

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5042472号  
(P5042472)

(45) 発行日 平成24年10月3日(2012.10.3)

(24) 登録日 平成24年7月20日(2012.7.20)

(51) Int.Cl.		F I			
<b>FO4D</b>	<b>29/64</b>	<b>(2006.01)</b>	FO4D	29/64	B
<b>FO1D</b>	<b>25/24</b>	<b>(2006.01)</b>	FO1D	25/24	T
<b>FO2C</b>	<b>7/00</b>	<b>(2006.01)</b>	FO2C	7/00	E

請求項の数 21 外国語出願 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2005-196064 (P2005-196064)	(73) 特許権者	505277691
(22) 出願日	平成17年7月5日(2005.7.5)		スネクマ
(65) 公開番号	特開2006-22812 (P2006-22812A)		フランス国、75015・パリ、ブルーバール・ドユ・ジエネラル・マルシイアル・バラン、2
(43) 公開日	平成18年1月26日(2006.1.26)	(74) 代理人	100062007
審査請求日	平成20年6月16日(2008.6.16)		弁理士 川口 義雄
(31) 優先権主張番号	0451437	(74) 代理人	100114188
(32) 優先日	平成16年7月5日(2004.7.5)		弁理士 小野 誠
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	(74) 代理人	100119253
			弁理士 金山 賢教
		(74) 代理人	100103920
			弁理士 大崎 勝真
		(74) 代理人	100124855
			弁理士 坪倉 道明

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機エンジン用低圧コンプレッサの補強材

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

航空機エンジン(1)の低圧コンプレッサ(5)部を補強する補強材(20)であって、台形状の要素を備え、前記台形の第1の側面(22)は、エンジンケーシング(7)に接続可能な第1の取付手段(24)を備え、前記台形の第2の側面(32)は、第1の側面(22)にほぼ平行かつ反対側であり、エンジンの低圧コンプレッサ(5)に接続可能な第2の取付手段(34)を備え、第1および第2の側面(22、32)が、円の線に沿っており、第1の側面(22)と第2の側面(32)との間に円錐台から得られる表面を画定している、補強材。

【請求項2】

アルミニウムで形成される、請求項1に記載の補強材。

【請求項3】

第1の側面(22)と第2の側面(32)を隔てる距離が、約265mmである、請求項1または2に記載の補強材。

【請求項4】

第1の側面(22)が、約255mmの周方向の長さを有し、第2の側面(32)が、約435mmの周方向の長さを有する、請求項1から3のいずれか一項に記載の補強材。

【請求項5】

取付手段(24、34)が孔である、請求項1から4のいずれか一項に記載の補強材。

【請求項6】

第1の取付手段(24)が6個の孔から構成され、第2の取付手段(34)が7個の孔から構成される、請求項5に記載の補強材。

【請求項7】

台形の要素が、共に固定可能な2個の独立部分(20R、20F)から形成され、第1の部分(20R)が第1の側面(22)を備え、第2の部分(20F)が第2の側面(32)を備える、請求項1から6のいずれか一項に記載の補強材。

【請求項8】

第1の部分(20R)の形状がほぼ二等辺の台形であり、第2の部分(20F)がほぼL字状の断面を有する、請求項7に記載の補強材。

【請求項9】

第1の部分(20R)における第1の側面(22)とは反対側の側面から該第1の側面(22)を隔てる距離が、約240mmである、請求項8に記載の補強材。

【請求項10】

各第1および第2の部分(20R、20F)が、それぞれ第1および第2の側面(22、32)とは反対側の側面で共に2つの部分を固定する手段(40、38)を備える、請求項7から9のいずれか一項に記載の補強材。

【請求項11】

取付手段(38、40)が孔から構成され、前記孔(38、40)を通過して2つの部分(20R、20F)を固定するねじ(36)をさらに備える、請求項10に記載の補強材。

【請求項12】

三角形分割を作るように、低圧コンプレッサ(5)とエンジンのケーシング(7)との間の少なくとも1つの補強材(20)を配置することを含む、低圧コンプレッサ(5)における航空機エンジンの剛性を高める方法。

