

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6205321号
(P6205321)

(45) 発行日 平成29年9月27日(2017.9.27)

(24) 登録日 平成29年9月8日(2017.9.8)

(51) Int.Cl.	F 1	
FO2C 7/00	(2006.01)	FO2C 7/00
B64D 41/00	(2006.01)	B64D 41/00
B64D 47/00	(2006.01)	B64D 47/00
FO1D 25/00	(2006.01)	FO1D 25/00
		FO2C 7/00

請求項の数 20 外国語出願 (全 20 頁)

(21) 出願番号	特願2014-151133 (P2014-151133)
(22) 出願日	平成26年7月24日 (2014.7.24)
(65) 公開番号	特開2015-38348 (P2015-38348A)
(43) 公開日	平成27年2月26日 (2015.2.26)
審査請求日	平成29年6月29日 (2017.6.29)
(31) 優先権主張番号	201310313840.9
(32) 優先日	平成25年7月24日 (2013.7.24)
(33) 優先権主張国	中国 (CN)

早期審査対象出願

(73) 特許権者	512162041 エア チャイナ リミテッド 中華人民共和国, 北京, シュンイ ティス トリクト, ティアンジュ エアポート イ ンダストリアル ゾーン, ゾーン エー, ティアンジュ ロード 28, ランティア ン マンション, 9階
(74) 代理人	100079108 弁理士 稲葉 良幸
(74) 代理人	100109346 弁理士 大貫 敏史
(74) 代理人	100117189 弁理士 江口 昭彦
(74) 代理人	100134120 弁理士 内藤 和彦

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 APUのタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング方法及び装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

APUのタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの故障に対するモニタリング方法であって、

ある期間内の複数の時点において APUメッセージをメッセージ取得ユニットによって取得するステップと、

前記 APUメッセージにより、少なくとも起動時間STAを含む前記 APUの運行パラメータをメッセージ解析ユニットによって取得するステップと、

前記期間内の前記起動時間STAの平均値AVG及び偏差指数をメッセージ解析ユニットによって算出するステップと、

前記偏差指数により、前記 APUのタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が、定期、退化期、又は故障期にあるかを故障モニタリングユニットによって判定するステップと、を含むモニタリング方法。

【請求項 2】

前記 APUのタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が、定期、退化期、又は故障期にあるかを判定するステップは、

前記偏差指数が退化閾値より小さいことに応答して、前記故障モニタリングユニットによって、前記 APUのタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が定期にあると判定するステップと、

前記偏差指数が前記退化閾値より大きく且つ故障閾値より小さいことに応答して、前

記故障モニタリングユニットによって、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸プロッキングの状況が退化期にあると判定するステップと、

前記偏差指数 σ が前記故障閾値より大きいことに応答して、前記故障モニタリングユニットによって、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸プロッキングの状況が故障期にあると判定するステップと、を含む、請求項 1 に記載のモニタリング方法。

【請求項 3】

前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸プロッキングの状況が安定期にある時の前記偏差指数 σ を前記故障モニタリングユニットによって確定するステップを更に含み、

前記退化閾値は、前記偏差指数 σ の約 2 倍であり、前記故障閾値は、安定した前記偏差指数 σ の約 6 倍である、請求項 2 に記載のモニタリング方法。

10

【請求項 4】

前記退化期は深刻退化期を更に含み、

深刻退化閾値は、退化閾値より大きく、故障閾値より小さいものであり、

前記偏差指数 σ が、前記深刻退化閾値より大きく且つ前記故障閾値より小さいことに応答して、前記故障モニタリングユニットによって、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸プロッキングの状況が深刻退化期にあると判定し、

前記深刻退化閾値は、安定した前記偏差指数 σ の約 4 倍である、請求項 2 に記載のモニタリング方法。

【請求項 5】

毎日 2 又は 3 の時点で測定される時に前記期間は約 5 ~ 10 日である、請求項 1 に記載のモニタリング方法。

20

【請求項 6】

前記期間内に約 10 ~ 40 の APU メッセージが取得される、請求項 1 に記載のモニタリング方法。

【請求項 7】

次の時点の前記 APU メッセージを更新することで、その時点の前記起動時間 STA をメッセージ解析ユニットによって取得するステップと、

STA_{next} が、 $AVG + n$ より大きい、又は、 $AVG - n$ より小さいことに応答して、前記故障モニタリングユニットによって、さらに次の APU に関連するメッセージにより得られた STA_{next+1} が、 $AVG + n$ より大きいか、又は、 $AVG - n$ より小さいかを判定するステップと、

30

APU に関連するメッセージにより得られた前記起動時間 STA が連続的に、 $AVG + n$ より大きい、又は、 $AVG - n$ より小さい回数が、予め設定された回数 Z を超えることに応答して、前記故障モニタリングユニットによって警告を発生させるステップと、を更に含み、

前記 n の値は制御ストラテジーによって確定される、請求項 1 に記載のモニタリング方法。

【請求項 8】

APU に関連するメッセージにより得られた前記起動時間 STA が、 $AVG + n$ と $AVG - n$ との間にあることに応答して、前記メッセージ解析ユニットによって前記起動時間 STA の平均値及び偏差指数 σ を算出し直す、請求項 7 に記載のモニタリング方法。

40

【請求項 9】

APU に関連するメッセージにより得られた前記起動時間 STA が連続的に、 $AVG + n$ より大きい、又は、 $AVG - n$ より小さい回数が、予め設定された回数 Z を超えることに応答して、前記メッセージ解析ユニットによって前記起動時間 STA の平均値及び偏差指数 σ を算出し直す、請求項 7 に記載のモニタリング方法。

【請求項 10】

前記偏差指数 σ は、前記起動時間 STA の標準偏差である、請求項 1 に記載のモニタリング方法。

【請求項 11】

50

前記 n の値は 2 又は 3 である、請求項 7 に記載のモニタリング方法。

【請求項 12】

APU に関するメッセージにより得られた前記起動時間 STA が連続的に、AVG + n より大きい、又は、AVG - n より小さい回数が、予め設定された回数 Z を超えることに応答して、前記故障モニタリングユニットによって警告を発生させるステップを更に含む、請求項 7 に記載のモニタリング方法。

【請求項 13】

前記 Z の値は 3 ~ 5 である、請求項 7 に記載のモニタリング方法。

【請求項 14】

前記方法は、

10

起動時の最高排気温度 EGTP がレッドライン温度に到達したか否かに応答して、前記故障モニタリングユニットによってタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの故障の警告を発生させるステップを更に含む、請求項 1 に記載のモニタリング方法。

【請求項 15】

前記方法は、

起動時に EGTP がそのピークにある時、APU の回転比 (NPA) が、NPA の予め設定された閾値である 35 ~ 40 % に到達すること又は近づくことに応答して、前記故障モニタリングユニットによって、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの故障の警告を発生させるステップを更に含み、

前記 NPA は、APU の正常運行時の一定の回転速度に対して APU の排気温度 (EGT) が APU の起動段階においてそのピーク値に到達した時の前記タービンの回転速度をパーセントで表す比である (% RPM / APU RPM) 、請求項 14 に記載のモニタリング方法。

20

【請求項 16】

EGTP 及び NPA の標準偏差が増大することに応答して、前記故障モニタリングユニットによってタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの故障の警告を発生させる、請求項 15 に記載のモニタリング方法。

【請求項 17】

前記方法は、

30

排気温度 EGT が前記レッドライン温度に近づく、又は、入口ガイドブレード IGV の角度に段階的突発ジャンプが発生することに応答して、前記故障モニタリングユニットによって、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの故障の警告を発生させるステップを更に含む、請求項 15 に記載のモニタリング方法。

【請求項 18】

前記方法は、

前記起動時間 STA の履歴データを前記メッセージ解析ユニットによって取得するステップと、

前記故障モニタリングユニットによって、前記起動時間 STA において、漸次上昇、漸次正常、そして分散することを示すかを判定するステップと、を更に含む、請求項 1 に記載のモニタリング方法。

