

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5026845号
(P5026845)

(45) 発行日 平成24年9月19日(2012.9.19)

(24) 登録日 平成24年6月29日(2012.6.29)

(51) Int.Cl.		F I			
FO2C	9/00	(2006.01)	FO2C	9/00	A
FO2C	7/00	(2006.01)	FO2C	7/00	A
FO1D	25/00	(2006.01)	FO1D	25/00	V
FO2C	9/28	(2006.01)	FO1D	25/00	W
			FO2C	9/28	A

請求項の数 5 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2007-106669 (P2007-106669)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成19年4月16日(2007.4.16)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2007-292069 (P2007-292069A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタデイ、リバーロード、1番
(43) 公開日	平成19年11月8日(2007.11.8)	(74) 代理人	100137545
審査請求日	平成22年4月2日(2010.4.2)		弁理士 荒川 聡志
(31) 優先権主張番号	11/379,669	(74) 代理人	100105588
(32) 優先日	平成18年4月21日(2006.4.21)		弁理士 小倉 博
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100129779
			弁理士 黒川 俊久
		(72) 発明者	ガート・ヨハネス・ヴァン・ダー・メーヴ エ アメリカ合衆国、オハイオ州、モンロー、 メドウランズ・ドライブ、50番

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービンエンジン用の監視システム及びガスタービンエンジン組立体

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

燃焼器(16)を備えるガスタービンエンジン用の監視システムであって、
 ガスタービンエンジン(10)内のロータ組立体の振動レベルを示す信号を送信するように構成された少なくとも1つのセンサーと、
 前記少なくとも1つのセンサーに連結され、そこから送信された信号を受信するエンジン監視ユニット(EMU)(50)とを備え、
 前記少なくとも1つのセンサーは、ファンの不均衡を検出するように構成された加速計(62)を備え、前記加速計は、前記ガスタービンエンジン(10)内のファンロータ組立体の振動レベルを示す信号を前記EMUに送信するように構成され、
 前記ガスタービンエンジン(10)内に連結された少なくとも1つの速度センサー(64)をさらに備え、前記速度センサーは、前記ファンロータ組立体の回転速度を示す信号を前記EMU(50)に送信するように構成され、
 前記EMUは、ガスタービンエンジンの衝撃事象の認識を容易にするために、前記検出された回転速度が第1の継続期間中に速度閾値より減少し、かつ、前記検出された振動レベルが第2の継続期間中に振動閾値レベルを超える場合に出力を生成するように構成され、
 前記第1および前記第2の継続時間は、複数のガスタービンエンジンの分析により決定され、リアルタイムで用いるように前記EMUに保存されること、
 を特徴とするタービンエンジン用の監視システム。

【請求項 2】

前記 E M U (5 0) は、さらに、前記少なくとも 1 つのセンサーから送信された信号に基づいて、前記ロータ組立体の振動レベルのベクトル変化を決定し、ガスタービンエンジンの衝撃事象の認識を容易にするために、検出されたベクトル変化が所定の閾値を超える場合に出力を生成するように構成される請求項 1 に記載の監視システム。

【請求項 3】

前記 E M C (5 0) は、さらに、保守作業の予定を容易にするために、エンジンの衝撃事象を示す信号を地上局に送信するように構成される請求項 1 に記載の監視システム。

【請求項 4】

前記 E M C (5 0) は、さらに、
複数のセンサーから送信された信号に基づいて、ロータ組立体の振動レベル及び回転速度を検出し、

前記エンジン監視ユニット内に保存されたアルゴリズムを用いて、前記検出された振動レベルを所定の振動閾値と比較し、

前記エンジン監視ユニット内に保存されたアルゴリズムを用いて、前記検出された振動レベルを前記検出された回転速度と比較し、

ガスタービンエンジンの衝撃事象の認識を容易にするために、検出された振動振幅が所定の継続期間中に振幅閾値を超えた場合に出力を生成するように構成される請求項 1 に記載の監視システム。

