

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4084975号
(P4084975)

(45) 発行日 平成20年4月30日(2008.4.30)

(24) 登録日 平成20年2月22日(2008.2.22)

(51) Int.Cl.

F 1

F 0 2 K 7/10 (2006.01)

F 0 2 K 7/10

請求項の数 5 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2002-240048 (P2002-240048)	(73) 特許権者	502303430
(22) 出願日	平成14年8月21日(2002.8.21)		エムベデーアー フランス
(65) 公開番号	特開2003-83168 (P2003-83168A)		MBDA France
(43) 公開日	平成15年3月19日(2003.3.19)		フランス国 エフ-75116 パリ、ブ
審査請求日	平成17年4月13日(2005.4.13)		ールバール ド モンモレンシィ 37
(31) 優先権主張番号	0111413		37 Bld de Montmoren
(32) 優先日	平成13年9月4日(2001.9.4)		cy F-75116 PARIS Fr
(33) 優先権主張国	フランス (FR)		ance
		(74) 代理人	100087653
			弁理士 鈴江 正二
		(74) 代理人	100121474
			弁理士 木村 俊之
		(72) 発明者	マルク ブシュ
			フランス国 18000 ブルジュ、アヴ
			ニュ ド サン アマン 34
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

フラットでお互いに平行な2枚の側壁(2)(3)と、前側面(6)と後側面(7)とを相互に傾斜する状態で連結固定して鈍角に開いたV字形の形状に構成し、前後側面(6)(7)の連結隆起線(8)が側壁(2)(3)に略直交する状態で両側壁(2)(3)に一体となる状態で連結固定した固定上壁(4)と、前側面(11)と後側面(12)とを相互に傾斜する状態で連結固定して、前記上壁とは反対方向で鈍角に開いたV字型の形状に構成し、前後側面(11)(12)の連結隆起線(13)が側壁(2)(3)に略直交する状態で上記側壁(2)(3)同士間に一体で長手方向に摺動移動可能な状態に配置される下壁(5)とで細長い本体(1)を構成し、この本体(1)の側壁(2)(3)の間に、少なくとも1つの燃料噴射器(9)を備え、酸化剤と燃料とを混合するとともに、その混合物の燃焼を行う燃焼室(15)と、酸化剤の流入口(16)と、上記上壁(4)の後側面(7)と下壁(5)の後側面(12)との間に設けられ、上記燃焼室(15)から排出されるガスを流す排気ノズル(17)とを有する超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジンにおいて、

上記燃料噴射器(9)を前記上壁(4)の隆起線(8)近傍部分に配置し、全体方向が上壁後側面(7)に少なくとも略平行な1つ以上の第1面(11A)と、この第1面に対して傾斜する状態に位置し、上記側壁(2)(3)に少なくとも略直交する接合線(14)に沿って前記第1面(11A)に連結固定される少なくとも一つの第2面(11B)とで前記下壁(5)の前側面(11)を形成し、この下壁前側面(11)を第1面(11A)と第2面(11B)とで構成される部分が上記上壁(4)に対面して凹む状態に配置し、上記上壁(4)の隆起線(8)を前記

10

20

下壁(5)の第2面(11B)に対面状態に位置させるとともに、上記第1面(11A)と第2面(11B)との接合線(14)を上壁(4)の後側面(7)に対向して配置し、上記第2面(11B)をその一部が上壁(4)の後側面(7)に対面し残りの一部が上壁(4)の前側面(6)と対面する状態で上記燃料噴射器(9)に対応させて配置し、上記燃焼室(15)を、前記上壁(4)の後側面(7)と、前記第1面(11A)及びこれに対応する前記下壁(5)の第2面(11B)の一部との間に形成し、前記酸化剤の入口(16)を、前記上壁(4)の前側面(6)とこれに対応する前記下壁(5)の第2面(11B)の一部との間に形成し、下壁(5)の摺動により、上記第1面(11A)と第2面(11B)との間の接合線(14)を燃料噴射器(9)に近づけて上記酸化剤入口(16)と、前記燃焼室(15)の幾何学的位置関係を変化させるように構成し、この幾何学的変位は、前記酸化剤入口(16)は前記酸化剤流を僅かだけ収縮させ、燃焼室(15)を長い末広がり形状とするマッハ数1.5から3に対応する第1状態から、酸化剤入口(16)は上記酸化剤流を強く収縮させ、上記燃焼室(15)はその横断面が一定の短い形状となるマッハ数8から12に対応する第2状態に徐々に変化するように構成したことを特徴とする超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジン。