40

【請求項 19】

飛行機補助動力ユニット APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの故障に対するモニタリング装置であって、

ある期間内の APU メッセージを取得するメッセージ取得ユニットと、

少なくとも起動時間 STA を含む、必要とされる APU 運行データを解析し、前記期間内の前記起動時間 STA の平均値 AVG 及び偏差指數 Z を算出するメッセージ解析ユニットと、

前記偏差指數 Z により、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が、定期、退化期、深刻退化期、又は故障期にあるかを判定する故障モニタリングユニットと、を含むモニタリング装置。

50

【請求項 20】

飛行機補助動力ユニット APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの故障に対するモニタリング装置であって、

プロセッサと、

プロセッサに接続されて、コンピュータ読み取り可能なコードを記憶するメモリと、を含み、

前記コンピュータ読み取り可能なコードは、前記プロセッサにおいて処理されて、

ある期間内の複数の時点において APU メッセージを取得するステップと、

前記 APU メッセージにより、少なくとも起動時間 STA を含む APU の運行パラメータを取得するステップと、

前記期間内の前記起動時間 STA の平均値 AVG 及び偏差指數 を算出するステップと、

前記偏差指數 により、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が、定期、退化期、又は故障期にあるかを判定するステップと、を実行する、モニタリング装置。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本発明は、飛行機部品の故障に対するモニタリングに関し、特に、飛行機補助動力手段タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング方法及び装置に関する。

【背景技術】**【0002】**

飛行機搭載補助動力ユニット APU (Airborne Auxiliary Power Unit、補助動力ユニット APU とも略称する) は、飛行機の尾部に装着される小型のタービンエンジンである。APU の主たる機能は電力とエアソースとを提供することであり、一部の APU は飛行機に付加推動力を提供することも可能である。具体的には、飛行機は地上から離陸する前に、APU により給電されてメインエンジンを起動させることで、地上の電力やエアソースなしで、飛行機を起動させることができる。地上にある間、APU は更に電力及び圧縮空気を提供して、客室や操縦室内の照明とエアコンとを確保する。飛行機が離陸する時、APU は予備用電源として用いられる。飛行機が着陸した後も、やはり APU により電力、照明やエアコンを供給される。APU の機能は、その運行の安定性が決定するとともに、飛行機の飛行コストとサービスの品質に直接関連がある。

【0003】

APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障は APU の良く見られる故障である。このような故障が発生すると、唯一の方法が APU のエンジンを交換することであるので、維持の費用が非常に高く、通常は、正常的な修理費用の 2 倍になる。前もってこのような故障を発見することができれば、維持のコストを大きく節約するとともに維持に要する周期も短縮する。本発明は、この要求に対して、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング方法を提供する。

【発明の概要】**【0004】**

従来技術の上記問題点を解決するために、本発明の一態様によると、一定時間内の複数の時点において APU メッセージを取得するステップと、前記 APU メッセージにより、少なくとも起動時間 STA を含む APU の運行パラメータを取得するステップと、前記時間内の前記起動時間 STA の平均値 AVG 及び偏差指數 を算出するステップと、前記偏差指數 により、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が定期、退化期、又は故障期にあるのかを判定するステップと、を含む、飛行機補助動力手段 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング方法を提供する。

【0005】

上記のような方法において、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が安定期、退化期、又は故障期にあるのかを判定するステップには、前記偏差指數 σ が退化閾値より小さいことに応答して、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が安定期にあると判定するステップと、前記偏差指數 σ が前記退化閾値より大きく、且つ故障閾値より小さいことに応答して、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が退化期にあると判定するステップと、及び前記偏差指數 σ が前記故障閾値より大きいことに応答して、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が故障期にあると判定するステップと、を含む。

【0006】

10

上記のような方法は、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が安定期にある時の前記偏差指數を確定するステップを更に含み、ここで、前記退化閾値は前記安定偏差指數の約 2 倍であり、故障閾値は前記安定偏差指數の約 6 倍である。

【0007】

上記のような方法において、前記退化期は深刻退化期を更に含み、深刻退化閾値は退化閾値より大きく、故障閾値より小さいものであり、前記偏差指數 σ が深刻退化閾値より大きく、且つ前記故障閾値より小さいことに応答して、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が深刻退化期にあると判定し、前記深刻退化閾値は前記安定偏差指數の約 4 倍である。

【0008】

20

上記のような方法において、前記一定時間は約 5 ~ 10 日であり、毎日 2 ~ 3 ポイントを取る。

【0009】

上記のような方法において、前記時間内に約 10 ~ 40 の APU メッセージを取得する。

【0010】

上記のような方法は、次の時点の APU メッセージを更新することで、その時点の起動時間 STA_{next} を取得するステップと、 STA_{next} が $AVG + n$ より大きい場合、又は、 $AVG - n$ より小さいことに応答して、次の APU に関連するメッセージにより得られた STA_{next+1} が $AVG + n$ より大きいか、又は、 $AVG - n$ より小さいかを判定するステップと、及び APU に関連するメッセージにより得られた起動時間 STA が連続的に $AVG + n$ より大きい、又は、 $AVG - n$ より小さい回数が予め設定された警告回数 Z を超えることに応答して、警告を発生するステップと、を更に含む。

30

【0011】

上記のような方法において、APU に関連するメッセージにより得られた起動時間 STA が $AVG + n$ と $AVG - n$ の間に介在されることに応答して、前記起動時間 STA の平均値及び偏差指數 σ を算出し直す。

【0012】

40

上記のような方法において、APU に関連するメッセージにより得られた起動時間 STA が連続的に $AVG + n$ より大きい、又は、 $AVG - n$ より小さい回数が予め設定された警告回数 Z を超えることに応答して、前記起動時間 STA の平均値及び偏差指數 σ を算出し直す。

【0013】

上記のような方法において、前記偏差指數 σ は標準偏差である。

【0014】

上記のような方法において、前記 n の値の範囲は 2 又は 3 である。

【0015】

上記のような方法は、APU に関連するメッセージにより得られた起動時間 STA が連続的に $AVG + n$ より大きい、又は、連続的に $AVG - n$ より小さい回数が予め設定

50

された警告回数 Z を超えることに応答して、警告を発生するステップを更に含む。

【0016】

上記のような方法において、前記 Z の値の範囲は 3 ~ 5 である。

【0017】

上記のような方法は、前記方法は、起動する時に、最高排気温度 EGT がレッドライン温度に到達したか否かに応答して、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障の警告を発生するステップを更に含む。

【0018】

上記のような方法は、前記方法は、起動する時に、EGT が最高のピックの時、回転比 NPA が予め設定された閾値である 35 ~ 40 % に到達又は近づくことに応答して、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障の警告を発生するステップを更に含む。 10

【0019】

上記のような方法において、EGT と NPA 標準偏差が増大することに応答して、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障の警告を発生する。

【0020】

上記のような方法において、前記方法は、排気温度 EGT がレッドラインに近づく場合、又は、入口ガイドブレード IGV の角度に段階的突発ジャンプが発生することに応答して、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障の警告を発生するステップを更に含む。

【0021】

上記のような方法は、前記方法は、起動時間 STA の履歴データを取得するステップと、及び、起動時間 STA において、漸次上昇、漸次正常、そして分散することが発生されたかを判定するステップと、を更に含む。 20

【0022】

本発明の更なる一態様によると、一定時間内の APU メッセージを取得するメッセージ取得手段と、少なくとも起動時間 STA を含む、所望の APU 運行データを解析して得るメッセージ解析手段と、前記 APU 運行データにより、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が安定期、退化期、深刻退化期、又は故障期にあるのかを判定する故障モニタリング手段と、を含む飛行機補助動力手段 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング装置を提供する。 30