【請求項 5】

圧縮機 (1 4)、燃焼器 (1 6)、及び前記圧縮機に連結されたタービンを備えるガスタービンエンジン (1 3) と、

前記ガスタービンエンジンに連結されたファン組立体 (1 2) と、

前記圧縮機と前記ファン組立体のうちの少なくとも 1 つの振動レベルを示す信号を送信するように構成された少なくとも 1 つのセンサーと、

前記少なくとも 1 つのセンサーに連結され、そこから送信された信号を受信するエンジン監視ユニット (E M U) (5 0) とを備え、

前記少なくとも 1 つのセンサーは、ファンの不均衡を検出するように構成された加速計を備え、前記加速計は、前記ガスタービンエンジン (1 0) 内のファン組立体 (1 2) の振動レベルを示す信号を前記 E M U に送信するように構成され、

前記ガスタービンエンジン内に連結された少なくとも 1 つの速度センサー (6 4) をさらに備え、前記速度センサーは、前記ファン組立体の回転速度を示す信号を前記 E M U (5 0) に送信するように構成され、

前記 E M U は、ガスタービンエンジンの衝撃事象の認識を容易にするために、前記検出された回転速度が第 1 の継続期間中に速度閾値より減少し、かつ、前記検出された振動レベルが第 2 の継続期間中に振動閾値レベルを超える場合に出力を生成するように構成され、

前記第 1 および前記第 2 の継続時間は、複数のガスタービンエンジンの分析により決定され、リアルタイムで用いるように前記 E M U に保存されること、
を特徴とするガスタービンエンジン組立体。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本出願は、一般に、ガスタービンエンジンに関し、特に、ガスタービンのファンブレードに損傷が生じた時期を認識する方法及び装置に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは、通常、高圧及び低圧圧縮機、燃焼器、及び少なくとも 1 つの

10

20

30

40

50

タービンを備える。圧縮機は、空気を圧縮し、この空気が燃料と混合されて燃焼器に導かれる。その後、この混合物が着火されて、高温の燃焼ガスを生成する。この燃焼ガスは、タービンに導かれ、タービンは、燃焼ガスからエネルギーを抽出し、圧縮機に動力を供給するとともに、飛行中の航空機を推進させたり、又は発電機などの負荷に動力を供給するような有益な作用をする。

【0003】

少なくとも1つの公知なガスタービンファン組立体は、複数のロータブレードを備え、各ブレードが、例えば、チタンなどの金属材料や翼の表面に結合する複合材料を用いて製造された翼を備える。より具体的には、公知な翼は、複合材料が翼の表面に個別に一方方向の複数層からなる材料として積み上げられるように製造される。

10

【0004】

エンジンの動作中には、異物がエンジン内に取り込まれることがある。より詳しくは、異物がファン翼に当たると、複合材料の一部が翼から遊離し、これにより、エンジン流路内に進入し、結果的に、異物がガスタービンエンジンに損傷を与えたり、ファンブレードを曲げたり、若干傾かせてしまい、振動が増すことがある。

【0005】

異物が翼に損傷を与えたか否かを判断する少なくとも1つの公知な方法では、予定された保守期間中にガスタービンエンジンを手作業で検査するようにしている。また、異物がロータブレードに衝突したか否かを判断する他の公知な方法では、ガスタービンエンジン内に振動センサーを搭載し、動作中のガスタービンエンジンの振動レベルを監視するようにしている。より詳しくは、動作中に、例えば、複数の飛行中に、振動データをガスタービンエンジンから収集する。そして、この振動データが蓄積された振動データを、保守作業中にダウンロードし、対象物がファンブレードに衝突したか否かを決定するために分析する。

20

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

しかしながら、上述の両方法は、対象物が翼に衝突した時期を判定するのに有効ではあるが、いずれの方法も、かなり時間がかかり、このため、容易に保守コストが高くなる。例えば、損傷したファンブレードを識別するためにガスタービンエンジンを手作業で検査することは有効であるが、この作業は、一般に、かなり時間がかかってしまう。また、損傷したファンブレードを識別するために振動データを用いることも有効であるが、既存のアルゴリズムは、一般に、複数の飛行を含む長期間に亘って収集される複数のデータを必要とする。そして、この蓄積されたデータは、潜在的に損傷を受けたファンブレードを識別するために、保守期間中に分析されることになる。その結果、損傷を受けたファンブレードは、次の保守作業が来るまで、検出され得ない。

