

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6205320号
(P6205320)

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

請求項の数 12 外国語出願 (全 13 頁)

| | | | |
|--------------|------------------------------|-----------|--|
| (21) 出願番号 | 特願2014-151115 (P2014-151115) | (73) 特許権者 | 512162041 |
| (22) 出願日 | 平成26年7月24日 (2014.7.24) | | エア チャイナ リミテッド |
| (65) 公開番号 | 特開2015-38347 (P2015-38347A) | | 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 |
| (43) 公開日 | 平成27年2月26日 (2015.2.26) | (74) 代理人 | 100079108 |
| 審査請求日 | 平成29年6月28日 (2017.6.28) | | 弁理士 稲葉 良幸 |
| (31) 優先権主張番号 | 201310313849.X | (74) 代理人 | 100109346 |
| (32) 優先日 | 平成25年7月24日 (2013.7.24) | | 弁理士 大貫 敏史 |
| (33) 優先権主張国 | 中国 (CN) | (74) 代理人 | 100117189 |
| 早期審査対象出願 | | | 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】 飛行機の補助動力ユニットの起動機のパフォーマンス検出方法及び装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

機上補助動力ユニット (A P U) の起動機のパフォーマンスを検出する方法であって、
 起動機システムによって前記 A P U を回転させるステップと、
 ある期間中の複数の時点の A P U 関連メッセージを獲得するステップと、
 前記メッセージに基づいて前記 A P U の起動機のパフォーマンス、起動時間 (S T A) を含む運行パラメータを獲得するステップと、

前記期間中の前記 S T A の平均値 A V G 及び偏差指数 を計算するステップと、
 前記偏差指数 に基づいて前記 A P U の起動機のパフォーマンスが、安定期、衰退期、又は故障期にあることを確定するステップであって、

前記偏差指数 が衰退閾値より小さいことに応じて、前記 A P U の起動機のパフォーマンスが安定期にあることを確定するステップと、

前記偏差指数 が前記衰退閾値より大きく且つ故障閾値より小さいことに応じて、前記 A P U の起動機のパフォーマンスが衰退期にあることを確定するステップと、

前記偏差指数 が前記故障閾値より大きいことに応じて、前記 A P U の起動機のパフォーマンスが故障期にあることを確定するステップと、を含む確定するステップと、

前記 A P U の起動機が安定期にある時に前記偏差指数 を確定するステップと、を含み、

前記衰退閾値は、安定した前記偏差指数 の約 1 . 5 ~ 2 . 0 倍であり、故障閾値は、安定した前記偏差指数 の約 2 ~ 3 倍である、方法。

10

20

【請求項 2】

前記期間は約 2 ～ 3 日である、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

前記期間中に約 5 ～ 10 の APU 関連メッセージを獲得する、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 4】

直後の APU 関連メッセージについて S T A を確定するステップと、

次の前記 S T A が $AVG + n$ より大きいことに応じて、次の APU 関連メッセージに基づいて得られる S T A + 1 が $AVG + n$ より大きいかどうかを確定するステップと、

APU 関連メッセージに基づいて得られる前記 S T A が継続的に $AVG + n$ より大きい回数が、予め設定された警報の回数 Z を超えることに応じて、警報を送出するステップと、をさらに含み、

n は 2 ～ 5 の値であり、Z は 3 ～ 5 の値である、請求項 1 に記載の方法。

10

【請求項 5】

APU 関連メッセージに基づいて得られる前記 S T A が $AVG + n$ より小さいことに応じて、前記 S T A の平均値 AVG 及び偏差指数 を再計算する、請求項 4 に記載の方法。

【請求項 6】

APU 関連メッセージに基づいて得られる継続的に $AVG + n$ より大きい S T A が、予め設定された警報の回数 Z を超えることに応じて、前記 S T A の平均値 AVG 及び偏差指数 を再計算する、請求項 4 に記載の方法。

20

【請求項 7】

n は 2 又は 3 であり、Z は 3 である、請求項 4 に記載の方法。

【請求項 8】

前記偏差指数 は標準偏差である、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 9】

APU の燃油ユニットが正常に作動していることを確定するステップをさらに含む、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 10】

APU の他のパラメータが正常のままであることを確定するステップをさらに含み、前記他のパラメータは、APU 排気温度 EGT、引起圧力 P T、吸気口インペラ角度 IGV 及び APU のタービン効率 NPA を含む、請求項 1 に記載の方法。

30

【請求項 11】

機上補助動力ユニット (APU) の起動機の性能検出装置であって、

処理機、及び、以下のユニットを実行することを前記処理機に命令するための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、

起動機システムによって前記 APU を回転させるように構成された回転ユニットと、

既定の期間中の APU 関連メッセージを獲得するように構成されたメッセージ獲得ユニットと、

前記 APU 関連メッセージに基づいて前記 APU の起動機の運行パラメータを解析するように構成されたメッセージ解析ユニットであって、前記運行パラメータは、前記既定の期間中の起動時間 (S T A) を含む、メッセージ解析ユニットと、

40

前記既定の期間中の前記 S T A に基づいて前記 APU の起動機の性能が、安定期、衰退期、深刻衰退期又は故障期にあることを、

前記既定の期間中の前記 S T A の偏差指数 が衰退閾値より小さいことに応じて、前記 APU の起動機の性能が安定期にあることを確定するステップと、

前記既定の期間中の前記 S T A の偏差指数 が前記衰退閾値より大きく且つ故障閾値より小さいことに応じて、前記 APU の起動機の性能が衰退期にあることを確定するステップと、

