

(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 I

F O 2 C 7/00 (2006.01)
B 6 4 D 41/00 (2006.01)
B 6 4 D 47/00 (2006.01)
F O 1 D 25/00 (2006.01)

F O 2 C 7/00 A
 B 6 4 D 41/00
 B 6 4 D 47/00
 F O 1 D 25/00 W
 F O 2 C 7/00 F

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 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、安定期、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、安定期、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安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、

前記偏差指数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、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ブロッキングの状況が安定期にある時の前記偏差指数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、前記偏差指数の約2倍であり、前記故障閾値は、安定した前記偏差指数の約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、安定した前記偏差指数の約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、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、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、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】

A P U に関連するメッセージにより得られた前記起動時間 $S T A$ が連続的に、 $A V G + n$ より大きい、又は、 $A V G - n$ 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、

起動時の最高排気温度 $E G T P$ 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 $E G T$ がそのピークにある時、A P U の回転比 ($N P A$) が、 $N P A$ 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む、

前記 $N P A$ は、A P U の正常運行時の一定の回転速度に対して A P U の排気温度 ($E G T$) が A P U 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 ($\% R P M / A P U R P M$)、請求項 14 に記載のモニタリング方法。

【請求項 16】

$E G T P$ 及び $N P A$ 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、

排気温度 $E G T$ 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 $I G V$ 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 $S T A$ 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 $S T A$ 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。

【請求項 19】

飛行機補助動力ユニット 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 A P U 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 $S T A$ を含む、必要とされる A P U 運行データを解析し、前記期間内の前記起動時間 $S T A$ の平均値 $A V G$ 及び偏差指数 を算出するメッセージ解析ユニットと、

前記偏差指数 により、前記 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の状況が、安定期、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。

10

20

30

40

50

【請求項 20】

飛行機補助動力ユニット A P U のタービンプ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 A P U メッセージを取得するステップと、

前記 A P U メッセージにより、少なくとも起動時間 S T A を含む A P U 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 S T A の平均値 A V G 及び偏差指数 を算出するステップと、

前記偏差指数 により、前記 A P U のタービンプ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プ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 A P U (Airborne Auxiliary Power Unit、補助動力ユニット A P U 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。A P U 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 A P U は飛行機に付加推進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、A P U 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、A P U 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、A P U 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 A P U により電力照明やエアコンを供給される。A P U 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】

A P U のタービンプレード断裂及び回転軸ブロッキング故障は A P U 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 A P U 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、タービンプ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 A P U メッセージを取得するステップと、前記 A P U メッセージにより、少なくとも起動時間 S T A を含む A P U 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 S T A の平均値 A V G 及び偏差指数 を算出するステップと、前記偏差指数 により、前記 A P U のタービンプ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、を含む、飛行機補助動力手段 A P U のタービンプ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。

【 0 0 0 5 】

上記のような方法において、前記 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、前記偏差指数 が退化閾値より小さいことに応答して、前記 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 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、及び前記偏差指数 が前記故障閾値より大きいことに応答して、前記 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の状況が故障期にあると判定するステップと、を含む。

【 0 0 0 6 】

10

上記のような方法は、前記 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の状況が安定期にある時の前記偏差指数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数の約 2 倍であり、故障閾値は前記安定偏差指数の約 6 倍である。

【 0 0 0 7 】

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、前記偏差指数 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 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数の約 4 倍である。

【 0 0 0 8 】

20

上記のような方法において、前記一定時間は約 5 ~ 1 0 日であり、毎日 2 ~ 3 ポイントを取る。

【 0 0 0 9 】

上記のような方法において、前記時間内に約 1 0 ~ 4 0 の A P U メッセージを取得する。

【 0 0 1 0 】

上記のような方法は、次の時点の A P U メッセージを更新することで、その時点の起動時間 $ST A_{next}$ を取得するステップと、 $ST A_{next}$ 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 A P U に関連するメッセージにより得られた $ST A_{next+1}$ 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 A P U に関連するメッセージにより得られた起動時間 $ST A$ 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

【 0 0 1 1 】

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

【 0 0 1 2 】

上記のような方法において、A P U に関連するメッセージにより得られた起動時間 $ST A$ 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 $ST A$ の平均値及び偏差指数 を算出し直す。