10

【請求項2】

下壁(5)の移動を直線的に行う請求項1に記載した超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジン。

【請求項3】

下壁(5)の移動を曲線的に行う請求項1に記載した超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジン。

20

【請求項4】

下壁(5)が上壁(4)よりも短い請求項1に記載した超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジン。

【請求項5】

上壁(4)の隆起線(8)が、第2面(11B)とともに斜面を形成して、酸化剤流用の最少入口横断面を形成する請求項1に記載した超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジン。

【発明の詳細な説明】**【0001】****【発明の属する技術分野】**

30

本発明は、広い速度範囲、特にマッハ2からマッハ8にわたって動作するようにされた、超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジンに関する。

【0002】**【従来の技術及びその課題】**

一般に複式ラムジェットエンジンといわれる形式のラムジェットエンジンの設計は、亜音速燃焼段階と超音速燃焼段階の連続により、広い作動領域をもつため、空気力学的流れの定義と、この流れの範囲を定める構造の製造との両面で多くの問題を有している。

【0003】

これらの問題を克服しようとしていろいろな技術が用いられていて、これらの中で最も興味深いものが、1つ米国特許第5727382号に記載されているものである。この米国特許は、対になって互いに向かい合う4枚の壁からなる細いラムジェット本体を持つラムジェットにかかるもので、上記壁同士間には、

40

- ・酸化剤の流れのための入り口と、
- ・少なくとも1つの燃料噴射器が設けられ、酸化剤と燃料とを混合させ、この混合物を燃焼させる幾何学的可変燃焼室と、
- ・上記燃焼室から排出されるガスを通す排気ノズルとが形成されている。

なお、この場合上記対向壁を構成している一对の壁はフラットで互いに平行に位置している。

【0004】

この既知のラムジェットでは、他方の対向壁を構成している一对の壁のうちの一方の壁は

50

変形できるように複数の板を次々と関節接合することにより変形壁として形成されている。作動システムが上記変形壁を飛行条件の関数に応じた幾何学的配列に形成する。このような制御された変形壁の利点は、燃焼室の長さに沿った横断面の逐次的変化を各飛行条件に精密に合致させることができること、亜音速域燃焼に適した幾何学的ノズル隘路を位置させることができることである。他方、このようなラムジェットの実製作では、特に可動板同士を相対変化させなければならないことから、複雑で高価になる。さらに、亜音速燃焼に適した燃焼室を形成するためには、このラムジェットは少しばかり長すぎる超音速燃焼室を含む必要があり、ある程度高速でのラムジェットの性能を制限するとともに、その冷却が複雑になる。

【0005】

さらに、英国特許第2222653号には、超音速及び極超音速航空機用のラムジェットエンジンが記載されている。このラムジェットエンジンは、細長い本体を有しており、この細長い本体は、

- ・互いに平行なフラットな2枚の側壁と、
 - ・この側壁に一体に固定された上壁であって、鈍角のV字形形状に固定された前側面と後側面とを有し、この前側面と後側面は相互に傾斜して、上記側壁に対して少なくとも略直交する隆起線で連結されており、
 - ・長手方向に摺動して並進運動することができるように上記側壁で一体に移動可能に構成した下壁であって、上記上壁とは逆向きの鈍角のV字形形状に固定された前側面と後側面とを有し、これらは相互に対して傾斜して、上記側壁に対して少なくとも略直交する隆起線で連結されているものとからなり、
- 本体の側壁同士間には、

- ・酸化剤の流入口と、
 - ・少なくとも1つの燃料噴射器を備え、酸化剤と燃料とを混合させ、その混合物の燃焼が内部で行われる燃焼室と、
 - ・上記燃焼室から排出されるガスを流通させ前記上壁の後側面と前記下壁の後側面との間に形成された排気ノズルとを位置させる。
- この英国特許では、摺動可能な下壁が衝撃拡散装置として作用するようになっている。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】

