



(19)中華民國智慧財產局

(12)發明說明書公告本 (11)證書號數：TW I625274 B

(45)公告日：中華民國 107 (2018) 年 06 月 01 日

(21)申請案號：103125398 (22)申請日：中華民國 103 (2014) 年 07 月 24 日

(51)Int. Cl. : **B64D41/00 (2006.01)** **F02N11/10 (2006.01)**

(30)優先權：2013/07/24 中國大陸 201310313849.X

(71)申請人：中國國際航空股份有限公司(中國大陸) (CN)

中國大陸

(72)發明人：顧祝平(CN)；黃磊(CN)；丁慧鋒(CN)；吳家駒(CN)；鄭逢亮(CN)；鍾磊(CN)；施國剛(CN)；陳磊(CN)

(74)代理人：李文賢

(56)參考文獻：

CN 102320382A

CN 102866014A

US 2007/060390A1

US 2003/0149550A1

審查人員：葉大功

申請專利範圍項數：12 項 圖式數：9 共 33 頁

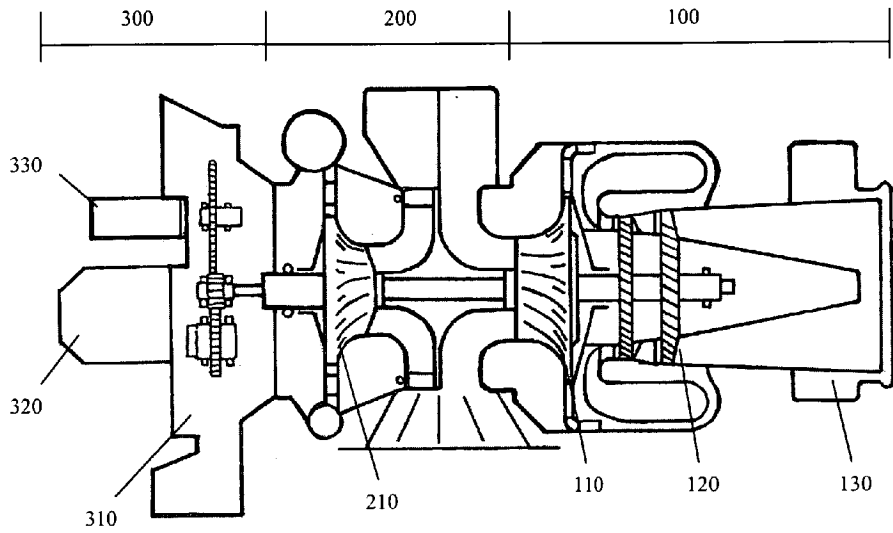
(54)名稱

飛機輔助動力單元啟動機性能檢測方法和裝置

(57)摘要

本發明涉及一種輔助動力單元啟動機的性能檢測方法，包括：獲取一時間段內多個時間點上與輔助動力單元有關的封包；根據所述封包獲取所述輔助動力單元啟動機的運行參數，所述運行參數包括啟動時間；計算所述時間段內所述啟動時間的平均值以及偏差指數；根據所述偏差指數確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期、衰退期或故障期。

指定代表圖：



符號簡單說明：

- 100 . . . 功率部件
- 110 . . . 功率壓氣機
- 120 . . . 渦輪元件
- 130 . . . 排氣元件
- 200 . . . 負載部件
- 210 . . . 負載壓氣機
- 300 . . . 附件部件
- 310 . . . 附件齒輪箱
- 320 . . . 啟動機
- 330 . . . 發電機

第 1 圖

【發明說明書】

【中文發明名稱】 飛機輔助動力單元啟動機性能檢測方法和裝置

【技術領域】

【0001】 本發明涉及一種飛機部件性能的檢測方法，特別地，涉及一種飛機輔助動力單元啟動機性能的檢測方法。

【先前技術】

【0002】 機載輔助動力單元（Airborne Auxiliary Power Unit），簡稱輔助動力單元（APU），是安裝在飛機尾部的一台小型渦輪發動機。APU的主要功能是提供電源和氣源，也有少量的APU可以向飛機提供附加推力。具體來說，飛機在地面上起飛前，由APU供電來啟動主發動機，從而不需依靠地面電、氣源車來發動飛機。在地面時，APU還提供電力和壓縮空氣保證客艙和駕駛艙內的照明和空調。在飛機起飛時，APU可作為備用電源使用。在飛機降落後，仍由APU供應電力照明和空調。APU的功能決定了其運行的穩定性直接關係到飛機的飛行成本和服務品質。