前記既定の期間中の前記 S T A の偏差指数 が前記故障閾値より大きいことに応じて、前記 APU の起動機の性能が故障期にあることを確定するステップと、によって確定す

50

るように構成された性能検出ユニットと、を含み、

前記性能検出ユニットは、前記ＡＰＵの起動機が安定期にある時に前記偏差指数 を確定するように構成され、

前記衰退閾値は、安定した前記偏差指数 の約１．５～２．０倍であり、前記故障閾値は、安定した前記偏差指数 の約２～３倍である、性能検出装置。

【請求項１２】

機上補助動力ユニット（ＡＰＵ）の起動機の性能検出装置であって、

処理機と、

処理機に接続されて、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処理機で処理されて、

起動機システムによって前記ＡＰＵを回転させるステップと、

既定の期間中のＡＰＵ関連メッセージを獲得するステップと、

前記メッセージに基づいて、前記ＡＰＵの起動時間（ＳＴＡ）を含む前記ＡＰＵの起動機の運行パラメータを解析するステップと、

前記ＡＰＵの起動機の性能が、安定期、衰退期、深刻衰退期又は故障期にあることを確定するステップと、を実行し、前記確定するステップは、

前記既定の期間中の前記ＳＴＡの偏差指数 が衰退閾値より小さいことに応じて、前記ＡＰＵの起動機の性能が安定期にあることを確定するステップと、

前記既定の期間中の前記ＳＴＡの偏差指数 が前記衰退閾値より大きく且つ故障閾値より小さいことに応じて、前記ＡＰＵの起動機の性能が衰退期にあることを確定するステップと、

前記既定の期間中の前記ＳＴＡの偏差指数 が前記故障閾値より大きいことに応じて、前記ＡＰＵの起動機の性能が故障期にあることを確定するステップと、を含み、

前記ＡＰＵの起動機が安定期にある時に前記偏差指数 が確定され、

前記衰退閾値は、安定した前記偏差指数 の約１．５～２．０倍であり、前記故障閾値は、安定した前記偏差指数 の約２～３倍である、性能検出装置。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本発明は、飛行機の部品性能の検出方法に関し、特に、飛行機の補助動力ユニットの起動機の性能の検出方法に関する。

【背景技術】

【０００２】

機上補助動力ユニット（Airborne Auxiliary Power Unit）は、補助動力ユニットＡＰＵと略称して、飛行機の尾部に取り付けられる一台の小型タービンエンジンである。ＡＰＵの主な機能は電源及び空気源を提供することであり、少量のＡＰＵによっても、飛行機に付加推力を提供することができる。具体的に、飛行機は、地上からの離陸前、ＡＰＵにより電力を供給して主エンジンを起動して、地上の電力、空気源車に頼って飛行機を発動する必要はない。地上にある時、ＡＰＵは電力及び圧縮空気を提供して、キャビン及び操縦室内の照明及びエアコンを確保する。飛行機の離陸時、ＡＰＵは予備電源として使用されることができる。飛行機の着陸後、ＡＰＵによって照明とエアコンとは依然として電力が供給される。ＡＰＵの機能は、その運行の安定性が飛行機の飛行コストと品質とに直接に影響することを決める。

【０００３】

ＡＰＵの点火起動は起動機によって実現される。航空燃焼ガスタービンエンジンの構成及び循環過程によれば、エンジンは自分で点火起動することができない。これは、静止しているエンジンにおいて直接に給油・点火されても、空気に圧力を提供して燃焼ガスを後方に流してタービンを回転させるように圧縮機は回転しない。そのようにして燃焼室とタービンガイドインペラとを焼き尽くすことになる。これによって、燃焼ガスタービンエン

10

20

30

40

50

ジンの起動の特徴は、先ず気流を流し、そして点火・燃焼して、即ちエンジンが回転してから、起動しなければならない。この起動の特徴によれば、点火・燃焼の前に、先ず起動機によって電力消費を通じてエンジンを回転させなければならない。

【 0 0 0 4 】

A P Uの起動過程はA P Uの回転子を静止状態から安定の作業状態に移行する加速過程であり、即ちA P Uの回転子の回転速度が0から95%以上に加速する作業過程である。この過程の中に、A P Uの回転子が規定の時間内に規定の作業回転速度に達して安定の作業状態に入ることができるかどうかは、主にA P Uの回転子が起動過程に獲得されるトルクの大きさによって決められる。起動機の作業時間の増加に従って、内部の励起場の変形、銅、鉄損の増加及び機械的磨耗などの原因で、炭素ブラシの接触性が低下して、又は内部の摩擦力が増加するなどのことを招いて、その効能が徐々に低下し、出力パワーもそれに従って低下する。起動機の出力パワーがある程度まで低下すると、起動機によりA P Uの回転子で十分なトルクを獲得することができず、即ち起動機失効を引き起こす。

【 0 0 0 5 】

A P Uの起動機はA P Uの重要な部品であり、起動機が失効すると、直接に起動運行はできず、飛行機の飛行を止める。統計によれば、起動機の故障はA P Uの故障合計のほぼ半数を占め、A P Uの正常作業の主な障害であり、A P U保守を改善することを解決する必要がある主な問題である。現在のところ、A P Uの起動機に対して有効な保守方法はなく、事後で維持しなければならない。且つ、起動機の性能の衰退が比較的に速い（一般的に、衰退段階に入ってから故障を起こすまで大体に三十飛行時間以内）ため、飛行機のA P Uの起動機の性能の衰退現象に対して急速に反応して、予備部品を準備する時間を確保する必要がある。これによって、飛行機が時間通り運行することを保障するには十分に重要で、同時に在庫を正確に制御して、さらに零在庫を実現する。