30

【課題を解決するための手段】

【0007】

本発明の一形態においては、ガスタービンエンジンを動作させる方法が提供される。本方法は、ガスタービンエンジン内に少なくとも1つのセンサーを連結し、ガスタービンエンジン内のロータ組立体の振動レベルを示す信号を送信する工程と、少なくとも1つのセンサーから送信された信号に基づいて、ロータ組立体の振動レベルを検出する工程と、検出された振動レベルを所定の振動閾値と比較する工程と、ガスタービンエンジンの衝撃事象の認識を容易にするために、検出された振動の振幅が所定の継続期間中に振幅閾値を超える場合に出力を生成する工程を含む。

40

【0008】

本発明の他の形態において、燃焼器を備えるタービンエンジン用の監視システムが提供される。監視システムは、ガスタービンエンジン内のロータ組立体の振動レベルを示す信号を送信するように構成された少なくとも1つのセンサーと、少なくとも1つのセンサーに連結され、そこから送信された信号を受信するエンジン監視ユニット(EMU)とを備

50

える。EMUは、少なくとも1つのセンサーから送信された信号に基づいてロータ組立体の振動レベルを検出し、ガスタービンエンジンの衝撃事象の認識を容易にするために、検出した振動レベルが所定の継続時間中に閾値レベルを超える場合に出力を生成するように構成される。

【0009】

本発明のさらに他の形態において、ガスタービンエンジン組立体が提供される。ガスタービンエンジン組立体は、圧縮機、燃焼器、及び圧縮機に連結されたタービンを備えるコアガスタービンエンジンと、コアガスタービンエンジンに連結されたファン組立体と、圧縮機とファン組立体のうちの少なくとも1つの振動レベルを示す信号を送信するように構成された少なくとも1つのセンサーと、少なくとも1つのセンサーに連結され、そこから送信された信号を受信するエンジン監視ユニット(EMU)とを備える。EMUは、少なくとも1つのセンサーから送信された信号に基づいて、圧縮機とファン組立体のうちの少なくとも1つの振動レベルを検出し、ガスタービンエンジンの衝撃事象の認識を容易にするために、検出された振動レベルが所定の継続期間中に閾値レベルを超える場合に出力を生成するように構成される。

【発明を実施するための最良の形態】

【0010】

図1は、例示的航空機8を示す概略図である。この航空機8は、少なくとも1つのガスタービンエンジン組立体(ガスタービンエンジン)10と、このガスタービンエンジン組立体10に連結され、本文で後述するように、ガスタービンエンジン組立体10に対して情報の受信及び/又は送信を行うように構成された少なくとも1つのエンジン監視ユニット(EMU)50とを備える。なお、図1は、単一のEMU50に連結される4つのガスタービンエンジン組立体10を図示しているが、航空機8は、任意の数のガスタービンエンジン組立体を備えるものであっても良く、各ガスタービンエンジン組立体にそれぞれ連結される1つのEMUを備えても良いことは理解されるべきである。図2は、例示的ガスタービンエンジン組立体10(図1に示した)の一部を示す断面図である。

【0011】

本例示的实施形態では、ガスタービンエンジン組立体10は、長手軸11を有し、ファン組立体12と、高圧圧縮機14、燃焼器16、及び高圧タービン18を備えるコアガスタービンエンジン13とを備える。本例示的实施形態では、ガスタービンエンジン組立体10は、低圧タービン20、及び多段昇圧圧縮機22をも備える。

【0012】

ファン組立体12は、ロータディスク26から径外方向に延びる一連のファンブレード24を備える。ガスタービンエンジン10は、吸気側28と排気側30とを有する。本例示的实施形態では、ガスタービンエンジン10は、オハイオ州、シンシナティのゼネラルエレクトリック社で入手可能なGE90ガスタービンエンジンである。ファン組立体12、昇圧機22、及び低圧タービン20は、第1のロータ軸31により合わせて連結され、高圧圧縮機14及び高圧タービン18は、第2のロータ軸32により合わせて連結される。

【0013】

動作時には、空気は、ファン組立体12を流通し、圧縮空気は、昇圧機22を通過して高圧圧縮機14に供給される。昇圧機からの排気は、高圧圧縮機14に導かれ、ここで、空気流は、さらに圧縮されて、燃焼器16に送出される。燃焼器16からの高温燃焼物(図1には示さず)を用いて、タービン18及び20を駆動し、低圧タービン20は、第1のロータ軸31によりファン組立体12及び昇圧機22を駆動するのに用いられる。ガスタービンエンジン10は、デザイン動作条件とオフデザイン動作条件との間のある範囲の動作条件で動作可能である。