【0003】 APU的點火啟動是透過啟動機來完成的。航空燃氣渦輪發動機的結構和迴圈過程決定了它不能自主的點火啟動。這是因為，在靜止的發動機中直接噴油點火，因為壓氣機沒有旋轉，前面空氣沒有壓力，就不能使燃氣向後流動，也就無法使渦輪轉動起來，這樣會燒毀燃燒室和渦輪導向葉片。所以，燃氣渦輪發動機的啟動特點就是：先要氣流流動，再點火燃燒，也即是發動機必須要先旋轉，再啟動。根據這個啟動特點，就必須在點火燃燒前先由啟動機通過消耗電能來帶動發動機

第1頁，共18頁(發明說明書)

旋轉。

【0004】 APU的啟動過程是使APU轉子從靜止狀態過渡到穩定工作狀態的加速過程，即APU轉子轉速從0加速至95%以上的工作過程。在這一過程中，APU轉子能否在規定的時間內達到規定的工作轉速進入穩定工作狀態，主要取決於APU轉子在啟動過程中所獲得的轉矩大小。隨著啟動機工作時間增長，由於內部勵磁場變形、銅、鐵損的增加以及機械磨損等原因，導致碳刷接觸性下降或內部摩擦力增加等，其效能逐漸降低，輸出功率也隨之降低。當啟動機輸出功率下降到一定程度時，啟動機無法使APU轉子獲得足夠的轉矩，即發生啟動機失效。

【0005】 APU啟動機是APU的重要部件，一旦啟動機失效，將會直接導致其無法啟動運行，從而使飛機停飛。據統計，啟動機故障占APU故障總量的近半數，是APU正常工作的主要障礙，也是改善APU維護水準所需解決的主要問題。目前來看，對APU啟動機並沒有有效的維護方法，只能事後進行維修。並且由於啟動機性能衰退較快（一般來說，從進入衰退階段到發生故障基本在三十個飛行小時之內），這就需要對飛機APU啟動機性能的衰退現象做出迅速的反應，以留出準備備件的時間，這對保證飛機正點運行十分重要，同時也能更精確地控制庫存，甚至實現零庫存。

【發明內容】

【0006】 針對先前技術中存在的上述技術問題，本發明的一個概念提出一種輔助動力單元啟動機的檢測方法，包括：獲取一時間段內多個時間點上與輔助動力單元有關的封包；根據所述封包獲取所述輔助動力

單元啟動機的運行參數，所述運行參數包括啟動時間STA；計算所述時間段內所述啟動時間STA的平均值AVG以及偏差指數 δ ；根據所述偏差指數 δ 確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期、衰退期或故障期。

【0007】 如上所述的方法，其中確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期，衰退期，或故障期的步驟包括：回應於所述偏差指數 δ 小於衰退閾值，確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期；響應於所述偏差指數 δ 大於所述衰退閾值且小於故障閾值，確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於衰退期；以及回應於所述偏差指數 δ 大於所述故障閾值，確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於故障期。

【0008】 如上所述的方法，進一步包括：確定所述輔助動力單元啟動機處於穩定期時所述偏差指數 δ ；其中，所述衰退閾值大約為所述穩定偏差指數 δ 的1.5-2.0倍，故障閾值大約為所述穩定偏差指數 δ 的2-3倍。

【0009】 如上所述的方法，其中所述時間段約為2-3天。

【0010】 如上所述的方法，其中在所述時間段內獲取大約5-10個與輔助動力單元有關的封包。

【0011】 如上所述的方法，進一步包括：確定根據下一個通過輔助動力單元相關的封包得出的啟動時間 STA_{next} ；回應於 STA_{next} 大於 $AVG+n\delta$ ，確定根據下一個與輔助動力單元相關的封包得出的 STA_{next+1} 是否大於 $AVG+n\delta$ ；以及回應於根據與輔助動力單元相關的封包得出啟動時間STA連續大於 $AVG+n\delta$ 超過預設報警次數Z，發出報警；其中，n為2-5；Z為3-5。