本発明の目的は、燃焼が亜音速であろうと、超音速であろうと、最適な燃焼室を得ることができる摺動下壁を備えたラムジェットエンジンを提供することにある。

【0007】

【課題を解決するための手段】

上述の目的を達成するために、本発明にかかる摺動下壁を備えたラムジェットエンジンは、以下の特徴を有する。

- ・燃料噴射器が上壁の隆起線近傍部に配置されている。
- ・下壁の前側面は、全体方向が上壁の後側面に少なくとも略平行で上壁後側面に対面されて配置された少なくとも1つの第1面と、側壁に少なくとも略直交する接合線に沿って前記第1面に連結固定された1つ以上の第2面とを有している。この第2面は前記第1面に対し傾斜させられていて、第1面と第2面とを組み合わせたものは上壁に対して凹んだ状態になっている。
- ・上壁の隆起線は下壁の前記第2面に対面する一方で、第1面と第2面との間の接合線は上壁の後側面に対向しており、上記第2面は燃料噴射器に対し一部が上壁後側面に、残りの一部が上壁の前側面にそれぞれ対面した状態で配置されている。
- ・燃焼室は上壁の後側面と、第1面及びこれに対応する下壁の第2面の一部との間に形成してある。
- ・酸化剤の流入口は、上壁の前側面と、これに対応する下壁の第2面の一部との間に形成されている。
- ・下壁の摺動により、第1面と第2面との接合線を上記燃料噴射器に徐々に近づけ、酸化

剤の流入口と燃焼室との幾何学的形状を変化させる。この幾何学的形状は、前記酸化剤流入口が酸化剤流を僅かに収縮させるとともに燃焼室が長い末広がりとなる1.5～3の間のマッハ数に対応する第1状態から、酸化剤流入口は酸化剤流を強力に収縮させ、燃焼室が短くて一定の横断面を示す8～12の間のマッハ数に対応する第2状態に徐々に変化する。

【0008】

本発明によれば、ラムジェットの壁の1つの直線状あるいは曲線状の並進運動を用いるだけで燃焼室の横断面及び、酸化剤入口とノズルの幾何学形状に徐々の変化が得られることになる。これにより、ラムジェットを航空機の飛行条件に合致させることができ、推力あるいは比スラスト値について最大の性能が得られることになる。このため、相互に平行なフラットな対向壁を構成している壁面を除く他の2つの壁面は、非常に異なった横断面法則が課せられるように並進運動する輪郭に形成されている。すなわち、酸化剤(空気)入口の収縮度合いが低いと、低マッハ数では幾何学的なノズル隘路を備えた長い末広がり燃焼室となり、酸化剤(空気)入口での収縮度合いが高いと高マッハ数に対しては一定横断面を持った短い燃焼室となる。

【0009】

よって、本発明を実施すると、米国特許第5727382号に開示されているラムジェットにおける幾何学的可変壁を無くすことができる。幾何学的可変壁を設けた場合には、板同士の関節接合のためのヒンジと、これら板用の複数の作動体を要するという問題点が生じる。これに対して、本発明のラムジェットでは、1つの作動体だけで上述の並進運動を行わせることができる。さらに、フラットで平行な壁と並進して移動する上述の壁の不完全な漏洩止めを許容できる。

【0010】

なお、前記した可動第2壁(下壁)は第1上側壁よりも短いのが好ましい。さらに、酸化剤の流れ用の特徴的な入口隘路(最小横断面)を形成するために、上記第1壁の隆起線は上記第2面とともに斜面を呈している。

【0011】

【発明の実施の形態】

添付の各図により、本発明の構成がよく理解できると思う。各図における同一符号は同一構成要素を示す。

図1～図4に示されている本発明に係る航空機用ラムジェットエンジンの細長いラムジェット本体(1)は、対になって対向する4枚の壁(2)(3)(4)(5)からなっている。そして、対向する状態で位置している2枚の側壁(2)(3)はフラットで相互に平行に位置している。

【0012】

上壁(4)は一对の側壁(2)(3)と一体になっており、鈍角に開いているV字形状をなしている。この上壁(4)は前側面(6)と後側面(7)とを有し、これらは互いに傾斜していて隆起線(8)で連結されている。図示されているように前側面(6)および後側面(7)は、実際、各々相互に僅かに傾斜した小側面を有する。

燃料噴射器(9)はその隆起線(8)の近傍に配置されている。

【0013】

下壁(5)は上壁(4)の長さ(L)よりも短い長さ(1)に形成してあり、この下壁(5)も鈍角に開いたV字形状をなしており、その突出方向は上壁(4)とは逆になっている。この下壁(5)は前側面(11)と後側面(12)とを含み、これらの面は相互に傾斜していて、隆起線(13)で連結されている。

