

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4694696号
(P4694696)

(45) 発行日 平成23年6月8日(2011.6.8)

(24) 登録日 平成23年3月4日(2011.3.4)

(51) Int. Cl. F I
B 6 4 C 11/18 (2006.01) B 6 4 C 11/18
B 6 4 C 27/467 (2006.01) B 6 4 C 27/467
F 1 5 D 1/12 (2006.01) F 1 5 D 1/12 Z

請求項の数 3 (全 7 頁)

(21) 出願番号	特願2000-601338 (P2000-601338)	(73) 特許権者	590005449
(86) (22) 出願日	平成12年2月25日 (2000. 2. 25)		ユナイテッド テクノロジーズ コーポレーション
(65) 公表番号	特表2002-538379 (P2002-538379A)		UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION
(43) 公表日	平成14年11月12日 (2002. 11. 12)		アメリカ合衆国, コネチカット, ハートフォード, ファイナンシャル プラザ 1
(86) 国際出願番号	PCT/US2000/005014	(74) 代理人	100096459
(87) 国際公開番号	W02000/050779		弁理士 橋本 剛
(87) 国際公開日	平成12年8月31日 (2000. 8. 31)	(74) 代理人	100092613
審査請求日	平成18年11月2日 (2006. 11. 2)		弁理士 富岡 潔
(31) 優先権主張番号	09/257, 483	(72) 発明者	ローバー, ペーター エフ.
(32) 優先日	平成11年2月25日 (1999. 2. 25)		アメリカ合衆国, コネチカット, コヴェントリー, サタリ ドライブ 65
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 遠心型空気流制御装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ハブ、前縁、先端部、ルート部、圧力面および吸込面を備えたヘリコプタのロータブレードであって、

前記ハブの近傍で前記ブレードの前記圧力面を通して延びる空気流入口と、

前記吸込面の境界層が剥離する位置の近傍で、前記ハブまでの距離よりも前記先端部までの距離の方が小さくなるように、前記ブレードの前記吸込面を通して延びた複数のスロットと、

前記ブレードの内部で前記空気流入口から前記複数のスロットまで延びたプレナムと、を備えており、前記ブレードが回転すると、空気が、前記空気流入口内部へと促され、遠心力によって前記プレナムに沿って流され、前記複数のスロットから流出して、前記ブレードに隣接した空気流に流入されることを特徴とするブレード。

【請求項 2】

前記空気流入口が、前記ブレードの前縁の近傍に配置されていることを特徴とする請求項 1 記載のブレード。

【請求項 3】

前記空気流入口が、前記ブレードの前縁近傍で、前記圧力面を通して延びていることを特徴とする請求項 1 記載のブレード。

【発明の詳細な説明】

【 0 0 0 1 】

【関連出願とのクロスリファレンス】

本願と同時に出願され、出願人が所有する特許出願（明細書 R - 4 1 2 8 号、R - 4 2 3 7 号および R - 4 2 3 9 号）は、本願で開示および請求された内容を含む。

【0002】**【技術分野】**

本発明は、周囲空気を遠心方向に流して、ファンブレードやヘリコプタのロータブレードといったブレードの上の境界層に向かうノズルを動作させることに関する。

【0003】**【背景技術】**

表面に隣接したせん断層におけるガス流は、この表面と干渉する分子粘性の摩擦に起因して、速度が小さく、これによって、表面からの垂直距離に相関した大きな速度勾配が存在する。つまり、速度は、表面ではほぼ0であり、徐々に増大して境界層の外側端部において主流速度になる。このように速度が減少することに起因して、ガス密度と粘度の2乗値との積である運動量フラックスが減少する。エアロfoil（例えば、ファンブレードやヘリコプタブレード）の吸込面において生じるように、発散型の面（すなわち、平均流れ（mean flow）の方向から次第に後退した面）に沿って流れる場合、このような表面に沿った流れは、圧力上昇を伴う。このことは、運動量フラックスが変換されることによって生じる。この表面に沿ったガスの運動量およびエネルギーは、圧力上昇および摩擦に打ち勝つ際に消費され、これによって、ガス粒子が最終的に静止して流れが壁部から分離する。これによって、境界層が剥離点の下流側で剥離する。境界層が剥離すると、圧力上昇（回復）状態が終わることによって、性能（例えば、エアロfoilの揚力）が損なわれ、システム効率が劇的に減少する。このことは、流れのエネルギーが乱流に変化し、最終的に熱になることに起因する。境界層の剥離は、表面近傍に流れるガス粒子の運動量フラックスを増大させることによって、防止することができる。当該技術分野において、境界層の剥離を防止することは、一般的に、「境界層剥離の開始を遅らせること」と称される。