【請求項13】

5個の前記補強材(201から205)が周方向に離れて配置される、請求項12に記載の方法。

【請求項14】

各補強材(20)は、エンジンケーシング(7)に構造アーム(10)が固定されたエンジンに配置される、請求項12または13に記載の方法。

【請求項15】

各補強材(20)が第1および第2の部分(20R、20F)から構成される、請求項12から14のいずれか一項に記載の方法。

【請求項16】

各補強材の第2の部分(20F)をコンプレッサ(5)へ取り付けることと、各補強材の第1の部分(20R)をケーシング(7)へ取り付けることと、コンプレッサ(5)をエンジンケーシング(7)へ取り付けることと、その後、各補強材の各第1の部分(20R)を第2の部分(20F)へ取り付けることとを含む、請求項15に記載の方法。

【請求項17】

各補強材(20)が、請求項1から11のいずれか一項により規定される、請求項12から16のいずれか一項に記載の方法。

【請求項18】

航空機エンジンにおける不平衡質量効果を補正するための少なくとも1つの補強材(20)の使用法であって、補強材(20)が、エンジンケーシング(7)とエンジンの低圧コンプレッサ(5)との間に配置される、使用法。

【請求項19】

航空機エンジンにおける不平衡質量効果を補正するための5個の補強材(201から205)の使用法であって、各補強材(20)が、エンジンケーシング(7)とエンジンの低圧コンプレッサ(5)との間に配置される、使用法。

【請求項20】

10

20

30

40

50

各補強材(20)が請求項1から11のいずれか一項により規定される、請求項18または19に記載の使用法。

【請求項21】

各補強材(20)が、一端(22)で、エンジンのシェル(2)に固定される構造アーム(10)においてケーシング(7)に固定され、他端(32)で、コンプレッサ(5)の第2の案内ベーン(RD2)と第3の案内ベーン(RD3)との間に固定される、請求項18から20のいずれか一項に記載の使用法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機エンジンに関し、特にこれらエンジンの低圧コンプレッサ部品に関する。

【0002】

さらに具体的には、本発明は、コンプレッサとコンプレッサの周囲のシェルとの間の振動および伝達の後の影響を低減する手段に関する。

【背景技術】

【0003】

図1に概略的に示されるように、航空機用ジェットエンジン1は、主にシェル2、すなわち、エンジンの様々な構成要素がその中に配置される環状のエンベロープを備える。特に、(エンジンの前方方向の逆、すなわち、図の左から右への)空気変位方向を考えると、ファンブレード3は、回転シャフト4に結合され、シェル2の入口に配置される。次に、第1のコンプレッサ5を含む、シャフト4に結合される様々な圧縮段があり、その後、タービン6を含むエンジンの様々な要素が続く。

【0004】

空気は、シェル2に入り、シェル2内でブレード3によって運ばれる。大部分の空気は、エンジン要素の4、5の外側のシェル2の一部を通過して流れ、推進力を生み出す。空気の一部は、第1のコンプレッサ5を通過して吸い込まれ、エンジンを構成するその他の構成要素を介してタービン6に向けられる。

【0005】

したがって、第1のコンプレッサ5は、可動部とエンジンケーシング7に固定される固定部とを備える低圧コンプレッサであり、より具体的には、良く知られているように、このコンプレッサは、交互にシャフト4に結合され、したがって回転するブレード8と、空気を整えるためにコンプレッサ5の固定部に結合される案内ベーン9とから成る。コンプレッサは、外部から直接空気を受け入れ、通常-50 から+50 の温度で動作する。

【0006】

また、補強アーム10は、アセンブリをシェル2に固定し、かつブレード3の通過により引き起こされる乱気流を除去するために、シェル2とコンプレッサ5を所定位置に保持するケーシング7とに固定される。

【0007】

最後に、例えば、わずかな不均衡に起因する可能性のある、様々な部品間の異常な振動を検知するために、監視装置が設けられる。従来は、振動が2 ips (すなわち、50.8 mm/s) に達するとすぐにアラームが起動される。

