

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2012-197073

(P2012-197073A)

(43) 公開日 平成24年10月18日(2012.10.18)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
<b>B 6 4 D 41/00 (2006.01)</b>	B 6 4 D 41/00	
<b>B 6 4 C 27/00 (2006.01)</b>	B 6 4 C 27/00	
<b>B 6 4 C 29/00 (2006.01)</b>	B 6 4 C 29/00	
<b>B 6 4 D 33/04 (2006.01)</b>	B 6 4 D 33/04	

審査請求 未請求 請求項の数 14 O L 外国語出願 (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2012-59546 (P2012-59546)  
 (22) 出願日 平成24年3月16日 (2012. 3. 16)  
 (31) 優先権主張番号 11425066.5  
 (32) 優先日 平成23年3月18日 (2011. 3. 18)  
 (33) 優先権主張国 欧州特許庁 (EP)

(71) 出願人 512024897  
 アグスタウェストランド エッセ. ピ. ア  
 .  
 AGUSTAWESTLAND S. P.  
 A.  
 イタリア サマラーテ フラッツィオーネ  
 カシーナ コスタ ヴィア ジョバンニ  
 アグスタ 520  
 (74) 代理人 100112737  
 弁理士 藤田 考晴  
 (74) 代理人 100118913  
 弁理士 上田 邦生  
 (74) 代理人 100136168  
 弁理士 川上 美紀

最終頁に続く

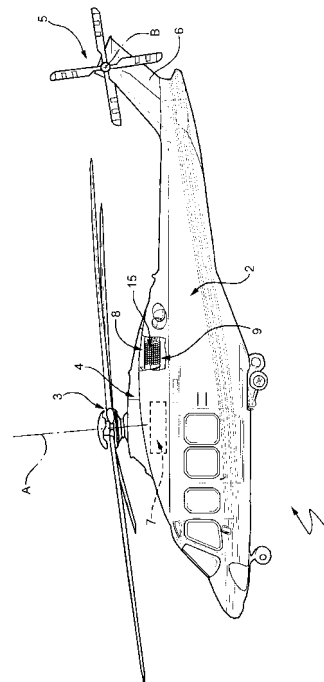
(54) 【発明の名称】 ホバリング可能な航空機

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】特に過酷な、例えば高高度の飛行条件において、飛行安全性を改善し、より長い任務を可能にするように燃料領域を拡張し、また速度および加速性能を大幅に改善できるホバリング可能な航空機を提供する。

【解決手段】駆動手段7と、駆動手段7の出口に接続されて、燃料燃焼によって生じる排気ガスを航空機から放出する少なくとも1つの排気ダクト8とを有する、ホバリング可能な航空機1を提供する。排気ダクト8の少なくとも一部は、排気ガスのフローによって排気ダクト8の内部と外部との間で生じる熱勾配をゼーベック効果で電気エネルギーに変換する熱電変換回路15を有する。

【選択図】 図1



**【特許請求の範囲】****【請求項 1】**

駆動手段と、

前記駆動手段の出口に接続されて、燃料燃焼によって生じる排気ガスを航空機から放出する少なくとも 1 つの排気ダクトと、

を備え、

前記排気ダクトの少なくとも一部が、前記排気ダクトの内部と外部との間で前記排気ガスのフローによって生じる熱勾配をゼーベック効果で電気エネルギーに変換する熱電変換回路を備えることを特徴とする、ホパリング可能な航空機。

**【請求項 2】**

前記熱電変換回路は、前記熱勾配を受ける熱電モジュールの直並列ネットワークを備える、請求項 1 に記載の航空機。

**【請求項 3】**

前記熱電モジュールがそれぞれ、基板に固定されたいくつかの半導体接合セルを備える、請求項 2 に記載の航空機。

**【請求項 4】**

前記排気ダクトは前記排気ガスの通路を画定する壁を備え、前記熱電モジュールは前記壁の少なくとも一部を画定する、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載の航空機。