40

【 0 0 1 3 】

上記のような方法において、前記偏差指数 は標準偏差である。

【 0 0 1 4 】

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。

【 0 0 1 5 】

上記のような方法は、A P U に関連するメッセージにより得られた起動時間 $ST A$ 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。

【 0 0 1 6 】

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。

【 0 0 1 7 】

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 E G T P 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。

【 0 0 1 8 】

上記のような方法は、前記方法は、起動する時に、E G T が最高のピックの時、回転比 N P A が予め設定された閾値である 3 5 ~ 4 0 % に到達又は近づくことに応答して、ター

10

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。

【 0 0 1 9 】

上記のような方法において、E G T P 及び N P A 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。

【 0 0 2 0 】

上記のような方法において、前記方法は、排気温度 E G T がレッドラインに近づく場合、又は、入口ガイドブレード I G V 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。

【 0 0 2 1 】

20

上記のような方法は、前記方法は、起動時間 S T A の履歴データを取得するステップと、及び、起動時間 S T A 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。

【 0 0 2 2 】

本発明の更なる一態様によると、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と、少なくとも起動時間 S T A を含む、所望の A P U 運行データを解析して得るメッセージ解析手段と、前記 A P U 運行データにより、前記 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 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を提供する。

30

【 0 0 2 3 】

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 A P U メッセージを取得するステップと、前記 A P U メッセージにより、少なくとも起動時間 S T A を含む A P U 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 S T A の平均値 A V G 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 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 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を提供する。

40

【図面の簡単な説明】

【 0 0 2 4 】

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 A P U 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 A P U 性能の変化のグラフである。

【図 4】エアバス社の A 1 3 メッセージの一例である。

【図 5】本発明の一実施例による A P U 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 A P U 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 A P U 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 A P U 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 A P U 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プ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 A P U の別のパラメータのデータ統計図である。

【図 12】本発明の別の一実施例によるタービンプ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 A P U のタービンプ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の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。

【0026】

以下の説明において、本願の一部として本願の特定の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、本願の各特定の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 A P U の構成模式図である。図示されたように、飛行機の A P U 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。

【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 A P U 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。A P U 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 I G V 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。

【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 I G V 221 が設けられている。複数の入

10

20

30

40

50

口ガイドブレード 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が発生しやすく、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タイプ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裂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/APURPM)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、タービンとタービークランクケースとの間のギャップは特に重要である。タービンとタービー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。タービンとタービー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。

【 0 0 3 6 】

前述したことが発生した後、約 3 0 0 ~ 4 0 0 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 A P U に自動的な停車などが発生する。A P U のタービンブレードの断裂は回転軸のブロッキングを招いて、A P U 内部に損傷が発生させ、A P U 停車のレポートの後は温度超過、故障コード 0 9 8 が表示されるとともに、F U E L C T L U N I T (8 0 2 2 K M)、G E N S C A V F I L T E R (8 0 6 9 K M) / A N D L U B E F I L T E R (8 0 7 6 K M) 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 8 0 7 6 K M 圧力差インジケータが跳び出し、起動モーター磨耗インジケータが跳び出し、起動の時は A P U 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。

【 0 0 3 7 】

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נק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、A P U の効率は低下され、起動時間 S T A 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、S T A のモニタリングデータにはハイポイントが現れる。

【 0 0 3 8 】

しかし、A P U 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 - 5 0 ~ 6 0 0 である場合には、タービンブレードとタービנק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נק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 S T A 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נק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 S T A 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 S T A は非常に安定であるので、全体から見ると、起動時間 S T A 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、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の代表的な特徴の一つである。

【 0 0 3 9 】

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。A P U 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、A P U の起動段階においての最高排気温度 E G T P 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 8 5 0 である）に達する。

【 0 0 4 0 】

このパラメータ N P A 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

10

20

30

40

50

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、N P Aは漸次低下される。

【 0 0 4 1 】

本発明の一実施例によると、排気温度 E G T、N P A、S T A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、E G T及びN P Aの標準偏差は30～50%増加する。

【 0 0 4 2 】

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、E G Tはレッドラインに近づき、I G V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S T Aの不安定のため、S T Aの値には分散が発生する。ここで、E G Tレッドライン値は、A P U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、G T C P 1 3 1 - 9 A型のA P Uにとって、E G T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、E G Tのレッドライン値は690であり、S T Aの標準偏差は4であり、N P Aは40である。A P S 3 2 0 0型のA P Uにとっては、E G T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、E G Tのレッドライン値は680であり、S T Aの標準偏差は10であり、N P Aは32である。

