

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4594600号
(P4594600)

(45) 発行日 平成22年12月8日(2010.12.8)

(24) 登録日 平成22年9月24日(2010.9.24)

(51) Int.Cl.

F 1

F02C 9/00	(2006.01)	F02C 9/00	A
F02C 7/00	(2006.01)	F02C 7/00	A
F01D 25/00	(2006.01)	F01D 25/00	W
F02C 9/28	(2006.01)	F02C 9/28	Z
F01D 17/00	(2006.01)	F01D 17/00	S

請求項の数 8 (全 10 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号

特願2003-129656 (P2003-129656)

(22) 出願日

平成15年5月8日(2003.5.8)

(65) 公開番号

特開2004-3474 (P2004-3474A)

(43) 公開日

平成16年1月8日(2004.1.8)

審査請求日

平成18年5月1日(2006.5.1)

(31) 優先権主張番号

10/142,240

(32) 優先日

平成14年5月9日(2002.5.9)

(33) 優先権主張国

米国(US)

(73) 特許権者

390041542

ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
GENERAL ELECTRIC COMPANYアメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
クタディ、リバーロード、1番

(74) 代理人

100137545

弁理士 荒川 聰志

(74) 代理人

100105588

弁理士 小倉 博

(74) 代理人

100106541

弁理士 伊藤 信和

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】ガスタービンエンジンの寿命を延ばす方法。

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

冷却を必要とする構成部品を有するガスタービンエンジン(3)を操作する方法であつて、

a) 冷却空気を前記構成部品に供給する段階と、

b) 前記構成部品の熱履歴が、該構成部品の交換を示す限界値に達した否かを判定する段階と、該限界値に達したと判定された場合には、

c) 前記構成部品の冷却を増大させる段階と、

を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】

d) エンジンパラメータに従って前記エンジンの燃料流量がスケジューリングされた所定の種類の加速を要求する段階と、

e) 該加速の率が目標値を満たしているか否かを確認する段階と、

該目標値を満たしていないことが確認された場合には、

f) 前記スケジューリングされた燃料流量を増加させる段階と、

を更に含むことを特徴とする、請求項1に記載の方法。

【請求項 3】

前記スケジューリングされた燃料流量を増加させる前記段階は、圧縮機失速マージンの減少を引き起し、

g) 前記加速度が前記目標値を満たさなかった場合には前記圧縮機失速マージンを増大

10

20

させる措置を講じる段階を更に含む、
ことを特徴とする、請求項 2 に記載の方法。

【請求項 4】

前記圧縮機失速マージンは、圧縮機の抽気を増加させることによって増大されることを特徴とする、請求項 3 に記載の方法。

【請求項 5】

前記構成部品は、タービンブレードを含むことを特徴とする、請求項 1 乃至 4 のいずれか 1 項に記載の方法。

【請求項 6】

- a) 冷却を必要とする構成部品を有するガスタービンエンジン (3) と、10
b) 冷却空気を前記構成部品に供給するための冷却システム (145) と、

を含み、

前記構成部品の熱履歴が、該構成部品の交換を示す限界値に達した否かを判定し、該限界値に達したと判定された場合に、前記構成部品の冷却を増大させることを特徴とするシステム。

【請求項 7】

前記構成部品は、タービンブレードを含むことを特徴とする、請求項 6 に記載のシステム。

【請求項 8】

前記冷却を増大させることは、冷却媒体の流量を増加させることを含むことを、特徴とする請求項 6 又は 7 に記載のシステム。20

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、ガスタービンエンジンに関し、具体的には、このようなエンジンで使用される制御システムに関する。

【0002】

【従来の技術】

ガスタービンエンジンの構成部品は、通常、有効実用寿命に達したときに交換される。勿論、構成部品が損傷した場合には、その構成部品は早期交換されることになる。30

【0003】

しかしながら、一部の場合においては、構成部品の寿命は、構成部品の構造的な健全性ではなく、他の要因によって判定される。このような構成部品は、たとえ構造的に健全でそのまま使用することができるとしても交換される。

【0004】

例えば、エンジンの加速度が目標値を下回った場合、一種のオーバホールが行われ、多くの構成部品が交換される。しかしながら、多くの場合、緩慢に加速されるエンジンは完全に健全であり、健全な構成部品を含む。エンジンは、単に加速が緩慢になっているだけあり、そういう理由からオーバホール及び構成部品交換が行われる。