**【請求項 5】**

前記排気ダクトは前記排気ガスの通路を画定する壁を備え、前記熱電モジュールは前記壁の外部に固定される、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載の航空機。

**【請求項 6】**

前記熱電モジュールそれぞれと、前記熱電モジュールが固定される前記壁との間に、断熱材層が挟み込まれる、請求項 5 に記載の航空機。

**【請求項 7】**

前記排気ダクトは、前記熱電モジュールの外側に固定される放熱手段を備える、請求項 1 から 6 のいずれか一項に記載の航空機。

**【請求項 8】**

前記排気ダクトは、外部の飛行中気流を前記排気ダクト内に導く少なくとも 1 つの空気取入れ口を備える、請求項 1 から 7 のいずれか一項に記載の航空機。

**【請求項 9】**

前記空気取入れ口は、排気ガスが前記排気ダクト内部を流れる方向を基準して前記熱電回路の上流側に配置される、請求項 8 に記載の航空機。

**【請求項 10】**

前記空気取入れ口は、前記排気ダクトの軸線に対して傾けられ、前記排気ガスのフロー方向に沿って前記軸線に向かって収束し、それによって外部気流が前記排気ガスと混合され、前記熱電回路において前記排気ガスの温度を局所的に低下させる、請求項 9 に記載の航空機。

**【請求項 11】**

前記熱電モジュールは、所与の数の直列接続された熱電モジュールをそれぞれ備える群に分割され、前記熱電モジュールの群は互いに並列接続される、請求項 1 から 10 のいずれか一項に記載の航空機。

**【請求項 12】**

いくつかの電気負荷と、

前記熱電モジュールを前記電気負荷に接続し、前記電気負荷に印加される電圧を安定化させる DC / DC 変換部と、

をさらに備える、請求項 1 から 11 のいずれか一項に記載の航空機。

**【請求項 13】**

前記電気負荷を前記変換部に選択的に接続するいくつかのスイッチと、

利用可能な電力および前記航空機の動作状態に対応して、前記スイッチを開閉する制御

10

20

30

40

50

部と、

をさらに備える、請求項 1 2 に記載の航空機。

【請求項 1 4】

前記電気負荷は前記航空機の電池を備える、請求項 1 2 または 1 3 に記載の航空機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ホバリング可能な航空機、特にヘリコプター（以下の記載で単に一例として言及する）、または転換式航空機に関する。

【背景技術】

【0002】

既知のように、燃料消費を最小限に抑え、かつしたがってCO<sub>2</sub>排出を最小限に抑えることは、ヘリコプター産業における主要な問題である。

【0003】

この分野の研究はまた、主に、特に過酷な、例えば高高度の飛行条件において、飛行安全性を改善し、より長い任務を可能にするように燃料領域を拡張し、また速度および加速性能を大幅に改善することを目指している。

【発明の概要】

【課題を解決するための手段】

【0004】

本発明は、上述の目的の少なくとも1つを単純かつ低コストな方法で達成するように設計された、ホバリング可能な航空機を提供することを目的とする。

【0005】

本発明は、駆動手段と、前記駆動手段の出口に接続されて、燃料燃焼によって生じる排気ガスを航空機から放出する少なくとも1つの排気ダクトとを備える、ホバリング可能な航空機であって、前記排気ダクトの少なくとも一部が、前記排気ガスのフローによって排気ダクトの内部と外部との間で生じる熱勾配をゼーベック効果で電気エネルギーに変換する熱電変換回路を備える航空機を提供する。

【0006】

本発明の好ましい非限定的実施形態を、添付図面を参照して一例として記載する。

【図面の簡単な説明】

【0007】

【図1】本発明の教示による、ヘリコプターを示す斜視図（明瞭にするため一部を除去している）である。

【図2】電気エネルギーを発生させる熱電モジュールが取り付けられた図1のヘリコプターの排気ダクトを拡大して示す斜視図（明瞭にするため一部を除去している）である。

【図3】図2の排気ダクトの熱電モジュールを拡大して示す分解組立斜視図である。

【図4】図2および3の熱電モジュールによって発生した電気エネルギーがヘリコプターの電気負荷に供給される方式を示すブロック図である。

【図5】図2の排気ダクトの一部を拡大して示す断面図である。

【図6】図5の排気ダクトの変形例を拡大して示す断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0008】