【0014】

下壁(5)の前側面(11)は第1面(11A)を含み、この第1面(11A)はその全体方向が上壁(4)の後側面(7)に少なくとも略平行となる状態で該後側面(7)と対面する状態に配置してある。そして、下壁(5)の前側面(11)は前記第1面(11A)に接合線(14)に沿って固定連結されるとともに、前述の側壁(2)(3)に対して直交する第2面(11B)を有

しており、この第2面(11B)は前記第1面(11A)に対して傾斜した状態に連結され、上壁(4)と対面する凹所を形成している。

【0015】

図4に明確に示されているように、(図4は、図1で定義された直交軸ox、oy、ozを参照して描かれ、図中軸ox、ozは各々ラムジェットの長さとは平行である。)

- ・上壁(4)の隆起線(8)は下壁(5)の第2面(11B)に対面して配置されている。
- ・下壁(5)の接合線(14)と隆起線(13)とは、上壁(4)の後側面(7)に対面して配置されている。
- ・下壁(5)の第1面(11A)は、上壁(4)の後側面(7)と完全に対向している。
- ・下壁(5)の第2面(11B)は、燃料噴射器(9)と対向していて、この第2面(11B)の前部は上壁(4)の前側面(6)と対向しており、この第2面(11B)の後壁は上壁(4)の後側面(7)に対面している。

10

【0016】

したがって、図1～図4に示したラムジェットでは、

- ・燃焼室(15)は上壁(4)の後側面(7)とこの後側面(7)に対向する下壁(5)の第1面(11A)および第2面(11B)の一部との間に形成される。
- ・酸化剤(空気)の入口(16)は上壁(4)の前側面(6)と、この前側面(6)に対面する下壁(5)の第2面(11B)の一部との間に形成される。
- ・排気ノズル(17)は上壁(4)の後側面(7)と、下壁(5)の後側面(12)との間に形成される。

20

【0017】

さらに、ラムジェット(1)の下壁(5)は全体にわたって、上記側壁(2)(3)の間で、並進運動の際長手方向に摺動するように移動自在に取り付けられている。

【0018】

概略的に示した図1において、

- ・摺動および案内手段が、外側ジャッキ(18)(19)と、側壁(2)(3)に切り込み形成された傾斜路(22)内を摺動するスピンドル(20)(21)として表現されている。そして、外側ジャッキ(18)(19)が傾斜路(22)でガイドされるスピンドル(20)(21)を押すことによって、スピンドル(20)(21)が上壁(4)と側壁(2)(3)に対して下壁(5)を摺動移動させる。いうまでもないことで有るが、この摺動案内手段は、概略的に説明したものであり、少なくともその一部が下壁(5)内に収容されているモータ手段を摺動案内手段として用いることが好ましい。
- ・図3では、傾斜路(22)を直線溝孔として表しているが、この傾斜路(22)は破線で示すような曲線溝孔で形成しても良い。なお、下壁(5)と側壁(2)(3)との間の接合部および、傾斜路(22)での封止機構は図示を省略している。

30

【0019】

上記摺動案内手段の実施形態にかかわらず、摺動案内手段は下壁(5)を移動させて接合線(14)を並進運動させながら徐々に燃料噴射器(9)に近づけることにより、酸化剤入口(16)と燃焼室(15)の幾何学的形状を変化させる。

【0020】

40

図4には、下壁(5)の他の三壁(2)(3)(4)に対する三つの位置が連続的に示されている。この三つの位置は、例えば異なる飛行マッハ値(Mf)に各々対応して、それぞれ符号I、II、IIIによって示されている。

【0021】

図6および図6の2倍の縮尺で描かれている図5に示されている位置Iは、低飛行マッハ値(Mf)が3に対応しており、酸化剤入口(16)は比較的僅かに収束して酸化剤流を少しだけ収縮すると同時に(図5参照)、燃焼室(16)は長く拡散している(図6参照)。

【0022】

図8及び図8の2倍の縮尺で描かれた図7に示されている位置IIでは、中間飛行マッハ値(Mf)が6に対応しており、前記の位置Iと比べると、酸化剤入口(16)はより収束して