【0023】

本発明の更なる一態様によると、プロセッサと、プロセッサに接続して、コンピュータ読み取り可能なコードを記憶しておくメモリと、を含み、前記コンピュータ読み取り可能なコードは、前記プロセッサにおいて実行されて、一定時間内の複数の時点において APU メッセージを取得するステップと、前記 APU メッセージにより、少なくとも起動時間 STA を含む APU の運行パラメータを取得するステップと、前記時間内の前記起動時間 STA の平均値 AVG 及び偏差指數 σ を算出するステップと、及び前記偏差指數 σ により、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が安定期、退化期、又は故障期にあるのかを判定するステップと、を実行する飛行機補助動力手段 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング装置を提供する。 40

【図面の簡単な説明】

【0024】

以下、本発明の好ましい実施形態について、図面を参照してより詳しく説明する。

【図 1】本発明の一実施例による飛行機の APU の構成模式図である。

【図 2】本発明の一実施例による入口ガイドブレードユニットの構成模式図である。

【図 3】本発明の一実施例によるタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングによる APU 性能の変化のグラフである。

【図 4】エアバス社の A13 メッセージの一例である。

【図 5】本発明の一実施例による APU タービン及び回転軸ブロッキングのモニタリング方法のフローチャートである。 50

【図6】本発明の別の一実施例によるAPUタービン及び回転軸ブロッキングのモニタリング方法のフローチャートである。

【図7】本発明の別の一実施例によるAPUタービン及び回転軸ブロッキングのモニタリング方法のフローチャートである。

【図8】本発明の一実施例によるAPUタービン及び回転軸ブロッキングが発生する時のデータ統計図である。

【図9】図8に示す実施例においてのAPUの別のパラメータのデータ統計図である。

【図10】本発明の別の一実施例によるタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障のデータ統計図である。

【図11】図10に示す実施例においてのAPUの別のパラメータのデータ統計図である 10。

【図12】本発明の別の一実施例によるタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障のデータ統計図である。

【図13】本発明の一実施例による飛行機補助動力手段APUのタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障のモニタリング装置である。

【発明を実施するための形態】

【0025】

以下、本発明の実施例の目的、技術案及び利点が明らかになるように、本発明の実施例の図面を参照して、本発明の実施例の技術案を以下に十分に説明する。説明される実施例は本発明の一部の実施例であり、すべての実施例ではないことは言うまでもない。本発明の実施例に基づいて、当業者が創造性の働きなしで獲得したその他のすべての実施例は本発明の範囲に属すべきである。 20

【0026】

以下の説明において、本願の一部として本願の特定的な実施例を説明するための図面を参照することができる。図面において、同様の符号は異なる図面に標記されても、大体類似なユニットを表す。以下の説明において、当業者が本願の技術案を実施できるように、本願の各特定的な実施例に対して十分に説明している。別の一実施例を利用したり、本願の実施例に対して構造的、論理的又は電気的変更を行なったりすることができることはいうまでもない。

【0027】

図1は、本発明の一実施例による飛行機のAPUの構成模式図である。図示されたように、飛行機のAPUは、主にパワー部分100、ロード部分200、及び付加装置部分300を含む。ここで、パワー部分100は、主にパワーコンプレッサ110、タービンユニット120、排気ユニット130などを含む。ロード部分200は、主にロードコンプレッサ210を含む。付加装置部分300は、主に付加ギアボックス310、始動機320、及び発電機330などを含む。 30

【0028】

図1及び図2を参照すると、空気進入経路から進入した気流は二股に分岐される。その中の一方はパワーコンプレッサ110とタービンユニット120に入り、主にAPUを回転させるのに用いられ、その後、気流は排気ユニット130から排出される。他方の気流はロードコンプレッサ210に入り、この部分の気流はロードコンプレッサに加圧されて、専ら飛行機のエンジンに用いられる圧縮空気を生成するのに用いられる。APUのローターの回転速度は一定であるため、この股の気流の入口に流量調節バルブ、つまり、入口ガイドブレードIGVが設けられており、それは飛行機の圧縮空気に対する要求に応じて、実時間的にガイドブレードの開度を調節することで、ロードコンプレッサに入る空気の量を制御する。 40

【0029】

図2は、本発明の一実施例による入口ガイドブレードユニット220の構成模式図である。図示されたように、入口ガイドブレードユニットは大体円盤形状をなす。円盤の底部に近づく側面には、複数の入口ガイドブレードIGV221が設けられている。複数の入 50

ロガイドブレード IGV は、制御により、異なる角度で開くことで、ロードコンプレッサに入る空気の量を調節することができる。

【0030】

図3は、タービン及び回転軸のブロッキング故障によるAPU性能の変化のグラフである。図面から分かるように、APUの使用前期と中期において、APUのタービンブレードには引っ張り歪みやクラックが発生しておらず、APUの性能は比較的安定であり、安定期にある。使用時間の増加に伴って、飛行機のAPU性能は漸次退化するので、退化指数も漸次増加する。APU使用の後期においては、APUのタービンブレードに引っ張り歪みとクラックが発生されている。この現象が発生されると、APUの性能が退化期に入ったことを意味する。ある閾値を超えると、APUの性能は故障期に入り、APUは随時に故障が発生可能である。APUが故障期に入った後、APUの使用に影響を及ぼし、サービスの品質と飛行安全にも不利な結果を招き、また、計画されていない維持を発生しやすく、航空便の延期とキャンセルを招くことがある。APUのタービンは一度退化期に入った後、その退化指数は速く増加するため、APUのタービンが退化期に入っているかをモニタリングすることは特に重要である。

10

【0031】

従来の技術において、まだタービン及び回転軸のブロッキング故障によるAPUの性能が退化期に入っているのかをモニタリングする手段は提供されていない。本発明のある実施例はこのようなモニタリングを実現できる。退化期に対するモニタリングは次のような利点を持つ。まず、APUが退化期にある時、故障の発生する確率はやはり非常に低い。この間に、飛行機に対して修理を行うことを選択すると、飛行安全とサービスの品質は保証できる。次に、APUが退化期に入った後、航空会社は適切な時期に飛行機の修理を行うことで、計画されていない維持を避けて、飛行機の延期を減少することができる。また、固定された期限に従って修理を行うことによる点検費用の浪費を避けることもできる。もちろん、本発明の実施例は故障期に対するモニタリングにも適用できる。

20

【0032】

APUのタービン及び回転軸のブロッキング故障に対するモニタリングを実現するためには、飛行機のモニタリングにおける数多くのデータのうち、適切なモニタリングデータの類型を選択する必要がある。多数の種類のモニタリングデータはいろんな要素の影響を受け、また、モニタリング方法が確実に有効であるように、警告の誤起動率を低いレベルに維持することも考えなければならない。多年間の経験を持つベテランにとっても、適切なモニタリングデータを選択することは困難である。

30

【0033】

本発明の一実施例によると、起動時間STA、APU起動段階における最高排気温度EGTP、及び最高温の回転比NPAの3つのAPU運行パラメータを単独或は組み合わせて判断することで、タービンブレード断続及び回転軸ブロッキング故障を判定する。ここで、NPAは、APUの起動段階において、APUの排気温度EGTがピックに到達した時のタービンの回転速度とAPU正常運行の時の一定の回転速度のパーセントで表す比(%、RPM/APU RPM)である。NPAはタービンブレードの効率を反映することができる。

40

【0034】

APUは小型のタービンエンジンであるため、APUの性能と効率は、回転部材とシェールとの間のギャップのサイズの影響を大きく受ける。その中でも、タービンとタービンクランクケースとの間のギャップは特に重要である。タービンとタービンクランクケースとの間のギャップが大きすぎると、気体の損失が多すぎて、APUの効率を低下させる。タービンとタービンクランクケースとの間のギャップが小さすぎると、傷つきやすくなる。