【 発明の概要 】

【 0 0 0 6 】

先行技術に存在する上記技術問題に対して、本発明の一実施形態によれば、ある期間の多数の時点のA P Uに関するメッセージを獲得するステップと、前記メッセージに基づいて前記A P Uの起動機の起動時間S T Aを含む運行パラメータを獲得するステップと、前記時間の中の前記起動時間S T Aの平均値A V G及び偏差指数 を計算するステップと、前記偏差指数 に基づいて前記A P Uの起動機の性能が安定期、衰退期、又は故障期にあることを確定するステップと、を含む補助動力ユニットA P Uの起動機の検出方法を提供する。

【 0 0 0 7 】

前記のような方法によれば、前記A P Uの起動機の性能が安定期、衰退期、又は故障期にあることを確定するステップは、前記偏差指数 が衰退閾値以下であることに応えて、前記A P Uの起動機の性能が安定期にあることを確定するステップと、前記偏差指数 が前記衰退閾値以上且つ故障閾値以下であることに応えて、前記A P Uの起動機の性能が衰退期にあることを確定するステップと、前記偏差指数 が前記故障閾値以上であることに応えて、前記A P Uの起動機の性能が故障期にあることを確定するステップと、を含む。

【 0 0 0 8 】

前記のような方法は、前記A P Uの起動機が安定期にある時に前記偏差指数 を確定するステップをさらに含み、前記衰退閾値は前記安定偏差指数 の約1.5～2.0倍であり、故障閾値は前記安定偏差指数 の約2～3倍である。

【 0 0 0 9 】

前記のような方法では、前記時間は約2～3日である。

【 0 0 1 0 】

前記のような方法では、前記時間の中に約5～10のA P Uに関するメッセージを獲得する。

【 0 0 1 1 】

前記のような方法は、次のA P Uに関するメッセージに基づいて得られる起動時間S T

A_{next} を確定するステップと、 STA_{next} が $AVG + n$ 以上であることに応えて、次の APU に関するメッセージに基づいて得られる STA_{next+1} が $AVG + n$ 以上であるかどうかを確定するステップと、 APU に関するメッセージに基づいて得られる起動時間 STA が継続的に $AVG + n$ 以上であることは予設の警報の回数 Z を超えることに応えて、警報するステップと、をさらに含み、 n は 2 ~ 5 であり、 Z は 3 ~ 5 である。

【0012】

前記のような方法によれば、 APU に関するメッセージに基づいて得られる起動時間 STA が $AVG + n$ 以下であることに応えて、前記起動時間 STA の平均値 AVG 及び偏差指数 を再計算する。

10

【0013】

前記のような方法によれば、 APU に関するメッセージに基づいて得られる起動時間 STA が継続的に $AVG + n$ 以上であることは予設の警報の回数 Z を超えることに応えて、前記起動時間 STA の平均値 AVG 及び偏差指数 を再計算する。

【0014】

前記のような方法によれば、前記偏差指数 は標準偏差である。

【0015】

前記のような方法によれば、前記 n は 2 又は 3 であり、 Z は 3 である。

【0016】

前記のような方法は、 APU の燃油ユニットの作業が正常であることを確定するステップをさらに含む。

20

【0017】

前記のような方法は、 APU の他のパラメータが正常に保持することを確定するステップをさらに含み、前記他のパラメータには、 APU 排気温度 EGT 、引起圧力 PT 、吸気口インペラ角度 IGV 、 APU のタービン効率 NPA を含むが、それに限らない。

【0018】

本発明の他の実施形態によれば、ある期間の APU に関するメッセージを獲得するメッセージ獲得ユニットと、必要とされる APU の起動機の運行データを解析するメッセージ解析ユニットと、前記起動機運行データに基づいて前記 APU の起動機の性能が安定期、衰退期、深刻衰退期又は故障期にあることを確定する性能検出ユニットと、を含む飛行機の補助動力ユニット APU の起動機の性能の検出装置を提供する。

30

【0019】

本発明の他の実施形態によれば、処理機と、処理機と接続されて、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、前記処理機に運行して、ある期間の APU に関するメッセージを獲得するステップと、前記メッセージに基づいて前記 APU の起動機の起動時間 STA を含む運行パラメータを解析するステップと、前記 APU の起動機の性能が安定期、衰退期、深刻衰退期又は故障期にあることを確定するステップと、を実行する飛行機の補助動力ユニット APU の起動機の性能の検出装置を提供する。

【図面の簡単な説明】

40

【0020】

下記、図に基づいて、本発明の望ましい実施形態をさらに詳しく説明する。

【図1】図1は本発明の一実施例における飛行機の APU の構成の模式図を示す。

【図2】図2は本発明の一実施例における飛行機の APU の起動機の構成の模式図を示す。

【図3】図3は本発明の一実施例における APU の起動機の性能変化のグラフである。

【図4】図4は APU の起動機の起動時間のデータの統計傾向図を示す。

【図5】図5はエアバス会社の A13 メッセージの一例を示す。

【図6】図6は本発明の一実施例における APU の起動機の性能の検出方法のフローチャートを示す。

50

【図 7】図 7 は本発明の他の実施例における A P U の起動機の性能の検出方法のフローチャートである。

【図 8】図 8 は本発明の一実施例における A P U の起動機の性能変化の例である。

【図 9】図 9 は本発明の一実施例における飛行機の補助動力ユニット A P U の起動機の性能検出システムの構成の模式図である。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 2 1 】