【0014】

図3は、ガスタービンエンジン10に搭載され連結された例示的エンジン監視ユニット50の簡略図である。本例示的实施形態では、EMU50は、アナログ/デジタル変換器

(A/D)52を備え、ガスタービンエンジン組立体10からのアナログ信号を受信し、アナログ信号をデジタル信号に変換するように構成されている。その後、デジタル信号は、本例示的实施形態においてEMU50内に搭載された処理装置54に送信される。任意に、EMU50は、ガスタービンエンジン組立体10に対して信号を送信及び/又は受信するように構成された任意のエンジン制御部をも備え得る。このように、EMU50は、ガスタービンエンジン組立体10に又はその周辺に存在する任意の電子装置とし得るものであり、ガスタービンエンジン組立体10を制御及び/又は監視するようにプログラムされたソフトウェア及び/又はハードウェアの少なくとも1つを含む。

【0015】

より具体的には、ガスタービンエンジン10は、ガスタービンエンジン10の動作に関連する選択されたデータパラメータを検知するのに用いられる複数のデータ及び/又は監視センサーを備える。本例示的实施形態では、このようなセンサーが、ガスタービンエンジンの振動データをEMU50に提供するのに用いられる少なくとも1つの加速計62と、ガスタービンエンジン速度データをEMU50に提供するのに用いられる少なくとも1つの速度センサー64とを備え得る。本例示的实施形態では、加速計62は、ファン軸受66などのファン支持軸受に隣接して連結されてファン組立体12の振動を監視し、速度センサー64は、ファン組立体12の回転速度を監視するためにロータ軸31に近接して連結されている。

【0016】

EMU50は、A/D変換器52を介してエンジン及び航空機データセンサー62及び64から信号を受信する。処理装置54は、A/D変換器から信号を受信し、本文にて後述するように、処理装置54にプログラムされたアルゴリズムを用いて情報を分析する。

【0017】

図中では、幾つかのエンジンセンサーのみが図示されているが、ガスタービンエンジン10は、ガスタービンエンジン組立体10に搭載された多様な回転部品の各振動レベル及び/又は速度をそれぞれ検知するようにそれぞれ構成された複数のエンジンセンサーを備えることができることは、理解されるべきである。

【0018】

加えて、本文で記載した方法及び装置は、航空機における設定について記載しているが、本発明の利点は、例えば、これらに限られないが、発電所などの工業上の設定に通常用いられるシステムにおいて得られることも予想されることである。したがって、本例示的实施形態では、EMU50により収集された情報が航空機8上のEMU50に保存されるように、あるいは、その代わりに、この情報が地上施設に送信され、ローカルコンピュータ(図示せず)上にダウンロードされるように、ガスタービンエンジン組立体10及びEMU50が、航空機8などの車両に連結される。代替の実施形態では、ガスタービンエンジン組立体10及びEMU50は、発電所などの地上施設に搭載される。より具体的には、本文で記載の方法は航空機に関するが、すなわち、センサー62及び64がファン組立体12の振動及び速度を監視するように位置付けられているが、ガスタービンエンジン組立体10は、ファン組立体12を備えなくても良く、このように、センサー62及び64を用いて、例えば、高圧圧縮機14の振動レベル及び速度を監視しても良い。

【0019】

図4は、ガスタービンエンジンの異物取り込みを検出するための例示的方法100を示すフローチャートである。より具体的には、本方法100は、センサー62及び64からデータを受信し、受信した入力进行分析し、この受信した入力に基づいて異物がガスタービンエンジン組立体10内に取り込まれた時期を判定する処理装置54に搭載されるアルゴリズムとし得る。

【0020】

例えば、上述したように、異物がファンブレード24に衝突するなどのガスタービンエンジンに当たった場合に、複合材料の一部がファンブレード24から遊離し、ファンを折り曲げたり傾斜させることがある。このようなことが起こると、ファンブレードの幾何学

10

20

30

40

50

的な形状に変化が生じ、また本文で衝撃事象として称される、ファン振動が一時的に増大する結果となり、これを振動センサー62により検出し、及び/又は、ロータ軸31の回転速度の一時的変化を生じる結果となり、これを速度センサー64により検出する。このようにして、本方法100は、衝撃事象が生じた場合にほぼ同時に衝撃事象を検出するように用いられ得る。