【0035】

本願の発明者は、タービンブレードが長時間にかけて熱ストレスと遠心力の影響を受けて、ブレードの素材のアブレーションやブレードの素材の脱落などが発生しやすいことを

50

見出した。ブレードの変化は、タービンのローターを非平衡に回転させ、つまり、偏心回転させることにより、タービン軸に湾曲が発生する。このようなタービン軸の湾曲は逆転不可能である。タービン軸の湾曲はタービンブレードとクランクケースの摩擦を招来してブレードにクラックを発生させる。このような現象が発生すると、使用時間に伴って、この過程は漸次激しくなる。ブレードの素材の脱落は速くなり、ブレードのクラックは広がり、磨耗は拡大される。

【0036】

前述したことが発生した後、約300～400時間飛行した後、ブレードの断裂、ベアリングの磨耗、金属屑の発生及びAPUに自動的な停車などが発生する。APUのタービンブレードの断裂は回転軸のプロッキングを招いて、APU内部に損傷を発生させ、APU停車のレポートの後は温度超過、故障コード098が表示されるとともに、FUEL CTL UNIT (8022KM)、GEN SCAV FILTER (8069KM) / AND LUBE FILTER (8076KM)の情報が表示され、更に検査を行うと、マグネットプラグには金属屑が存在し、潤滑油フィルター8076KM圧力差インジケーターが飛び出し、起動モーター磨耗インジケーターが飛び出し、起動の時はAPUに騒音が発生される。この時は、もう遅くなり、航空便の延期と緊急維持補修は避けられなくなる。また、維持の費用も非常に高くなる。

【0037】

タービンが高温の環境で高速で回転すると、熱ストレスと遠心力の作用により、タービン軸には湾曲が発生されて、タービンブレードとタービンクランクケースとの間のスクラッチの発生を招来する。このようなスクラッチが発生すると、APUの効率は低下され、起動時間STAは変化する。スクラッチの影響を受けることにより、起動時間は長くなり、STAのモニタリングデータにはハイポイントが現れる。

【0038】

しかし、APUのタービン軸の湾曲の退化過程は比較的長く、発明者は、外部の温度が-50～600である場合には、タービンブレードとタービンクランクケースとの膨張係数の違いにより、タービンブレードとタービンクランクケースとの間のギャップが外部温度の変化に伴って変化することがあることを発見した。外部の温度が高くなると、タービンブレードとクランクケースとの間のギャップは小さくなり、外部の温度が低くなると、タービンブレードとクランクケースとの間のギャップは大きくなる。外部温度の変化に伴い、起動時間STAは一定時間経過した後再び正常の値の範囲に戻る。続いて、タービンブレードの素材の損失により、タービン軸の湾曲は激しくなり、タービンブレードとタービンクランクケースとの間のスクラッチの確率も増大されることがある。それに、外部温度の上昇も一定の影響を及ぼして、最後に、起動時間STAにはハイポイントが現れるとともに分散される。一般的には、起動時間STAは非常に安定であるので、全体から見ると、起動時間STAの変化は一定の法則を見せる。即ち、ハイポイントが現れてから正常に復帰し、再びハイポイントが現れるとともに分散される。これは、APUのタービンブレード断裂及び回転軸プロッキング故障の代表的な特徴の一つである。

【0039】

同時に、前述した過程において、燃料の燃焼の効率もこれに応じて低下される。APUが動作する間、回転速度は一定であるので、同じトルクを出力するには、その燃焼によるパワーを増大しなければならない。つまり、提供される燃料オイルの量を増大することにより、効率の低下によるパワーの損失を補う必要がある。しかし、効率が低下すると、廃熱の増加を起こす。つまり、燃料オイルの消費量が増大するに対して、出力パワーは変化しない現象が発生する。余裕のこの部分の熱は排気とともに空気中に排出されて、排気温度の増加を招来する。従って、APUの起動段階においての最高排気温度EGTPは、タービンブレードの空気動力効率の低下に伴って漸次上昇し、最終的には排気保護温度(つまり、レッドライン値、約850である)に達する。

【0040】

このパラメータNPAについては、タービン軸の湾曲とブレードのアブレーション及び

摩擦による損傷はタービンの効率を低下させ、タービンブレードの空気動力効率の低下に従って、NPAは漸次低下される。

【0041】

本発明の一実施例によると、排気温度EGT、NPA、STAの標準偏差をタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングを判定する効率的なパラメータとしてもよい。本発明の一実施例によると、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障が発生する時、EGT及びNPAの標準偏差は30～50%増加する。

【0042】

一般的には、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングが発生すると、EGTはレッドラインに近づき、IGVを大きく調節することにより、ロードを減少させ、及び回転軸の非平衡によるSTAの不安定のため、STAの値には分散が発生する。ここで、EGTレッドライン値は、APUの運行において許可される極値を反映する。例を挙げると、GTC P 131-9A型のAPUにとって、EGTのレッドライン値は640であって、海面50度の補正を行った後、EGTのレッドライン値は690であり、STAの標準偏差は4であり、NPAは40である。APS 3200型のAPUにとって、EGTのレッドライン値は645であって、海面50度の補正を行った後、EGTのレッドライン値は680であり、STAの標準偏差は10であり、NPAは32である。

10

【0043】

更に、排気温度EGTがレッドライン値に達した後、APUの制御策略により、それ以上の上昇は許可されない。このような場合、APUの回転速度を一定にするには、出力されるトルクを減少しなければならない。つまり、ロードを減少しなければならない。前述したように、入口ガイドブレードIGVが異なる角度で開けることにより、ロードコンプレッサに入る空気の量を調節する。従って、この時APUは入口ガイドブレードIGVの角度を大きく調節することにより、ロードコンプレッサに入る空気の量を減少させ、メインエンジンに対する空気の提供も減少させる。従って、ガイドブレードIGVの角度も対応的に変化される。このため、本発明の実施例において、IGVの角度でAPUの性能の良さを表すことができる。GTC P 131-9A型のIGVのレッドラインは85度であり、APS 3200型のIGVのレッドラインは15度である。

20

【0044】

しかしながら、ある特定の状況において、タービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングが発生すると、EGTが低下することがある。この時はより危険になる。これは、この時、タービンブレードにはもう変位や拡張が発生された可能性があり、タービン分レートとクランクケースとの間の間隔が小さすぎて、タービンの効率が向上される。しかし、タービンブレードはクランクケースとより摩擦しやすくなつて、ブレードを断裂させるからである。この際、APUにおいては、温度超過が発生しなく、逆に、EGT温度は低下される状況が発生することがある。タービンが損傷されるという状況は約200時間ほど非常に小さい時間しか維持されないので、APUにおいて、タービンブレード断裂が発生してAPUの深刻な損傷を招来し、又は、回転軸ブロッキングにより停車を起こす可能性は極めて大きい。

30

【0045】

従って、APUに関連する多数のデータのうち、起動時間STA、起動時最高排気温度EGTP、NPA、排気温度EGT補正值、及びIGVを選択して、APUのタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリングを実現する。

40

【0046】

多くの方法は、起動時間STA、起動時最高排気温度EGTP、NPA、排気温度EGT補正值、及びIGVこれらのAPUの運行パラメータを取得するのに用いられることができる。例えば、飛行機のブラックボックスやデジタル式飛行データインターフェースユニットDFDIUに記憶されているデータにより、上記データを取得することができる。

【0047】

飛行機のメーカーにより提供されるデータシステムによっても、上記のデータを便利に

50

取得することができ、地上においての実時間的なモニタリングを実現できる。例えば、エアバスのAircraft Condition Monitoring System (A C M S) システム及びボーイング社のAircraft Heath Monitor (A H M) システムは、いずれも飛行機の運行データに対して実時間的なモニタリングを行うことができ、且つ、一定の触発条件を満たす時、一連のデータ情報を含むメッセージを自動的に生成することができる。

【 0 0 4 8 】

本発明の一実施例によると、A P U に関する運行データは、飛行機データシステム（例えば、A C M S 又はA H M システム）により取得されて、生成された関連メッセージに反映することができる。また、この類型のメッセージ情報は飛行機通信アドレッシング及びレポートシステム（A C A R S : Aircraft Communication Addressing and Reporting System）を介して地上へ送信されて、更に異なる航空会社のサーバーへ転送することができる。本発明の一実施例によると、A P U メッセージも航空通信網（A T N : Aviation Telecommunication Network）の通信装置やシステムによって送信されてもよい。もちろん、メッセージ送信の方式は人工的方式による高いコストと人為的なミスを避けることもできる。