【0005】

別の例として、一部の構成部品は、それらが一定の熱サイクル量を経た後に又は一定の長さの時間にわたり高温に曝された後に交換される。しかしながら、これらの構成部品は必ずしも不具合があるわけではない。

【特許文献 1】

米国特許第 4 7 6 7 2 5 9 号

【0006】

【発明が解決しようとする課題】

本発明は、ガスタービンエンジンにおける一部の構成部品の寿命を増大させるための方法を開発したものである。

【0007】

50

【課題を解決するための手段】

本発明の1つの形態においては、特定の種類の加速が、ガスタービンエンジンに要求される。エンジンの加速の率が目標値を満たさない場合、その後の加速において、(1)スケジューリングされた燃料流量、及び(2)圧縮機失速マージンが増大され、それによって、加速度が目標値に到達するようにされる。

【0008】

本発明の別の形態においては、構成部品が指定された熱サイクル数を経た後に、構成部品に対する冷却が増大される。

【0009】

【発明の実施の形態】

10

図1は、ガスタービンエンジン3の単純化した概略図である。吸入空気4は圧縮機6によって加圧され、加圧された空気は燃焼器9に送られる。燃料12が、燃焼器9内に噴射されて燃焼される。

【0010】

高温燃焼生成物15は、高圧タービン18に送られ、該高圧タービン18は、燃焼生成物15からエネルギーを取り出す。そのエネルギーは、更なる吸入空気を圧縮するために、シャフト19によって圧縮機6に戻される。このとき幾分か冷却された燃焼生成物15は、低圧タービン21に送られ、該低圧タービン21は、更なるエネルギーを取り出して、そのエネルギーをシャフト27によってファン24に供給する。ファン24によって、矢印30で示す推力が得られる。また、低圧タービン21から出るガスによって、矢印33で示す推力が得られる。

20

【0011】

ツインスプール式ターボファンエンジンを簡単に説明した。本発明は、そのような特定の形式のエンジンに限定されるものではなく、ガスタービンエンジン全般に適用可能であることを強調しておく。

【0012】

実際の使用において、エンジン3のオペレータ(図示せず)は、エンジンが加速を行うことを要求する。制御システム50は、加速を処理する。制御システム50は、通常、エンジン3のケーシングに取り付けられているが、煩雑さを避けるためにエンジン3から取り除いて図示されている。

30

【0013】

加速を行うことは、燃焼器9への燃料12の供給量を増加させるという単純なものではないことに注意されたい。むしろ、燃料12の供給は、制御システム50によってスケジューリングされ、そのスケジューリングは、上向き方向に調整される。

【0014】

スケジューリングは、専門用語である。スケジューリングは、ポンド/秒で表される供給される燃料の量が、エンジンの測定された様々なパラメータが加速中に変化するにつれて徐々に変更されるということを意味する。さらに、制御システム50は、加速中に、エンジン3内の他のパラメータ又は構造を調整することができる。

40

【0015】

例えば、図示していないが当該技術では公知である入口案内羽根は、圧縮機6内の個々のブレード(図示せず)に対する吸入空気の迎え角を調整する。加速中に起こるように圧縮機速度が増すにつれて、制御システム50は、適正な迎え角を維持するように入口案内羽根を調整する。

【0016】

従って、加速中のエンジン3への燃料の供給は、制御システム50によってスケジューリングされ、このスケジューリングに付随して、入口案内羽根のようなエンジ内の一機構の調整を行うことができる。加速中の燃料のスケジューリングは、当該技術では知られている。

【0017】

50

本発明の従来技術の項において述べたように、時間が経つにつれて、エンジン3の加速の率が低下する場合がある。即ち、使用時間2000時間のエンジンは、新しいエンジンよりも加速が緩慢である可能性がある。本発明の1つの形態においては、この加速度の低下は、次の対策によって緩和される。

【0018】

まず、加速度が目標値を下回っているか否かに関して判定が行われる。この判定は、例えば、航空機で使用されるエンジンから離陸加速度を求めるこことによって行うことができる。図2のブロック100は、このプロセスを示す。上述したように、制御システム50は、この加速中のエンジンへの燃料をスケジューリングする。