【0021】

したがって、本方法100は、ガスタービンエンジンに連結され、処理装置52などの処理装置に信号を出力するように構成された少なくとも1つの加速計62を備えるガスタービンエンジンを動作させる工程102を含む。さらに、本方法は、処理装置52を用いて加速計の信号の振幅を決定する工程104と、決定した振幅が所定の継続期間中に所定の振幅を超える場合に出力を生成する工程106とを含む。

10

【0022】

特に、衝撃事象が生じた場合には、ファン組立体は、比較的短い継続期間に生じる振動レベルの変化を経験し得る。加えて、衝撃事象がむしろ大きい、すなわち、むしろ大きな対象物がファン組立体に当たると、ファン組立体は、速度センサー64により検出される回転速度の一時的な減少を経験し得る。このように、長期間に亘って収集された複数のガスタービンエンジンの振動データ及び回転速度データは、例えば、製造者によって分析され、衝撃事象が生じた時期を判定するのにEMU50により用いられ得る情報を生成するようになる。例えば、データ分析に基づいて、製造者は、ファン組立体の振動レベルが約3秒間の継続時間で約5ミルを超える際に衝撃事象がおそらく生じたものと判定し得る。なお、上述の所定の振動及び継続時間のレベルは、一例にすぎず、監視される特定のガスタービンエンジン組立体に適合するように変更され得ることは、理解されるべきである。そして、所定の振動及び継続時間のレベルは、情報がリアルタイムに基づいて用いられるように、EMU50にダウンロードされ保存される。

20

【0023】

例えば、動作中には、センサー62及び64は、振動及び速度データをEMU50に継続的に送信する。その後、EMUは、処理装置54に保存されたアルゴリズムを用いて受信したデータを分析する。より具体的には、処理装置52は、加速計62から受信した信号の振幅を継続的に監視し、この振幅信号を処理装置54内のデータベースに保存する。そして、振動信号の振幅を、所定の振幅、すなわち、データベース内に保存された前の知見と比較する。本例示的实施形態では、ファン振動信号の振幅が3秒より長い継続時間中に5ミルを超える場合には、EMU50は、衝撃事象が生じたという指示を生成するようにプログラム化され得る。例えば、この指示は、衝撃事象が生じたことを航空機搭乗員又は地上要員のいずれかに警告する、音声又は視覚による指示のいずれかであっても良い。

30

【0024】

さらに、衝撃事象が生じたか否かを定量化するためには、EMU50は、速度センサー64から受信したデータをも用い得る。例えば、上述したように、衝撃事象が生じると、速度センサー64により検出されるロータ軸31の回転速度の一時的な変化が生じる結果となり得る。このように、EMU50は、速度センサー64から受信した速度信号を継続して受信し、そのデータを処理装置のデータベースに保存する。その後、速度信号は、所定の速度信号、すなわち、データベース内に保存される前の知見と比較される。例えば、ファン組立体の速度が約1秒未満の継続時間で約2%分減少する場合には、EMU50は、衝撃事象が生じたという指示を生成するようにプログラム化され得る。

40

【0025】

本例示的实施形態では、振動センサー62及び速度センサー64から受け取った情報は、衝撃事象が生じた時期を判定するのにそれぞれ用いられる。任意に、振動センサー62及び速度センサー64から受け取った情報は、衝撃事象が生じた時期を判定するのに独立して用いられ得る。例えば、処理装置52は、振動センサー62又は速度センサー64のいずれかから受け取った情報に基づいて、衝撃事象が生じたという指示を生成し得る。

【0026】

50

さらに、衝撃事象が生じたか否かを定量化するためには、EMU50はまた、振動センサー62から受信したデータを用いて、ベクトルの変化が生じたか否かを判定し得る。例えば、通常動作中には、データは、ガスタービンエンジンファン組立体が約0度のベクトルで約1ミルの振動レベルにて動作していることを示し得る。しかしながら、衝撃事象は、結果的にベクトルの一時的な変化を生じ得る。例えば、衝撃事象によって、振動レベルが5ミルまで増加し、またその結果、約180度のベクトル変化が生じ得る。

【0027】

本例示的实施形態では、ベクトル情報、振動情報、及び回転速度情報は、衝撃事象が生じた時期を判定するのにそれぞれ用いられる。任意に、これら情報は、衝撃事象が生じた時期を判定するのに独立して用いられ得る。