本発明の実施例の目的、技術的解決策及び利点を明確にする為に、下記、本発明の実施例の図に基づいて、本発明の実施例における技術案を以下に十分に説明する。言うまでもなく、述べる実施例は、本発明の一部の実施例、全ての実施例ではないことが明らかである。本発明の実施例に基づいて、当業者が何らかの創造的活動を行わない前提で取得された他の実施例の全ては、本発明保護範囲のものである。

【 0 0 2 2 】

下記の詳細な記載は、本出願の一部分として本出願の特定の実施例の各明細書図面を説明するためである。図面において、同様の図面符号は異なる図面に実質的に類似するユニットを記載する。本分野に関する知識と技術を持つ同業者が本出願の技術案を実施できるように、下記のように本出願の各特定の実施例を十分に詳細な記載を行う。他の実施例を利用することも、又は本出願の実施例に対して構成、ロジック又は電気極性を変更することも可能であると理解すべきである。

【 0 0 2 3 】

図 1 は本発明の一実施例における飛行機の A P U の構成の模式図を示す。図面に示すように、飛行機の A P U は、主にパワー部分 1 0 0 と、荷重部分 2 0 0 と、付属部分 3 0 0 と、を含む。パワー部分 1 0 0 は、主にパワー圧縮機 1 1 0、タービンユニット 1 2 0 及び排気ユニット 1 3 0 などを含む。荷重部分 2 0 0 は主に荷重圧縮機 2 1 0 を含む。付属部分 3 0 0 は、主に付属ギアケース 3 1 0、起動機 3 2 0、及び発電機 3 3 0 などを含む。吸気道に入る気流が二つに分かれて、一方はパワー圧縮機 1 1 0 とタービンユニット 1 2 0 に入って、主に A P U の回転を動かすためのであり、そして気流が排気ユニット 1 3 0 を通じて排出される。他方の気流は荷重圧縮機 2 1 0 に入って、この部分の気流が荷重圧縮機により加圧され、専門に飛行機用の圧縮空気を形成するためのである。この気流の入口には、流量調整バルブ（入口流れ案内インペラ）を有して、飛行機が圧縮空気に対する要求に基づいて、実時間にバルブ（インペラ）開口に対して調整して、荷重圧縮機に入る空気の量を制御する。

【 0 0 2 4 】

図 2 は本発明の一実施例における A P U の起動機の模式図を示す。起動機 3 0 2 の主な部分は、V クランプ 3 2 2 及び O リング 3 2 3 により付属ギアケース 3 1 0 に接続される直流電動機組合せ 3 2 1 である。直流電動機組合せ 3 2 1 には、直流電流給電配線スタッド 3 2 4 及びブラシ磨耗指示器 3 2 5 を有する。一般的に、起動機の二つの給電配線スタッド 3 2 4 の一端は 2 8 V D C に接続され、他端はア - ス接続される。ブラシ磨耗指示器 3 2 5 にはプラスチックカバ - から明確に視認できるピンが取り付けられる。指示器ピンが表示されると、ブラシは利用することができるし、指示器ピンが表示されないと、起動機のブラシ部分を交換する必要がある。

【 0 0 2 5 】

本発明の一実施形態によれば、起動システムは飛行機の直流システムから電源を獲得して、28V の直流電圧を電池母線（B A T B U S）に提供して、電流接触器により起動機に提供する。起動システムが A P U の回転子を回転・加速して、燃油と点火システムが作業できる回転速度に達してから、燃油を点火・燃焼して、A P U がさらに加速される。回転速度が A P U の正常な回転速度の 3 5 % ~ 6 0 % に達する後に、起動機を閉めて、同時に A P U を正常な作業の回転速度まで続いて加速する。例えば、A P S 3 2 0 0 型の A P U に対して、回転速度が A P U の正常な回転速度の 5 5 % に達すると、起動機を閉める。G T C P 1 3 1 - 9 A 型の A P U に対して、回転速度が A P U の正常な回転速度の 5 0 %

に達すると、起動機を閉める。

【 0 0 2 6 】

起動機の性能変化は一定の法則に従う。使用前期と中期には、起動機の性能は比較的安定で、後期には性能は故障するまで退化が見える。図 3 は A P U の起動機の性能変化グラフの模式図である。図から分かるように、使用時間の増加に従って、飛行機の A P U の起動機の性能が徐々に退化するため、衰退指数は徐々に増加する。A P U の起動機の性能の衰退指数が比較的安定する時に、その性能は安定期にある。A P U の起動機の性能衰退が徐々に加速する時に、その性能が衰退期に入る。ある閾値を超える時に、その性能が故障期に入って、いつでも故障する可能性がある。A P U の起動機が故障期に入る後に、A P U の使用に影響するし、サービス質量と飛行安全にも不利な結果を招く。それ以外、計画外の維持が発生しやすく、フライトの遅延と飛行停止を起こす。

10

【 0 0 2 7 】

飛行機の A P U の起動機の性能が主に A P U の起動時間によって標識される。図 4 は A P U の起動機の性能変化によりもたらす A P U の起動時間のデータ変化の統計傾向図である。図 4 に示したように、起動機が安定期にある時に、A P U の起動時間の変化範囲が狭い。A P U の起動機が衰退期にある時に、A P U の起動時間が上方へジャンプして、故障して A P U が起動できないことを招く。且つ、図 4 から分かるように、衰退期に入ってから故障するまでの時間は短い。そこで、起動機の衰退期の検出は非常に重要である。