図1の符号1は、全体としてヘリコプターを示し、ヘリコプターは実質的に、乗組員および機上機器を収容する胴体2と、胴体2の中央部分の頂部4に搭載され、軸線Aを中心にして回転してヘリコプター1を保持する主回転翼3と、胴体2の後端部分から突出する尾翼6に取り付けられ、軸線Aと交差する軸線Bを中心にして回転する尾部回転翼5とを備える。

【0009】

ヘリコプター1はまた、胴体2の頂部中央部分に、既知のトランスミッション（図示せ

10

20

30

40

50

ず)をそれぞれ介して主回転翼3および尾部回転翼5を駆動する、既知の駆動手段7(概略的に示す)を備える。

【0010】

ヘリコプター1は、燃料燃焼によってヘリコプター1から生じる排気ガスを放出するため、駆動手段7の出口にそれぞれ接続される2つの排気ダクト8(図1には1つのみ示す)を備える。

【0011】

図1に示すように、排気ガスを大気に放出する末端部分を例外として、排気ダクト8は、胴体2の頂部4に形成された、前方飛行または単に主回転翼3の動きによって生じる外部気流によって換気される個々のベイ9(図1には1つのみ示す)の内部へと延在する。

10

【0012】

排気ダクト8は同一なので、単純にするため一方についてのみ説明する。

【0013】

図2および5を参照すると、排気ダクト8は長手方向軸線Eを有し、駆動手段7の個々の出口に接続された取入れ部分10と、第1の排気ガス冷却段階が行われる中間部分11と、完全に冷却された排気ガスが大気に放出される排気部分12とを備える。

【0014】

排気ダクト8の少なくとも中間部分11は、有利には、排気ガスのフローによって排気ダクト8の内部と外部との間で生じる熱勾配をゼーベック効果で電気エネルギーに変換する熱電変換回路15を備える。

20

【0015】

排気ダクト8は、外部気流を部分的にダクト8内に導く2つの空気取入れ口13を備える。

【0016】

空気取入れ口13は、取入れ部分10に近接した排気ダクト8の中間部分11への入口に形成され、特に、空気取入れ口13は、排気ガスが排気ダクト8内部を流れる方向を基準にして、熱電回路15の上流側に配置される。

【0017】

空気取入れ口13は、排気ダクト8の軸線Eに対して傾けられ、排気ガスのフロー方向に沿って前記軸線Eに向かって収束し、それによって外部気流が排気ガスと混合され、熱電回路15においてかかる排気ガスの温度を局所的に低下させる。

30

【0018】

空気取入れ口13の傾きにより、外部気流が、排気ガスの同じフロー方向に沿って排気ダクト8内に導かれて、排気ガスが前に進むのを妨害することなく排気ガスと混合され、その温度を局所的に低下させる。實際上、空気取入れ口13によって、低コストかつ単純な方法で、熱電回路15に作用する熱勾配の有効な制御が可能になるとともに、熱電回路15の最高動作温度を超過するのを防ぐことができる。

【0019】

図2、3、および5を参照すると、熱電回路15は、駆動手段7を稼働させたときに前記熱勾配を受ける熱電モジュール16の直並列ネットワークを備える。

40

【0020】

図3に示すように、各熱電モジュール16は、好ましくはセラミック基板21に固定されたいくつかの半導体接合セル20を備える。

【0021】

より具体的には、セル20はP形およびN形であり、2枚のセラミック・プレート22間で固定され、例えば、テルル化ビスマスで作られてもよい。

【0022】

各熱電モジュール16はまた、他の熱電モジュール16およびヘリコプター1の電気系統に接続するための電気接続手段23を備える。

【0023】

50

本発明の図 5 に係る実施形態では、熱電モジュール 16 は、中間部分 11 に対応する排気ダクト 8 の壁 24 の部分の外部に固定される。

【0024】

より具体的には、壁 24 は、熱電モジュール 16 がその上に固定される、例えば接着される、断熱材層 25 で被覆される。換言すれば、断熱材層 25 は壁 24 と熱電モジュール 16 との間に挟み込まれる。