10

【0028】

本文では、ガスタービンエンジン内での衝撃事象の生じた時期を容易に判定し得る方法及びシステムが開示されている。本例示的实施形態では、エンジン監視システム50は、センサー62及び64を用いてガスタービンエンジン10により生成されたデータを収集及び処理するためのハードウェア及びソフトウェアを含む。より具体的には、複数の飛行パラメータ、すなわち、データが、ガスタービンエンジン10に連結された複数のセンサー62及び64から得られる。本例示的实施形態では、センサー62及び64を用いて生成されたセンサーデータの全てが、少なくとも1つの飛行用に、さらに任意に複数の飛行用に、エンジン監視システム50に保存される。したがって、本例示的实施形態では、センサー62及び64は、定期的にサンプリングされるのではない。むしろ、全飛行条件中

20

【0029】

より具体的には、全飛行条件中でガスタービンエンジン10により生成された振動及び速度データが、収集され、処理され、さらに動作中に衝撃事象が生じたか否かを判定するために用いられ得る。エンジン監視システム50が、衝撃事象が生じたことを判定した場合には、この情報は、保守が飛行の最後に実施し得るように、地上局及び/又は地上勤務員に中継され得る。したがって、エンジン監視システム50は、ガスタービンエンジン10が次の動作時期までに検査及び/又は保守を必要とし得ることをリアルタイムに指示する。その結果、エンジン監視システム50によれば、有り得るエンジンの損傷を迅速且つ容易に認識する。

30

【0030】

したがって、有り得るエンジンプレードの損傷を認識する公知な方法では、エンジンを手作業で検査したり、多くの飛行時間に亘って収集されたデータを分析することに依存している。より具体的には、公知なシステムでは、異物がガスタービンエンジンに損傷を与えたか否かをほぼ瞬時に判定するようには構成されていない。むしろ、公知なシステムでは、長期間に亘る振動の傾向を監視し、これらの傾向に基づいて、この情報に基づいた保守期間中に有り得る異物による損傷についてガスタービンエンジンを検査すべきか否かを判定するよう構成されている。

40

【0031】

より具体的には、本文に記載した方法及びシステムは、ガスタービンエンジンを通常の保守期間よりもむしろ特定の飛行の終了時に検査すべきか否かを客が判定するよう構成されている。よって、客は、通常の動作を再開する前に異物による潜在的な損傷を認識することができるであろう。

【0032】

さらに、飛行中又は後に、エンジン監視システム50内に保存されたエンジンデータは、各飛行中に収集されたエンジンデータを表しており、地上要員に送信されて、ガスタービンエンジンが通常の飛行動作を再開する前にさらに保守を必要とし得ることを地上要員

50

に警告し得る。

【 0 0 3 3 】

なお、本発明は、多様な特定の実施形態で示されているが、当業者は、本発明が特許請求の範囲の要旨及び範囲内で変形して実施することができることを理解するであろう。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 3 4 】

【 図 1 】 本発明の例示的航空機を示す斜視図である。

【 図 2 】 図 1 に示した航空機で使用可能な例示的ガスタービンエンジンの一部を示す断面図である。

【 図 3 】 図 2 に示したガスタービンエンジンに連結されるエンジン監視ユニットを備える例示的システムを示す概略図である。 10

【 図 4 】 ガスタービンエンジンを動作させる例示的方法を示すフローチャートである。

【 符号の説明 】

【 0 0 3 5 】

8	航空機	
10	ガスタービンエンジン	
11	長手軸	
12	ファン組立体	
13	コアガスタービンエンジン	
14	高圧圧縮機	20
16	燃焼器	
18	高圧タービン	
20	低圧タービン	
22	昇圧機	
24	ファンブレード	
26	ロータディスク	
28	吸気側	
30	排気側	
31	軸	
32	第2のロータ軸	30
50	エンジン監視ユニット (E M U)	
52	処理装置	
54	処理装置	
62	振動センサー、又は加速計	
64	速度センサー	
66	ファン軸受	
100	方法	
102	ガスタービンエンジンに連結され信号を処理装置に出力するように構成された少なくとも1つの加速計を備えるガスタービンエンジンの動作	
104	処理装置を用いて加速計信号の振幅を決定	40
106	決定した振幅が所定の継続時間中に所定の振幅を超えた場合に出力を生成	