【 0 0 2 8 】

先行技術には、A P U の起動機の性能が衰退期に入るかどうかを検出する手段はまだない。本発明のいくつかの実施例により、この検出を実現することができる。衰退期に対する検出することによって、以下のメリットがある。A P U の起動機が衰退期にある時に、故障する確率はまだ非常に低い。この時機を選択して飛行機に対して点検・修理すれば、飛行安全とサービス質量が保障されることができる。この時、航空会社が適当に飛行機の点検・修理の手配をすることができ、これによって、計画外の維持を避けて、飛行機の遅延を減少する。同時に、固定期限で点検・修理時もたらす点検・修理コストの浪費を避ける。

20

【 0 0 2 9 】

多種の方法によって起動時間 S T A の運行パラメータを獲得することができる。例えば、飛行機のブラックボックスに記憶されるデータによって上記データを獲得できる。

30

【 0 0 3 0 】

飛行機メーカーから提供されるデータシステムによって、上記データを便利に獲得することもでき、地上で実時間に検出を実現する。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会社の Aircraft Health Monitor (A H M) システムによって、実時間に飛行機の運行データを観測することができて、且つ、一定の触発条件を満足すると、一連のデータ情報を含むメッセージを自動的に形成する。

【 0 0 3 1 】

本発明の一実施例によれば、A P U の関連運行データが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）により獲得でき、形成される関連メッセージの中に反映する。この種類のメッセージ情報が、飛行機通信アドレス指定及び報告システム（A C A R S : Aircraft Communications Addressing and Reporting System）によって地上に送信され、さらにそれぞれの航空会社のサーバーに分配されることができる。本発明の一実施例によれば、A P U メッセージが、航空電気通信網（A T N : Aviation Telecommunication Network）の通信装置又はシステムによって送信されることもできる。

40

【 0 0 3 2 】

実際には、既存の飛行データシステムに対して、A P U の性能を監視することは既に存在している項目であり、そこで、対応する A P U メッセージを自動的に形成することができ、A C A R S 又は A T N によって地上に送信する。しかし、これらの監視するデータが A P U 性能の衰退期を検出することに利用されない。例えば、エアバス会社の A 1 3 メッ

50

セージ、即ち (A P U M E S / I D L E R E P O R T)、又はボーイング会社の A P U メッセージはこのような A P U メッセージの例である。下記の実施例において、エアバス会社の A 1 3 メッセージを例にして説明する。ボーイング会社の A P U メッセージの処理も同様である。

【 0 0 3 3 】

図 5 はエアバス会社の A 1 3 メッセージの一例を示す。図面に示したように、A 1 3 メッセージには主に、ヘッダ、A P U 履歴情報、起動飛行機エンジンの運行パラメータ及び A P U 起動パラメータの 4 部分の情報をそれぞれに含む。

【 0 0 3 4 】

ヘッダは、C C と C 1 段から構成されて、主に、飛行機のフライト情報、メッセージを形成する航行段階、ブリード弁の状況、全温度（即ち外界温度）などの情報を含む。A P U 履歴情報は E 1 段から構成して A P U コード番号、運行時間と循環などの情報を含む。起動飛行機エンジンの運行パラメータは N 1 - S 3 段から構成して、その中に、N 1、S 1 は一番目の飛行機エンジンを起動する時の運行状況を示し、N 2、S 2 は二番目の飛行機エンジンを起動する時の運行状況を示し、N 3、S 3 は A P U がエンジンを起動した後に A P U が徐行する時の状況である。その中に、起動機の性能に関するデータは起動時間 S T A である。

【 0 0 3 5 】

図 5 から分かるように、起動時間 S T A の A P U 運行パラメータが既存の A 1 3 メッセージの中に含まれる。そこで、該メッセージによって獲得するデータは本発明の A P U の起動機の性能検出を実現することができる。

【 0 0 3 6 】

図 6 は本発明の一実施例における A P U の起動機の性能を検出する検出方法のフローチャートである。図面に示したように、該 A P U の起動機の性能の検出方法 6 0 0 0 において、ステップ 6 1 0 0 では、飛行機の A P U の起動機のある時点の運行データ、例えば起動時間 S T A を獲得する。

【 0 0 3 7 】

本発明の一実施例によれば、ステップ 6 1 0 0 において、必要な情報は例えば A 1 3 メッセージの A P U メッセージから獲得することができる。例えば、国際航空情報通信機構 S I T A ネット制御中心と中国民間航空データ通信会社 A D C C ネット制御中心から、リモートから飛行機の A P U に運行される A 1 3 メッセージを実時間に獲得することができ、メッセージデコーダにより前記の飛行機の A P U の運行状況の A 1 3 メッセージを解読して、必要される飛行機の A P U の起動機の運行情報を得る。

【 0 0 3 8 】

ステップ 6 2 0 0 では、前の M の起動時間 S T A を取って、その平均値 A V G 及び標準偏差 を求める。本発明の一実施例によれば、M の値は 2 0 であってもいい。

【 0 0 3 9 】

ステップ 6 3 0 0 では、前のステップに求めた標準偏差 が故障閾値を超えるかどうかを比較する。故障閾値を超えると、ステップ 6 3 1 0 で故障警報を出力する。