【0019】

次に、エンジンの実際の加速度が測定される。即ち、エンジン回転速度が全出力に達するのに必要とされる時間が測定される。図2のブロック105は、このプロセスを示す。

10

【0020】

次に、加速度が目標値を満たしているか否かに関して判定が行われる。図2のブロック110は、このプロセスを示す。この判定では、例えば、指定の秒数で最高速度に達したか否かを調べることができる。最高速度のrpmでの値並びにその値に到達するのに必要とされた秒数は、エンジンの種類によって異なることになる。

【0021】

次に、加速度が目標値を満たさなかった場合、本発明では、供給率を5パーセントだけ増加させるなどにより、燃料スケジュールを調整する。図2のブロック115は、このプロセスを示す。また、図3のプロット125は、このプロセスをグラフにより示している。エンジン3は、新設の場合に図示されている単純化した燃料スケジュール120を使用していると仮定する。燃料スケジュール120を変更する必要があると図2の手順で判った場合、図3に示すように、スケジュール120を5パーセントだけ増加させてスケジュール125にすることができる。

20

【0022】

先ほど説明したように、燃料流量を高めることによって、圧縮機6の失速マージンが減少することがある。図2のブロック140では、この減少を打ち消すために失速マージンを増大させることができている。失速マージンを増大させる1つの方法は、圧縮機の抽気を増加させることである。図1のブロック145は、圧縮機の抽気を示す。圧縮機の抽気自体は、その作動と共に、当該技術では知られている。

30

【0023】

最高速度に到達したときなどのように加速が終わったときに、圧縮機の抽気は終了となる。本発明とは関係ない他の圧縮機の抽気は、依然として維持されることができる。

【0024】

既存のエンジンにおいては、氷結防止弁又は過渡弁を開くなど、既存の抽気弁を使用して本発明を実行することができる。新設計エンジンにおいては、ブロック140を目的とした専用弁を装備することができる。

【0025】

従って、上述したように、本発明の1つの形態は、エンジンの加速度が目標値を下回るまで劣化しているか否かを確認する。目標値を下回るまで劣化していることが確認された場合には、スケジューリングされた燃料流量は上向きに増分され、加速中の圧縮機の抽気が増加される。

40

【0026】

この特定の例においては、所要の目標値を満たしているか否かを確認するために、エンジンの加速度が実際に測定された。他の状況においては、エンジンで利用可能な加速度は、実測することなく推定又は予測することができる。例えば、多くのエンジンはモニタすることができます、平均的なエンジンにおける離陸のXサイクル後には加速度が目標値を満たさない程度まで低下していると判定することができる。従って、類似の種類のエンジンが離陸のXサイクルを経たときはいつでも、実際の加速性能に関係なく、燃料スケジュールは

50

図2のブロック115のように調整される必要があると判定されることになる。

【0027】

更に複雑な例として、ガスタービンエンジンの十分に開発されたコンピュータモデルが存在する。これらのモデルによって、他のパラメータの測定から、加速などのエンジンの挙動を計算することができる。例えば、エンジン設計者は、コンピュータモデルによりそのエンジンの加速度を予測することができるようにするためには、温度、圧力、燃料流量などのようなパラメータのどのような特定の組み合わせを実際のエンジンで測定するべきかを心得ている。

【0028】

関連する例として、エンジンパラメータの組み合わせを多くのエンジンにおいて測定することができる。各エンジンの加速度は、測定することができる。パラメータと加速度と間の相関関係を得ることができる。この相関関係によって、類似の種類のエンジンにおける対応するパラメータの組み合わせを測定して、それによってそのエンジンの加速度を予測することが可能になる。

10

【0029】

任意のエンジンが十分な加速度の低下を経験したと判定されると、図2のブロック115及びブロック140の調整策つまり是正措置が行われる。これらの是正措置は、少なくとも2つの異なる方法で行うことができる。

【0030】

1つの方法において、試験的な加速が行われる。図1のブロック117は、この試験を行うソフトウェア及びハードウェアを示す。試験の結果、是正措置が必要とされることがわかった場合、燃料スケジュールは、図3に示すように調整され、調整された燃料スケジュールがその後の加速において使用される。また、圧縮機失速マージンの増大がその後の加速において行われる。

