

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4878355号
(P4878355)

(45) 発行日 平成24年2月15日 (2012.2.15)

(24) 登録日 平成23年12月9日 (2011.12.9)

(51) Int.Cl.

F I

F O 4 D 29/56 (2006.01)

F O 4 D 29/56

C

請求項の数 15 (全 8 頁)

(21) 出願番号 特願2008-131474 (P2008-131474)
 (22) 出願日 平成20年5月20日 (2008.5.20)
 (65) 公開番号 特開2009-2332 (P2009-2332A)
 (43) 公開日 平成21年1月8日 (2009.1.8)
 審査請求日 平成20年5月20日 (2008.5.20)
 (31) 優先権主張番号 11/765,463
 (32) 優先日 平成19年6月20日 (2007.6.20)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 590005449
 ユナイテッド テクノロジーズ コーポレ
 イション
 UNITED TECHNOLOGIES
 CORPORATION
 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
 (74) 代理人 100096459
 弁理士 橋本 剛
 (74) 代理人 100092613
 弁理士 富岡 潔
 (72) 発明者 ウェスリー ケー. ロード
 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

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 入口ガイドベーンフラップ、ファンセクションおよび可変形状の入口ガイドベーンフラップシ
 ステムの制御方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

前側部分と、

前記前側部分から延びるとともに、後縁を画定する後側部分と、を備えてなる入口ガイドベーンフラップであって、前記後側部分は、内径側端部および外径側端部を有するとともに、前記後縁の全長にわ
たって延びる可撓性部分を備え、前記端部の一方は、前記可撓性部分が捩れるように前記端部の他方に対して回転するこ
とを特徴とする入口ガイドベーンフラップ。

【請求項 2】

前記可撓性部分が、三角形状であることを特徴とする請求項 1 に記載の入口ガイドベ
ーンフラップ。

【請求項 3】

前記可撓性部分が、直線形状であることを特徴とする請求項 1 に記載の入口ガイドベ
ーンフラップ。

【請求項 4】

前記可撓性部分が、弾性材料から形成されることを特徴とする請求項 1 に記載の入口ガ
イドベーンフラップ。

【請求項 5】

前記前側部分および前記後側部分が、エアfoilを画定することを特徴とする請求項

10

20

1 に記載の入口ガイドベーンフラップ。

【請求項 6】

前記エアフォイルを貫通して取り付けられたアクチュエータロッドを有するアクチュエータシステムをさらに備え、前記アクチュエータロッドが、前記可撓性部分に取り付けられた内径側回転アームに取り付けられることを特徴とする請求項 5 に記載の入口ガイドベーンフラップ。

【請求項 7】

外周側エンジン構造体と、
内周側支持構造体と、

前記外周側エンジン構造体と前記内周側支持構造体との間に取り付けられた支持支柱を有した入口ガイドベーンフラップと、

を備えてなるガスタービンエンジンのファンセクションであって、

前記入口ガイドベーンフラップは、前側部分と、該前側部分から延びるとともに、後縁を画定する後側部分とを備え、

前記後側部分は、内径側端部および外径側端部を有するとともに、前記後縁の全長にわたって延びる可撓性部分を備え、

前記端部の一方は、前記可撓性部分が捩れるように前記端部の他方に対して回転することを特徴とするガスタービンエンジンのファンセクション。

【請求項 8】

前記入口ガイドベーンフラップが、前記前側部分および前記後側部分を画定し、前記前側部分および前記後側部分が、前記支持支柱を囲むエアフォイルを画定することを特徴とする請求項 7 に記載のファンセクション。

【請求項 9】

前記エアフォイルを貫通して取り付けられるアクチュエータロッドを有するアクチュエータシステムをさらに備え、前記アクチュエータロッドが、前記可撓性部分に取り付けられた内径側回転アームに取り付けられることを特徴とする請求項 8 に記載のファンセクション。

【請求項 10】

前記エアフォイルを貫通して取り付けられた 1 次アクチュエータロッドおよび 2 次アクチュエータロッドを備えたアクチュエータシステムをさらに備え、前記 1 次アクチュエータロッドが、前記前側部分に対して前記後側部分が動くように該後側部分に取り付けられ、前記 2 次アクチュエータロッドが、前記後側部分に対して前記可撓性部分が動くように該可撓性部分に取り付けられた内径側回転アームに取り付けられることを特徴とする請求項 8 に記載のファンセクション。