【 0 0 4 0 】

ステップ 6 3 0 0 の判定が否であれば、ステップ 6 4 0 0 に進んで、ステップ 6 2 0 0 で求めた標準偏差 が深刻衰退閾値を超えるかどうかを比較する。深刻衰退閾値を超えると、ステップ 6 4 1 0 で深刻衰退警報を出力する。

【 0 0 4 1 】

当ステップ 6 4 0 0 の判定が否であれば、ステップ 6 5 0 0 に進んで、ステップ 6 2 0 0 で求めた標準偏差 が衰退閾値を超えるかどうかを比較する。衰退閾値を超えると、ステップ 6 5 1 0 で衰退警報を出力する。

【 0 0 4 2 】

本発明の一実施例によれば、まず経験データによって、該モデルの A P U の起動機が安定期にある時の起伏比を分析して、そして安定期の起伏比を基準として、他の閾値をさら

10

20

30

40

50

に確定する。例えば、本発明の一実施例によれば、衰退閾値は安定期の変化傾向の1.5 ~ 2.0倍であり、故障期閾値は安定期の変化傾向の2 ~ 3倍である。

【0043】

このようなある時間には絶えず更新するデータを使って変化傾向を分析する方法は移動ウィンドウ法と言われる。移動ウィンドウの大きさ、即ち計算範囲に収められる点の数Mの選択が多種の要因によって決められて、例えば、測量時間の間隔及び制御策略などである。移動ウィンドウが小さければ小さいほど、データの起伏比が正常起伏の影響を受けやすく、過度の誤報を起こし、本発明の効果を影響する。移動ウィンドウが大きすぎれば、変化傾向を反映することは比較的に正確なのに、本発明の適時性が低下して、直ちに正確に警告情報を出すことができない。そこで、移動ウィンドウの大きさは本発明には重要な影響を与える。本発明の一実施例によれば、毎日2 ~ 3点を測量する前提に基づいて、Mの値は約5である。本発明の他の実施例によれば、毎日2点以下を測量する前提に基づいて、Mの値は約10である。

10

【0044】

本発明の一実施例によれば、誤警告を減少して正確度を向上させるために、継続的に2回の衰退警告が出る時だけに、APUの起動機のパフォーマンスが衰退期に入ることを確認する。継続的に2回以上の故障警告が出る時だけに、APUの起動機のパフォーマンスが故障期に入ることを確認する。

【0045】

図7は本発明の他の実施例におけるAPUの起動機のパフォーマンスの検出方法のフロー図である。図面に示したように、該APUの起動機のパフォーマンスの検出方法7000において、図6に示した実施例と相似して、ステップ7100で、飛行機のAPUの起動機のある作業時間の運行データ、例えば起動時間STAを獲得する。

20

【0046】

ステップ7200で、現在の時点の前のMの起動時間STAを取って、その平均値AVG及び標準偏差を求める。前の一定の数の点の平均値と標準偏差を求めることは、次の点の判定のために変動範囲を設定するのであるが、可能なノイズ点の数値を捨てる必要がある。下記に記載されることによれば、高値計数器は変動が予設範囲を超える偏差点を記録するためであり、偏差点が継続的に出現する回数が警報数に達しないと、これらの偏差点が平均値と標準偏差計算の見本の範囲に記入されない。本発明の一実施例によれば、Mの値は20であればいい。

30

【0047】

ステップ7300で、前のステップに求めた標準偏差が故障閾値を超えるかどうかを比較する。故障閾値を超えると、ステップ7310には、故障警報を出力する。

【0048】

当ステップ7300の判定が否であれば、ステップ7400に進んで、ステップ7200で求めた標準偏差が衰退閾値を超えるかどうかを比較する。衰退閾値を超えると、ステップ7410で、衰退警報を出力する。

【0049】

当ステップ7400の判定が否であれば、ステップ7500に進んで、計数器をゼロにする。これは、面の判定によって、偏差点が既に切断され、継続的な偏差点の数を計算するために、計数器をゼロにして、新たに計数する必要があるためである。

40

【0050】

ステップ7600では、次の時点に対応する起動時間STAが $AVG + n$ 以上であるかどうかを判定する。その中に、nの値が制御策略によって決められる。nの値が比較的高いと、突然に変化する点に対する制御が比較的に緩和して、このように、誤報を減少することができるが、報告漏れのリスクがある。nの値が低いと、突然に変化する点に対する制御が比較的に厳格で、このように報告漏れを防止することができるが、頻繁な警報に直面する可能性がある。一般的に、nの値は2 - 5の間にある。本発明の一実施例によれば、nの値は3である。

50

【 0 0 5 1 】

ステップ 7 6 0 0 判定が是であれば、ステップ 7 6 1 0 に進んで、計数器を + 1 する。次に、ステップ 7 6 2 0 には、高値計数器が予設警報数に等しいかどうかを判定する。判定は否であると、ステップ 7 6 0 0 に戻す。判定は是であると、継続的に予設警報数に達する起動時間 S T A が予設の正常な起伏範囲を超えることがあり、且つ上方へジャンプすることが表われ、この時に、ステップ 7 6 3 0 に進んで、上昇ジャンプ警報を出す。

【 0 0 5 2 】

本発明の一実施例によれば、単独で一回のジャンプが多種の原因から招かれる可能性があるため、継続的に一定数を超える以外に警報しないで、これによって、誤報を排除する。予設警報数の値と制御策略に関して、一般的に値は 2 ~ 5 である。

