10

【0004】

レオナルド・ダ・ビンチの時代から、飛行機械の人の範例には、空気を移動させ、かつ、圧縮するためのファン・ブレードを末端に備えたシャフトなどの質量の動力駆動回転が含まれていた。質量を回転させることにより、機体を頑丈にする必要があり、延いては機体をより重くする必要があるトルクおよび応力荷重が生成される。

【0005】

今日の航空機およびミサイル推進の一般的な方法は、プロペラ、ガス・タービン（ジェット・エンジン）ロケット、ラム・ジェットおよびスクラム・ジェットである。プロペラ駆動航空機は、揮発性液体航空燃料を使用して往復機関またはガス・タービン・エンジンにエネルギーを供給し、これらの往復機関またはガス・タービン・エンジンはプロペラを駆動し、あるいはヘリコプタの場合であればロータを駆動する。プロペラまたはロータは、その直径全体にわたって十分な空気を引き込み、翼に対して十分な速度の空気を介して航空機を押しつけ、それにより揚力を提供し、あるいはヘリコプタの場合であればロータに対して十分な速度の空気を介してヘリコプタを押しつけ、それにより垂直に持ち上げるための下向きの推力を提供する。これらの従来タイプの推進は、重くて騒音が多く、複雑で、高価であり、また、可動部品が非常に多く、そのために機械的に故障し易い。また、振動およびトルクは、これらのトルクおよび振動の力によって生成される応力を処理するためのより頑丈な機体、延いてはより重い機体に対する要求事項のため、航空機的设计にとっては重要な考察事項である。エンジン自体でさえ高い精度の部品が必要であり、また、トルクおよび荷重のため、構造には、強く、かつ、重い金属が必要である。

20

30

【0006】

往復機関の場合、適切な比率の空気および液体燃料が一組の機械式弁を介して閉じたシリンダ内に誘導される。この混合物は、クランク軸に接続されたピストンによって圧縮される。ピストンがその行程の頂部に到達すると、ピストンより上方の燃焼室に火花が生成され、圧縮された燃料空気混合物が点火され、それによりピストンが下に向かって強制されてクランク軸が回転する。このタイプの機関のクランク軸は歯車箱に接続されており、この歯車箱を介して、この歯車箱からトルクが得られ、ギヤー・アップまたはギヤー・ダウンされた後、プロペラ・システムまたはロータ・システムに引き渡される。歯車箱、軸および応力がかかる他の部材は、それらにトルク荷重がかかるため、硬化鋼で構築しなければならない、これが重量の問題をさらに深刻にしている。これらのタイプの機関は、重量、振動、着氷問題、ダスト・チョーキング、熱効率の悪さおよび維持費に起因する欠点を抱えており、これらが航空機の寿命に対して占める割合は、飛行時間1に対して維持時間3の割合である。

40

【0007】

既存のジェット・エンジンは、それらの液体燃料を使用して、重く、かつ、コストのかかる精密タービン・ホイールを介して空気を加熱し、かつ、膨張させている。このタービン・ホイールは30,000RPMで回転し、縦軸と一致している、エンジンの吸込み口まで延在しているシャフトを駆動している。極めて精密で、高価で、かつ、壊れ易い多段圧縮機ブレードがこのシャフトに取り付けられており、タービン・ホイールに空気を提供

50

するために角度が付けられている。これらのエンジンは、著しい燃焼速度で燃料を連続的に燃焼させ、この燃料の多くが加熱のために浪費され、また、一度始動すると、火炎の輪を維持しなければならないため、流入するジェット燃料に点火するために連続的に運転しなければならない。タービンおよび部分的に燃焼したJP5の質量流のひゅーひゅーという音は、極めて大きい騒音を発生し、また、莫大な熱特徴を残す。また、ジェットおよびタービン・エンジンも、出力が変化している間、フレームアウトを生じることがあり、したがって出力の変化を遅くしなければならず、これは、質量が回転するエンジンのもう一つの欠点である。

【0008】

ジェットおよびタービン・エンジンは、正しくそれらの性質により、厳格な公差、壊れ易いタービン・ブレードおよびそれらが回転する速度のため、異物損傷(FOD)に対して極めて故障し易い。極めて微小な物体であっても、ジェット・エンジンに取り込まれると極めて重大な問題になる可能性があり、粉塵、火山灰、鳥およびあらゆる種類の瓦礫が航空機の着陸および離陸時に取り込まれる可能性がある。これは、とりわけ作戦地帯、つまり急ごしらえで準備された飛行場で真実であり、取り込まれた微小物体が重大な損傷、故障の原因になり、さらには爆発の原因になることさえある。ジェットおよびタービン・エンジンにおける重量および回転する質量によって生じる力のため、航空機を頑丈にしなければならず、したがって重く、かつ、剛直にしなければならない。また、製造費および維持費もジェット・エンジンのもう一つの欠点である。これらのタイプのエンジンの正面面積は、航空機に対して形状抵抗をもたらしており、また、大きなレーダ有効反射断面積