【図1】

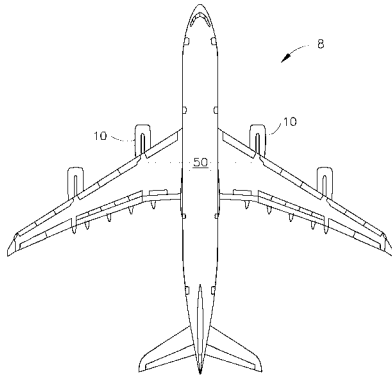


FIG. 1

【図2】

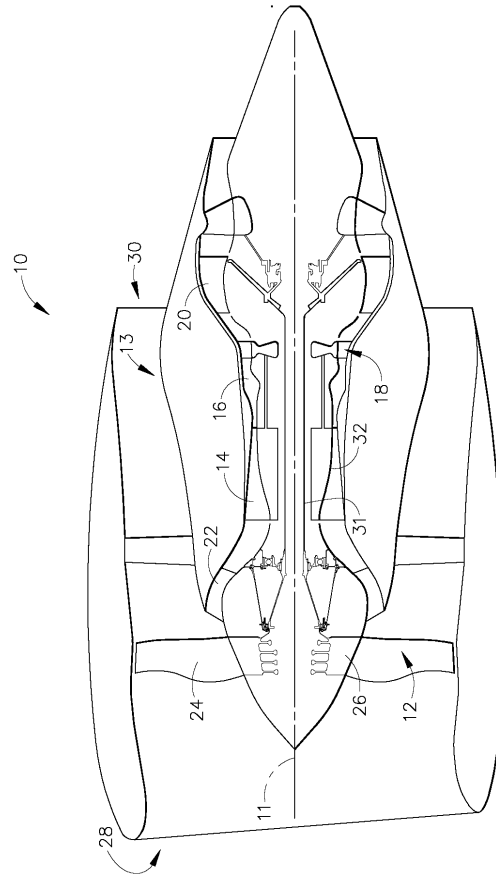


FIG. 2

【図3】

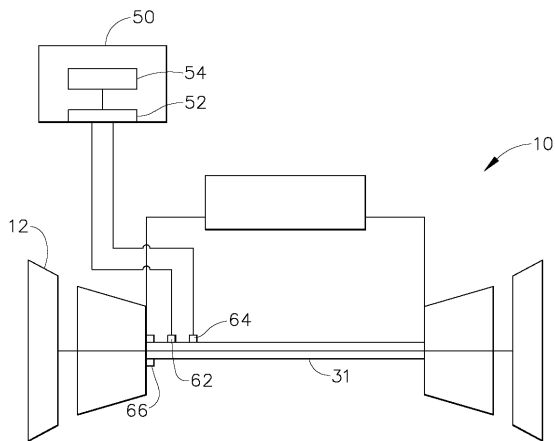


FIG. 3

【図4】

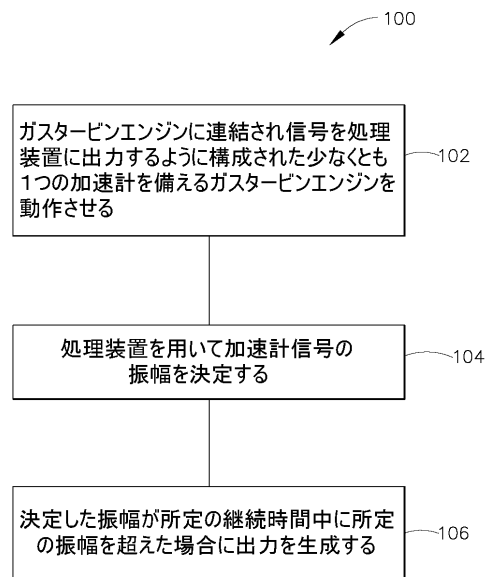


FIG. 4

フロントページの続き

(72)発明者 デイヴィッド・アレン・ブラッドフォード
アメリカ合衆国、オハイオ州、ハリソン、ローレンスバーグ・ロード、8555番

審査官 中村 則夫

(56)参考文献 特開2004-036615(JP,A)
特開平03-064630(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F02C 9/00
F01D 25/00
F02C 7/00