10

【 0 0 5 3 】

ステップ 7 7 0 0 では、高値計数器をゼロにする。継続的に偏差点の数が予設の警報数時に達すると、偏差点の出現はもう偶発的な現象でなく、ノイズ点として排除すべきではない。この時、計数器をゼロにして、次のステップ 7 2 0 0 に循環する時に、これらの偏差点が保留されて、それを参照見本に記入する。このステップが終わる後に、ステップ 7 1 0 0 に戻す。

【 0 0 5 4 】

図 8 は本発明の一実施例における A P U の起動機の性能変化の例である。図面の実線の位置で、A P U の起動機が交換を行う。図 8 に示したように、A P U の起動機を交換する前に、起動時間 S T A が非常に急速に上昇する。前記の方法を使用すれば、S T A が急速に高くなって、偏差指数、例えば標準偏差も急速に上昇して、すぐに A P U の起動機の性能が悪くなって、衰退期に入る警報が発生することが発見される。

20

【 0 0 5 5 】

同時に、起動時間 S T A 以外に、A P U の他のパラメータも正常に保持することを注意する。前記他のパラメータには、A P U 排気温度 E G T、引起圧力 P T、吸気口インペラ角度 I G V を含んで、それに限らない。それらが全部に正常な範囲に保持される。これは A P U の起動機の故障の一つの重要な特徴である。

【 0 0 5 6 】

A P U の燃油ユニット F C U の性能が悪くなる表現もこれと非常に似ていることも注意する。そこで、燃油制御ユニットの故障と区別する必要がある。先ず、同じような起動時間 S T A の標準偏差の離散であるが、A P U の燃油ユニット F C U の性能が悪くなると、S T A の悪くなる速度が遅くて、S T A の表現が良いときも悪いときもあり、そこで、離散の面積がもっと大きい。一方、起動機が故障すると、S T A が一方的に上昇することがよくあり、速度ももっと速い。且つ、A P U の燃油ユニット F C U の性能が悪くなるものの、S T A 以外に他のパラメータが良く保持されるが、燃料供給が安定しないで、N P A と E G T P とともに徐々に悪くなる。

30

【 0 0 5 7 】

図 9 は本発明の一実施例における飛行機の補助動力ユニット A P U の起動機の性能検出システムの構成の模式図である。図 9 に示したように、A P U の起動機の性能検出システムには、ある期間の A P U に関するメッセージを獲得するメッセージ獲得ユニット 9 0 1 と、必要される A P U の起動機運行データを解析するメッセージ解析ユニット 9 0 2 と、及び前記起動機の運行データに基づいて前記 A P U の起動機の性能が安定期、衰退期、深刻衰退期又は故障期にあることを確定する性能検出ユニット 9 0 3 と、を含む。

40

【 0 0 5 8 】

本発明の一実施例によれば、本発明は、処理機と、処理機と接続して、コンピュータ読み取り可能なコードを記憶するメモリを含む飛行機の補助動力ユニット A P U の起動機の性能検出装置に関して、前記コンピュータ読み取り可能なコードは前記処理機で運行して、ある期間の A P U に関するメッセージを獲得するステップと、前記メッセージに基づいて前記 A P U の起動機の起動時間 S T A を含む運行パラメータを解析するステップと、前記 A P U の起動機の性能が安定期、衰退期、深刻衰退期又は故障期にあることを確定するステ

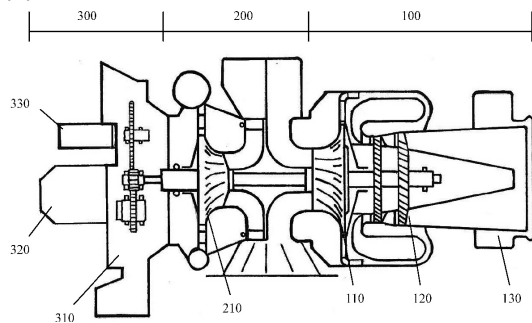
50

ップと、を実行する。

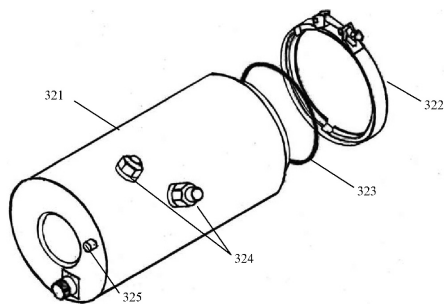
【 0 0 5 9 】

上記の実施形態例は、本発明を説明するためのものであり、本発明を制限するものではない。同業者は、本発明の範囲を逸脱することなく各種の変化又は変更を実施できるので、均等の技術案も全て本発明の開示範囲に属するものと理解されるべきである。