50

おり、酸化剤流をより強く収縮させる同時に(図7参照)、燃焼室(15)は短くなり、拡散度合いも低くなっている。

【0023】

最後に、図10および図10の2倍の縮尺で描かれた図9に示されている位置IIIでは、高い値の飛行マッハ値(Mf)が8に対応しており、酸化剤入口(16)は強く収束して、酸化剤流を大きく収縮すると同時に、燃焼室(15)は短く、全長にわたってその横断面が一定になる。

【0024】

したがって、本発明によれば、飛行マッハ値(Mf)の増加によって、段階的に酸化剤入口(16)と燃焼室(15)の幾何学的形状を徐々に変化させ、その幾何学的形状を低い超音速飛行時のマッハ数(1.5~3)に適していて、酸化剤入口が僅かだけ酸化剤流を収縮させ、燃焼室が長くで拡散する形状となる第1状態から、極超音速飛行時のマッハ数(8~12)までに適していて、酸化剤入口が酸化剤流を強力に収束させ、燃焼室は横断面が一定の短いものになる第2状態に徐々に変化させることができる。

【0025】

図11に示す曲線(23)は、飛行マッハ数(Mf)の関数としてのラムジェット高度H(km)の変化例を示す。この曲線(23)上に前に詳述した位置I、II、IIIに対応する操作点が示されている。

【0026】

同様に、図12に示す曲線(24)上には、飛行マッハ数(Mf)の関数としての比スラストIps(m/s)の変化を示し、前述の位置I、II、IIIに対応する点が描かれている。

【図面の簡単な説明】

【図1】ラムジェットの一実施例での一部破断概略斜視図である。

【図2】図1のII-II線での横断面図である。

【図3】図2のIII-III線での部分概略側面図である。

【図4】本発明に係るラムジェットの主要素を示す縦方向での線図である。

【図5】マッハ3で作動している状態での主要素前端の位置関係を示す線図である。

【図6】マッハ3で作動している状態での主要素後端の位置関係を示す線図である。

【図7】マッハ6で作動している状態での主要素前端の位置関係を示す線図である。

【図8】マッハ6で作動している状態での主要素後端の位置関係を示す線図である。

【図9】マッハ8で作動している状態での主要素前端の位置関係を示す線図である。

【図10】マッハ8で作動している状態での主要素後端の位置関係を示す線図である。

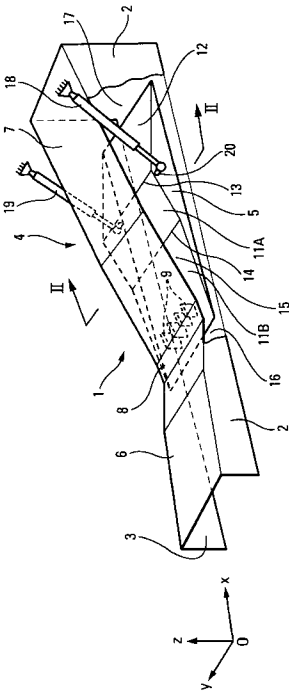
【図11】本発明に係るラムジェットの飛行マッハ数の関数として高度変化率を示す線図である。

【図12】ラムジェットに対する飛行マッハ数の関数としての比スラスト値を示す線図である。

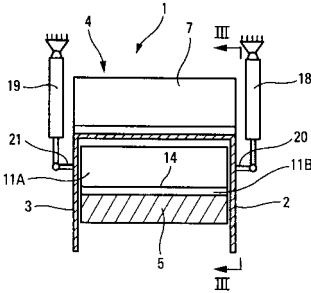
【符号の説明】

1…ラムジェット本体、2・3…ラムジェット本体の側壁、4…上壁、5…下壁、6…上壁の前側面、7…上壁の後側面、8…上壁の隆起線、9…燃料噴射器、11…下壁の前側面(11A…第1面、11B…第2面)、12…下壁の後側面、13…下壁の隆起線、14…下壁前側面の接合線、15…燃焼室、16…酸化剤の流入口、17…排気ノズル。