【0025】

層 25 の断熱材の厚さおよび熱伝導率は、ヘリコプター 1 が稼働しているとき、内部の排気ダクト 8 から熱電モジュール 16 が受ける温度がモジュール 16 の最高動作温度を決して超過しないように選択される。

【0026】

図 5 に示すように、熱電モジュール 16 は、外部では、すなわち断熱材層 25 に接触すると反対の側では、例えばアルミニウム合金またはグラフェン・ベースの材料で作られた放熱手段 26 で覆われる。

【0027】

上述した構造により、熱電モジュール 16 が所望の熱勾配を、すなわち、放熱手段 26 に接触するモジュール 16 の外側と断熱材層 25 に接触するモジュール 16 の内側との所望の温度差を受けることが確保される。

【0028】

本発明の好ましい一実施形態では、熱電モジュール 16 は、所与の数の直列接続されたモジュール 16 をそれぞれ備える群に分割され、直列に接続するモジュール 16 の数は、ヘリコプター 1 の電気系統の電圧レベル  $V_0$  (通常は 28 V d c) を各モジュール 16 の電圧供給  $V_M$  で割ることによって計算される。

【0029】

そのように計算されたモジュール 16 の群は、次に、互いに並列接続されて、熱電回路 15 の全抵抗が最小限に抑えられる。

【0030】

図 4 は、熱電モジュール 16 がヘリコプター 1 にどのように用いられるかについての概略を示す。

【0031】

より具体的には、熱電モジュール 16 は、DC / DC 変換部 27 および分配部 28 によってヘリコプター 1 のいくつかの電気負荷 C に接続される。

【0032】

図示される解決策では、電気負荷 C はヘリコプター 1 の主電池及び補助電池によって、また、補助無線、ビデオ・ダウンリンク、ビデオカメラ、補助表示装置、サーチライト、ウィンチなど、安全臨界任務以外の負荷 (non-safety-critical mission loads) によって定義される。

【0033】

変換部 27 は、温度変化によって起こる熱電モジュール 16 の電圧の著しい変動から保護するため、電気負荷 C に印加される電圧を安定させる。

【0034】

変換部 27 の入力インピーダンスは、好ましくは、例えば熱電モジュール 16 の温度に対応して、すなわち熱電対を熱電モジュール 16 に加えることによって調整可能であり、変換部 27 は、熱電モジュール 16 から電気負荷 C への電力伝達を最大限にし、負荷 C と適合する最小出力電圧を確保する。

【0035】

分配部 28 は、個々の電気負荷 C を変換部 27 に選択的に接続するためのいくつかのスイッチ 29 を備える。

【0036】

分配部 28 による電気負荷 C への電力供給、すなわちスイッチ 29 の開閉は、利用可能

10

20

30

40

50

な電力およびヘリコプター 1 の動作状態に対応して、制御部 30 によって制御される。

【0037】

利用可能な電力は、変換部 27 からの関連する信号または内部アルゴリズムに基づいて、制御部 30 によって計算することができ、検出を必要としない。

【0038】

制御部 30 は、  
ヘリコプター 1 上の電池の電源接続および充電状態をモニタリングし、  
必要であれば電池を充電し、  
スイッチを制御し、  
不要な電気負荷への電力を遮断し、  
電気負荷 C およびヘリコプター 1 の発電機の機能不全を診断する。