【 0 0 4 3 】

更に、排気温度 E G Tがレッドライン値に達した後、A P U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、A P U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 I G V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 A P Uは入口ガイドブレード I G V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 I G V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、I G Vの角度で A P Uの性能の良さを表すことができる。G T C P 1 3 1 - 9 A型の I G Vのレッドラインは85度であり、A P S 3 2 0 0型の I G Vのレッドラインは15度である。

【 0 0 4 4 】

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、E G T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って、ブレードを断裂させるからである。この際、A P Uにおいては、温度超過が発生しなく、逆に、E G T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、A P Uにおいて、タービンブレード断裂が発生してA P U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。

【 0 0 4 5 】

従って、A P Uに関連する多数のデータのうち、起動時間 S T A、起動時最高排気温度 E G T P、N P A、排気温度 E G T補正值、及び I G Vを選択して、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を実現する。

【 0 0 4 6 】

多くの方法は、起動時間 S T A、起動時最高排気温度 E G T P、N P A、排気温度 E G T補正值、及び I G Vこれらの A P U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 D F D I U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。

【 0 0 4 7 】

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

10

20

30

40

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 Health 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に関連する運行データは、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されることができる。また、この種類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されることができる。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に関連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のタービンプ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タービンプ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のタービンプ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のタービンプ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 S I T A 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 A D C C 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 A P U 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 A P U の運行状態のメッセージを復号して、所望の飛行機 A P U の運行情報を得ることができる。

【 0 0 5 5 】

ステップ 5 2 0 0 において、この一定時間内の起動時間 S T A の平均値 A V G 及び偏差を算出する。ステップ 5 3 0 0 において、ステップ 5 2 0 0 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 5 3 1 0 において、故障警告を出力する。

10

【 0 0 5 6 】

ステップ 5 3 0 0 での判定結果が “ N O ” である場合は、ステップ 5 4 0 0 において、ステップ 5 2 0 0 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 5 4 1 0 において、深刻退化警告を出力する。

【 0 0 5 7 】

ステップ 5 4 0 0 での判定結果が “ N O ” である場合は、ステップ 5 5 0 0 において、ステップ 5 2 0 0 にて得られた偏差 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 5 5 1 0 において、退化警告を出力する。

【 0 0 5 8 】

異なる A P U に対して、各閾値の値は少々異なっている。本発明の別の一実施例によると、その型の A P U 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。

20

【 0 0 5 9 】

上記の方法により、この間に A P U の起動時間 S T A に分散が発生されたかを判断することができ、A P U のタービンプ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。

【 0 0 6 0 】

新たな A P U 運行状態データが生成された後、新たに生成された A P U 運行データを利用して、期間を一定に保ちながら、A P U のタービンプ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 を繰り返して実行することにより、A P U のタービンプ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

【 0 0 6 1 】

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 3 0 である。本発明の別の一実施例によると、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 2 0 である。

40

【 0 0 6 2 】

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、A P U に A P U タービンプ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使用してもよい。

【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。

【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の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に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。

【0068】

ステップ6300において、前のステップで求められた偏差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。

【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であるからである。

【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ルである。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

10

20

30

40

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、比較的高い頻度の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、ハイバリュウ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、突発的な変化の警告を出力する。

10

【0074】

本発明の一実施例によると、単独的な1回の温度の突発的な変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てはいけなからである。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。

20

【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7に示された実施例において、起動時間STA、排気温度EGTA、入口ガイドブレードIGVの角度及びNPAを用いる。

30

【0078】

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7000は、ステップ7100において、起動時間STA、排気温度EGTA、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EGTA、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。

40

【0080】

ステップ7300において、起動する時の最高排気温度EGTP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

50

～ 40 %である。

【0082】

ステップ7500において、排気温度EGTPがレッドライン値に接近又は達し、且つ、NPA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。

【0083】

本発明の一実施例によると、更に、EGT及びIGV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EGTがレッドライン値に接近又は達したか、或は、IGV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EGTがレッドライン値に達して、APUにIGV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にする。

10

【0084】

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APU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STA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EGTPはレッドライン値840 に近づいており、NPA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。