【 0 0 4 9 】

本発明の一実施例によると、A P U に関するメッセージによりモニタリングされるデータにより、本発明のA P U のターピンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリングを実現している。このようなA P U メッセージの一例としては、例えば、エアバス社のA 1 3 メッセージ、つまり、（A P U M E S / I D L E R E P O R T ）又はボーイング社のA P U メッセージが挙げられる。以下の実施例において、エアバス社のA 1 3 メッセージを例にして説明する。ボーイング社のA P U メッセージの処理もこれと類似である。

【 0 0 5 0 】

図4は、エアバス社のA 1 3 メッセージの一例である。図示されたように、A 1 3 メッセージには、それぞれ、主にメッセージヘッド、A P U 履歴情報、飛行機のエンジンを起動させる運行パラメータ、及びA P U 起動パラメータの4つの部分が含まれている。

【 0 0 5 1 】

メッセージヘッドはC C 及びC 1 段からなり、主に、飛行機の航空便の情報、メッセージが生成された航路段階、空気バルブ状態、総温度（つまり、外部温度）などの情報が含まれている。A P U 履歴情報はE 1 段からなり、A P U 番号、運行時間及びサイクルなどの情報が含まれている。飛行機のエンジンを起動させる運行パラメータはN 1 ~ S 3 段からなり、ここで、N 1 及びS 1 は第1の飛行機エンジンを起動させる時の運行状況を表し、N 2 及びS 2 は第2の飛行機エンジンを起動させる時の運行状況を表し、N 3 及びS 3 はA P U がエンジンの起動を完了した後のA P U の低速運行の時の状況を表す。

【 0 0 5 2 】

図4から分かるように、起動時間S T A 、排気温度E G T A 、入口ガイドブレードI G V の角度及びピックE G T 回転速度これらのA P U 運行パラメータはいずれも従来のA 1 3 号メッセージに含まれている。このため、このメッセージから取得したデータを利用して、本発明のA P U ターピンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障に対するモニタリングを実現することができる。

【 0 0 5 3 】

図5は、本発明の一実施例によるA P U のターピンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障に対するモニタリング方法のフローチャートである。図5の実施例においては、起動時間S T A パラメータのみを採用している。図示されたように、A P U のターピンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障に対するモニタリング方法5 0 0 0において、ステップ5 1 0 0において、飛行機のA P U の一定時間内の運行データを取得する。この運行データは起動時間S T A を含むが、これに限定されない。

【 0 0 5 4 】

本発明の一実施例によると、ステップ5 1 0 0において必要とする情報はA P U メッセ

10

20

30

40

50

ージから取得することができる。例えば、国際航空電信グループSITA網コントロールセンターや中国民用航空データ通信会社ADCC網コントロールセンターにおいては、遠隔で実時間的に飛行機APUの運行状態のメッセージを取得することができ、メッセージデコーダーにより、上記の飛行機APUの運行状態のメッセージを復号して、所望の飛行機APUの運行情報を得ることができる。

【0055】

ステップ5200において、この一定時間内の起動時間STAの平均値AVG及び偏差を算出する。ステップ5300において、ステップ5200で得られた偏差が故障閾値を超えるかを判定する。故障閾値を超えると、ステップ5310において、故障警告を出力する。

10

【0056】

ステップ5300での判定結果が“NO”である場合は、ステップ5400において、ステップ5200にて得られた偏差が深刻退化閾値を超えるかを比較する。深刻退化閾値を超えると、ステップ5410において、深刻退化警告を出力する。

【0057】

ステップ5400での判定結果が“NO”である場合は、ステップ5500において、ステップ5200に出得られた偏差が退化閾値を超えるかを比較する。退化閾値を超えると、ステップ5510において、退化警告を出力する。

20

【0058】

異なるAPUに対して、各閾値の値は少々異なっている。本発明の別の実施例によると、その型のAPUが安定期にある時の波動率を取得することで、その後安定期の波動率を基準として、更に別の時期の閾値を推定することができる。例えば、本発明の一実施例によると、退化閾値は安定期の波動率の約2倍であり、深刻退化閾値は安定期の波動率の約4倍であり、故障期閾値は安定期の波動率の約6倍である。

【0059】

上記の方法により、この間にAPUの起動時間STAに分散が発生されたかを判断することができ、APUのタービンブレード断裂及びクランクケース故障に対するモニタリングを推定することができる。

【0060】

新たなAPU運行状態データが生成された後、新たに生成されたAPU運行データを利用して、期間を一定に保ちながら、APUのタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障に対するモニタリング方法5000を繰り返して実行することにより、APUのタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障に対して実時間的にモニタリングすることができる。

30

【0061】

このような一つの一定の時間内において常に更新されるデータを使用して変化のトレンドを解析する方法は移動窓法とも言われる。移動窓の大きさ、つまり、計算の範囲に含まれるデータポイントの数Mの選択は多くの要素によって決められる。これらの要素には、例えば、測定時間の間隔及び制御策略などが挙げられる。移動窓が小さいほど、データの波動率は正常波動の影響を受けやすく、過多の誤警告が発生されて、本発明の効果に悪影響を及ぼす。移動窓が大きすぎると、変化のトレンドをより正確に反映できるが、本発明の時間効率性は低下されて、適時的で正確に警告情報を出力することはできない。従って、本発明に対して、移動窓の大きさは重要な影響を及ぼす。本発明の一実施例によると、毎日2~3ポイントを測定することを前提にすると、Mの値は約30である。本発明の別の実施例によると、毎日2ポイント以下のポイントを測定することを前提にすると、Mの値は約20である。

40

【0062】

本発明の一実施例によると、一定時間内で警告が集中的に発生した後正常に復帰し、再び集中的に警告が発生してから、また正常に復帰することが発生された場合は、APUにAPUタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障が発生されたと判断する。集中

50

的に警告が発生するとは、3回以上の連続的警告又は間隔が一回を超えない警告を含む。

【0063】

本発明の一実施例によると、起動時間STAの履歴データから、前のSTAデータの変化トレンドに漸次上昇してからまた漸次正常に復帰する過程が発生されたかを確定する。本発明の一実施例によると、半年以内のSTAの履歴データを取得する。本発明の別の一実施例によると、一年以内のSTAの履歴データを取得する。

【0064】

図6は、本発明の別の一実施例によるAPUのタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障に対するモニタリング方法のフローチャートである。図6に示された実施例においても、起動時間STAこの1つのパラメータのみを採用している。図6と図5の実施例の相違する点は、STAの分散に対するアルゴリズムにある。図6の方法によると、より早くSTAの分散を発見することができるが、誤警告が発生しやすい。図5と図6の実施例の方法を組み合わせて使用してもよい。

10

【0065】

図示されたように、このAPUのタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障に対するモニタリング方法6000において、図5の実施例と類似に、ステップ6100において、飛行機のAPUのある動作期間においての運行データ、例えば、起動時間STAを取得する。

【0066】

本発明の一実施例によると、ステップ6100において、必要とする情報はステップ5100においての方式と類似な方式で取得することができる。

20

【0067】

ステップ6200において、前のM個の起動時間STAを取り、その平均値AVG及び偏差₁を求める。前の一定の数のポイントの平均及び偏差を求めるのは、次のポイントの判断のために変動範囲を設定するためであるが、ノイズポイントの可能性がある値は除去する必要がある。後に記述されるように、1つのカウンタは、変動が予め設定された範囲を超える偏差ポイントを記録するのに用いられ、偏差ポイントが連続的現れる回数が警告の数に達していない場合は、これらの偏差ポイントは平均及び偏差の算出のためのサンプルの範囲に入れない。本発明の一実施例によると、Mの値は20である。