【0004】

境界層の剥離を防止するための1つの方法は、単に高エネルギーのガスを流出口から下流側へ接線方向に流すことによって、表面近傍の流れにエネルギーを直接与えることである。しかし、このような技術には、圧力源と、圧力源から表面の開口部までの内部配管と、が必要である。このことは、このようなシステムのコスト、重量および複雑性を増大させるとともに、実用化を保証できるほど有効であることが未だ確認されていない。

【0005】

ヘリコプタの技術において、後退型ブレードの失速によって、ロータの負荷および飛行速度が制限されることは、周知である。揚力を発生させる能力が減少するだけでなく、不安定なブレード失速によって、ブレードの非常に大きな衝撃ピッチングモーメントが飛行制御システムに伝達される。制御負荷が過度になることを防止するために、失速境界が、ロータ負荷および飛行速度の関数として設定される。失速境界によって、速度およびペイロードのみならず操縦性および鋭敏性にも影響する最大ブレード負荷が規定される。ペイロード容量は、先端部の失速を減少させてホバリング時の空気力学的効率を増大させ、かつ後退型ブレードの失速を減少させて前進飛行の空気力学的効率を増大させることによって、改善することができる。軍事用航空機や商業輸送用航空機に利用されているような軸流型のガスタービンエンジンに特有の問題は、エンジンのコア領域（低圧圧縮機）の入口がファンブレードの後流により閉塞されることである。このことは、ブレードのルート部近傍で生じる。ファンに関する他の問題として、ブレード先端部におけるリークがある。現在のところ、補償装置もしくはシステム全体の寄生衝撃（parasitic impact）によりエネルギーが消費されることに起因して全エンジン性能を劣化させることなくこのような問題を解決する技術は、見つかっていない。

【0006】**【発明の開示】**

本発明の目的は、境界層の流れを改善すること、境界層の剥離を防止すること、空気流を

10

20

30

40

50

利用した装置の効率を増大させること、ヘリコプタのロータブレードの効率および揚力を増大させること、航空機の垂直離陸および垂直着陸のためのプロペラの効率および揚力を増大させること、航空機のカスタービンエンジンの効率を増大させること、ジェットエンジンのコアの入口のファンブレードの後流による閉塞を防止すること、ファンにおけるブレード先端部のリークを減少させること、効率的かつ効果的で、初期コストが低く運転コストが0である境界層制御方法を提供すること、比較的簡単で、かつ主要構造および主要システムに寄生衝撃をあまり与えない境界層制御方法を提供することである。

【0007】

本発明によると、回転するエアロfoilつまりブレードに隣接したガス流（例えば空気）へと流入する空気流が、遠心力によって受動的に発生させられ、周囲空気が、ハブ近傍のブレードに流入し、外側に促され、ブレード先端部に近接してブレード表面に設けられた1つもしくは複数のスロットから流出される。これによって、ブレード近傍の流れを制御することができる。さらに本発明によると、ブレードは、ヘリコプタのロータブレードもしくはファンブレードである。さらに本発明によると、ブレードは、カスタービンエンジンの第1段もしくは空気が流動する装置のファンに利用されるものである。

本発明の1つの形態では、空気流が、小さな入射角で（ほぼ接線方向に）、ファンブレードつまりエアロfoilの境界層剥離点の近傍に案内され、これによって、境界層の剥離が防止される。本発明は、上流側の境界層のガス粒子よりも運動量フラックスが大きいガス粒子を、下流側の境界層に流入させ、これによって、境界層の剥離の開始を遅らせる。ガス粒子は、ほぼ接線方向に選択的に導入することができる。