10

20

固体燃料ロケット

【0009】

従来のロケットは、本質的には、ドラバル管またはベンチュリで知られている精密で、かつ、同心拘束の管である。この管すなわちロケット・エンジンには、爆発の寸前で燃焼する揮発性高エネルギー燃料が充填される。ロケットは、燃料および酸化剤の総質量をオン・ボードで運ばなければならない。一旦着火すると、燃焼停止は存在しない。燃料は、しばしば有毒であり、また、その取扱いおよび製造が危険である。また、これらのエンジンは、その構築が極めて複雑で、かつ、高価である。また、これらのエンジンの構築には、エキゾチック材料および厳格な公差が必要である。

30

【0010】

ロケットの漏れは、Challengerの爆発から分かるように重大な結果を招く。固体燃料ロケットは、本質的には、爆発寸前の制御された速度で燃焼する巨大な爆発性の棒である。流入する空気などの混合物の変化は、すべて、ロケット・エンジンが爆発する原因になり得る。爆発は、燃焼速度がその材料の音速を超えると生じる。酸素が豊富な大気を通り抜けて人が移動する場合、固体燃料ロケットのための酸化剤をオン・ボードで運ぶことは、場合によっては極めて危険である。これらのタイプのロケットは、騒音が極めて大きく、また、打上げに際しては職員を退避させなければならない。

液体燃料ロケット

【0011】

Robert H Goddardは、1926年に、液体燃料を搭載したロケットを最初に打ち上げた人であると言われている。また、ペルー人のPedro Pauletも、19世紀に液体ロケットの実験を導いたのは、パリで学生であった自分であると主張している。液体燃料を搭載したロケットは、燃料および酸化剤を個別のタンクで運び、したがって燃料および酸化剤を燃焼室で混合するためのポンプおよび引渡しラインが必要である。液体ロケットは、必要な質量をタンク、ポンプおよび噴射器などに閉じ込めるためのそれらのエネルギー密度のため、望ましい。

40

【0012】

液体ロケットの場合、燃料および酸化剤は、配管ラインを介して、従来のポンプまたはターボ・ポンプによって閉込めタンクから燃焼室に引き渡される。これらのポンプのいく

50

つかは、うず状に回転させ、遠心力によって混合することによって燃料および酸化剤を混合する。他の混合方法は、緊密な流れの中で成分を衝突させ、それによりそれらを霧状にして、点火がより容易で、かつ、より完全に燃焼する混合物にするために、ノズルを収斂させることである。

【0013】

液体ロケットには多くの欠点があり、タンク、ポンプ、噴射器および引渡しラインは、空の場合にタンク内に生成される真空のため、タンクを破壊する可能性のある極低温にさらされる。これは、タンク内の液体の運動、および重量を重くする着氷による推進体の潜在的な不安定性と共に、液体ロケットを理想推進システムから程遠いものになっている。広く使用されている燃料および酸化剤の組合せである酸素および水素の貯蔵温度である - 253 度 C に露出されるポンプおよび噴射器は、推力から出力を奪い、また、重量を重くし、かつ、複雑性を増すことになる熱ガス循環システムによって加熱しなければならない。

10

【0014】

液体ロケットのための点火方法は、完全に安全ではない。ハード・スタートが一般的であり、瓦礫を何メートルにもわたって高速で吹き飛ばして、職員および財産に対して致命的な危険をもたらすことになる爆発の原因になっている。この状態は、正確な時間に、正確な強度で点火システムが燃料混合物への点火に失敗した場合に、突如として生じる。燃料混合物が燃焼室に蓄積し、そこで点火器が最終的に点火すると爆発が生じる。この爆発は、燃料混合物の豊富さの程度、およびハウジングの爆風圧定格に応じて、破片を何メートルにもわたって高速で吹き飛ばすことができる。このような爆発は、タンクを破壊し、燃料空気爆発の可能性をもたらすことになる。

20

【0015】

最も使用されている点火方法には、点火プラグ、熱ブリッジ線からなどの炎があり、また、多くの他の同様の手段も使用される。これらのエンジンは、固体燃料ロケットとは異なり、弁で調節することができる。成分の複雑性および危険性の性質のため、単元推進薬が最も使用されている。いくつかの可能混合の揮発性は、信頼性の高い点火源の必要性を至上にしており、推進薬の多くの他の混合は、信頼性が高く、かつ、持続可能な点火源があれば可能である。

【0016】

スクラム・ジェットおよびラム・ジェットは、それぞれ独自の複数の問題を抱えた他のタイプの推進システムである。これらのタイプのエンジンは、ゼロ対気速度で運転することはできず、また、燃料が加えられる際の背圧を防止するためには、エンジンを上空にもたすか、あるいは十分な空気流が存在する前に他の動力源を有し、約 350 mph まで推進させなければならない。ラム・ジェットは、空気の色度を減速させ、燃焼に先立って亜音速速度まで空気を圧縮するが、スクラム・ジェットは、それらの全運転範囲を通して超音速空気流で動作する。このタイプのエンジンには、燃料の燃焼時間などの多くのハイテク問題が存在しており、燃焼時間が遅すぎると、完全に燃焼する前に一掃されてしまう。現時点においては未だにその解決法が存在していないと思われる他の重大な問題は、空気の滑らかな流れを遮断し、燃料分布を攪乱し、かつ、制御不能の温度を生成する超音波衝撃波である。超音速出力飛行時間が制限されているのは、この温度の問題のために他ならない。