【0008】

この種のエンジンの知られている一例の寸法は、シェル2の直径は約4mで、シャフト4の全長は約9mで、アセンブリの重量は9tである。さらに、低圧コンプレッサ5への入口と補強アーム10とを分離する距離は、この場合、1mより大きく、コンプレッサ5は片持ち梁式である。

【0009】

シャフト4の出力側、例えば、タービン6に存在する最小不平衡質量は、低圧コンプレ

10

20

30

40

50

ッサ5で増幅され、臨界振動閾値に達する場合がある。特に、一部のエンジンの仕様は、エンジンの中間ケーシング7で2 i p s (約50.8 mm/s)未満の振動を可能にするが、動作経験が示すように、ケーシング7にかかるこの振動は、いくつかの欠陥後のコンプレッサ5で、25 i p s (約635 mm/s)まで高くなる可能性がある。これは、おそらくは特に第3および第4の案内ベーンにおけるエンベロープでの亀裂の出現で、コンプレッサの完全性に影響を及ぼしうる。こうした現象のさらなる検出は、十分でなく、問題を克服する解決策を何ら提供していない。

【特許文献1】欧州特許出願公開第1403486号明細書

【特許文献2】米国特許第6145300号明細書

【特許文献3】米国特許第5409349号明細書

10

【特許文献4】米国特許出願公開第2004/063504号明細書

【特許文献5】米国特許第6428269号明細書

【特許文献6】欧州特許出願公開第0523935号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0010】

しかしながら、エンジンの複雑さ、認証プロセスに必要な期間の長さなどにより、既存のエンジンの形状寸法を変更するのは許容できない。同様に、航空機で使用される部品の重量と強度に関連する要件のせいで、例えば、関連するエンジン要素の補強のために、異なる材料を使用することができない。さらに、既に市販されているエンジンに関しては、航空機への大幅な変更を必要とせずに、容易に適合させることのできる解決策を見出すことが望まれる。

20

【0011】

本発明の様々な利点の1つは、既存のエンジンを修正せずに、低圧コンプレッサで起こりうる不平衡質量の問題を解決することである。特に、本発明は、設置されたエンジンを修正せずに、特に、コンプレッサアセンブリのモジュールの内訳を変更せずに、低圧コンプレッサを支持するアセンブリを補強する手段に関する。

【課題を解決するための手段】

【0012】

本発明の態様の1つによると、本発明は、低圧コンプレッサとケーシングとの間、好ましくはシェルに固定される構造アームで、低圧コンプレッサの第3の案内ベーンの上流側に配置される補強材に関する。

30

【0013】

補強材は、好ましくはアルミニウムから成り、エンジンの追加部品の存在に固有の重量の増加を制限するため、開口部を含む。有利なことに、補強材は、所定の組立方法を変更せずにシェル内のモジュールコンプレッサの配置を簡易化するため、好ましくはびょう(リベット)付きのねじ/ナットにより相互に固定される2つの部分から構成される。

【0014】

有利なことに、コンプレッサの周囲に均等に配分される、複数の補強材、例えば5個の補強材が使用される。

40

【0015】

また、本発明は、補強材により三角形分割(triangulation)を用いる、航空機エンジン用低圧コンプレッサの剛性を向上させる方法に関する。

【0016】

本発明のその他の特徴と利点は、以下の詳細な説明を読めば明確になるであろう。添付図面の図は、明らかに本発明をよりよく理解するのに役立つが、これらは、単に手引きのためだけに与えられ、全く限定的ではない。

【発明を実施するための最良の形態】

【0017】

図1を参照し上述したように、航空機用エンジン1の低圧コンプレッサ5は、エンジン

50

シャフト4の周りでシェル2の内部に配置される。

【0018】

図2で明らかなように、低圧コンプレッサ5は、航空分野で通常はRDと称される一連の案内ベーン9を備え、第1の案内ベーンRD1は、コンプレッサ5の入口、すなわち、空気がコンプレッサに入る側に位置し、複数ある案内ベーンの数、エンジンの種類に応じる。この状況では、4つの案内ベーンRD1からRD4がある。それぞれの2個の隣接する案内ベーン9の間には、シャフト4に固定されるブレード8、すなわち回転ホイールがある。第1の回転ホイールRM1は、第1の案内ベーンRD1の下流側、すなわち第1の案内ベーンRD1と第2の案内ベーンRD2との間などに位置する。この状況では、4個のブレードRM1からRM4がある。