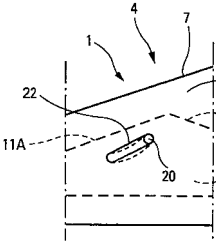
【図 1】



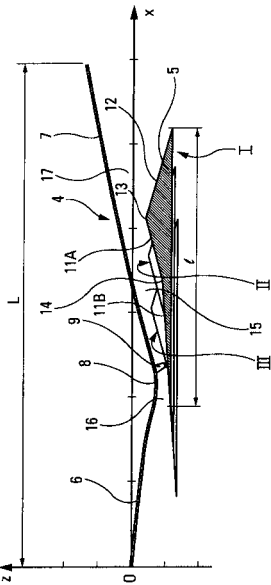
【図 2】



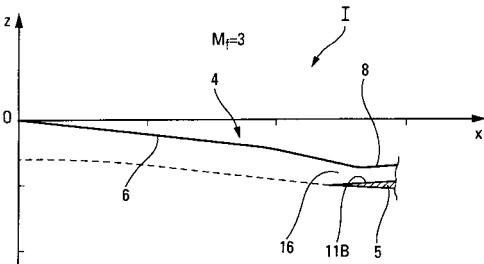
【図 3】



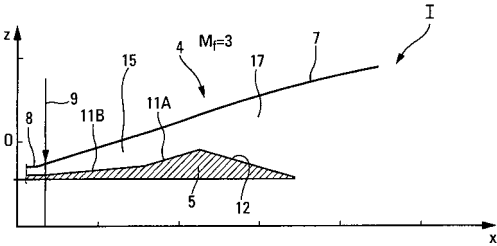
【図 4】



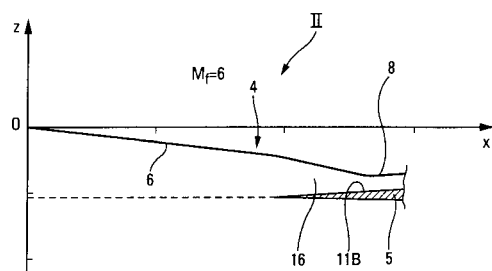
【図 5】



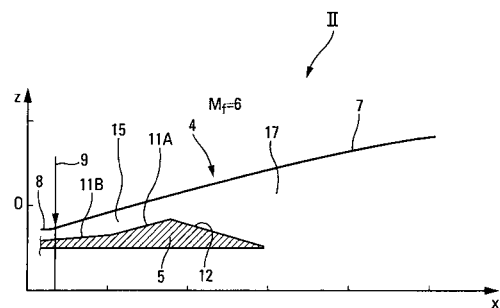
【図 6】



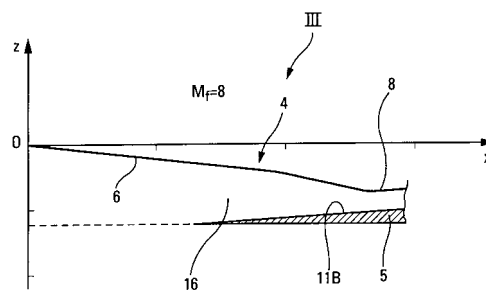
【図 7】



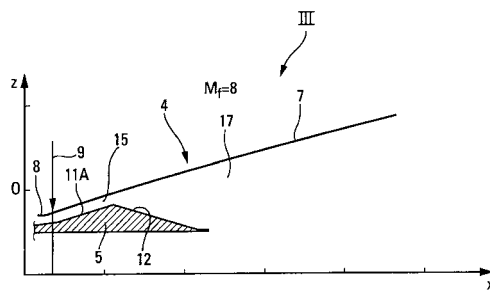
【図 8】



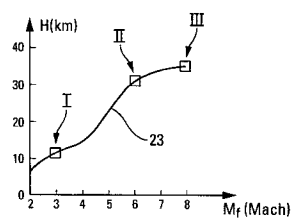
【図 9】



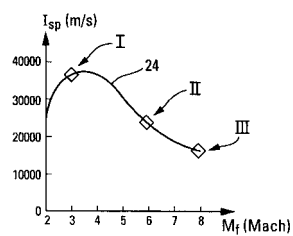
【図 10】



【図 11】



【図 12】



フロントページの続き

(72)発明者 フランソワ ファンレンパン
フランス国 78730 サン アルヌル アン イヴリーヌ、リュ デュ ドクトール ルモン
41

(72)発明者 ヴァディム ルヴァン
ロシア連邦 モスクワ、ストロギンスキィ ブル 29、22

審査官 亀田 貴志

(56)参考文献 特開平06-002616 (JP, A)
特開平09-032640 (JP, A)
特開平02-201033 (JP, A)
英国特許出願公開第2222635 (GB, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F02K 7/10