30

【0068】

ステップ6300において、前のステップで求められた偏差₁が故障閾値を超えるのかを判定する。故障閾値を超えると、ステップ6310において、故障警告を出力する。

【0069】

ステップ6300での判定が“NO”である場合は、ステップ6400に移動し、ステップ6200に出得られた偏差₁が深刻退化閾値を超えるかを比較する。深刻退化閾値を超えると、ステップ6410において、深刻退化警告を出力する。

【0070】

ステップ6400での判定結果が“NO”である場合は、ステップ6500に移動し、ステップ6200にて得られた偏差₁が退化閾値を超えるかを比較する。退化閾値を超えると、ステップ6510において、退化警告を出力する。

40

【0071】

ステップ6500での判定結果が“NO”である場合は、ステップ6600に移動し、カウンタをクリアする。これは、前の判断により、偏差ポイントは既に中断されており、連続的な偏差ポイントの数を算出しようとするには、カウンタをクリアして、カウントし直すことが必要するからである。

【0072】

ステップ6700において、次の時点に対応する起動時間STAがAVG+nより大きいのか又はAVG-nより小さいのかを判定する。ここで、nの値は制御策略により決定される。nの値が比較的高い場合は、突発的に変化するポイントに対する制御は比較的ルースである。このようにすると、誤警告を減少できるが、警告を漏れるリスクがある

50

。 n の値が比較的低い場合は、突発的に変化するポイントに対する制御はタイトである。こうすると、警告漏れを避けることはできるが、比較的頻度の高い警告に面することがある。一般的には、 n の値は 1 ~ 5 である。本発明の一実施例によると、 n の値は 3 である。

【0073】

ステップ 6700 での判断が “YES” である場合は、ステップ 6710 に移動し、カウンタに 1 を加算する。次に、ステップ 6720 において、ハイバリューカウンタが予め設定された警告の数と等しいのかを判定する。判定結果が “NO” である時、ステップ 6700 に戻る。判定結果が “YES” である時、予め設定された正常波動範囲を超える、連続的に予め設定された警告の数に達する起動時間 STA が存在することを意味し、この場合は、ステップ 6730 に移動して、突発的变化の警告を出力する。

【0074】

本発明の一実施例によると、単独的な 1 回の温度の突発的变化はいろんな要素から招来されるため、連続的に一定の数を超える場合のみ警告を出力して、誤警告を排除する。前記予め設定された警告の数の値は制御策略と関係があり、一般的には、2 ~ 5 である。

【0075】

ステップ 6800 においては、カウンタをクリアする。これは、連続的な偏差ポイントの数が予め設定された警告の数に達する時、偏差ポイントの出現はもう偶然的な現象ではないので、ノイズポイントとして排除されなければいけないからである。この時、カウンタをクリアして、次のサイクルがステップ 6200 に移動された時に、これらの偏差ポイントを保留し、参照サンプルに含ませる。このステップが完了してから、ステップ 6100 に戻る。

【0076】

本発明の一実施例によると、起動時間 STA の履歴データから、前の STA データの変化トレンドに漸次上昇してから漸次正常に復帰する過程が発生されたかを確定する。本発明の一実施例によると、半年以内の STA の履歴データを取得する。本発明の別の実施例によると、一年以内の STA の履歴データを取得する。

【0077】

図 7 は、本発明の別の実施例による APU のタービンブレード断続及びクランクケースプロッキング故障に対するモニタリング方法のフローチャートである。図 7 に示された実施例において、起動時間 STA、排気温度 EGT、入口ガイドブレード IGV の角度及び NPA を用いる。

【0078】

図示されたように、この APU のタービンブレード断続及びクランクケースプロッキング故障に対するモニタリング方法 7000 は、ステップ 7100 において、起動時間 STA、排気温度 EGT、入口ガイドブレード IGV の角度及び EGT ピックの時の温度及び回転速度などの飛行機の APU 運行の情報を取得する。図 5 及び図 6 の実施例において起動時間 STA を取得する方法は、排気温度 EGT、入口ガイドブレード IGV の角度及び EGT ピックの時の温度及び回転速度の取得に適用されてもよい。

【0079】

ステップ 7200 において、起動時間 STA に分散が発生したと判定する。図 5 及び図 6 の実施例には、STA に分散が発生したかを判定する方法が含まれている。これらの方法は、ステップ 7200 に適用されて起動時間 STA に分散が発生したかを判定できる。

【0080】

ステップ 7300 において、起動する時の最高排気温度 EGT がレッドライン値に接近又は達したかを判定する。これは、効率が低下された場合に、出力パワーを維持するために、APU が噴油量を上昇させたことを意味する。

【0081】

ステップ 7400 において、NPA を算出するとともに、NPA が予め設定された閾値まで低下されたかを判断する。本発明の一実施例によると、予め設定された閾値は約 35

10

20

30

40

50

~ 4 0 %である。

【 0 0 8 2 】

ステップ 7500において、排気温度 E G T P がレッドライン値に接近又は達し、且つ、N P A が予め設定された閾値まで低下されると、タービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障が発生されたと確定する。

【 0 0 8 3 】

本発明の一実施例によると、更に、E G T 及び I G V を利用して、タービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障が発生されたかを判断できる。ステップ 7600において、排気温度 E G T がレッドライン値に接近又は達したか、或は、I G V 角度の増大や突発的变化があるかを判断する。これは、排気温度 E G T がレッドライン値に達して、A P U に I G V 角度を増大させて出力トルクを低減することにより一定の回転速度を保証するようとする。

【 0 0 8 4 】

図 8 は、本発明の一実施例によるタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障の一例である。ここで、菱形のマークは A P U を交替したことを意味する。図 8 から分かるように、起動時間 S T A には、実線により示されたような漸次上昇と、破線により示されたような漸次回復、及び最終の菱形のマークにより示されたような分散状態になる。図 8 においては、起動時の最高排気温度 E G T P はレッドライン値 840 に近づいており、N P A は予め設定された閾値である 35 %に接近、ひいては閾値を超えている。

【 0 0 8 5 】

図 9 は、図 8 に示す実施例においての A P U の別のパラメータの状態である。図 9 に示されたように、E G T A はレッドライン値に近づいており、I G V には上向けの突発的な変化が発生されている。

【 0 0 8 6 】

図 10 は、本発明の別一の実施例によるタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障の一例である。ここで、菱形のマークは A P U を交替したことを意味する。図 10 から分かるように、起動時間 S T A は同様に分散が発生されており、起動の時の最高排気温度 E G T P はレッドライン値 840 に近づいており、N P A は予め設定された閾値である 40 %に近づいている。

【 0 0 8 7 】

図 11 は、図 10 に示す実施例においての A P U の別のパラメータの状態である。図 11 に示されたように、E G T A はレッドライン値に近づかないばかりではなく、低下されている。I G V も調整されていない。しかし、実の状況は、この A P U には深刻な A P U のタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障が発生されている。

【 0 0 8 8 】

図 12 は、本発明の別の実施例によるタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障の一例である。図 12 においては、起動時間 S T A が漸次上昇してから漸次よくなり、再び漸次上昇してから再びよくなり、そして、速く分散されて、最終的には交替される過程をより詳しく示している。図 12 の実施例は S T A の変化の長期的な法則を反映しており、A P U のタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障の判断においての S T A の履歴データの役割を説明している。これは、A P U のタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障を A P U の他の故障から区別するのに有利である。

【 0 0 8 9 】

図 13 は、本発明の一実施例による飛行機補助動力手段 A P U のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング装置である。図 13 に示されたように、飛行機補助動力手段 A P U のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング装置 1300 は、一定時間内の A P U メッセージを取得するメッセージ取得手段 1301 と、少なくとも起動時間 S T A を含む、需要する A P U 運行データを解析して得るメッセージ解析手段 1302 と、前記 A P U 運行データにより、前記 A P U のタ

10

20

30

40

50

一ビンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が安定期、退化期、深刻退化期、又は故障期にあるのかを判定する故障モニタリング手段 1303 と、を含む。