10

【0019】

低圧コンプレッサ5とエンジンアセンブリをシェル2内に保持するために使用される構造アーム10は、従来は最後の案内ベーンRD4の下流側に設置される、すなわち、低圧コンプレッサ5自体の端部に、1組のフランジ12を通して、低圧コンプレッサ5と高圧モジュールとを分離する中間ケーシング7に接続される。

【0020】

上述の寸法を有する種類のエンジンの場合、低圧コンプレッサ5の入力端を構造アーム10の固着点から分離する距離は、約1.20mで、案内ベーン9を支持するコンプレッサ5の壁の厚さは、4mmまたはそれ未満である。

【0021】

エンジンの利用状況に応じて、特にエンジンが設置される航空機が、着陸および離陸して、しばしば機械部品に高い応力を引き起こす際、シャフト4とそのシャフトに固定される各種部品3、8・・・の振動、およびこのようにして生成される不平衡質量に対する耐性を高めるために、低圧コンプレッサ5、ケーシング7、シェル2、および補強アーム10から成るアセンブリの剛性を向上させることが望ましいことがある。特に、コンプレッサ5の固定部の壁は、特に第4の案内ベーンRD4では脆い。

20

【0022】

したがって、本発明は、三角形分割によりアセンブリの剛性を高める方法に関する。少なくとも1つの補強材20は、構造に固有の片持ち梁効果とコンプレッサおよびエンジンの動作とを制限するため、ケーシング7とコンプレッサ5のエンベロープに固定される。

30

【0023】

重量問題は航空分野では重要であるため、各補強材ができる限り軽量であることが望ましい。特に、構造体の重量を低減するように、材料を選択することが望まれる。補強材20の製造にチタンを使用することができるが、アルミニウムが好ましい解決策であることが既の実証されている。この材料は非常に軽量であるが、構造の最適化により、アルミニウム製の補強材20は所要の結果を達成することができる。

【0024】

有利なことに、複数の補強材20が使用され、それぞれの補強材20は、コンプレッサ軸の周りに均等に配分される。これにより、引張力をよりよく分布させることができるため、補強材20の製造と組立を容認しがたいほど複雑化することなく、全ての方向に関し不平衡質量の影響を克服する手段が提供される。

40

【0025】

特に、それぞれが約30°の角度で延在し、均一に配分される5つの補強材201から205の存在は、大型エンジンで約10ips(約254mm/s)から15ips(約381mm/s)にまで振動を軽減するのに十分なことが証明されている。好ましい配分が図3に示される。したがって、補強材の一般的な形状は、台形状であり、好ましくは均一に、2つの対向する平行側面は、コンプレッサ5とケーシング7に固定される。補強材20の30°の角度での配置に固有な湾曲は、関連する寸法により最小を維持し、いかなる特別または複雑な製造条件をも含まない。特に、上述したようなエンジンの場合、コンプレッサ5に接続される補強材の側面の長さは、約350mmから500mm、例えば4

50

35 mmであり、ケーシングに接続される補強材の側面の長さは、約240 mmから350 mm、例えば255 mmであり、平均の厚みは4 mmから10 mmである。

【0026】

この選択は、後に明らかになるように、また特に固定材の観点から説明される。全ての補強材201から205は、規模の経済性のためにも、設置の簡易化のためにも、同一であることが好ましい。5個の補強材20の選択は、補強材20とコンプレッサ5および/またはケーシング7との間の取付手段の配置における対称性により、また、ねじの通過を可能とする孔が、コンプレッサおよびケーシング(図3の番号により識別可能)に存在することを考えると、追加の利点を提供する。図2に示され、以下より詳細に説明される場合には、各補強材20が、6個のねじにより中間ケーシング7に固定され、7個のねじにより第2の案内ベーンRD2および第3の案内ベーンRD3の間にあるフランジに固定される。その他の解決策も可能である。