30

40

この出願の発明に関連する先行技術文献情報としては、以下のものがある（国際出願日以降国際段階で引用された文献及び他国に国内移行した際に引用された文献を含む）。

（先行技術文献）

（特許文献）

- | | |
|----------|---------------------------------|
| （特許文献 1） | <u>米国特許第 3 3 5 7 1 9 1 号明細書</u> |
| （特許文献 2） | <u>米国特許第 7 5 0 6 5 0 0 号明細書</u> |
| （特許文献 3） | <u>米国特許第 7 2 7 8 6 1 1 号明細書</u> |
| （特許文献 4） | <u>米国特許第 4 9 0 1 5 2 6 号明細書</u> |

【発明の概要】

50

【発明が解決しようとする課題】

【0017】

本発明は、本発明に対する極めて多くの使用法および用途を有するパッケージ化推進薬空気誘導可変推力ロケット・エンジンである。ここで説明されているデバイスの主な目的は、航空機を推進させるための、軽量で、トルクおよび振動がない推力発生器を提供することである。このデバイスは、これらの力が小さいため、極めて軽量の航空機の製造を容易にすることができる。また、このデバイスは、高速空気流およびまたは結果として得られる推力を必要とするどこでも使用することができる。

【課題を解決するための手段】

【0018】

本発明には、流入した空気を、酸化可能燃料の混合物の離散パケットからの熱エネルギーおよび運動エネルギーの短い継続期間のバーストによって加熱し、かつ、加速する前に、この流入する空気を圧縮し、かつ、加速する空力原理が使用されている。加熱され、かつ、加速された空気は、次に、デバイスを通して移動する際に膨張して推力を提供する。エネルギーの間欠バーストを開始する能力は、本発明の核心である。この能力は、透明な小さいエンクロージャ内に、全くの燃料源または他の燃料のための点火源のいずれかとしてナノ・サイズのアルミニウム粒子を使用することによって達成することができる。透明なプラスチックを透過する高強度光によってナノメートル・サイズの粒子に点火する能力は、著しい利点である。この効果は、大きさが光の波長より小さい粒子によってもたらされる。

【0019】

光のエネルギーは、粒子によって吸収され、粒子から再放射することはできないため、粒子は、その融点を超えて極めて急速に加熱される。粒子が融解すると、その酸化した外部表面にひびが入り、酸化していないアルミニウムが露出する。水などの化合物中の酸素であれ、あるいは空気中の酸素であれ、酸素に対するアルミニウムの強い親和力によって直ちに酸化が生じ、かつ、熱が生成される。アルミニウムは最も高いエネルギー・レベルを提供するが、他のナノメートル・サイズの金属も同様の特性を提供する。

【0020】

ナノメートル・サイズのアルミニウム粒子は優れた放熱を提供するが、他の燃料およびまたはより大きいアルミニウム粒子を開始するそれらの能力により、より低コストの熱源が多く用途に提供される。これらの場合、適切なレベルの光エネルギーによって遠隔で開始されるその能力は、依然としてその独自の利点を提供する。本発明は、エネルギーが、機械圧縮機を妨害する逆流を必要とすることなく、流入する空気に対する最大の熱伝達を可能にするパルス方式で、もっぱら所望の方向の推力で導かれるようにこれらのパケットを開始する。

【0021】

高エネルギー燃料パケットは、ファン、プロペラ、圧縮機または前方対気速度の支援を必要とすることなく空気流を得ることができる位置および方法で点火される。本発明には、吸気エンジンにエネルギーを供給するために高エネルギー燃料パケットが利用されている。これらの高エネルギー燃料パケットは、水中でケースに入れられ、透明な外部ケーシングで覆われている。高エネルギー燃料パケットの中味には、ナノメートル・サイズのアルミニウム粒子、酸素源および任意選択で他の酸化可能物質が含まれている。高エネルギー燃料パケットは、ストロボまたはレーザなどの高強度トリガ光源からの光エネルギーによって点火され、あるいは燃焼室のこれらのアルミニウム粒子に作用する他の手段によって点火される。

【0022】

この燃焼により、燃焼室からおびただしい熱および熱蒸気放出が生成され、それにより臨界角がつけられたベンチュリ燃焼流領域を介して空気の色度が速くなる。パケットに燃料が分配され、また、指令によって燃料に点火することができるため、エンジンを瞬時オン・オフ動作、言い換えるとパルス動作させることができる。間欠着火のため、燃料の熱

10

20

30

40

50

エネルギーをより完全に使用することができ、また、連続燃焼プロセスよりはるかに冷たい排気が可能になる。また、巡航時には、最大出力時とは異なる燃料混合を使用することも可能であり、それにより効率を高くすることができる。

【発明を実施するための形態】

【0023】

図1は、本発明の教示を使用した空気誘導ロケット・エンジン100を示したものである。空気は、前方空気流入口106から流入し、支持支柱135によって空気流ハウジング105内に支持されている中央空気分割器115によって分割される。中央空気分割器115の内側には、高エネルギー燃料パケット(EFP)117貯蔵隔室130が配置されている。この貯蔵隔室は、図には示されていないが、ハウジング105の外側に配置された、接続引渡し管を備えた別個の蓄積領域に置き換えることができ、あるいはこの別個の蓄積領域で補足することができる。