【0012】 如上所述的方法，回應於根據與輔助動力單元相關的封包得出的啟動時間STA小於 $AVG+n\delta$ ，重新計算所述啟動時間STA的平均值AVG以及偏差指數 δ 。

【0013】 如上所述的方法，回應於根據與輔助動力單元相關的封包得出的啟動時間STA連續大於 $AVG+n\delta$ 超過預設報警次數Z，重新計算所述啟動時間STA的平均值AVG以及偏差指數 δ 。

【0014】 如上所述的方法，其中所述偏差指數 δ 為標準差。

【0015】 如上所述的方法，其中所述n為2或3，Z為3。

【0016】 如上所述的方法，進一步包括：確定輔助動力單元的燃油元件工作正常。

【0017】 如上所述的方法，進一步包括：確定輔助動力單元的其他參數保持正常，所述其他參數包括但不限於：輔助動力單元排氣溫度EGT、引起壓力PT、進氣口葉片角度IGV和輔助動力單元渦輪效率NPA。

【0018】 本發明的另一個概念提出一種飛機輔助動力單元啟動機的性能檢測裝置，包括：封包獲取單元，其獲取一時間段內與輔助動力單元有關的封包；封包解析單元，其解析出所需要的輔助動力單元啟動機運行資料；以及性能檢測單元，其根據所述啟動機運行資料確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期、衰退期、嚴重衰退期或故障期。

【0019】 本發明的又一概念提出一種飛機輔助動力單元啟動機的性能檢測裝置，包括：處理器；以及與處理器相連的記憶體，其存儲電腦可讀代碼；所述電腦可讀代碼在所述處理器上運行以執行以下步驟：獲取一時間段內與輔助動力單元有關的封包；根據所述封包解析出所述

輔助動力單元啟動機運行參數，所述運行參數包括啟動時間STA；確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期、衰退期、嚴重衰退期或故障期。

【圖式簡單說明】

【0020】

[第1圖]係本發明的一個實施例的飛機輔助動力單元的結構示意圖。

[第2圖]係本發明的一個實施例的飛機輔助動力單元啟動機的結構示意圖。

[第3圖]係本發明的一個實施例的輔助動力單元啟動機性能變化的曲線圖。

[第4圖]係輔助動力單元啟動機啟動時間資料的統計趨勢圖。

[第5圖]係空中巴士公司的A13封包的一個實例。

[第6圖]係本發明的一個實施例的輔助動力單元啟動機性能的檢測方法的流程圖。

[第7圖]係本發明的另一個實施例的輔助動力單元啟動機性能的檢測方法的流程圖。

[第8圖]係本發明的一個實施例的輔助動力單元啟動機性能變化的實例。

[第9圖]係本發明的一個實施例的飛機輔助動力單元啟動機的性能檢測系統的結構示意圖。

【實施方式】

【0021】 為使本發明實施例的目的、技術方案和優點更加清楚，下面將結合本發明實施例中的附圖，對本發明實施例中的技術方案進行清楚、完整地描述，顯然，所描述的實施例是本發明一部分實施例，而不是全部的實施例。

【0022】 在以下的詳細描述中，可以參看作為本發明一部分用來說明本發明的特定實施例的各個說明書附圖。在附圖中，相似的附圖標記在不同圖式中描述大體上類似的組件。本發明的各個特定實施例在以下進行了足夠詳細的描述，使得具備本領域相關知識和技術的普通技術人員能夠實施本發明的技術方案。應當理解，還可以利用其它實施例或者對本發明的實施例進行結構、邏輯或者電性的改變。

【0023】 第1圖顯示根據本發明的一個實施例的飛機輔助動力單元（Airborne Auxiliary Power Unit，下稱APU）的結構示意圖。如圖所示，飛機APU主要包括功率部件100、負載部件200，以及附件部件300。其中，功率部件100主要包括功率壓氣機110、渦輪元件120，以及排氣元件130等；負載部件200主要包括負載壓氣機210；附件部件300主要包括附件齒輪箱310、啟動機320，以及發電機330等。進氣道進入的氣流分成兩股，一股進入功率壓氣機110和渦輪元件120，主要用來帶動APU旋轉，然後氣流通過排氣元件130排走；而另一股氣流進入負載壓氣機210，這部分氣流由負載壓氣機增壓，專門用於產生供飛機使用的壓縮空氣。在這股氣流的進口有流量調節活門（進口導流葉片），它根據飛機對壓縮空氣的需求，即時的對活門（葉片）開度進行調節，來控制進入負載壓氣機的空氣的多少。