10

【0027】

シェル2とコンプレッサ5との間の大きな空気流の循環に固有の問題を回避するため、三角形分割を確保しながら、できるだけ軸に近づけて補強材20を固定することが望ましい。これを達成するため、補強材を構造アーム10に固定すべきことが勧められる。取付手段12は、構造アーム10をケーシング7に固定するためにケーシング7上に既に存在するため、補強材を、このレベルで固着すべきことが望ましい。有利なことに、孔の形状の取付手段24は、ケーシング7に固定される補強材20のこの第1の側面22に配置されるため(上述したように、5個の補強材201から205の場合6個)、従来の取付ねじは、補強材20と構造アーム10を接続するために使用することができる。別の可能性は、組立の時点で、例えば穿孔することのできる取付手段24の存在に関連する。このため、フランジ12の既存の孔との位置合わせが、位置決め時点で最適化されない場合でさえ、正確な調整が可能になる。

20

【0028】

追加部品を追加せずに、既存のエンジンをできるだけ変更しないことが望まれる。図1の図面とは異なり、低圧コンプレッサ5は、図2に示されるように補強材20をそこに固定するために使用可能な多数の要素を、既にその外周に備える。特に、モジュールコンプレッサでは、それぞれが案内ベーン9を備えるモジュールまたは段は、コンプレッサの各段の間に配置されるフランジにより端と端で接合される。特に、案内ベーンRD2とRD3との間に位置するフランジ26は、補強材20を固定するために使用することができる。このフランジ26は、エンジンの他の要素と大きな問題を全く引き起こすことなく、三角形分割を可能とするという利点を有する。例えば、案内ベーンRD4の上流側に位置するフランジ28は、案内ベーンを短くすることができるが、既にそこに固定されているエンジンの様々な要素(図示せず)のために、組立が困難になる。補強材20が構造アーム10のレベル24に接続される際、第1のフランジ(図示せず)は、最適な三角形分割を可能としない。このようにフランジ12とフランジ26との間に位置する補強材20の、第1の側面と第2の側面との間の長さは、約240 mmから300 mm、例えば265 mmである。

30

【0029】

したがって、それぞれの補強材20は、有利なことに、案内ベーンRD3の上流側面、好ましくはねじ30により、フランジ26に端部のうち1つで固定される。次に、補強材は、この第2の側面32に孔34(例えば、上述の実施形態では7個の孔)を有し、または第1の側面22に関して詳述されたような他の取付手段を有する。これらの側面22、32のそれぞれに使用されるねじは、航空分野では従来のものである。

40

【0030】

さらに、シェル2とコンプレッサ5の段の寸法は、移送および組立による問題を最小限に抑えるよう組立方法が正確に画定されるように、決定される。特に、第1のステップは、モジュールコンプレッサ5の各段を組み立てることである。シェル2は、構造アーム10とは関係なくケーシング7に固定される。

50

## 【 0 0 3 1 】

したがって、効率的な三角形分割を可能としつつ、既存の組立手順の修正を回避するため、着脱不能に共に固定される2つの部分に各補強材20を製造することが好ましい。よって、これに関し、補強材20は、取付手段24を有する補強材の第1の側面22を含む第1の部分、すなわち後方補強材20Rと、第2の側面32を含む第2の部分20F、すなわち前方補強材を備える。2つの部分20R、20Fは、任意の知られている手段、好ましくはねじ36により相互に固定される。びょう付きのねじ/ナットは、有利なことに、航空分野においてこの温度範囲（この場所での温度は、-50 から+50 の間で変動する）と引張力の範囲でよく使用される合金を含む、例えばInconel（登録商標）またはZ10合金から成るアセンブリを簡略化するために使用される。