10

【0024】

推力が必要である場合、逆流防止弁140が開き、EFP117が空気/燃料引渡しマニホールド109を介して燃焼室120に噴射される。燃焼室120に存在している間に、ストロボ・ライト116または他の手段からの光エネルギーによって、水中およびEFP117に含まれているナノ・アルミニウム粒子が点火される。ナノ高エネルギー粒子によって極めて高い温度が生成され、それにより周囲の水が過熱蒸気に変換され、EFP117中の他の可燃性物質に同じく点火する。

【0025】

EFP117中には、酸化のためのより多くの酸素を提供するために一定の割合の過酸化水素を含むことができる。また、水も、燃焼室120に耐火材料を必要とするレベルに至るまでの温度上昇を防止する。温度上昇が制御された短い継続期間の燃焼を有することにより、より多くの熱エネルギーが、燃焼室120の壁を加熱するために浪費される代わりに、空気流を加速するために伝達される。この生成された高温蒸気は、燃焼室120から高速でベンチュリ燃焼流領域110に向かって指向的に膨張する。

20

【0026】

この膨張により、空気流ハウジング105のベンチュリ燃焼流領域110の空気の温度が上昇し、密度が低下し、また、ベンチュリ燃焼流領域110を通過して後方へ流れる。この後方流は、蒸気と加熱された空気の混合の速度によって生じる。圧力衝撃が散逸すると、空気洗浄弁142により、空気が分割器115上のより高い圧力領域から空気/燃料引渡しマニホールド106へ、空気入口通路145を通過して流れ、また、取り付けられている燃焼室120によって残留熱がベンチュリ燃焼流領域110へ伝達され、それにより次のEFP117点火のための新鮮な空気が提供される。

30

【0027】

流入する、より密度および圧力が高く、より冷たい空気が、ベンチュリ燃焼流領域110を介した混合物の高速運動によって生成される低圧体積を充填する。膨張する蒸気は、その密度が空気より若干低いため、ベンチュリ燃焼流領域110へ膨張する際に、通路内の空気に熱を引き渡し、したがって空気のエンタルピーが大きくなる。このプロセスで、加熱が生じる際に空気の相対湿度が高くなって、より大きいエンタルピーが生成され、また、より希薄な空気蒸気混合物が生成され、この希薄な空気蒸気混合物は、その密度が低下する際に膨張してより速い速度を生成することになる。この熱伝達方法は、従来のタービンにおける空気の加熱および乾燥より有効である。

40

【0028】

加湿された空気蒸気混合物は、それが膨張し、かつ、後部排気108へ向かって後方へ移動している間、より低い出口温度を有しており、この湿った空気蒸気混合物は、次に、流入する、より冷たく、かつ、より稠密な空気に置き換えられて環状流領域107に流入する。利用可能なすべての熱が伝達されると、他のEFP117が蓄積領域130から燃焼室120へ移動してサイクルが継続する。EFP117が分配され、かつ、点火される速さによって、デバイスの気流速度、質量流量および推力が決まる。

50

【 0 0 2 9 】

燃焼室 1 2 0 の指向性および設計、ならびにベンチュリ燃焼流領域 1 1 0 に対するその位置は、たとえ流入する空気の速度がゼロであっても、高圧熱蒸気フロントが環状流領域 1 0 7 に背圧を生成するのを防止している。空気蒸気混合物は、その速度および低密度のため、速やかに移動することにより、環状流領域 1 0 7 の両端間の圧力が降下する。この圧力降下により、空気ハウジング 1 0 5 内の前方入口 1 0 6 から後部排気 1 0 8 へ、ベンチュリ燃焼流領域 1 1 0 を通って空気が流れる。

【 0 0 3 0 】

空気の速度は、燃焼室 1 2 0 への E F P 1 1 7 のエネルギーの投入によって膨張する熱フロントの温度および速度の関数である。これらの速度は、2 k / s すなわち垂直飛行または水平飛行のための十分な推力を提供する速度より速い速度に達することがある。加湿され、かつ、加熱された空気は、姿勢制御ロケットからの排気に先立って、ベンチュリ燃焼流領域 1 1 0 を通って移動し、後部膨張ノズル 1 0 8 を通って後方へ向かって膨張する。

10

【 0 0 3 1 】

特定の用途では、このデバイス 1 0 0 または複数のデバイス 1 0 0 を外部空気ハウジングによって覆うことができ、この外部空気ハウジングを介して空気が引き込まれ、姿勢制御ロケットの外部熱によって加熱され、かつ、より速い速度で排気されて余分の推力を提供する。より冷たい空気のこの流れは、姿勢制御ロケットを冷却し、熱特徴を小さくするか、あるいは除去することができる。設計の意図は、重量が軽い材料を使用することができ、エンジン内部の高い燃焼温度およびガス温度を回避することである。この設計意図は、燃料を直接水に接触させることによって容易に達成することができ、それにより姿勢制御ロケットを通して流れる空気に燃料エネルギーを伝達するための蒸気ならびに他の排気成分が生成される。