10

【0039】

図 6 の符号 8' は、全体として、本発明の変形例による排気ダクトを示し、構成部品について、可能な場合は、上述した排気ダクト 8 の対応するまたは等価の部品と同じ参照符号を用いて示す。

【0040】

この場合、熱電モジュール 16 は、中間部分 11 にあるダクト 8' の壁 24 の少なくとも一部を一体的に規定する。

【0041】

熱電モジュール 16 は、互いに、かつ、壁 24 の残りの部分に機械的に接続される。

20

【0042】

本発明に係るヘリコプター 1 の利点は上述の説明から明白になるであろう。

【0043】

特に、上述した解決策は、排気ガスで失われる熱エネルギーの一部を直接電気エネルギーに変換する。

【0044】

上述したように、排気ガスから回収された電気エネルギーは、ヘリコプターの主電池および補助電池ならびに他の電気負荷 C を充電するために直接使用され、したがって、駆動手段 7 から引き出される電力を低減する。既知の解決策では、実際は、ヘリコプター 1 の主電池および補助電池ならびに電気負荷 C は、駆動手段 7 に接続された個々の発電機によって電力供給されていた。

30

【0045】

熱電モジュール 16 をヘリコプター 1 の電池および他の電気負荷 C に直接接続することによって、燃料が大幅に節約され、燃料領域が増加し、またそれによって有害な排気物、特に CO<sub>2</sub> が低減されることは明白である。

【0046】

電池を再充電し、他の電気負荷 C に電力供給する作業が緩和されることで、ヘリコプター 1 に通常導入される発電機が小型化されて、重量および体積を低減することができる。

【0047】

同様に、すべての（通常および緊急）飛行条件において一定して再充電されるので、従来の解決策に対して電池を小型化することができ、緊急条件で少なくとも 30 分間、必須の電気負荷に電力供給するのに十分な蓄積を必要とする保証規制（certification regulations）に制約されなくなる。

40

【0048】

上述の重量減少すべてによって、燃料がさらに節約される（ヘリコプターの総重量が低減されることによる）。

【0049】

すべての飛行条件で供給される付加的なゼーベック効果電気エネルギーも、高高度または低速地上条件における電力制限に対する解決策となる。

【0050】

50

別の重要な利点は、安全上、両方の発電機が故障した場合に、熱電回路 15 が付加的な電源を形成し、それによってヘリコプター 1 の必須の電気負荷に電池で電力供給することによるものである。

【0051】

記載した本発明の解決策はまた、冷却マージンを増加させ、それによって排気ダクト 8、8' の熱応力を低減するという利点を有する。

【0052】

記載し図示した解決策はまた、動作寿命が長く、回転部品がなく、特別な保守点検を必要としない。

【0053】

最後に、排気ダクト 8、8' からの熱を電気エネルギーに変換することによって、上述したシステムはヘリコプター 1 の熱痕跡 (heat trail) を低減するが、これは重要な軍事上の利点である。

【0054】

本明細書に記載し図示したようにヘリコプター 1 に変更を加えてもよいことは明白であるが、これは添付の請求項に定義される保護範囲から逸脱しない。

【0055】

特に、「初歩的な」モジュールとは対照的に、熱電モジュール 16 は、有利には、各モジュールの出力を増加させるために電氣的なサブネットワークをそれぞれ定義する「マクロモジュール」の形態であってもよい。