【0024】 第2圖示出了根據本發明的一個實施例的APU啟動機的示意圖。啟動機320的主要部分為直流電動機總成321，其通過V型卡箍322以及O型圈323被連接到附件齒輪箱310上。直流電動機總成321上具有直流電供電接線樁324以及電刷磨損指示器325。一般來說，啟動機的兩個供電接線樁324一端接入28V DC，一端接地。電刷磨損指示器325中設置有在塑膠罩中能清楚的看見的銷。當顯示指示器銷時，電刷是可用的；當沒有顯示指示器銷時，必須更換啟動機的電刷部分。

【0025】 根據本發明的一種實施方式，啟動系統從飛機的直流系統上獲得電源，將28V直流電壓供到電池匯流條（BAT BUS），通過電流接觸器供到啟動機。啟動系統旋轉並加速APU轉子，使其達到燃油和點火系統能夠投入工作的轉速，然後點火燃燒燃油，APU進一步加速。當轉速達到APU正常轉速的35%至60%後，關閉啟動機，同時APU繼續加速至正常工作轉速。例如，對於APS3200型APU，當轉速達到APU正常轉速的55%時，關閉啟動機；而對於GTCP131-9A型APU，當轉速達到APU正常轉速的50%時，關閉啟動機。

【0026】 啟動機的性能變化遵循一定規律：在使用前期和中期，啟動機的性能較為穩定，而在後期會出現性能的退化，直至故障。第3圖為APU啟動機性能變化曲線的示意圖。從圖中可以看出，隨著使用時間的增加，由於飛機APU啟動機性能逐漸退化，衰退指數逐漸增加。當APU啟動機性能的衰退指數比較穩定時，其性能處於穩定期；當APU啟動機的性能衰退逐漸加快時，其性能進入衰退期；當超過某一個閥值時，其性能進入故障期，可能隨時出現故障。當APU啟動機進入故障期後，既

影響APU的使用，對服務品質和飛行安全產生不利後果；又容易產生非計劃性的維修，造成航班的延誤和停飛。

【0027】 飛機APU啟動機的性能主要通過APU的啟動時間來表徵。第4圖是APU啟動機性能變化引起APU啟動時間資料變化的統計趨勢圖。如第4圖所示，當啟動機處於穩定期時，APU啟動時間的變化範圍很小，而當APU啟動機處於衰退期時，APU啟動時間發生向上的躍變，直至故障導致APU無法啟動。並且，從第4圖中可以看出，由進入衰退期到發生故障的時間是很短的。因此，啟動機衰退期的檢測更顯得非常重要。

【0028】 先前技術中還沒有手段可以對APU啟動機的性能是否進入衰退期進行檢測。而本發明的某些實施例可以實現這種檢測。對於衰退期的檢測有如下好處：當APU啟動機處於衰退期時，發生故障的機率仍然非常低。如果選擇在此時機對飛機進行檢修，飛行安全和服務品質是可以得到保障的。此時，航空公司可以適時地安排對飛機的檢修，從而避免了非計畫的維修，減少飛機的延誤。也同時避免了按固定時限進行檢修時造成的檢修成本的浪費。

【0029】 多種方法可以用來獲取啟動時間STA這一運行參數。例如，透過儲存在飛機黑盒子中的資料就可以獲得上述資料。

【0030】 透過飛機製造商提供的資料系統也可以方便地獲取上述資料，並實現地面即時檢測。例如，空中巴士公司的Aircraft Condition Monitoring System(ACMS)系統以及波音公司的Aircraft Health Monitor (AHM)系統都可以即時監測飛機的運行資料，並且，當滿足一

定的觸發條件時，自動生成包含一系列資料資訊的封包。

【0031】 根據本發明的一個實施例，APU的相關運行資料可以利用飛機資料系統（例如ACMS或AHM系統）獲取並呈現在生成的相關封包中。這類封包資訊可以透過飛機通信定址與報告系統（ACARS Aircraft Communications Addressing and Reporting System）系統傳輸至地面，並進一步分發到不同航空公司的伺服器上。根據本發明的一個實施例，APU封包也可以通過航空電信網（ATN Aviation Telecommunication Network）的通信裝置或系統傳輸。