本発明の他の形態では、ジェットエンジンのファンブレード（先端部が超音速で回転する）の翼弦長の半分の位置の近傍もしくは後方で、空気流が、このファンブレードの表面近傍の流れに流入させられる。このような位置で、超音速の衝撃および境界層の剥離が発生するためである。このことによって、マッハ数の勾配が小さくなり、効率が増大する。

さらに本発明によると、軸流ファン型カスタービンエンジンのファンのルート部近傍で、このファンを通過する空気が、ブレードのルート部近傍で吸込面に設けられたスロットにより吸入され、これによって、ファンブレードの後流による閉塞が防止され、これによって、コアエンジン（低圧圧縮機）に流入する流れの効率が増大する。本発明によると、吸入された空気は、中空状ブレード内部で遠心方向に流され、ブレード先端部により近接した位置で排出される。1つの実施例では、ブレード翼弦長の半分の位置の近傍もしくは後方で、空気が吸込側に排出され、これによって、衝撃が緩和されるとともに、境界層剥離の開始が遅らされる。他の実施例では、吸入された空気が、ブレード先端部で圧力側に排出され、これによって、ブレードのリークの影響が緩和される。

【0008】

本発明の他の目的、特徴および利点は、その実施例の詳細な説明および付随の図面によって、より明確となるだろう。

【0009】

【発明を実施するための最良の形態】

図1および図2に示されているように、ヘリコプタ11のメインロータ10のブレード9は、そのルート部14近傍に流入口スロット13を備えており、該流入口スロット13は、ブレードの先端部18に向かって外側に延びた空気プレナム15に通じている。スロット20によって、プレナム15内部の加圧された空気が、外側に流れてブレード9の吸込面（通常飛行時には上側）上の境界層に流入するようになっている。図1および図2の矢印の方向にブレードが回転すると、空気が流入口13内部へと促され、回転速度が比較的大きいことに起因して遠心力が空気団に作用することによって、プレナム15内部の空気が先端部に向かって外側に流れ、これによって、各ブレードにおいて空気が流入口13からスロット20を通して安定的に流れる。ブレードのルート部の近傍における小さな遠心力により流れが得られる場合には、先端部に最も近接したスロットのみを利用することも可能である。

【0010】

10

20

30

40

50

本発明の最も簡単な実施例では、システム全体が受動型であり、ロータが回転している状態では、常に、空気がスロット 20 から連続的に流れる。しかし、流入口 13、プレナム 15 ののど部およびスロット 20 のいずれかにバルブが取り付けられていることにより境界層への空気流を脈動させることが可能なシステムにもまた、本発明を適用することができる。

【 0 0 1 1 】

図 1 および図 2 に示された発明では、運動量フラックスが大きい空気をブレードの吸込側の境界層に流入させ、これによって、境界層の剥離を防止する。スロット 20 の位置は、ブレード翼弦長の 4 % ~ 10 % 程度もしくはこれより下流側にすることもできるが、特定のブレード設計および対応する運転パラメータによって決まる。

10

【 0 0 1 2 】

図 1 および図 2 では、空気流入口がブレード 9 の前縁に設けられている。しかし、ブレード角度が大きい状態では、本発明の設計により対処すべき境界層の作用が厳しいため、図 3 に示されるように、流入口 13 を僅かにブレードの圧力側（スロット 20 の反対側）に配置することによって、入射角が大きい状態で多くの空気流を流入させることも可能である。ヘリコプタのブレードは、通常、軽量のハニカム状後縁ポケット（honeycomb trailing edge pocket）21 を有する中空状の桁を備えているため、本発明に利用できるスペースが余分に存在する。

【 0 0 1 3 】

図 3 を参照すると、ブレード 23 は、ハブ 27 に隣接したブレードルート部 26 の近傍において、その圧力面 25 を貫通する空気流入口 24 を備えている。この流入口は、プレナム（図示せず。図 2 と同様なもの）に通じており、このプレナムによって、空気が、ブレードの先端部 28 に向かって外側に促され、ブレードの吸込面 30 を貫通するスロット 29 から外部に流れる。ブレード 23 は、図 4 および図 5 に示されるようなガスタービンエンジンの第 1 段、もしくは、図 6 に示されているような H V A C システム内部で空気を移動させるためのファンもしくは他のファンの一部として利用することができる。図 6 では、ブレードが中空状であり、これによって、プレナム 15 a が構成されている。