20

【0031】

再度述べると、この是正措置は、試験的な加速においては行われない。勿論、試験的な加速がコンピュータシミュレーション又はその他のシミュレーションの形態を取る場合には、この是正措置はその時点では行われず、その後の実際の加速において行われる。

【0032】

第2の方法において、是正措置は、加速が行われるときにリアルタイムで適用される。例えば、図2のブロック110の調査は、例えば、加速の始めの2秒間に行われる。是正措置が必要であるとみなされた場合、燃料流量及び圧縮機失速マージンは、いずれも加速の残りの時間中に増大される。

30

【0033】

図2の各種の手順が実行されるとき、これらの手順を繰り返えして、得られた燃料流量の変更が確実に所望の加速度を達成するのに十分なものになるようにすることができる。各々の繰り返しにおいてその変更が十分でない場合、是正措置が適用され、所望の加速度に到達するまで繰り返しが続行される。

【0034】

この繰り返しに限界値を設けることができる。この限界値は、(1)例えば5回のような繰り返し回数、(2)ポンド/時間で表される燃料についての最大限界値、又は(3)ポンド/時間で表される圧縮機の抽気についての最大限界値とすることができる。この限界値に達したのに所望の加速度に到達していない場合、エンジンは、通常の方法でオーバホールされるか又はその他の方法で整備される。

40

【0035】

スケジューリングされた燃料流量を増加させるプロセスと、関連がありそうであるが実際には関連がない従来技術によるプロセスとの区別を行う必要がある。後者に関して、車の運転者は、他の車を追い越そうとする場合がある。追い越し操作中に、運転者は、その操作を最初の予想よりも更に素早く実行することが必要であると分かると、アクセルペダルを踏み込んで更に大きな加速度を得ようとすることになる。つまり、運転者は、(1)既

50

存の加速度が不充分であること分かり、(2)更に高い加速度が得られるまで燃料供給量を増加させる。

【0036】

しかしながら、運転者によって行われた2つの段階は、本発明では見出されない。1つの理由は、本発明はスケジューリングされた燃料流量を増加させるものであるということである。即ち、実際の燃料流量は、ガスタービンエンジンによって動力が供給されている飛行機のパイロットによって直接制御されているものではない。上で説明したアクセルペダルと、ジェット航空機のスロットルレバーとの間には真の類似性はない。

【0037】

別の観点から見ると、スケジューリングされた燃料流量は、実際には等式である。それは
10
以下のように表現することができる。

$$\text{燃料流量} = A \times 1 + B \times 2 + C \times 3 + D \times 4 \dots$$

この場合、燃料流量はポンド/時間で測定され、X1、X2、X3、及びX4は、例えば rpm、ステータベーン角度などのようなエンジンの作動パラメータによって測定され、A、B、C及びDは重みつき定数である。

【0038】

本発明によるスケジューリングされた燃料流量を増加させる1つの方法は、概念的には、加速中においてのみであるが上述の5%だけ定数A、B、C及びDを増大させることになる。

【0039】

本発明の別の形態において、エンジンの構成部品の交換は、別の対策によって延期される。多くの構成部品は、熱履歴が限界値に達したときに交換される。例えば、サイクルは、多くの場合、低温T1から高温T2への熱変動として定義される。温度T1は、多くの場合、標準的な公称周囲温度とみなされ、エンジン休止時の冷間時における構成部品の温度である。構成部品が所定のサイクル数を経たときに、構成部品は交換される。

【0040】

本発明によれば、構成部品はその時点では交換されないで、該構成部品に対して冷却を増大させることができることが適用される。冷却を増大させることの1つの効果は、構成部品が高温T2に達するのを防止することである。構成部品が更なる熱サイクルを経たときに、本来の高温に至らないにしても、更なる冷却が施される。

【0041】

図4は、本発明の1つの作動モードを示す一般化されたグラフの形態によるフローチャートである。時間間隔200の間、エンジンは通常の方法で作動され、標準的な冷却量が供給される。従って、この時点では、エンジンに掛かる更なる冷却負荷はなく、その結果、推力又は特定の燃料消費量に及ぼす悪影響はない。

【0042】

時間205において、図1の制御システム50を使用して排気ガス温度を感知すること又はその他の方法などによって、対象の構成部品が熱サイクルの第1の閾値に到達したことが判定される。