10

## 【 0 0 3 2 】

好ましくはL字状の第2の部分20Fによるモデルが作成されている（図4を参照）。短辺は、フランジ26に関して取付手段34を備え（すなわち、補強材20の第2の側面32に一致する）、その幅は、第2の側面の最大長435mmに対して、約15mmから50mmであり、好ましくは40mmである。長辺は、長さを例えば415mmまで低減させるように、40mmから75mmの幅で、例えば60mmで、約90°の角度に向けられ、補強材20の第1の部分と第2の部分との間でねじ36を接続することにより使用される、有利なことに7個である孔38を含む。この第2の部分20Fは、有利なことに、異なるモジュールの組立間およびシェル2内への挿入前に、補強材20を所定位置に置く際に、コンプレッサ5のフランジ26に固定される。

20

## 【 0 0 3 3 】

後方補強材20Rは、より複雑な形状を有し、寸法の点で補強材20の最大部分を表す。好ましくは、上述したような円錐台の表面の周りにおいて、ほぼ台形の形状を有する（図3を参照）。台形は、好ましくは、正二等辺の台形である、すなわち、台形の平行でない辺が対称である。台形の長辺は、有利なことに、前方補強材20Fに接続されるため、約350mmから450mm、例えば415mmの長さにわたり、接続ねじ36に対し7個の孔40も有する。コンプレッサが組み立てられている間、いったんコンプレッサ5が所定位置に来ると、前方補強材20Fに接続される。前方補強材20FのL字形状のため、補強材20の2つの部分は、シェル2の軸に垂直な方向に沿って接続することができ、操作を簡易化する。

30

## 【 0 0 3 4 】

第1の部分20Rの台形短辺、または240mmから350mm、例えば約255mmの長さ、長辺からの約200mmから260mm、例えば240mmの距離を有する、補強材20の第1の側面22は、コンプレッサ5の取付前に、孔24を通過してケーシング7に直接固定することができ、前方補強材20Fはケーシング7のフランジ12でコンプレッサ5に固定される。

## 【 0 0 3 5 】

後方補強材20Rの幾何学的形状も、重量を最小限にするように好ましくは最適化される。よって、台形は、補強部分44、46、48により範囲を画定される開口部を有する部分42を備えることが望ましい。特にアルミニウムの場合、力を吸収するように、突起44を、台形の平行辺に平行で、ほぼ中心に構成することが望ましい。例えば、この突起は、台形を通る交差線の全長に沿って、厚さが1.5mmから5mm、高さが20mmから50mm、例えば30mmである。中央突起44に垂直な2個の突起46、48は、高さ方向に、好ましくは150mmから220mm、例えば185mmの距離で、台形の中線について対称に、台形を貫通することができる。

40

## 【 0 0 3 6 】

さらに、モデルが示すように、最適アセンブリに関しては、後方補強材20Rが、中央補強材44と、前方補強材20Fと接続される側面との間のほぼ真ん中に位置する折り曲げ線を有することが望ましい。この折り曲げにより生じる角度は、約10°から20°、好ましくは15°である（図2を参照）。

50

## 【 0 0 3 7 】

したがって、補強材 2 0 は、製造しやすい要素であり、安価で軽量な材料から成る。この簡潔な解決策は、悪影響、または低圧コンプレッサ 5 で不平衡質量により生じるハードウェアの破損さえも抑えることにより、安全性を高める能力を証明してきた。補強材 2 0 1 から 2 0 5 の配置は、追加の保守費用を生じさせないように最適化される。

## 【 0 0 3 8 】

ジェットエンジンの寸法と重量を考慮し、これらの問題が重大になりうる大型エンジンでの使用に関して好ましくは説明してきたが、この解決策は、同様の構造を有するその他の複流エンジンおよび/または二重ボディエンジンにも適用可能である。部品の寸法や取付手段の位置のモデリングにより、本発明による補強材の適応が可能になるであろう。