20

【 0 0 1 4 】

図 4 に示されているように、ジェットエンジン 35 のファン 36 は、ハブ 39 に取り付けられたブレード 37, 38（および図示しない付加的なブレード）を備えている。図 4 において、ブレード 37 がこの図を見る人から遠ざかっていることによりその吸込面が図 4 に示されており、ブレード 38 がこの図を見る人に向かって進行していることによりその圧力面が図 4 に示されていると仮定する。ブレードのルート部近傍でファン 36 により加圧された空気は、低圧圧縮機 42 のブレードおよびベーンとして図 4 に示された、エンジンのコアに流入する。ファン 36 により加圧された空気の残りは、一般的にそうであるように、バイパス導管 44 を通過して、エンジンの主な推力を発生させる。本発明によると、各ブレード 37, 38 は、その吸込面の後縁近傍に、空気流入口スロット 47, 48 を備えている。これらの空気流入口は、空気流路 50, 51 と気体的に連通しており、これらの空気流路 50, 51 は、各ブレードの吸込面の翼弦長の半分の位置の近傍もしくは後方にある対応する空気出口スロット 54, 55 に通じている。図 4 の実施例の主な利点は、コア流領域における吸込みによりファンブレードの後流による閉塞が防止され、これによって、コアの流量容量が増大することである。第 2 の主な利点は、吸込みによってファンロータの効率が増大し、これによって、エンジンの全圧力比を所定値にするための圧縮仕事量が減少することである。従って、図 4 に示されるような本発明の流入口スロット 47, 48 における吸込みによって、全エンジン効率が増大する。図 4 の実施例の付加的な利点は、超音速の衝撃および境界層の剥離が発生する位置の近傍で、空気出口スロット 54, 55 から空気が安定的に流れるため、ブレード表面における空気速度の勾配が減少するとともに、境界層の剥離の開始が遅れる。このことによっても、空気を加圧してバイパス導管 44 に流入させる際のブレード効率が増大する。

30

40

【 0 0 1 5 】

50

図5に示されているように、ジェットエンジン35aのブレード37a, 38aは、図4に関して上述されたものと同じ空気流入口スロット47, 48を備えており、これによって、上述したような、コアエンジン入口の、ファンブレードの後流による閉塞が防止される。しかし、中空状ブレード37a, 38aの内部に設けられた空気導管50a, 51aは、この例では、ブレードの先端部近傍で圧力面に設けられた空気出口スロット54a, 55aに通じている。このことによって、ブレードより前進した空気流が発生し、この空気流によって、ブレード先端部により生じる吸込みが打ち消される。ブレード先端部により生じる吸込みは、ブレード先端部におけるリークの原因となる。ブレード先端部のリークが減少することによって、ファンにより空気を加圧してバイパス導管44に流入させる際の全ファン効率が增大する。

10

【0016】

スロットを1つだけ設けるのではなく、翼幅方向もしくは流れの方向に離間された複数のスロットを設けることも可能である。

【0017】

上述した特許出願は、全て、本願に関して参照することができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】 本発明を利用したヘリコプタのロータの斜視図。