【0043】

これに応じて、図1の制御システム50又は他の装置は、構成部品の冷却を増大させる。冷却は、圧縮機の抽気を増加させることによって増大させることができる。このようにして増大させることは、当該技術では知られている。対象の構成部品は、タービンブレード、タービンシュラウド、又は一般的に熱サイクルを受ける任意の構成部品の形態を取ることができる。

【0044】

冷却の増大は、図4における変曲点210によって示されている。この冷却の増大の後に、構成部品は、全体を215として示されている熱変動を経る。構成部品が受ける高温T3が低くなっている。

【0045】

10

20

30

40

50

この方法は、変曲点 220、225 などによって示されているように、繰り返すことができる。即ち、点 230 におけるように、サイクルの第 2 の閾値になった後に、変曲点 220 によって示されているように、冷却を更に増大させることができる。構成部品は、T1 と T4 との間で熱変動を経る。

【0046】

同様に、点 235 におけるように、第 3 の閾値に達した後に、変曲点 225 によって示されているように、冷却を更に増大させることができる。構成部品は、T1 と T5 の間で熱変動を経ることになり、以下同様である。

【0047】

先ほど説明した例においては、冷却の増大は、対象の構成部品が所定の熱サイクル数を達成することによって促進されたものである。(1)別の関連構成部品による所定の熱サイクル数の達成、(2)エンジンによる所定の離陸及び着陸サイクル数の達成、(3)構成部品による所定のピーク温度回数の達成、(4)所定のエンジン作動時間数の達成、又は(5)その他の条件などのような、他の条件を使用して冷却の増大を開始することができる。冷却の増大を開始する一般化された判定基準は、所定の劣化という語が当該技術で知られているように、構成部品又はエンジンが所定の劣化に達したか否かである。

10

【0048】

図 5 は、図 4 と類似であるが、発生する可能性がある温度変動の別のモードを示す。時間周期 250 の間、構成部品の温度は、初めは基準温度 T10 から上向きの変動を経る。しかしながら、エンベロープ 253 によって示されているように、その基準温度は高められる。

20

【0049】

図示するように、時間 265 において、ピーク変動が、限界値近傍又は限界値である温度 T12 に達すると、冷却量が増大される。これによって、温度変動は、時間周期 255 で示されているパターンを辿るようになる。

【0050】

本発明の 1 つの特長は、圧縮機失速マージンを一定の値に維持するようにする補償措置が取られることである。例えば、図 2 のスケジュール 125 における増加によって示されているような、スケジューリングされた燃料流量の増加によって、圧縮機失速マージンが減少する可能性がある。その後に行われる圧縮機の抽気の増加自体によって、圧縮機失速マージンが増大する傾向がある。しかしながら、スケジューリングされた燃料流量の増加と組み合わされる場合、圧縮機失速マージンの増大によって、スケジューリングされた燃料流量の増加によって引き起こされる失速マージンの減少が軽減される。

30

【0051】

従って、2つの措置は、相反する効果を有し、圧縮機失速マージンに関して、互いに補償し合う傾向がある。

【0052】

多くの置換及び変更を、本発明の技術思想及び技術的範囲から逸脱することなく行うことができる。なお、特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