【0032】 實際上，對於現有的飛行資料系統而言，APU的性能監視是已有的專案，因此，可以自動生成對應的APU封包，並透過ACARS或ATN傳輸到地面。但是，這些監視的資料並沒有被用於APU性能的衰退期檢測。例如，空中巴士公司的A13封包，即（APU MES/IDLE REPORT），或者波音公司的APU封包就是這樣的APU封包的實例。在以下實施例中，以空中巴士公司的A13封包為實例進行說明。波音公司APU封包的處理與此類似。

【0033】 第5圖顯示空中巴士公司的A13封包的一個實例。如圖所示，A13封包主要包含了4部分資訊，分別為：報頭、APU履歷資訊、啟動飛機發動機的運行參數及APU啟動參數。

【0034】 報頭由CC和C1段組成，主要包含了飛機的航班資訊、封包產生航段階段、引氣活門狀態、總溫（即外界溫度）等資訊。APU履歷資訊由E1段組成包括APU序號、執行時間和迴圈等資訊。啟動飛機發動機的運行參數由N1至S3段組成；其中N1、S1表示的是啟動第一台飛

機發動機時的運行情況，N2、S2表示啟動第二台飛機發動機時的運行情況，N3、S3為APU啟動發動機完成後APU慢車時的情況。其中，與啟動機性能相關的資料為啟動時間STA。

【0035】 由第5圖可以看出，啟動時間STA這一APU運行參數包含在現有的A13號封包中。因此，利用此封包所獲取的資料可以實現本發明的APU啟動機性能檢測。

【0036】 第6圖是根據本發明的一個實施例的APU啟動機性能的檢測方法的流程圖。如圖所示，所述APU啟動機性能的檢測方法中，在步驟6100，透過獲取飛機APU啟動機在某一時間點的運行資料，例如啟動時間STA。

【0037】 根據本發明的一個實施例，步驟6100中所需的資訊可以從例如A13封包的APU封包中獲取。例如，從國際航空電訊集團SITA網控制中心和中國民航資料通信公司ADCC網控制中心可以遠端即時獲取飛機APU運行的A13封包，通過封包解碼器將所述的飛機APU運行狀態A13封包解碼，得到所需要的飛機APU啟動機運行資訊。

【0038】 在步驟6200，取之前的M個啟動時間STA，求其均值AVG以及標準差 δ 。根據本發明的一個實施例，M的取值可以為20。

【0039】 在步驟6300，比較上一步驟中所求得的標準差 δ 是否超過故障閾值。如果超過故障閾值，則在步驟6310，輸出故障報警。

【0040】 當步驟6300判斷為否時，進入步驟6400，比較步驟6200中所求得的標準差 δ 是否超過嚴重衰退閾值。如果超過嚴重衰退閾值，則在步驟6410，輸出嚴重衰退報警。

【0041】 當步驟6400判斷為否時，進入步驟6500，比較步驟6200中所求得的標準差 δ 是否超過衰退閾值。如果超過衰退閾值，則在步驟6510，輸出衰退報警。

【0042】 根據本發明的一個實施例，首先透過經驗資料分析所述型號APU啟動機處於穩定期時的波動率，而後以穩定期波動率為基準，進一步確定其它閾值。例如，根據本發明的一個實施例，衰退閾值為穩定期變化趨勢的1.5-2.0倍，故障期閾值為穩定期變化趨勢的2-3倍。

【0043】 這種用一段時間內不斷更新的資料分析變化趨勢的方法可以稱為移動視窗法。移動視窗的大小，即納入計算範圍的點的個數M的選擇取決於多種因素，例如，測量時間的間隔以及控制策略等。如果移動視窗越小，資料的波動率越容易受到正常波動的影響，從而出現過多的誤報，影響本發明的效果。如果移動視窗過大，雖然反映變化趨勢較為準確，但是這會降低本發明的時效性，無法及時準確地發出告警資訊。因此，移動視窗的大小對於本發明有著重要的影響。根據本發明的一個實施例，在每天測量2-3個點的前提下，M的取值約為5。根據本發明的另一個實施例，在每天測量低於或等於2個點的前提下，M的取值約為10。

【0044】 根據本發明的一個實施例，為了減少誤告警和提高準確度，如果連續出現2次的衰退告警時，才確認APU啟動機的性能進入衰退期；而連續出現2次以上的故障告警時，才確認APU啟動機的性能進入故障期。