【0090】

本発明の一実施例によると、飛行機補助動力手段 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキング故障に対するモニタリング装置は、プロセッサと、プロセッサに接続して、コンピュータ読み取り可能なコードを記憶しておくメモリと、を含み、前記コンピュータ読み取り可能なコードは、前記プロセッサにおいて運行されて以下のステップ、つまり、一定時間内の複数の時点においての APU メッセージを取得するステップと、前記 APU メッセージにより、少なくとも起動時間 STA を含む APU の運行パラメータを取得するステップと、前記時間内の前記起動時間 STA の平均値 AVG 及び偏差指数 を算出するステップと、及び前記偏差指数 により、前記 APU のタービンブレード断裂及び回転軸ブロッキングの状況が安定期、退化期、又は故障期にあるかを確定するステップと、を実行する。

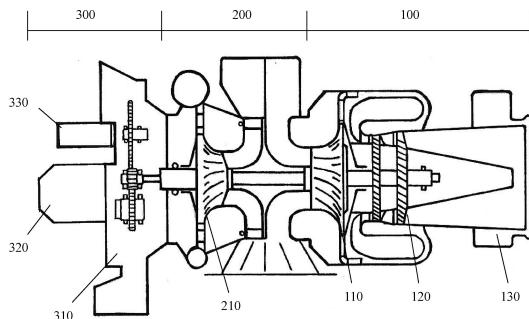
【0091】

本発明の APU のタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障に対するモニタリング方法及び装置によると、APU に停車などの深刻な状況が発生する前に APU のタービンブレード断裂及びクランクケースブロッキング故障を発見して、交替することができる。このようにすると、大量の維持費用と在庫の費用を節約するとともに、維持の周期を短縮することができる。

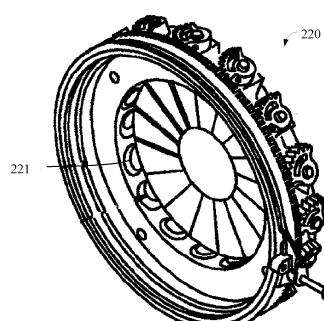
【0092】

上記の実施例はただ本発明の説明するためのものであり、本発明を限定するためのものではない。当業者は、本発明の範囲を脱出しない範囲で、いろんな変化と変形を行うことができる。従って、全ての等価的な技術案も本発明の開示された範囲に属するべきである。

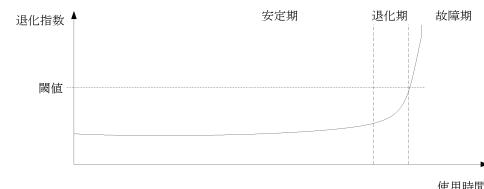
【図 1】



【図 2】



【図 3】

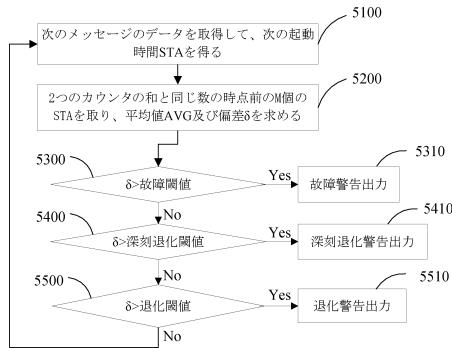


【図 4】

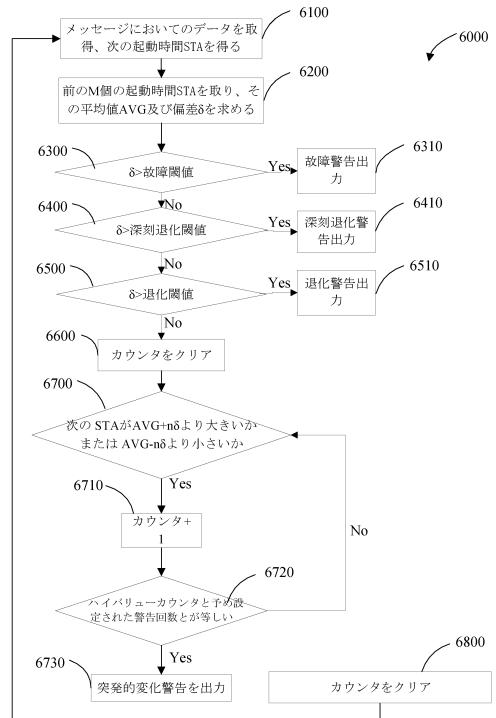
APU MES/IDLE REPORT <13>

A/C ID 飛行機番号	DATE UTC UTC 時間	FROM 離陸	TO 着陸	FLT 航空便
CC BXXXX	yyyy-dd-mm xx:xx:xx	-	-	APU
PH	CNT CODE	BLEEDSTATUS		
航路	カウンター	触覚コード	空気バルブ状態	APU 空気バルブ
C1 11	76401 4000	16 0000 1 00000 19		1
TAT	ALT	CAS	MN GW	CG DMU
総温度	標準高さ	空中速度算出	マハ速度	重心 バージョン
CE 23.3	150	-	-	65600 29.2
ASN	AHRS	ACYC	PHAD	IFI CA2
APU シリード	APU 時間	APU サイクル	APU 性能調節	
ズナンバー				
E1 2056	18477 16894	4000		
ESN	ACW1 ACW2	NA	EGTA	IGV
エンジン番号	コントロール コントロール	回転速度	排気温度	IGV 位置
号	ルバイト 1 バイト 2			
N1 011909	00000 0A000	99.7	588	-5
N2 011473	00000 0A000	99.8	580	-5
N3 000000	00000 0A000	99.8	388	82
P2A	LCIT WB	PT	LCDT	OTA GLA
空気進入圧力	ロードコン ブレッサ	空気流量	空気圧力	潤滑油温度 APU エンジンロード
人口温度	ブレッサ		ブレッサ	
S1 .956	33 .41	3.99	XXXX	110 38
S2 .952	32 .41	3.99	XXXX	110 27
S3 .96	32 0	1.17	XXXX	107 0
STA	EGIP NPA	OTA	ICIT	
PREVIOUS APU START (APU 起動のときのパラメータ)				
起動時間	EGT ピック	ピックの EGT	潤滑油温度	ロードコン
		回転速度	ブレッサ	ブレッサ
			人口温度	人口温度
V1 49	808	35	110	32