【0085】

20

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

【0086】

図10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。ここで、菱形のマークはAPU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STA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EGTPはレッドライン値840 に近づいており、NPAは予め設定された閾値である40 %に近づいている。

【0087】

30

図11は、図10に示す実施例においてのAPUの別のパラメータの状態である。図11に示されたように、EGTA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。IGVも調整されていない。しかし、実の状況は、このAPUには深刻な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が発生されている。

【0088】

図12は、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一例である。図12においては、起動時間STA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STAの変化の長期的な法則を反映しており、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の判断においてのSTAの履歴データの役割を説明している。これは、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APUの他の故障から区別するのに有利である。

40

【0089】

図13は、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1300は、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1301と、少なくとも起動時間STAを含む、需要するAPU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APU運行データにより、前記APUのタ

50

ーピ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のターピ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。

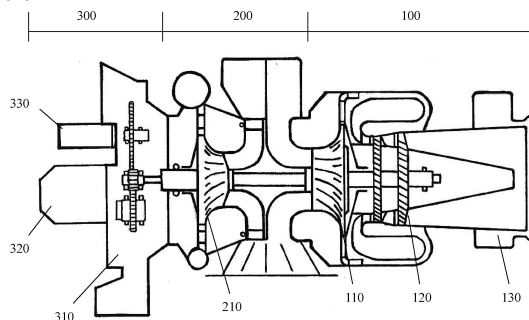
【0091】

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。

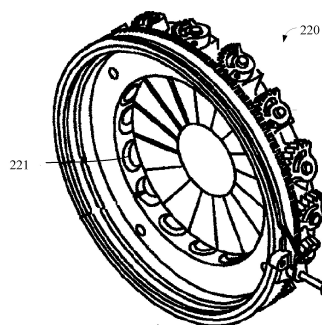
【0092】

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。

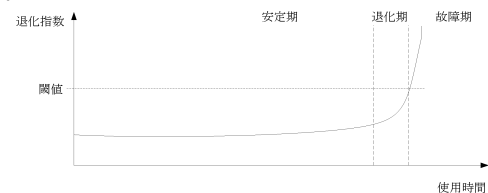
【図1】



【図2】



【図3】

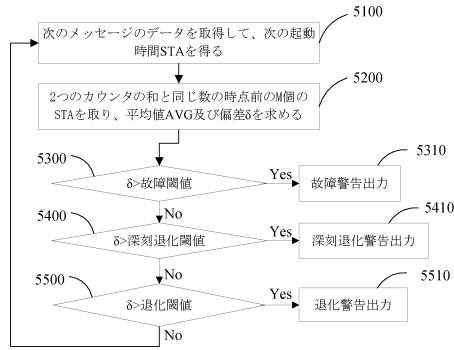


【図4】

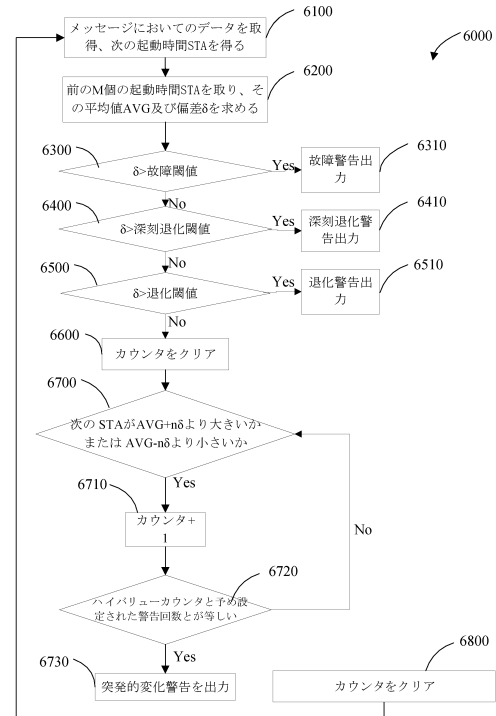
APU MES/IDLE REPORT <13>

A/C ID	DATE UTC	FROM	TO	FLT
飛行機番号	UTC 時間	離陸	着陸	航空便
CC	BXXXX	yyyy-dd-mm	xxxxxx	-
PH	CNT	CODE	BLEEDSTATUS	APU
航路	カウンター	触発コード	空気バルブ状態	APU 空気バルブ
C1	I1	76401	4000	16 0000 1 00000 19
TAT	ALT	CAS	MN	GW
総重量	標準高さ	空中速度算出	マハ速度	総重量
CE	23.3	150	-	65600
ASN	AHRS	ACYC	PHAD	
APU シリー	APU 時間	APU サイクル	APU 性能調節	
ズナンバ				
E1	2056	18477	16894	4000
ESN	ACW1	ACW2	NA	EGTA
エンジン番	コントロール	コントロール	回転速度	排気温度
号	バイト 1	バイト 2		IGV 位置
N1	011909	00000	0A000	99.7
N2	011473	00000	0A000	99.8
N3	000000	00000	04000	99.8
P2A	LCIT	WB	PT	LCDT
空気進入圧	ロードコン	空気流量	空気圧力	ロードコン
力	プレッサ			プレッサ
入口温度	入口温度			出口温度
S1	.956	33	.41	3.99
S2	.952	32	.41	3.99
S3	.96	32	0	1.17
STA	EGHP	NPA	OTA	ICIT
PREVIOUS APU START (APU 起動のときのパラメータ)				
起動時間	EGT ビック	EGT	潤滑油温度	ロードコン
		回転速度		プレッサ
				入口温度
V1	49	808	35	110