【請求項 11】

前記入口ガイドベーンフラップが、ファンロータブレードの上流に位置することを特徴とする請求項 7 に記載のファンセクション。

【請求項 12】

前記入口ガイドベーンフラップが、ファンセクションの第 1 の段の上流に位置することを特徴とする請求項 7 に記載のファンセクション。

【請求項 13】

前側部分と、該前側部分から延びるとともに、後縁を画定する後側部分とを備え、前記後側部分が内径側端部および外径側端部を有するとともに、前記後縁の全長にわたって延びる可撓性部分を備えてなる可変形状の入口ガイドベーンフラップシステムの制御方法であって、

前記可撓性部分が捩れるように、前記端部の一方を前記端部の他方に対して回転させるステップ (a) を含む制御方法。

【請求項 14】

前記ステップ (a) が、前記入口ガイドベーンフラップの捩りを変化させるために、前記可撓性部分に取り付けられた内径側回転アームを回転させるようにアクチュエータロッド

10

20

30

40

50

ドを回転させるステップ (i) をさらに備えることを特徴とする請求項 1 3 に記載の制御方法。

【請求項 1 5】

前記ステップ (a) が、固定部分に対して前記後側部分を回転させるようにアクチュエータロッドを回転させるステップ (i i) をさらに含み、前記入口ガイドベーンフラップの捩りを変化させるように前記可撓性部分を前記後側部分に対して曲げることを特徴とする請求項 1 4 に記載の制御方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【 0 0 0 1 】

本発明は、ガスタービンエンジンに関する。

【背景技術】

【 0 0 0 2 】

低バイパス比ガスタービンエンジンのファンセクションは、食い違い角 (s t a g g e r a n g l e) が可変の入口ガイドベーン (I G V) を備えた構成となることが多い。従来の入口ガイドベーンは、ファンセクションのファンロータブレードの前方に配置された (半径方向軸を中心に) 関節で繋がれたエアフォイルの 1 つの段として一般的に配置される。従来の入口ガイドベーンは、マッハ数に対して比較的平らなファン入口形状を提供し、設計点性能を改良し、かつ設計外部分速度域の運転性およびフラッターマージンを改良したファン出口 (P t) 形状と、を提供する。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 3 】

入口ガイドベーンは、一般的に、根元部から先端部にかけて 20° の捩れを備える。食い違い角の設計点の設定においては、この捩れの分配はファンのロータ回転方向に対して先端部では同一方向の渦、根元部では反対方向の渦を発生させる。この捩れの分配が部分速度域で約 50° の食い違い角に閉じられた場合に、翼幅方向の流れの再分配が生じ、環状の先端領域が比較的低い軸方向速度 (C x) となり、これに伴い、ファンロータの先端部分において、不所望な高い正の入射となる。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 4 】

本発明による可変形状の入口ガイドベーン (I G V) システムは、ファンロータの入口における軸方向速度および α , β の所望の翼幅方向の分配を有するように可撓性部分を備える可変形状の入口ガイドベーンフラップを提供する。フラップの可撓性部分は、内部強化繊維つまりフィラメントを組み込んだシリコンゴムのような可撓性材料から形成される。アクチュエータシステムは、食い違い角の範囲で入口ガイドベーンフラップの根元部を回転させ、部分速度条件において先端部分と比較してより閉じた位置とし、先端に向かって流れを案内する。したがって、入口ガイドベーンフラップの形状は、最大の開位置から最大の閉位置への作動中に対称とならずに捩れている。

【 0 0 0 5 】

したがって、本発明は、部分速度域での運転性およびフラッターマージンを改良した入口ガイドベーンフラップを提供し、これにより、特定の作動条件でのファンロータのミスマッチングを防止する。

【発明を実施するための最良の形態】

【 0 0 0 6 】

図 1 は、ガスタービンエンジン 1 0 を概略的に示し、このガスタービンエンジンは、一般的に長手方向軸 X に沿って、ファンセクション 1 2 と、圧縮機セクション 1 4 と、燃焼器セクション 1 6 と、タービンセクション 1 8 と、ノズルセクション 2 0 と、を備える。開示された実施例のガスタービンエンジン 1 0 は、3 段ファン、6 段圧縮機、環状燃焼器、1 段高圧タービンおよび 2 段低圧タービンを備えた軍事的低バイパスガスタービンエ