【0045】 第7圖是根據本發明的另一個實施例的APU啟動機性能的

檢測方法的流程圖。如圖所示，所述APU啟動機性能的檢測方法中，與第6圖所示的實施例相似，在步驟7100，通過獲取飛機APU啟動機在某一工作時間的運行資料，例如啟動時間STA。

【0046】 在步驟7200，取當前時間點之前的M個啟動時間STA，求其均值AVG以及標準差 δ 。求取之前一定個數個點的均值和標準差是為了給下一個點的判斷設定變動範圍，但需要去除有可能為噪點的數值。根據將在下文描述的，高值計數器用於記錄變動超出預設範圍的偏差點，當偏差點連續出現的次數沒達到報警個數時，這些偏差點不計入均值和標準差計算的樣本範圍內。根據本發明的一個實施例，M的取值可以為20。

【0047】 在步驟7300，比較上一步驟中所求得的標準差 δ 是否超過故障閾值。如果超過故障閾值，則在步驟7310，輸出故障報警。

【0048】 當步驟7300判斷為否時，進入步驟7400，比較步驟7200中所求得的標準差 δ 是否超過衰退閾值。如果超過衰退閾值，則在步驟7410，輸出衰退報警。

【0049】 當步驟7400判斷為否時，進入步驟7500，歸零計數器。這是由於通過前面的判斷，偏差點已經斷開，要計算連續的偏差點的個數，就需要將計數器歸零，重新計數。

【0050】 在步驟7600，判斷下一個時間點對應的啟動時間STA是否大於 $AVG+n\delta$ 。其中，n的取值由控制策略決定，當n的取值較高時，對突變點的控制較為寬鬆，這樣可以減少誤報，但卻有漏報的風險；而當n的取值較低時，對突變點的控制較為嚴格，這樣可以防止漏報，但卻

可能面對頻次較高的報警。一般來說， n 的取值在2-5之間。根據本發明的一個實施例， n 的取值為3。

【0051】 當步驟7600判斷為是時，進入步驟7610，計數器+1。下一步，在步驟7620，判斷高值計數器是否等於預設報警個數。當判斷為否時，返回步驟7600。當判斷為是時，說明有連續達到預設報警個數的啟動時間STA超出預設的正常波動範圍，且向上方躍變，此時進入步驟7630，發出上升躍變報警。

【0052】 根據本發明的一個實施例，由於單獨一次的躍變可能由多種原因導致，所以需要連續超過一定個數才進入報警，以排除誤報。預設報警個數的取值與控制策略有關，一般取值為2-5。

【0053】 在步驟7700，歸零高值計數器。這是由於當連續偏差點的個數達到預設的報警個數時，偏差點的出現已不屬於偶然現象，不應該作為噪點排除。此時將計數器歸零，在下一次迴圈至步驟7200時，將會保留這些偏差點，使其計入參照樣本。此步驟結束後返回步驟7100。

【0054】 第8圖是根據本發明的一個實施例的APU啟動機性能變化的實例。其中在圖中實線的位置，APU的啟動機進行了更換。如第8圖所示，在更換APU啟動機之前，啟動時間STA非常快速的上升。如果採用前文所述的方法就會發現，STA快速的升高，偏差指數如標準差也快速上升，從而很快就會產生APU啟動機性能變壞，進入衰退期的警報。

【0055】 同時也需要注意到，除了啟動時間STA之外，APU的其他參數保持正常，所述其他參數包括但不限於：APU排氣溫度EGT、引起壓力PT、進氣口葉片角度IGV都保持在正常範圍之內。這是APU啟動機

故障的一個重要的特徵。

【0056】 另一個需要注意的是，APU燃油元件FCU的性能變壞的表現也與此非常類似。因此，需要與燃油控制元件故障相區別：首先，同樣是啟動時間STA的標準差離，但是APU燃油元件FCU的性能變壞時，STA變壞速度稍慢，但是STA表現時好時壞，因此離散的面積更大；而啟動機故障時，往往是STA單邊上升，速度也更快。而且，雖然APU燃油元件FCU的性能變壞時，除了STA外其他參數保持良好；但是，由於供油不穩定，NPA和EGTP也會逐漸變壞。