20

【 0 0 3 2 】

E F P 1 1 7 は、デバイスが要求に応じてさらに可変推力を提供することができるよう、様々な量の高エネルギーナノアルミニウム燃料および他の燃料を有することができる。このタイプのエンジンは、その連続熱特徴および音響が小さいため、戦闘状況下では恐らく最も望ましいエンジンであると思われ、これらの連続熱特徴および音響は、減衰させ、あるいは除去することが可能である。巡航出力レベルでは、間欠動作によって排気を大気状態に近づけることができる。この姿勢制御ロケットは回転質量を有していないため、小型兵器または砲弾破片による多くの貫通に耐え、運転を継続することができる。

30

【 0 0 3 3 】

極めて大きいスラスト・パワーを必要とする垂直離陸の状況では、水によって提供される温度制御により、必要なレベルの燃料を十分な水と共に追加し、かつ、蒸気を発火させてより大きい推力を提供し、それにより空気ハウジング 1 0 5 を介して追加空気を引き込み、余分の揚力を提供することができる。この姿勢制御ロケットの空気流中には可動部品は存在せず、E F P 1 1 7 を引き渡すための機構が存在しているだけである。ナノメートル・サイズのアルミニウムを使用して他の燃料の燃焼を開始することにより、液体燃料を使用している他の手段に優る多くの利点が提供される。

40

【 0 0 3 4 】

これらのパケットは、高強度光または他の非接触手段を使用して点火することができる。ナノ・アルミニウムは、ガソリンなどの液体燃料と比較すると、46%より多いエネルギーを有しており、しかもその体積は、重量で3分の1にすぎない。このデバイスの場合、パッケージ化された形態で燃料を分配することにより、パルス動作が可能になる。戦闘地帯では、このパルス動作により、航空機は、敵に聞こえない滑空モードで静かに襲撃することができ、また、必要な場合にのみ出力を追加する能力を有することができる。さらに、設計により音響エネルギーが、排気空気の加速を促進し、かつ、移動軸に沿って航空機の背後に集中され、したがって航空機の前方に音はほとんど飛び出さない。

【 0 0 3 5 】

50

また、音は、騒音特徴が数十マイル先まで聞こえる現代の航空機エンジンと比較すると、間欠的に、低周波数で生成される。燃料パケット中のすべての材料には、燃焼プロセスで消費されることになるエネルギーが含まれており、また、その抽出されるエネルギーは、目に見える特徴または熱特徴を残さない。ナノA1パッケージは、このデバイスまたは他のデバイスにエネルギーを供給するための従来の燃料と組み合わせて点火源として使用することができる。開始と開始の間のタイミングは、先行する燃焼のすべての熱を使用するために十分に長くしなければならず、また、ベンチュリ燃焼流領域110への空気流は、安定した空気圧を確立するための時間を有していなければならない。

【0036】

この方法によれば、ベンチュリ燃焼流領域110で入口圧が低下する連続燃焼状態の場合に生じるような環状流領域107への空気の引き込みに対してではなく、空気を後方に推進するためにすべてのエネルギーが使用される。理想的には姿勢制御ロケットは、離陸または操縦などの最大出力インターバルを除き、最も有効に運転することができるようにサイズ化される。これらの高出力期間の間、この設計は、燃焼室120の設計のため、極めて大きい推力を出力することができる。燃焼室120への空気の独力補給を可能にするために着火と着火の間の時間間隔が不十分である用途の場合、任意選択の空気圧縮機148を追加して空气管145内の空気流を強化することができる。

【0037】

また、このデバイスは、高速空気流を必要とするどこにでも使用することができる。これは非制限であり、火災の吹き消し、走路の清掃、地球の掘削、ぬかるみまたは池の干上げ、埋設対象の発見、群衆制御、離陸ブースタ・エンジン、等々を含むことができる。このデバイスは、散らかったごみの吹き払いや、地雷および他の対象の掘り出しのために遠隔操作車両上で使用することができる。このデバイスは、吸込み口にシャッタを備え、また、質量交換流体として蒸気が使用されている場合、大気圏外で使用することができる。宇宙船の乗組員からの廃水を使用することができる場合であっても、真空の空間ではごく少量の水が必要である。この特定のスパイク設計は、図2に示されている自由流設計より速やかな空気の加速を有しているが、最大推力は自由流設計より小さい。

【0038】

図2は、メイン・フロー空気ハウジング205の入口201に空気が流入し、かつ、圧縮を生じることなく、デバイスを通して、燃焼器取付けリング208の周囲に配列された燃焼室240のクラスタを乗り越えて移動する際に、より有効に熱を伝達するために、非加熱期間の間、容易流を提供するベンチュリ燃焼流領域デバイス200を備えた高空気流修正ロケットである。これらの燃焼室240には、ディスペンサ235の中に貯蔵されている、引渡し空気/燃料引渡しマニホールド220を通して移動する高エネルギー燃料パケット(EFP)230が供給され、引渡し空気/燃料引渡しマニホールド220は、熱ガスおよび明るい光が引渡し空気/燃料引渡しマニホールド220からディスペンサ235へ逆方向に移動するのを防止するための逆流防止弁215を備えている。

