

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第4717818号
(P4717818)

(45) 発行日 平成23年7月6日(2011.7.6)

(24) 登録日 平成23年4月8日(2011.4.8)

(51) Int.Cl.

F I

F O 2 K 9/90 (2006.01)

F O 2 K 9/90

請求項の数 3 (全 5 頁)

(21) 出願番号	特願2006-527932 (P2006-527932)	(73) 特許権者	506098723
(86) (22) 出願日	平成16年9月14日 (2004. 9. 14)		ナモ・ラウフォス・エーエス
(65) 公表番号	特表2007-506905 (P2007-506905A)		ノルウェー国、エヌー2831 ラウフォ
(43) 公表日	平成19年3月22日 (2007. 3. 22)		ス、ピー、オー、ボックス 162
(86) 国際出願番号	PCT/N02004/000272	(74) 代理人	100105647
(87) 国際公開番号	W02005/028844		弁理士 小栗 昌平
(87) 国際公開日	平成17年3月31日 (2005. 3. 31)	(74) 代理人	100105474
審査請求日	平成19年8月21日 (2007. 8. 21)		弁理士 本多 弘徳
(31) 優先権主張番号	20034266	(74) 代理人	100108589
(32) 優先日	平成15年9月24日 (2003. 9. 24)		弁理士 市川 利光
(33) 優先権主張国	ノルウェー (N0)	(72) 発明者	オーベック、エーランド
			ノルウェー国、エヌー2819 グヨヴィ
			ーク、ラグンヒルドス ヴェイ 15
		審査官	石黒 雄一
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 エンジンノズル内に案内翼を有するロケットエンジン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

燃焼室及びノズル（ 7 ）を備え、
前記ノズルは、
前記燃焼室の下流に位置する絞り部（ 5 ）と、
前記絞り部（ 5 ）を突き通って前記燃焼室に延入し、かつ、前記ノズル（ 7 ）の軸線に
平行であって、丸みがある先頭端（ 3 ）を有する複数の固定翼（ 1 ）と、
前記絞り部（ 5 ）の下流にその先頭端（ 4 ）が設けられた複数の案内翼（ 2 ）と、を含
み、
前記複数の案内翼（ 2 ）は、前記複数の固定翼（ 1 ）のそれぞれの最後尾端に又はその
近くに回転自在に設けられ、前記複数の案内翼（ 2 ）のそれぞれの回転軸は前記ノズル（
7 ）の軸線と交差する方向に伸びたことを特徴とするロケットエンジン。

【請求項 2】

前記複数の案内翼（ 2 ）の前記先頭端（ 4 ）は、前記複数の固定翼（ 1 ）の前記最後尾
端によりその大部分が保護されている請求項 1 に記載のロケットエンジン。

【請求項 3】

前記複数の案内翼（ 2 ）は個々に回転自在である請求項 1 又は 2 に記載のロケットエン
ジン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【 0 0 0 1 】

本発明は、エンジンノズル内に案内翼を有するロケットエンジンに関するものである。

【 背景技術 】

【 0 0 0 2 】

かかる案内翼は、エンジン外へのガスの流れを特定の方向に向けることによりロケットを希望の軌道に案内するために使用される。

【 0 0 0 3 】

ロケットにおいて、ガスが固体又は液体燃料の燃焼により発生され、て該ガスは、ノズルを通り加速されてロケットの最後尾の端部から出る。ガスの加速は、加速の方向とは反対方向にロケットに対し推力を生じさせる。

10

【 0 0 0 4 】

既知の複数の案内翼は、ノズルの超音速部内、即ち、燃焼室の後方に配置されると共に、それらの中間で又は中間近くで回転自在に軸支されている。かかる翼が回転されるときに、回転の軸線の前方及び後方にある翼の諸部分は、ノズルにおける正反対の中間面の各側へ突き出ると共に、高速度を有する加速ガスを受ける。それにより、ガス流の諸部分は阻止され、大きな流動損失と有効推力の減少とが起こる。

【 発明の開示 】

【 0 0 0 5 】

本発明の目的は、ロケットにおける案内翼を制御することによりかかる流動損失を減じる又は大部分無くすことである。

20

【 0 0 0 6 】

これは、次の独立請求項に規定されたようなロケットエンジンにより達成される。

【 0 0 0 7 】

従って、本発明によるロケットエンジンにおいては、案内翼は、ノズルの軸線に平行であると共に燃焼室に延入する固定翼の最後尾端に又はその近くに回転自在に軸支されている。燃焼室においては、ガスは、燃焼により加熱されノズルを通り後方へ加速されるまで、（ロケットに対して相対的に）殆ど速度を有していない。最大加速度は、ノズルの最狭部で起こる。固定翼の先頭端は、この最狭部の前に配置されており、従って、高速度を有するガスにより衝撃を受けず、流動損失はここでは最小であろう。更に、案内翼の先頭端は、それらが軸支された固定翼により保護されており、どれもが流動ガスにより衝撃を受けない。加速していて、次第に急速に流れるガスは、固定翼及び案内翼の側辺に沿って掃くように進む。案内翼が回転されると、ガスは、偏向されて、ノズルの軸線に対して相対的に幾分傾斜した推力を生じさせ、ロケットの方向が変えられる。