【0057】 第9圖是根據本發明的一個實施例的飛機輔助動力單元APU啟動機的性能檢測系統的結構示意圖。如第9圖所示，APU啟動機的性能檢測系統包括：封包獲取單元901，其獲取一時間段內與APU有關的封包；封包解析單元902，其解析出所需要的APU啟動機運行資料；以及性能檢測單元903，其根據所述啟動機運行資料確定所述APU啟動機的性能處於穩定期，衰退期，嚴重衰退期或故障期。

【0058】 根據本發明的一個實施例，一種飛機輔助動力單元APU啟動機的性能檢測裝置，包括：處理器；以及與處理器相連的記憶體，其存儲電腦可讀代碼；所述電腦可讀代碼在所述處理器上運行以執行以下步驟：獲取一時間段內與APU有關的封包；根據所述封包解析出所述APU啟動機運行參數，所述運行參數包括啟動時間STA；確定所述APU啟動機的性能處於穩定期、衰退期、嚴重衰退期或故障期。

【0059】 上述實施例僅供說明本發明之用，而並非是對本發明的限制，有關技術領域的普通技術人員，在不脫離本發明範圍的情況下，還

可以做出各種變化和變型，因此，所有等同的技術方案也應屬於本發明公開的範疇。

【符號說明】

【0060】

100	功率部件
110	功率壓氣機
120	渦輪元件
130	排氣元件
200	負載部件
210	負載壓氣機
300	附件部件
310	附件齒輪箱
320	啟動機
330	發電機
321	直流電動機總成
322	V型卡箍
323	O型圈
324	直流電供電接線樁
325	電刷磨損指示器
6100	獲取下一個封包中的數據，得到下一個啟動時間STA
6200	取兩個計數器之和個時間點之前的M個啟動時間STA，求 均值AVG以及標準差 δ
6300	δ 是否超過故障閥值
6310	輸出故障報警

6400	δ 是否超過嚴重衰退閾值
6410	輸出嚴重衰退報警
6500	δ 是否超過衰退閾值
6510	輸出衰退報警
7100	獲取下一個封包中的數據，得到下一個啟動時間STA
7200	取當前時間點之前的M個啟動時間STA，求均值AVG以及標準差 δ
7300	δ 是否超過故障閾值
7310	輸出故障報警
7400	δ 是否超過衰退閾值
7410	輸出衰退報警
7500	歸零計數器
7600	判斷下一個時間點對應的啟動時間STA是否大於 AVG+n δ
7610	計數器+1
7620	判斷高值計數器是否等於預設報警個數
7630	發出上升躍變報警
7700	歸零高值計數器
901	封包獲取單元
902	封包解析單元
903	性能檢測單元
STA	啟動時間

EGT	排氣溫度
PT	引起壓力
IGV	進氣口葉片角度
NPA	渦輪效率



【發明摘要】

IPC分類: **B64D 41/00** (2006.01)
F02N 11/10 (2006.01)

【中文發明名稱】 飛機輔助動力單元啟動機性能檢測方法和裝置

【中文】

本發明涉及一種輔助動力單元啟動機的性能檢測方法，包括：獲取一時間段內多個時間點上與輔助動力單元有關的封包；根據所述封包獲取所述輔助動力單元啟動機的運行參數，所述運行參數包括啟動時間；計算所述時間段內所述啟動時間的平均值以及偏差指數；根據所述偏差指數確定所述輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期、衰退期或故障期。

【指定代表圖】 第 1 圖

【代表圖之符號簡單說明】

- 100 功率部件
- 110 功率壓氣機
- 120 渦輪元件
- 130 排氣元件
- 200 負載部件
- 210 負載壓氣機
- 300 附件部件
- 310 附件齒輪箱
- 320 啟動機
- 330 發電機

【特徵化學式】 無

【發明申請專利範圍】

【第1項】一種飛機輔助動力單元啟動機的性能檢測方法，包括：

獲取一時間段內多個時間點上與輔助動力單元有關的封包；

根據該封包獲取該輔助動力單元啟動機的運行參數，該運行參數包括啟動時間STA；

計算該時間段內該啟動時間STA的平均值AVG以及偏差指數 δ ；

根據該偏差指數 δ 確定該輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期、衰退期或故障期，該確定步驟包括：

響應於該偏差指數 δ 小於衰退閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期；

響應於該偏差指數 δ 大於該衰退閾值且小於故障閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於衰退期；以及