【0039】

非燃焼期間の間、空気洗浄弁218が開き、それにより燃焼室240に空気が流入して熱を除去し、かつ、次の燃焼のための空気を提供する。この空気は、出力要求事項に応じて、外部ケーシング内の空気流からの空気であっても、あるいは加圧された空気源によって提供することも可能である。燃焼器アセンブリは、ハウジング軸280に対する燃焼室軸275の角度270を変更するためにスライド225上を回転するように装着されている。最初のスタートアップ時、および低速運転の間、燃焼室240は、入口201から流入する空気の速度が極めて遅いか、あるいはゼロである最初のスタートアップの間、最小角度である。非燃焼期間の間、ベンチュリ燃焼流領域セクション210のメイン・フロー空気ハウジング205を通して流れる空気は、215で管から流出するまでほとんど妨害されず、湾曲していない流線250で示されている層流を維持する。

【0040】

図2Aには、スタートアップまたは低速運転の間、最小角度 270で着火している燃

10

20

30

40

50

焼室 240 が示されている。スタートアップの間、ベンチュリ燃焼流領域セクション 210 の内側の空気は移動せず、燃焼室 240 の角度 270 は、非生産的逆流が存在しないことを保証している。高エネルギー燃料パケット 230 の燃焼が開始されると、燃焼室 240 は、矢印 255 で示されている軌道に沿って排気ポート 245 から流出する加圧された流れを生成する。

【0041】

この燃焼加熱排気が偏向し、ベンチュリ燃焼流領域セクション 210 の内側の空気を加熱して、わずかに湾曲した流線 260 で示されている、より狭いオリフィスを模擬している。また、燃焼室 240 で燃焼する燃料は、過熱蒸気を生成して、加熱された、恐らくは依然として燃焼している混合物をベンチュリ燃焼流領域セクション 210 内の所望の軌道に沿って推進する。過熱蒸気によって生成される圧力および流れにより、高圧噴射ポンプおよびそれをサポートする電力ユニットの必要性が除去される。

10

【0042】

このデバイスからの推力は、高エネルギー燃料パケット 230 の熱エネルギーを加圧された熱波として導入することによって得られる。空気ハウジング 205 の周囲に沿って配置された個々の燃焼室 240 から放射されるこれらの熱波は、メイン・フロー空気ハウジング 205 のベンチュリ燃焼流領域セクション 210 の中心に収束して仮想ベンチュリシステムを生成する。これらのフロー・ストリーム 260 が収束すると、マッハシステムが形成され、収束したフロントを収束角に応じてその入力速度の最大 6 倍に加速する。

【0043】

20

図 2 B には、修正ロケット・エンジンの燃焼室 240 が示されており、この燃焼室 240 は、空気ハウジング軸 280 に対して、図 2 A の角度 270 より大きい角度 α 285 を有している。このより大きい角度 α 285 は、高速空気流の間、仮想ベンチュリ燃焼流領域を小さくするため必要である。図 2 A に示されているように、燃焼室 240 で開始された高エネルギー燃料パケット 230 の燃焼により、矢印 255 で示されている軌道に沿って排気ポート 245 から流出する加圧された流れが生成される。

【0044】

この燃焼加熱排気は偏向し、ベンチュリ燃焼流領域セクション 210 の内側の空気を加熱し、湾曲した流線 265 で示されている、より狭いオリフィスを模擬している。燃料は、ベンチュリ燃焼流領域 210 の空気流中への導入に先立って、最初に燃焼室 240 で燃焼される。角度 285 が大きいほど、マッハシステムが速くなり、したがって矢印 255 で示されている流れの軸に対してより小さい傾斜角での熱波の導入を許容することにより、より速い対気速度で利点が提供される。したがって空気質量のより集中した衝撃およびより速やかな加速を容易にすることができる。

30

【0045】

熱フロントの収束角がより鋭角であるため、速やかに増加する流れが達成され、したがってフロントによって形成される円錐形の空気質量がより速い速度を達成する。空気流の速度で決まる一定の範囲の有利な可能な角度 285 が存在しており、ベンチュリ燃焼流領域 210 を通って移動するより速い気流速度を使用して、より大きい燃焼室 240 角度 285 が可能である。

40

【0046】

エネルギーを高エネルギー燃料パケット 230 からこの方法で導入することにより、より大量の熱エネルギーまたはエンタルピーが流入する空気に追加される。円周状に収束する熱フロントにより、移動中の空気流中で点火される燃料との接触面積よりはるかに広く、かつ、はるかに有効な空気との接触面積が提供される。流入する空気は、内側に向かって、空気ハウジング 205 の壁から離れる方向に導かれるため、空気ハウジング 205 上に存在する熱応力はより少ない。

【0047】

これらの波は、使用される燃料または燃料の組合せに応じて 2 k/s またはそれより速い速度で移動することができる。この熱波の方向は、角度 285 を大きくし、あるいは小

50

さくすることによって制御される。燃焼室 240 軸 275 は調整が可能であり、それにより、より速い対気速度で速度が速くなり、その一方で低空気入口速度またはゼロ空気入口速度における背圧の可能性を除去する手段として働くマッハシステムを利用することができる。この能力、およびこの用途における燃料が、最初に、空気流領域 210 ではなく、燃焼室 240 で燃焼される、という事実は、空気ハウジング 205 の空気流によって運び去られる前に、化学量論的燃焼を完了するための時間が燃料に許容される、ということである。この方法で処理される燃料によれば、排気熱中に浪費される代わりに、空気を移動させるために燃料パケットからすべてのエネルギーが抽出されることが保証される。