10

20

30

40

50

ンジンであるが、様々なガスタービンエンジンが本発明から利益を受ける。

【 0 0 0 7 】

外周側エンジン構造体 2 2 および内周側エンジン構造体 2 4 は、環状の 2 次ファンバイパス流路 2 6 を少なくとも部分的に画定する。エンジン内の様々な構造体が、ファンロータの下流にあるファンバイパス流路 2 6 を画定するために外周側エンジン構造体 2 2 および内周側エンジン構造体 2 4 として定義されてもよいことを理解されたい。

【 0 0 0 8 】

図 2 によると、圧縮機セクション 1 4 の上流にあるファンロータアッセンブリ 2 8 は、ディスク 3 2 の周りに周方向に配置された複数のファンロータブレード 3 0 を備え、これらのファンロータブレード 3 0 の各々は、根元部 3 4 およびエアフォイル 3 6 を有する。エアフォイル 3 6 は半径方向外側に延び、各エアフォイル 3 6 の外周端はブレード先端 4 4 と呼ばれる。

【 0 0 0 9 】

可変形状の入口ガイドベーン (I G V) システム 4 6 (図 3 にも示す) が、ファンロータブレード 3 0 の上流に位置する。入口ガイドベーンシステム 4 6 は、ファンセクション 1 2 の第 1 の段の前方に配置されることを理解されたい。入口ガイドベーンシステム 4 6 は、外周側エンジン構造体 2 2 と内周側エンジン構造体 2 4 との間に周方向に並んで取り付けられた複数の可変の入口ガイドベーンフラップ 4 8 を備える。

【 0 0 1 0 】

図 3 を参照すると、可変形状の入口ガイドベーンフラップ 4 8 の各々は、内周側支持体 5 2 と外周側支持体 5 4 との間に延びる支持支柱 5 0 を備える。エンジン 1 0 での入口内の支持をもたらしように、外側支持体 5 4 が外側エンジン構造体 2 2 に取り付け可能であり、内側支持体 5 2 が内側エンジン構造体 2 4 に取り付け可能である (図 2) 。支持支柱 5 0 の各々は、エアフォイル 5 3 によって部分的に囲まれており、このエアフォイルは支持支柱 5 0 の概ね前方に前縁 5 8 を備えた前側部分 5 6 を画定し、支持支柱 5 0 の概ね後方に後縁 6 2 を備えた後側部分 6 0 を画定する。

【 0 0 1 1 】

エアフォイル 5 3 は、固定部分 6 6 に対して移動可能な可撓性部分 6 4 を備える。可撓性部分 6 4 は、後側部分 6 0 の少なくとも一部を形成する。1つの開示された実施例では、可撓性部分 6 4 は後縁 6 2 の全体にわたって広がる。可撓性部分 6 4 は、内部強化繊維つまりフィラメントを組み込んだシリコーンゴムのような可撓性の材料から形成されてもよい。様々な可撓性の構造体、または移動可能な部分を代替的に剛体とした堅固な構造体が本発明に利用されてもよいことを理解されたい。

【 0 0 1 2 】

アクチュエータシステム 6 8 は、外径側同期リング (R で概略的に示す) のようなアクチュエータと、内周側支持体 5 2 および外周側支持体 5 4 と、を備え、アクチュエータ R が、アクチュエータアーム 7 0 と、エアフォイル 5 4 を貫通するアクチュエータロッド 7 2 と、を回転させる。アクチュエータロッド 7 2 は、支持支柱 5 0 から延びる中央翼幅支持体 5 0 S によって、翼幅中央部において支持される。アクチュエータロッド 7 2 の内側セグメントは、内径側回転アーム 7 8 を支持する内径側ピボットで支持される。アクチュエータロッド 7 2 は、可撓性部分 6 4 に取り付けられた内径側回転アーム 7 8 を回転させる。1つの開示された実施例の可撓性部分 6 4 は、三角形状であり、その内径側セグメントは、内径側回転アーム 7 8 に軸方向に沿って広がっている。

【 0 0 1 3 】

動作中は、第 1 の位置 (図 4 A) と第 2 の位置 (図 4 B) との間で可撓性部分 6 4 を弾性的に曲げるように、アクチュエータロッド 7 2 が、内径側回転アーム 7 8 に対してアクチュエータトルクを与える。可撓性部分 6 4 は、第 1 の位置 (図 4 A) と第 2 の位置 (図 4 B) との間で実質的に無数の位置に位置決めでき、エアフォイル 5 4 は、ファンロータのミスチューニングを最小化するように様々な速度でエンジンの運転条件により適合した形に変形される。したがって、可変形状の各入口ガイドベーンフラップ 4 8 の可撓性部分