30

【 0 0 0 8 】

案内翼は個々に回転自在であってよい。ステアリングは、電氣的又は機械的システム、例えば、固定翼及び案内翼間のヒンジが回転させるための手段と関連しているシステム又は案内翼を保持するシャフトが回転できるシステムの使用により行なわれうる。

【 0 0 0 9 】

案内翼は、それらの回転の軸線が固定翼の近くにあることを必ずしも必要としているのではない。回転の軸線を固定翼の近くにしておくことは、案内翼に与える流動ガスの衝撃を無くすが、回転のエネルギー要求は比較的に大きくなる。回転の軸線を固定翼から特定距離にしておくことは案内翼を回転させるエネルギー要求を減少させるが、案内翼に対するガスの若干の衝撃が起こる。回転の軸線は、原理的に、案内翼に沿ってどこにでも配置することができる。

40

【 0 0 1 0 】

本発明は、添付図面に示した実施形態を用いて以下に説明されるであろう。

【 発明を実施するための最良の形態 】

【 0 0 1 1 】

図 1 は、丸みのある先頭端 3 を有する固定翼 1 を示している。この固定翼の後方にあるのは、丸みのある先頭端 4 を有する案内翼 2 である。案内翼 2 は、固定翼 1 にヒンジ結合

50

されるか或いは図示しない回転自在のシャフトに固定されている。固定翼 1 は、ノズルにある絞り部 5、即ち、最狭部を通り突き出ている。絞り部 5 の左側の部分はエンジンの燃焼室である。

【 0 0 1 2 】

図 2 は、固定翼 1 と、該固定翼 1 に対して相対的に回転した案内翼 2 とを示している。流動ガスは、2 つの翼の側辺に沿って進むと共に、案内翼 2 により偏向される。そのために、部分 6 に低圧が生じる。案内翼に向かうガスの入口は固定翼の風下にあるので、案内翼に衝突する入口損失は最小化される。

【 0 0 1 3 】

固定翼 1 の先頭端 3 が配置される燃焼室内のガスの速度は低いので、ガスは、これらの端に衝撃を与えないが、後方への加速を開始する。その結果、固定翼の端 3 に由来する流動損失は何ら生じない。ガスは、翼 1 及び 2 の側辺に沿って進み、そして案内翼 2 の先頭端が固定翼の最後尾端により保護されているので、ガスは、どちらの案内翼 2 の先頭端にも強く当たらない。

【 0 0 1 4 】

図 3 は、ロケットエンジンにおいてノズル 7 の内部にどのようにして翼が設けられているかを示している。この実施形態は、4 対の翼を示しているが、これは何ら制限を構成するものではない。固定翼 1 は、ノズル内の中央円錐体 8 に設けられると共に、該円錐体 8 及びノズル 7 を接続している。案内翼 2 は、固定翼 1 の最後尾端にヒンジ結合されるか或いは図示しない回転自在のシャフトに固定されると共に、図では、翼 1 に対して相対的に向きを変えて示されている。

【 0 0 1 5 】

これら案内翼 2 は個々に回転自在であってよい。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 6 】

【図 1】ロケットエンジンにおける絞り部を通して突き出る固定翼と、該固定翼にヒンジ結合されるか或いは回転自在のシャフトに固定される案内翼とを概略的に示している。

【図 2】固定翼と、流動ガスを偏向させることによりロケットの方向の変化を生じさせるために該固定翼に対して相対的に傾斜した案内翼とを示している。

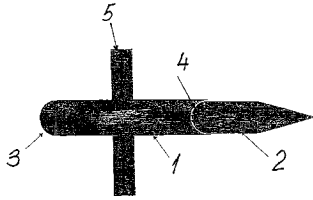
【図 3】それぞれ案内翼を備えた 4 つの固定翼が設けられているロケットノズルの後方部の実施形態を示しており、該固定翼はノズル内の中央円錐体に装着されている。

10

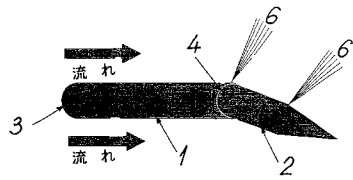
20

30

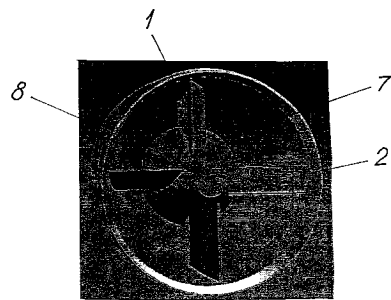
【図 1】



【図 2】



【図 3】



フロントページの続き

- (56)参考文献 米国特許第5 0 7 8 3 3 6 (U S , A)
米国特許第3 7 4 3 1 8 4 (U S , A)
米国特許第6 4 5 0 4 4 3 (U S , B 1)
米国特許第5 5 1 1 7 4 5 (U S , A)
米国特許第3 2 6 0 2 0 5 (U S , A)
特開2 0 0 2 - 2 2 7 7 2 3 (J P , A)
特開2 0 0 1 - 1 8 8 9 7 (J P , A)
特表平4 - 5 0 1 1 5 9 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

F02K 1/00-99/00
F02C 1/00- 9/58
F23R 3/00- 7/00
B64B 1/00- 1/70
B64C 1/00-99/00
B64D 1/00-47/08
B64F 1/00- 5/00
B64G 1/00- 9/00