【0048】

このデバイスには、メタン、プロパン、灯油または JP5 および多くの他の燃料などの燃料の混合物を使用することができる。光手段によってナノ・サイズのアルミニウム（ナノ-Al）集塊中で燃焼フロントを開始する能力がこれを可能にしている。ナノ-Al 燃料パケットは増分で引き渡されるため、この空気移動デバイスは、瞬時オンおよびオフ動作能力を有している。本発明の他の大きな利点は、可動部品がなく、したがって運転中に生成されるトルクまたは振動応力が存在しないことである。これは、より軽い機体を促進しており、したがって航空機のすべての部品をはるかに軽い構造にすることができる。

【0049】

図 3 は、一例示的高エネルギー燃料パケットの認識的切欠見込み図である。透明外部ケーシング 310 は、ナノ-Al 粒子 320 の混合物 305 を水中または水過酸化水素スラリー混合物 305 中で保持している。混合物 305 中には、より大きいアルミニウム粒子 315 および他の燃料などの追加燃料を懸濁させることができる。薄膜シール・アルミニウム・カプセル 330 を使用することができ、薄膜シール・アルミニウム・カプセル 330 は、薄膜シール・アルミニウム・カプセル 330 に点火するためのナノ-Al 開始剤 335 をその長さに沿って有することができ、また、中に炭化水素と酸素の混合物 340 を含有することができる。アルミニウム・カプセル 330 の一端は可燃性プラグ 325 を有することができ、この可燃性プラグ 325 は、2つの目的、つまり開口を密閉する目的、およびカプセル 330 への混合物 340 の充填を容易にする目的を有している。可燃性プラグ 325 は、開始剤 335 より速く燃焼するように設計することができ、あるいはカプセル 330 が完全に酸化される前にカプセル 330 を最初の燃焼領域から移動させることが望ましい用途の場合、これらの開始剤 335 の代わりに設計することができる。

【0050】

図 3A は、高エネルギー燃料パケットのラジカル切欠見込み図を示したものである。これらの波は、使用される燃料または燃料の組合せに応じて 2 k/s またはそれより速い速度で移動することができる。この熱波の方向は、角度 285 を大きくし、あるいは小さくすることによって制御される。燃焼室 240 軸 275 は調整が可能であり、それにより、より速い対気速度で速度が速くなり、その一方で低空気入口速度またはゼロ空気入口速度における背圧の可能性を除去する手段として働くマッハシステムを利用することができる。この能力、およびこの用途における燃料が、最初に、空気流領域 210 ではなく、燃焼室 240 で燃焼される、という事実は、空気ハウジング 205 の空気流によって運び去られる前に、化学量論的燃焼を完了するための時間が燃料に許容される、ということである。

【0051】

この方法で処理される燃料によれば、排気熱中に浪費される代わりに、空気を移動させるために燃料パケットからすべてのエネルギーが抽出されることが保証される。このデバイスには、メタン、プロパン、灯油または JP5 および多くの他の燃料などの燃料の混合物を使用することができる。光手段によってナノ・サイズのアルミニウム（ナノ-Al）集塊中で燃焼フロントを開始する能力がこれを可能にしている。ナノ-Al 燃料パケットは増分で引き渡されるため、この空気移動デバイスは、瞬時オンおよびオフ動作能力を有している。本発明の他の大きな利点は、可動部品が少なく、したがって運転中に生成されるトルクまたは振動応力が存在しないことである。これは、より軽い機体を促進しており

10

20

30

40

50

、したがって航空機のすべての部品をはるかに軽い構造にすることができる。

【 0 0 5 2 】

使用目的に合致するよう、多くの異なるカプセル 3 3 0 構成を異なる混合物 3 4 0 および設計と共に使用することができる。3 3 0 などのカプセルによれば、空気室より軽いところで使用することができる、低対気速度で動作するようより大型のエンジンで、より長い燃焼時間が提供され、あるいは高出力運転の間、より長い燃焼時間が提供される。必要な出力レベルに合致するために異なる組成のパケット 3 0 0 を使用することにより、極めて速やかに推力を変化させることができる。この高エネルギー・パケット例は、本発明のこの燃料引渡しシステム・コンポーネントの利点を完全に実施するために必要な変形形態を制限しないことは理解されよう。

10

【 0 0 5 3 】

さらに、いくつかの氷点下用途では、外部ケーシングとして氷およびナノ - A 1 を使用することにより、高高度航空機に利点を提供することができ、異なる組成で使用されるものとしてパケットを製造することができる。同様に外部ケーシング 3 1 0 も、酸化可能金属殻を備えたカプセル 3 3 0 と同様の設計を有することができる。

【 0 0 5 4 】

これらの姿勢制御ロケットの他の利点は、それらを航空機の構造の一部にすることができ、これらは構築が安価で、かつ、サービス不能になった場合にリサイクルするか、あるいは廃棄することができるため、重量およびコストをさらに節約することができることである。このデバイスの重量は、同じ直径の従来のがス・タービン・エンジンの約 1 0 % である。この新規な推力生成概念を使用することにより、エンジンの重量が軽減され、また、構造の振動および応力の力が低減されるため、この重量軽減と同じ軽減を航空機の構造全体に対して期待することができる。