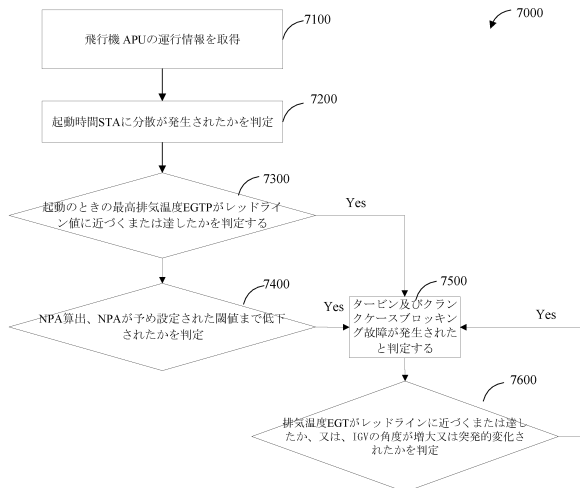
【図 5】



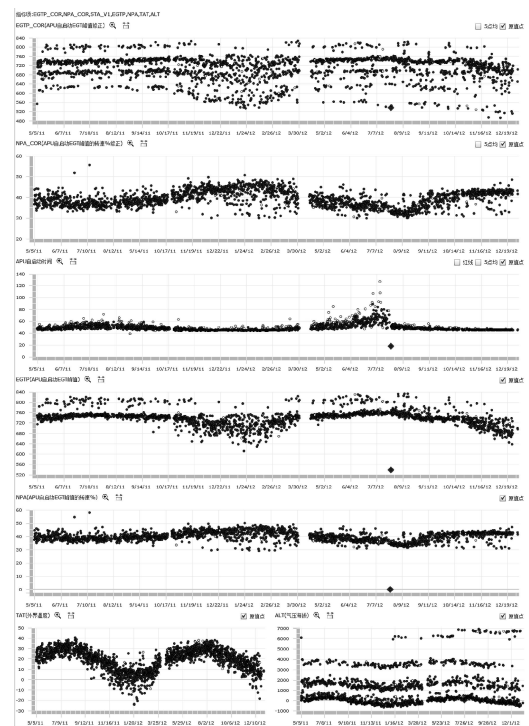
【図 6】



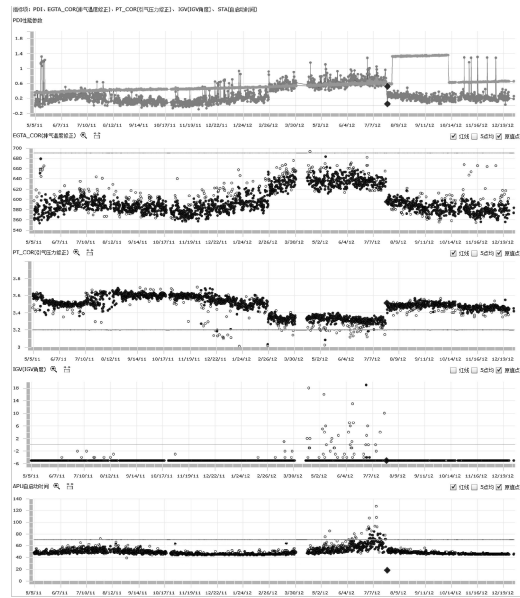
【図 7】



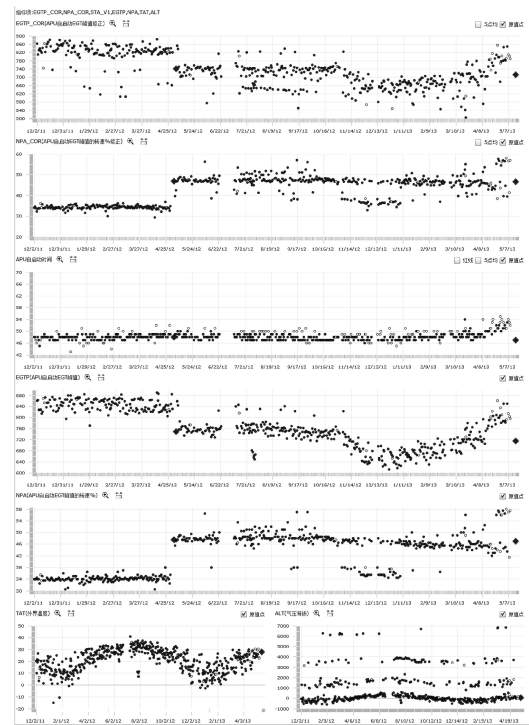
【図 8】



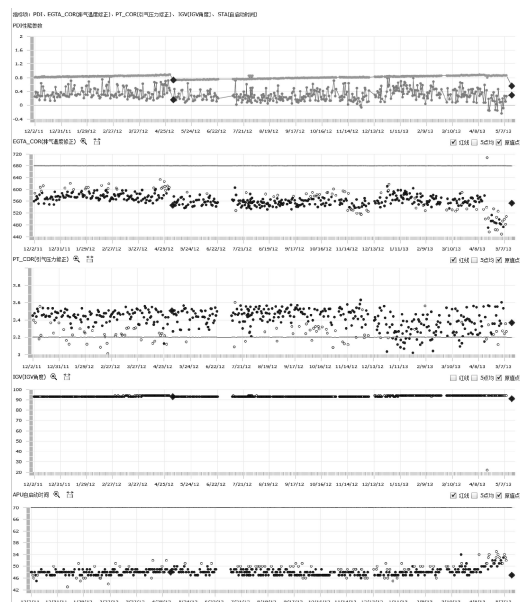
【図 9】



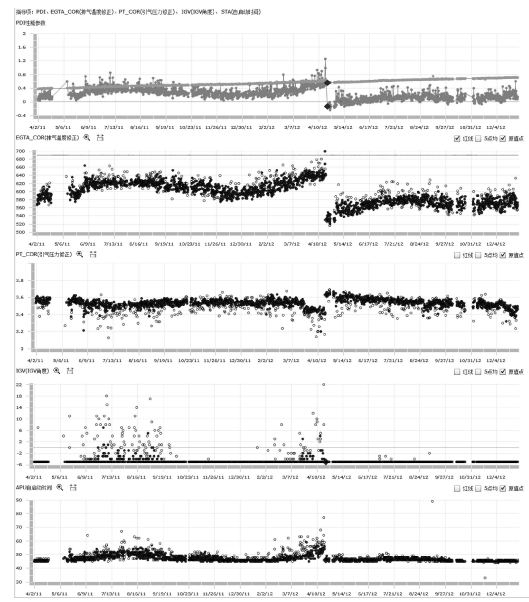
【図 10】



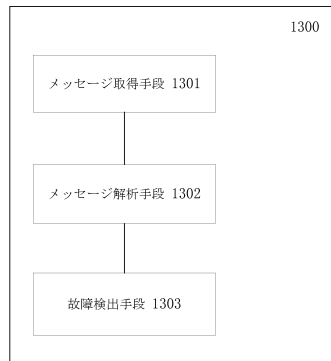
【図 11】



【図 12】



【図 13】



フロントページの続き

- (72)発明者 ディン, ファイフェン
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
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
- (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
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
- (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
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
- (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
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
- (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
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
- (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
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
- (72)発明者 ジェン, フェンリアン
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
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
- (72)発明者 ファン, 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
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

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