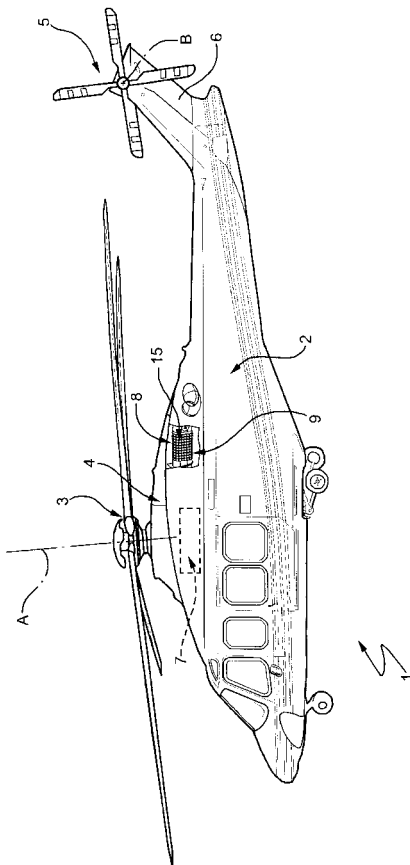
【0056】

さらに、放熱手段 26 は、排気ダクト 8、8' の構造的マウントに統合されてもよい。

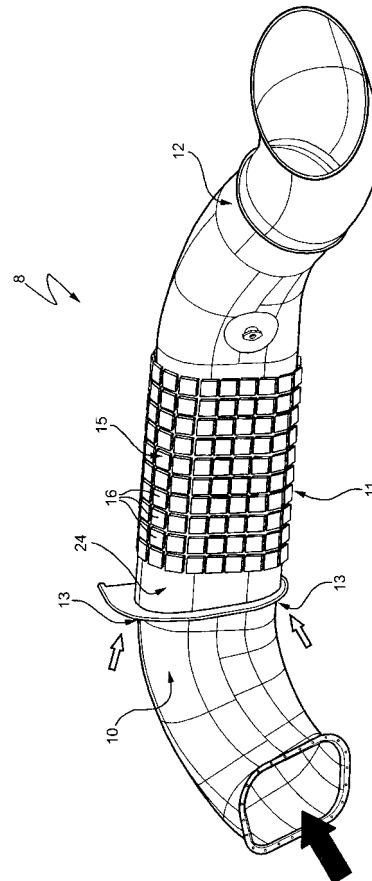
10

20

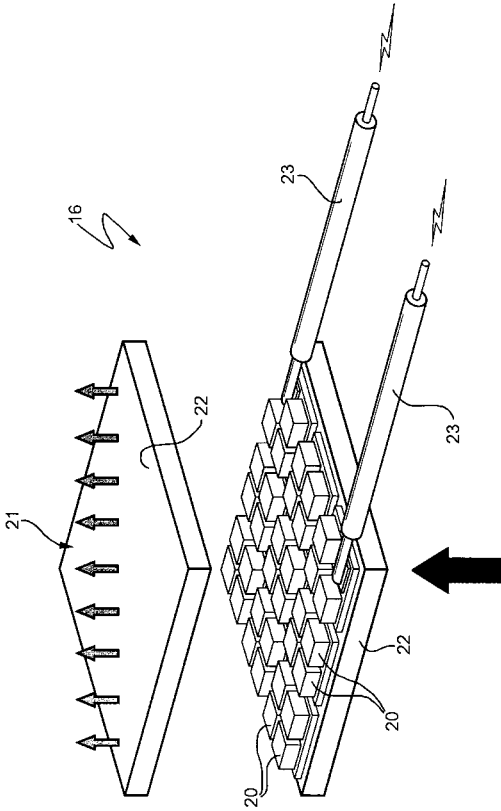
【図 1】



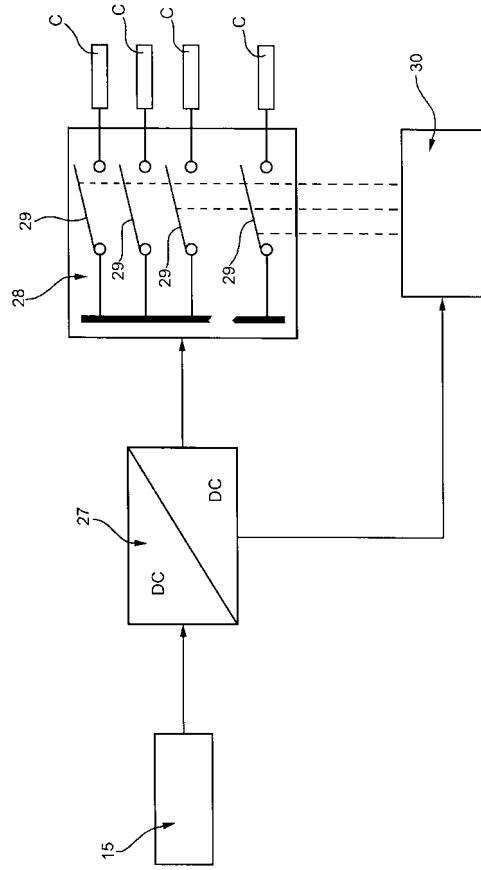
【図 2】



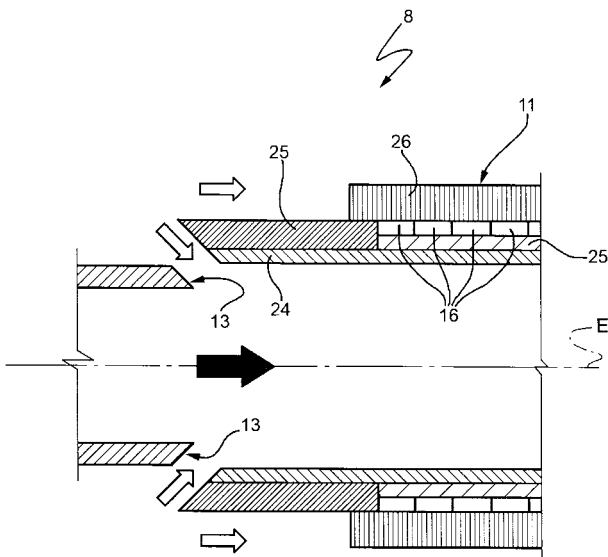
【 図 3 】



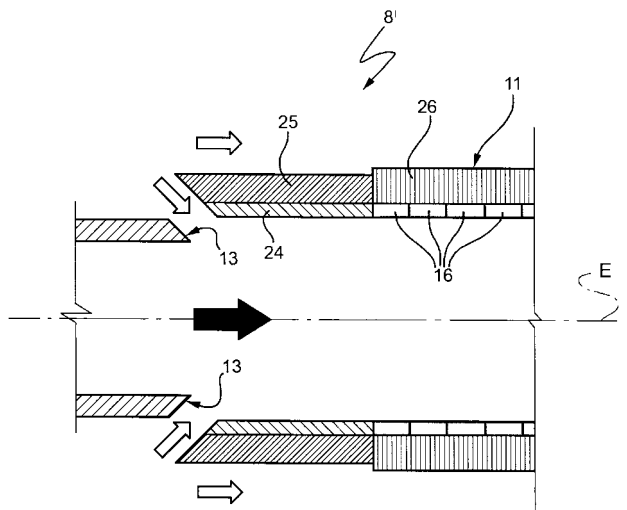
【 図 4 】



【 図 5 】



【 図 6 】



## フロントページの続き

- (72)発明者 マッシモ ブルネッティ  
イタリア サマラーテ フラッツィオーネ カシーナ コスタ ヴィア ジョバンニ アグスタ  
520 アグスタウエストランド エッセ.ピ.ア.
- (72)発明者 アンドレア コリアーティ  
イタリア サマラーテ フラッツィオーネ カシーナ コスタ ヴィア ジョバンニ アグスタ  
520 アグスタウエストランド エッセ.ピ.ア.
- (72)発明者 ダリオ イアンヌッチ  
イタリア サマラーテ フラッツィオーネ カシーナ コスタ ヴィア ジョバンニ アグスタ  
520 アグスタウエストランド エッセ.ピ.ア.
- (72)発明者 アレッサンドロ スカンドローリオ  
イタリア サマラーテ フラッツィオーネ カシーナ コスタ ヴィア ジョバンニ アグスタ  
520 アグスタウエストランド エッセ.ピ.ア.

【外国語明細書】

2012197073000001.pdf