20

【 0 0 5 5 】

この姿勢制御ロケットを使用して従来航空機設計に推進力を提供することができるが、この姿勢制御ロケットによれば、はるかに効率的に動作する革新的な新しい航空機設計のための大きな機会が提供される。同様に、この姿勢制御ロケットによれば、空気の運動すなわち推力を必要とする多くの他の用途に新しい能力が提供される。このタイプの推力生成デバイスは、選択可能なパルス・モードで動作させることができ、また、推力には航空機に揚力を提供する必要がないため、航空機より軽い場合、このタイプの推力生成デバイスは理想的である。空気浮揚性航空機をパルス動作させることができるこのデバイスによれば、その位置を維持するだけの十分な燃料のみを使用して、極めて長い継続時間の間、このような航空機をロケーション上で静かに徘徊させることができる。

30

【 0 0 5 6 】

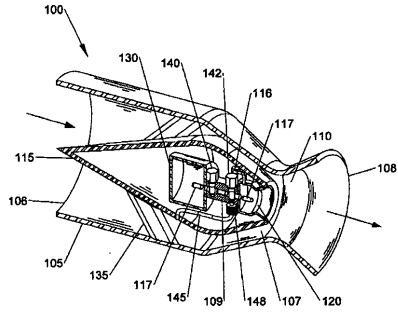
翼を有する航空機またはロケットを推進させるためのその用法に加えて、重量が軽く、また、トルクおよび振動に強いことが、これを空気より軽い使用のための理想的な推進システムにしている。航空機より軽いものをこのエンジンの円筒強度および剛性の周囲に構築することができ、また、それは極めて小さい正面面積を有することになる。これは、小さい抵抗および無視し得るレーダ有効反射断面積を促進することになり、このデバイスのこれらの属性のすべてがこのデバイスを戦闘に不可欠にしている。このデバイスの主構造である円筒の構造的完全性がこの姿勢制御ロケットを極めて軽量の空力航空機の全く新しいファミリーのための差し迫った候補にしている。

40

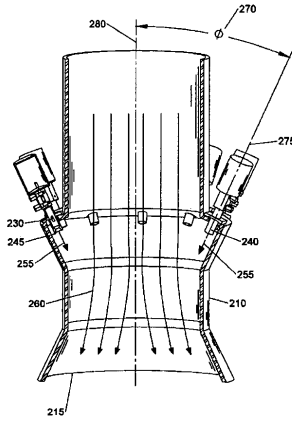
【 0 0 5 7 】

円筒形状によって多くの利点が提供されるが、エーロフォイルの前縁に沿った多くの微小燃焼器を使用して、その真下を移動する空気を加速し、かつ、膨張させて浮力を生成しているものであっても他の構成が可能である。以上、本発明について、好ましい実施形態に関連してとりわけ図に示し、かつ、説明したが、本発明の精神を逸脱することなく、本発明の細部に若干の変更を加えることができることは容易に理解されよう。

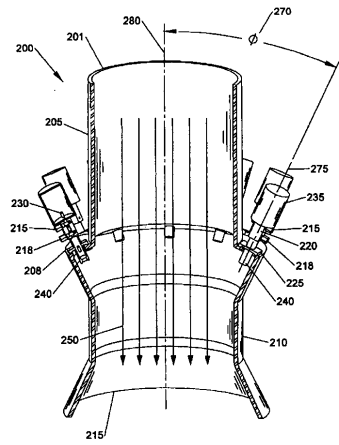
【 図 1 】



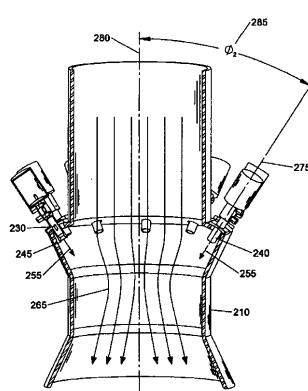
【 図 2 A 】



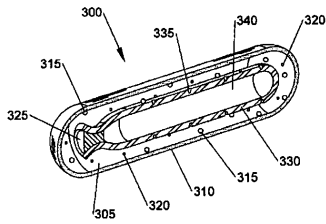
【 図 2 】



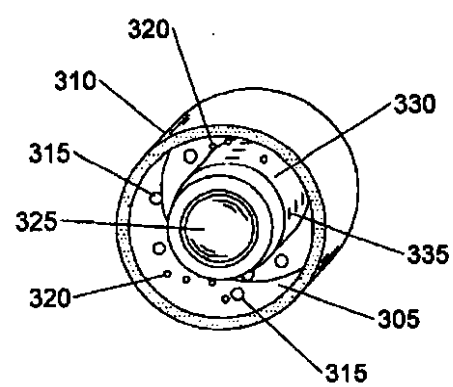
【 図 2 B 】



【 図 3 】



【 図 3 A 】



フロントページの続き

(72)発明者 コリアー, ニコラス
アメリカ合衆国テキサス州78957、スミスヴィル、ポニー・エクスプレス・ドライブ 222
番

審査官 瀬戸 康平

(56)参考文献 米国特許第03357191(US, A)
米国特許出願公開第2006/0201134(US, A1)
特開2009-041418(JP, A)
米国特許第07506500(US, B1)
仏国特許発明第589726(FR, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
C06D 5/00
F02K 7/12, 7/18, 9/00