響應於該偏差指數 δ 大於該故障閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於故障期；以及

確定該輔助動力單元啟動機處於穩定期時該偏差指數 δ ；

其中，該衰退閾值為該穩定偏差指數 δ 的1.5-2.0倍，故障閾值為該穩定偏差指數 δ 的2-3倍。

【第2項】根據請求項1所述的方法，其中該時間段為2-3天之間。

【第3項】根據請求項1所述的方法，其中在該時間段內獲取5-10個與輔助動力單元有關的封包。

【第4項】根據請求項1所述的方法，進一步包括：

確定根據下一個輔助動力單元相關的封包得出的啟動時間

STA_{next} ；

響應於 STA_{next} 大於 $AVG+n\delta$ ，確定根據再下一個與輔助動力單元相關的封包得出的啟動時間 STA_{next+1} 是否大於 $AVG+n\delta$ ；以及

響應於根據連續的與輔助動力單元相關的封包得出的啟動時間

STA 連續大於 $AVG+n\delta$ 超過預設報警次數 Z ，發出報警；

其中， n 為2-5， Z 為3-5。

【第5項】根據請求項4所述的方法，回應於根據與輔助動力單元相關的封包得出的啟動時間 STA 小於 $AVG+n\delta$ ，重新計算該啟動時間 STA 的平均值 AVG 以及偏差指數 δ 。

【第6項】根據請求項4所述的方法，回應於根據與輔助動力單元相關的封包得出的啟動時間 STA 連續大於 $AVG+n\delta$ 超過預設報警次數 Z ，重新計算該啟動時間 STA 的平均值 AVG 以及偏差指數 δ 。

【第7項】根據請求項1至6中任一項所述的方法，其中該偏差指數 δ 為標準差。

【第8項】根據請求項4至6中任一項所述的方法，其中該 n 為2或3， Z 為3。

【第9項】根據請求項1所述的方法，進一步包括：確定輔助動力單元的燃油元件工作正常。

【第10項】根據請求項1所述的方法，進一步包括：確定輔助動力單元的其他參數保持正常，該其他參數包括：輔助動力單元排氣溫度EGT、引起壓力PT、進氣口葉片角度IGV和輔助動力單元渦輪效率NPA。

【第11項】一種飛機輔助動力單元啟動機的性能檢測裝置，包括與處理器和記憶體，該記憶體用於存儲電腦可讀代碼以指示該處理器執行如下單元：

封包獲取單元，其配置為獲取一時間段內與輔助動力單元有關的封包；

封包解析單元，其配置為根據該與輔助動力單元有關的封包解析出輔助動力單元啟動機運行參數，該運行參數包括該時間段內的啟動時間STA；以及

性能檢測單元，其配置為根據該時間段內的該啟動機運行參數確定該輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期、衰退期、嚴重衰退期或故障期，該確定步驟包括：

響應於該偏差指數 δ 小於衰退閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期；

響應於該偏差指數 δ 大於該衰退閾值且小於故障閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於衰退期；以及

響應於該偏差指數 δ 大於該故障閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於故障期；以及

其中該性能檢測單元配置為確定該輔助動力單元啟動機處於穩定期時該偏差指數 δ ；以及

該衰退閾值為該穩定偏差指數 δ 的1.5-2.0倍，故障閾值為該穩定偏差指數 δ 的2-3倍。

【第12項】一種飛機輔助動力單元啟動機的性能檢測裝置，包括：

處理器；以及

與處理器相連的記憶體，其存儲電腦可讀代碼；

該電腦可讀代碼在該處理器上運行以執行以下步驟：

獲取一時間段內與輔助動力單元有關的封包；

根據該封包解析出該輔助動力單元啟動機運行參數，該運行參數包括啟動時間STA；

確定該輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期、衰退期、嚴重衰退期或故障期，該確定步驟包括：

響應於該偏差指數 δ 小於衰退閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於穩定期；

響應於該偏差指數 δ 大於該衰退閾值且小於故障閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於衰退期；以及

響應於該偏差指數 δ 大於該故障閾值，確定該輔助動力單元啟動機的性能處於故障期；以及

確定該輔助動力單元啟動機處於穩定期時該偏差指數 δ ；

其中，該衰退閾值為該穩定偏差指數 δ 的1.5-2.0倍，故障閾值為該穩定偏差指數 δ 的2-3倍。