10

20

30

40

50

64は、第1の位置(図4A)から第2の位置(図4B)への作動中に対称的ではなく捩れて反転する。

【0014】

図5Aに示す他の実施例は、後側部分86の後縁62において直線状部分に広がる可撓性部分64'を含む。アクチュエータシステム80は、1次外径側同期リング(符号88で概略的に示す)および2次外径側同期リング(符号90で概略的に示す)のような二重のアクチュエータを含む。1次外径側同期リング88は、エアフォイル53'の後側部分86に取り付けられた1次アクチュエータアーム92を回転させる。即ち、エアフォイル53'の後側部分86の全体は、フラップ軸Fを中心とした1次アクチュエータロッド94の回転に応じて、固定された前側部分56'に対して傾く。

10

【0015】

2次外径側同期リング90は、1次アクチュエータロッド94を貫通した回転可能な2次アクチュエータロッド98に取り付けられた2次アクチュエータアーム96を回転させる。2次アクチュエータロッド98は、可撓性部分64'に取り付けられた2次回転アーム100に取り付けられる。可撓性部分64'が、第1の位置と第2の位置(図5B)との間でエアフォイル54'の後側部分86に対して変形するように、2次アクチュエータロッド98は、内径側回転アーム100を回転させる。したがって、各可変形状の入口ガイドベーンフラップ48'の捩れ形状は、前側部分56'に対するエアフォイル53'の後側部分86の位置と、後側部分86に対する可撓性部分64'の位置と、によって変化して、入口ガイドベーンの出口において連続した翼幅方向の α 分布となる。

20

【0016】

「前方」、「後方」、「上側」、「下側」、「上方」および「下方」などの相対的な位置を表す言葉は、飛行機の通常の動作姿勢に関連し、この他に制限されるべきではないことを理解されたい。

【0017】

特定の構成要素の配置が図示された実施例が開示されているが、他の配置も本発明から利益を受けることを理解されたい。

【0018】

特定のステップが連続して図示され、説明され、さらに特許請求されているが、他に指示がなければ、ステップは分割されて、または組み合わせて、任意の順序で実施されてもよい。

30

【0019】

上述の説明は、例示的なものであって、限定的なものではない。本発明の多くの修正または変更が上記の教示を参照して可能である。

【図面の簡単な説明】

【0020】

【図1】本発明で使用するガスタービンエンジンの実施例の概略的な図である。

【図2】ガスタービンエンジンのファンバイパスセクションの拡大図である。

【図3】可変形状の入口ガイドベーン(IGV)システムの1つの可変の入口ガイドベーンを部分的に一点鎖線を用いて示した拡大図である。

40

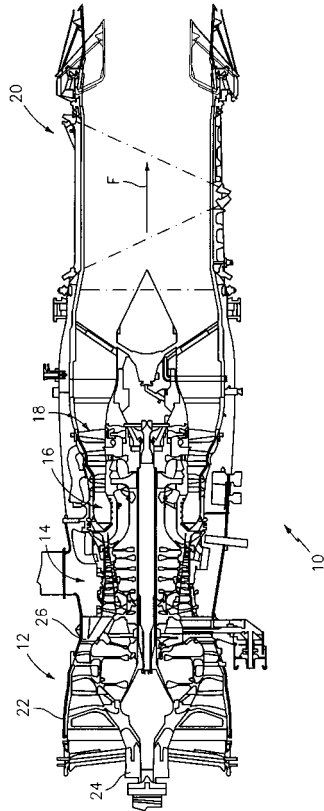
【図4A】第1の位置における可変形状の入口ガイドベーン(IGV)システムの斜視図である。