10

## 【 図面の簡単な説明 】

## 【 0 0 3 9 】

【 図 1 】 既存の航空機エンジンの動作を示す部分図である。

【 図 2 】 本発明の好ましい実施形態に従う補強材をさらに備える、図 1 の詳細拡大図である。

【 図 3 】 コンプレッサの周囲の補強材の好ましい配分を示す。

【 図 4 】 本発明による補強材の前部の好ましい実施形態を示す。

【 図 5 】 本発明による補強材の後部の好ましい実施形態を示す。

## 【 符号の説明 】

## 【 0 0 4 0 】

20

- 1 航空機用エンジン
- 2 シェル
- 4 エンジンシャフト
- 5 低圧コンプレッサ
- 7 中間ケーシング
- 9 案内ベーン

1 0 構造アーム

1 2、2 4 取付手段

2 0 補強材

2 2 第 1 の側面

30

2 6、2 8 フランジ

3 2 第 2 の側面

3 4、4 0 孔

3 6 ねじ

4 2 部分

4 4、4 6、4 8 補強部分

2 0 1、2 0 2、2 0 3、2 0 4、2 0 5 補強材

【 図 1 】

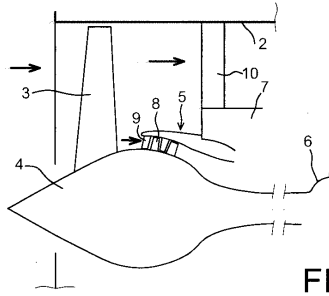


FIG. 1

【 図 2 】

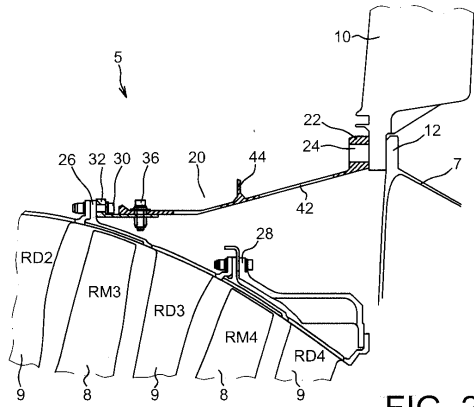


FIG. 2

【 図 3 】

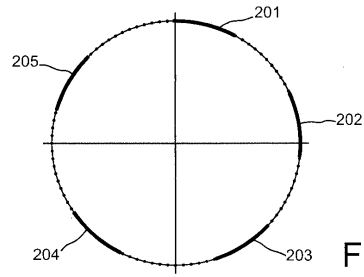


FIG. 3

【 図 4 】

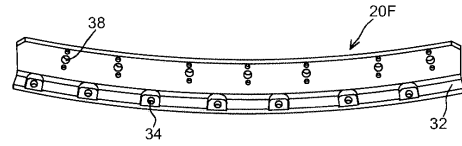


FIG. 4

【 図 5 】

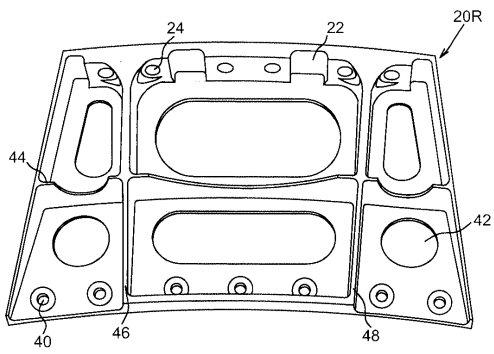


FIG. 5

---

フロントページの続き

- (72)発明者 ジエローム・マセ  
フランス国、77000・ムラン、ブルーパール・ガンベッタ、28
- (72)発明者 クロード・ルジャール  
フランス国、91210・ドラベイユ、リュ・エミール・フリユシャル、42
- (72)発明者 ピエール・イブ・メヤール  
フランス国、77720・ラ・シヤペル・ゴーチエ、リュ・デ・グランビリエ、13
- (72)発明者 フランソワ・ピユフェノワール  
フランス国、33600・ペサツク、アブニユ・ドユ・ドクトウール・マルカド、9
- (72)発明者 テイエリー・ニクロ  
フランス国、91600・サビニー・シユール・オルジエ、リュ・ドウ・シリー・マザラン、6

審査官 大谷 謙仁

- (56)参考文献 特開2004-124943(JP,A)  
特開平05-149148(JP,A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
- |      |       |
|------|-------|
| F04D | 29/64 |
| F01D | 25/24 |
| F02C | 7/00  |