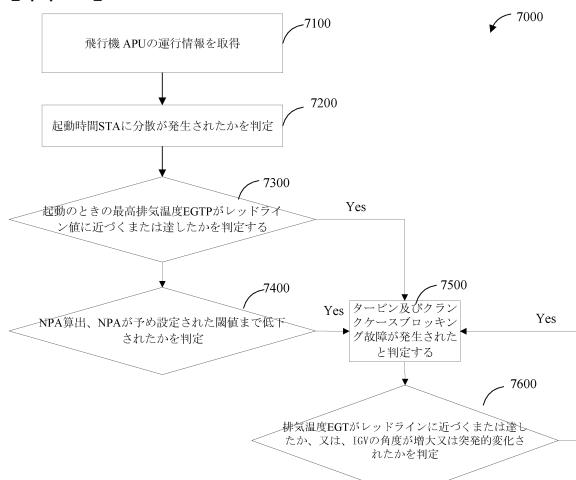
【図5】



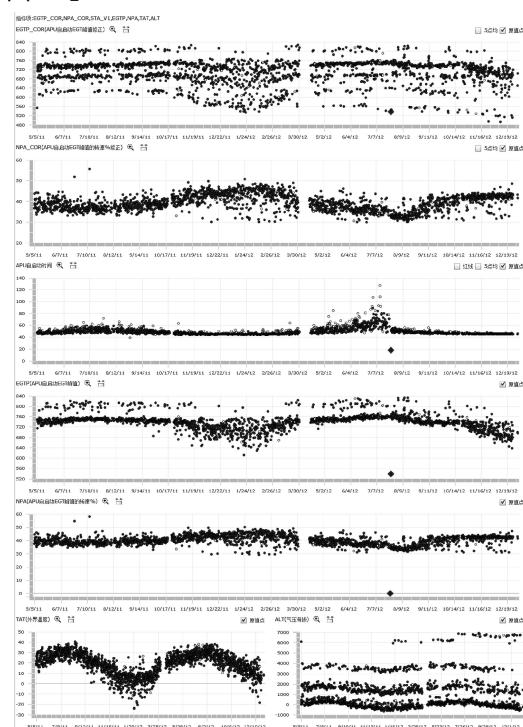
【図6】



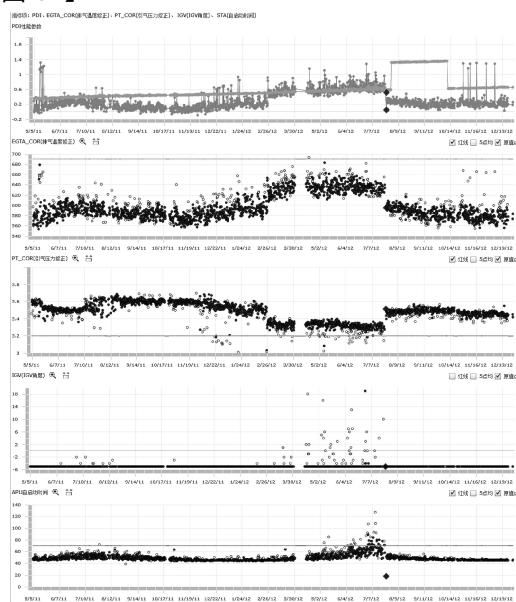
【図7】



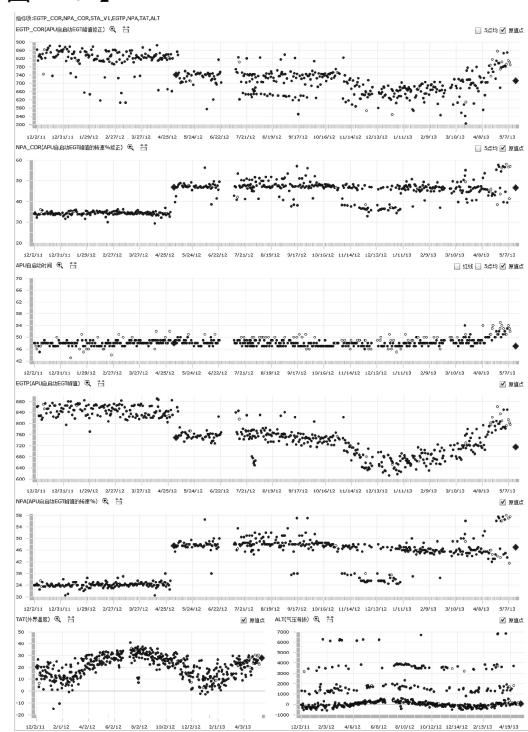
【図8】



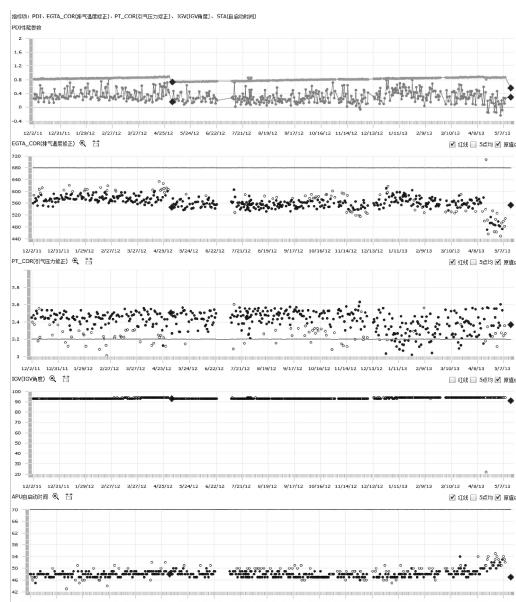
【図9】



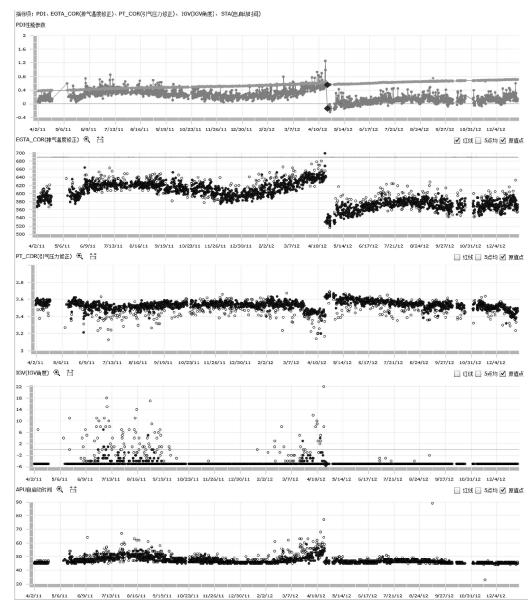
【図10】



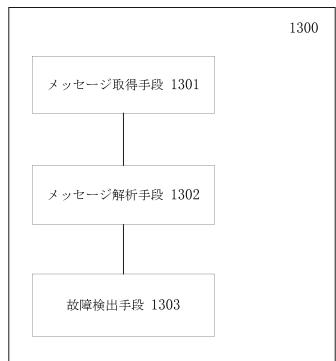
【図11】



【図12】



【図13】



フロントページの続き

(72)発明者 ディン, フイフェン

中華人民共和国, 北京, シュンイ ディストリクト, ティアンジュ エアポート インダストリア
ル ゾーン, ゾーン エ-, ティアンジュ ロード 28, ランティアン マンション, 9階

(72)発明者 グ, ジュピン

中華人民共和国, 北京, シュンイ ディストリクト, ティアンジュ エアポート インダストリア
ル ゾーン, ゾーン エ-, ティアンジュ ロード 28, ランティアン マンション, 9階

(72)発明者 ユー, チーホー

中華人民共和国, 北京, シュンイ ディストリクト, ティアンジュ エアポート インダストリア
ル ゾーン, ゾーン エ-, ティアンジュ ロード 28, ランティアン マンション, 9階

(72)発明者 チェン, レイ

中華人民共和国, 北京, シュンイ ディストリクト, ティアンジュ エアポート インダストリア
ル ゾーン, ゾーン エ-, ティアンジュ ロード 28, ランティアン マンション, 9階

(72)発明者 ウー, ジアジュ

中華人民共和国, 北京, シュンイ ディストリクト, ティアンジュ エアポート インダストリア
ル ゾーン, ゾーン エ-, ティアンジュ ロード 28, ランティアン マンション, 9階

(72)発明者 チャン, ハイロン

中華人民共和国, 北京, シュンイ ディストリクト, ティアンジュ エアポート インダストリア
ル ゾーン, ゾーン エ-, ティアンジュ ロード 28, ランティアン マンション, 9階

(72)発明者 ジェン, フエンリアン

中華人民共和国, 北京, シュンイ ディストリクト, ティアンジュ エアポート インダストリア
ル ゾーン, ゾーン エ-, ティアンジュ ロード 28, ランティアン マンション, 9階

(72)発明者 フアン, レイ

中華人民共和国, 北京, シュンイ ディストリクト, ティアンジュ エアポート インダストリア
ル ゾーン, ゾーン エ-, ティアンジュ ロード 28, ランティアン マンション, 9階

審査官 山崎 孔徳

(56)参考文献 特開2013-18482 (JP, A)

特開2013-28341 (JP, A)

特開2013-19413 (JP, A)

特開2012-132450 (JP, A)

米国特許出願公開第2007/0260390 (US, A1)

米国特許出願公開第2006/0195248 (US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 7/00

B64D 41/00

B64D 47/00

F01D 25/00