【図2】 本発明を利用したヘリコプタブレードの、一部が断面図とされた部分上面図。

【図3】 本発明のブレードの前面図。

【図4】 本発明を利用したガスタービンエンジンの一部切欠側断面図。

20

【図5】 本発明を利用したガスタービンエンジンの一部切欠側断面図。

【図6】 本発明を利用した空気が流動する機械のファンの一部が断面図とされた部分側面図

【図1】

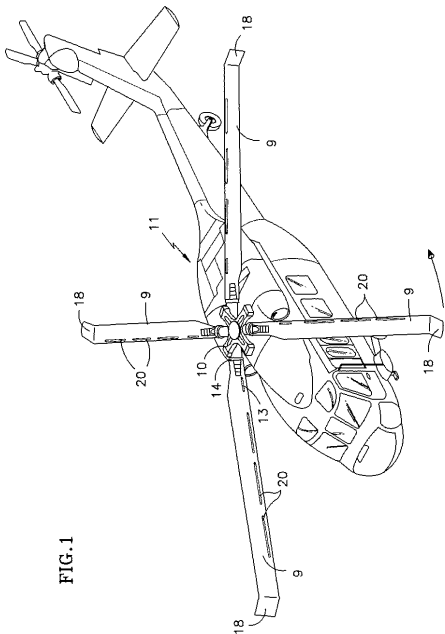


FIG. 1

【図2】

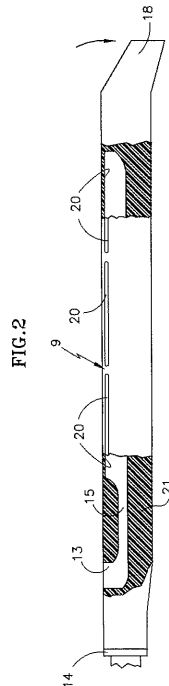


FIG. 2

【 3 】

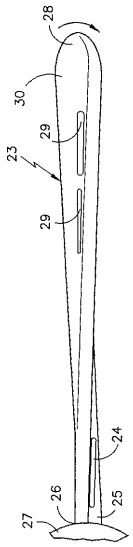


FIG.3

【 4 】

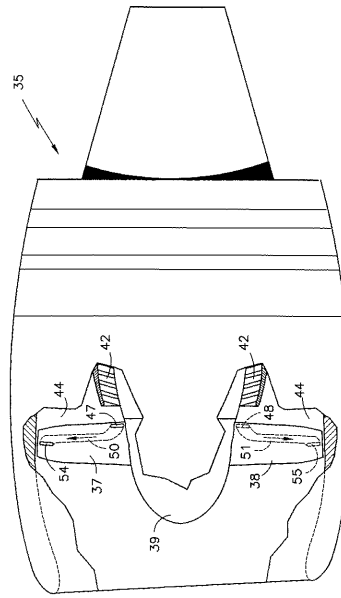


FIG.4

【 5 】

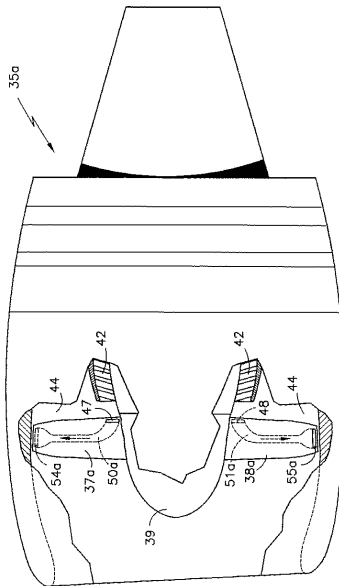
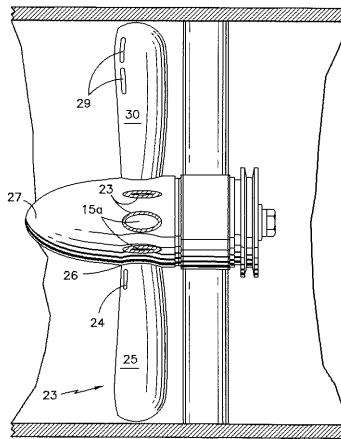


FIG.5

【 6 】

FIG.6



フロントページの続き

(72)発明者 ロード, ウェスレイ ケイ.
アメリカ合衆国, コネチカット, サウス グラストンベリー, ブルーベリー レーン 62

審査官 佐伯 憲一

(56)参考文献 英国特許出願公開第00497048(GB, A)
特開平05-319395(JP, A)
米国特許第02156133(US, A)
英国特許出願公開第01532815(GB, A)
特開平05-124589(JP, A)
特公昭43-010432(JP, B1)
特開平04-113000(JP, A)
英国特許出願公開第00680458(GB, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 11/16-11/26

B64C 27/46-27/473

F15D 1/00- 1/12