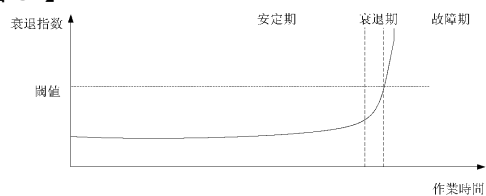
【 図 1 】



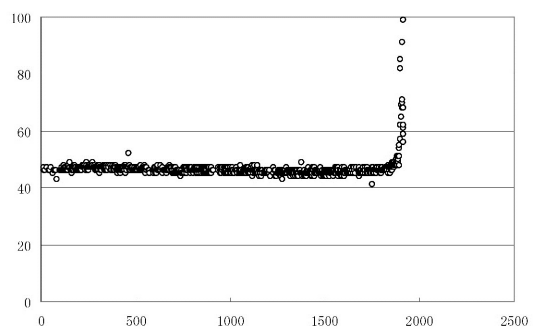
【 図 2 】



【 図 3 】



【 図 4 】

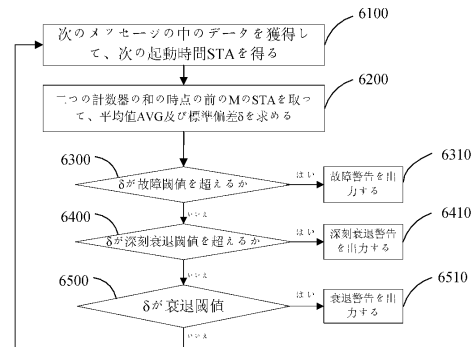


【図 5】

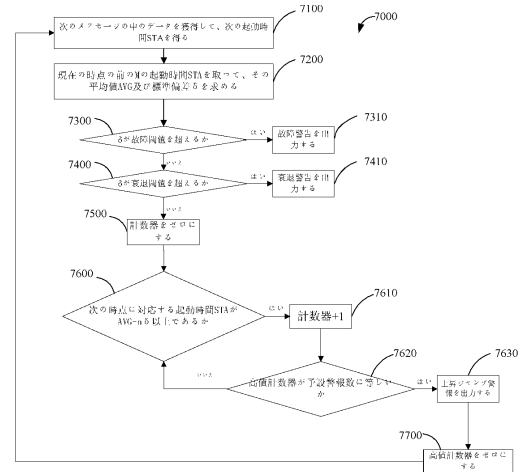
APU MES/IDLE REPORT <13>

| | A/C ID 飛行機番号 | DATE UTC UTC 時 | FROM 離陸 | TO 着陸 | FLT フライト 番号 | |
|----|-----------------------------------|---------------------|---------------|--------------------|-------------------|-------------|
| CC | BXXXX | yyyy-dd-mm xx:xx:xx | - | - | - | |
| | PH | CNT | CODE | BLEEDSTATUS | APU | |
| | | 計数 | 触発コード | ブリード弁の状況 | APU ブリード弁 | |
| C1 | 11 | 76401 | 4000 | 16 0000 1 00000 19 | 1 | |
| | TAT | ALT | CAS | MN | GW | CG DMU |
| | 全温度 | 標高 | 計算対気速 度 | マフハ速 度 | 総重量 | 重心 版本 |
| CE | 23.3 | 150 | - | - | 65600 | 29.2 I71CA2 |
| | ASN | AHRS | ACYC | PHAD | | |
| | APU 番号 | APU 時間 | APU 循環 | APU 性能調整 | | |
| E1 | 2056 | 18477 | 16894 | 4000 | | |
| | ESN | ACW1 | ACW2 | NA | EGTA | IGV |
| | エンジン コード番号 | 制御ワード 1 | 制御ワード 2 | 回転速度 | 排気温度 | IGV 位置 |
| N1 | 011909 | 00000 | 0A000 | 99.7 | 588 | -5 |
| N2 | 011473 | 00000 | 0A000 | 99.8 | 580 | -5 |
| N3 | 000000 | 00000 | 04000 | 99.8 | 388 | 82 |
| | P2A | LCIT | WB | PT | LCDT | OTA GLA |
| | 吸気圧力 | 荷重圧縮 機入口温 度 | 抽気流量 | 抽気圧力 | 荷重圧縮 機出口温 度 | 電機荷 重 |
| 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 起動時パラメータ) | | | | | |
| | 起動時間 | EGT ピーク 値 | EGT の回転 速度 | 潤滑油温 度 | 荷重圧縮 機入口温 度 | |
| V1 | 49 | 808 | 35 | 110 | 32 | |

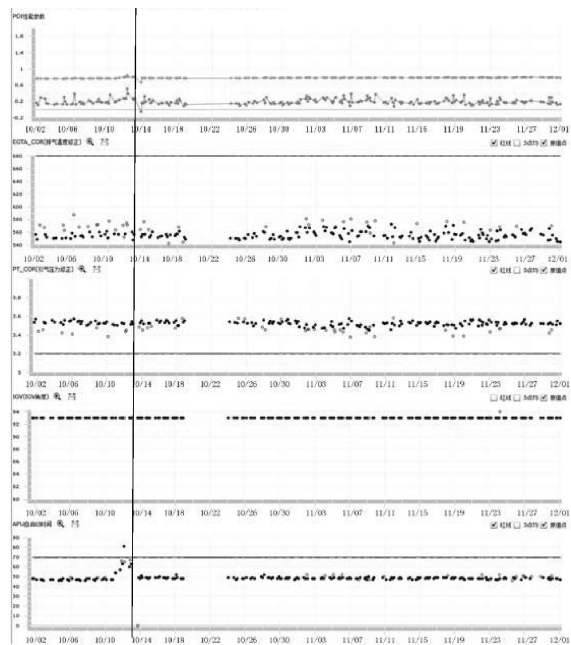
【図 6】



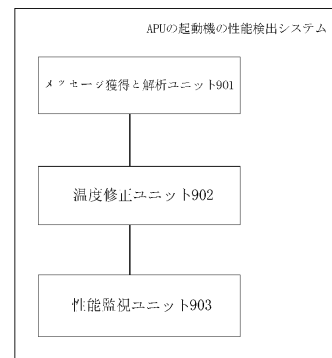
【図 7】



【図 8】



【図 9】



フロントページの続き

- (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 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
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 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 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 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 ジョン, 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 シー, グオガン
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 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

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)
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)
米国特許出願公開第2003/0149550(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