【図4B】第2の位置における可変形状の入口ガイドベーン(IGV)システムの斜視図である。

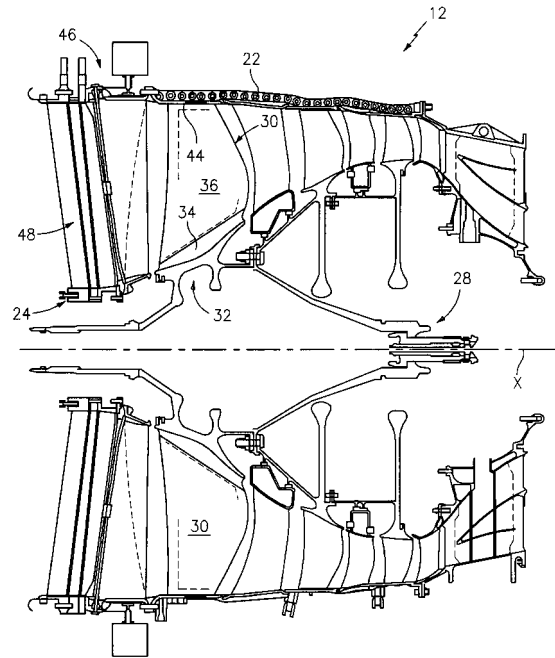
【図5A】可変形状の入口ガイドベーン(IGV)システムの他の可変の入口ガイドベーンフラップを部分的に一点鎖線を用いて示した拡大図である。

【図5B】第1の位置と第2の位置との間における移動を示した図5Aの可変の入口ガイドベーンフラップの平面図である。

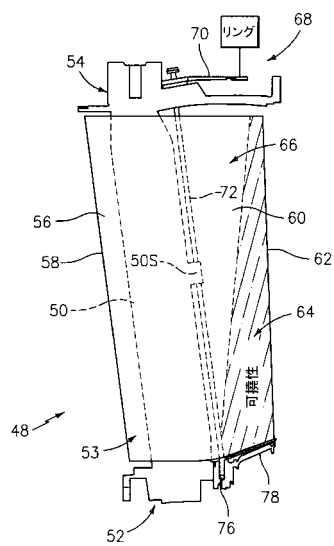
【図 1】



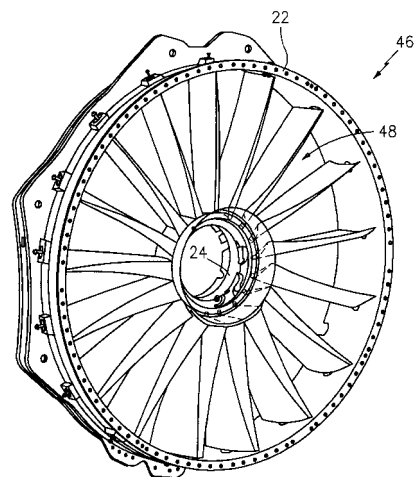
【図 2】



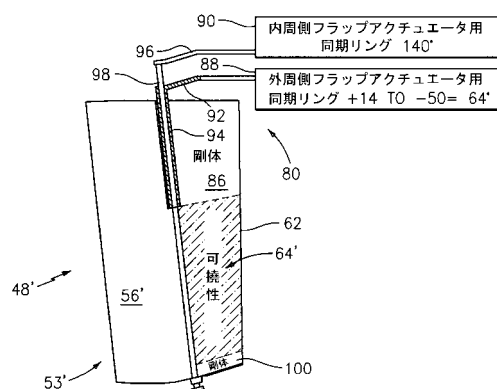
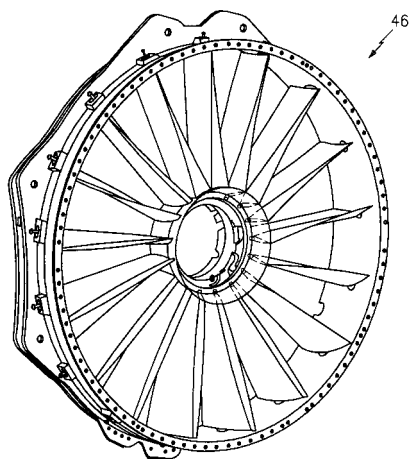
【図 3】



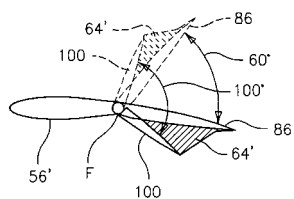
【図 4 A】



【 図 5 A 】



【 図 5 B 】



フロントページの続き

- (72)発明者 オム ビー・シャルマ
アメリカ合衆国, コネチカット, サウス ウィンザー, ジョナサン レーン 36
- (72)発明者 クリストファー ダイ
アメリカ合衆国, コネチカット, サウス ウィンザー, アッピ ロード エクト. 403
- (72)発明者 ガブリエル エル・スシュー
アメリカ合衆国, コネチカット, グラストンベリー, タングルウッド ドライブ 27

審査官 尾崎 和寛

- (56)参考文献 米国特許第03237918(US, A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F04D 29/56

F02C 7/04 ~ 7/057