40

【図面の簡単な説明】

【図 1】 ブロック 117 が本発明の様々な特長を実行するハードウェア及びソフトウェアを示している、全体的なガスタービンエンジンの単純化した概略図。

【図 2】 本発明の 1 つの形態によって実行されるプロセスを示すフローチャート。

【図 3】 スケジューリングされた燃料流量の増加を尺度を無視して象徴的に示す図。

【図 4】 本発明の 1 つの形態によって実行されるプロセスを一般化されたグラフの形態で示すフローチャート。

【図 5】 異なる時間 - 温度パターンを表す、図 4 に示す種類のフローチャート。

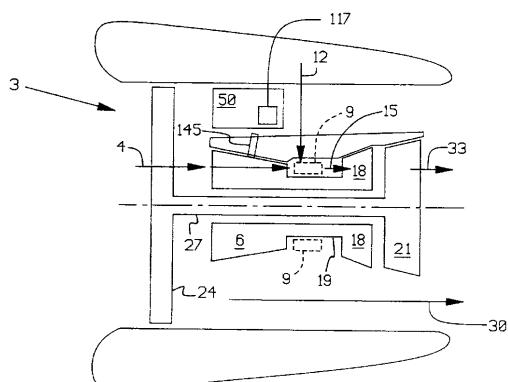
【符号の説明】

3 ガスタービンエンジン

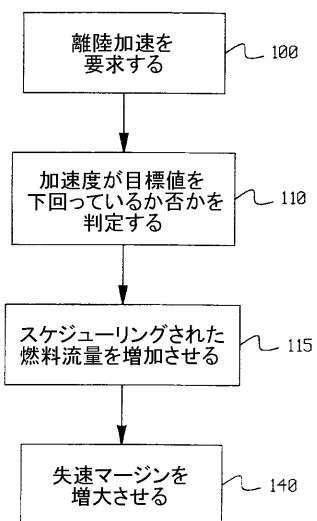
50

- 4 吸入空気
 6 圧縮機
 9 燃焼器
 12 燃料
 15 高温燃焼生成物
 18 高圧タービン
 19、27 シャフト
 21 低圧タービン
 24 ファン
 30、33 推力
 50 制御システム
 117 測定システム
 145 冷却システム
- 10

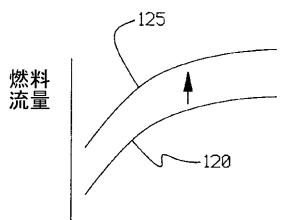
【図1】



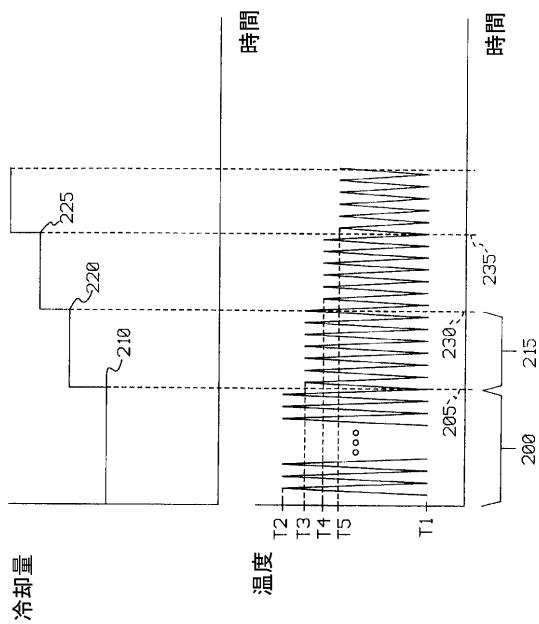
【図2】



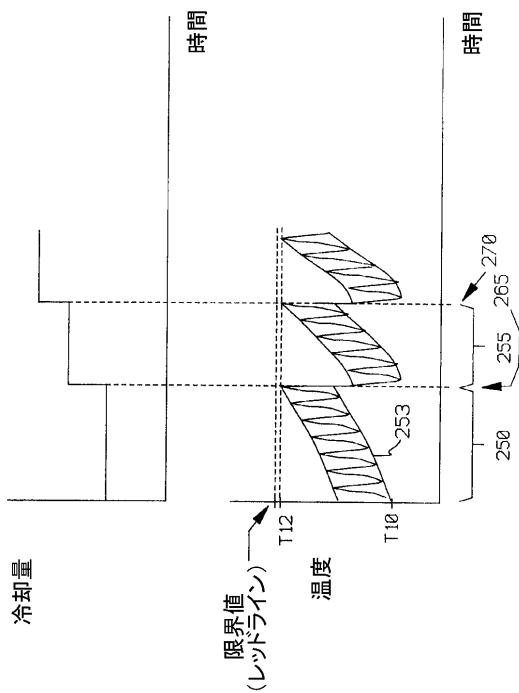
【図3】

性能パラメータ
(例えば、速度)

【図4】



【図5】



フロントページの続き

(51)Int.Cl.	F I
F 01 D 17/08 (2006.01)	F 01 D 17/08 A
F 02 C 7/18 (2006.01)	F 02 C 7/18 Z
F 01 D 25/12 (2006.01)	F 01 D 25/12 E

(72)発明者 シュリダール・アディブハトラ
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、アレンデール・ドライブ、8488番

審査官 寺町 健司

(56)参考文献 特開平10-196316 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 1/00-9/58
F23R 3/00-7/00
F01D 25/00,12
F01D 17/00,08
G01M 15/14