



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102862685 B

(45) 授权公告日 2015.06.03

(21) 申请号 201210236985.9

卷(第10期), 第1868-1874页.

(22) 申请日 2012.07.09

李强等. 民航发动机性能衰退下的在翼寿命管理方法研究. 《第7届全国交通运输领域青年学术会议》. 2007, 第879-882页.

(66) 本国优先权数据

201110189470.3 2011.07.07 CN

左洪福等. 基于比例风险模型的航空发动机视情维修决策. 《航空动力学报》. 2006, 第21卷(第4期), 第716-721页.

(73) 专利权人 中国国际航空股份有限公司

左洪福等. 基于比例风险模型的航空发动机视情维修决策. 《航空动力学报》. 2006, 第21卷(第4期), 第716-721页.

地址 101300 北京市顺义区天竺空港工业区  
A区天柱路28号蓝天大厦9层

(72) 发明人 顾祝平 丁慧锋 郑逢亮 吴予赋  
吴家驹 朱毅 王炳正 马洪涛  
黄磊

左洪福等. 基于比例风险模型的航空发动机视情维修决策. 《航空动力学报》. 2006, 第21卷(第4期), 第716-721页.

(74) 专利代理机构 北京市铸成律师事务所

审查员 时缄

11313

代理人 郝文博

(51) Int. Cl.

B64F 5/00(2006.01)

G01M 3/26(2006.01)

(56) 对比文件

US 6529620 B2, 2003.03.04, 全文.

US 6922616 B2, 2005.07.26, 全文.

周茂军. 考虑性能衰退的航空发动机总体性能裕度设计研究. 《航空动力学报》. 2008, 第23

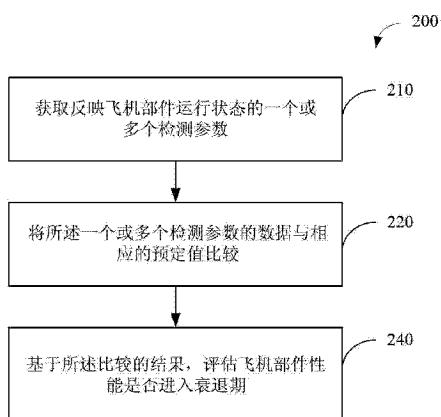
权利要求书2页 说明书16页 附图11页

(54) 发明名称

检测飞机部件的性能进入衰退期的方法及飞机的维修方法

(57) 摘要

本发明涉及一种检测飞机部件的性能进入衰退期的方法, 包括: 获取反映所述飞机部件运行状态的一个或多个检测参数; 将所述一个或多个检测参数的数据与相应的预定值比较; 以及基于所述比较的结果, 评估飞机部件性能是否进入衰退期。



1. 一种检测飞机部件的性能进入衰退期的方法,包括 :

获取反映所述飞机部件运行状态的一个或多个检测参数 ;

将所述一个或多个检测参数的数据与相应的预定值比较 ; 以及

基于所述比较的结果,评估所述飞机部件的性能是否进入衰退期 ;

其中,所述预定值为所述一个或多个检测参数的极限数值 ;

其中,将所述一个或多个检测参数的数据与相应的预定值比较的步骤包括 : 计算所述一个或多个检测参数的测量数值与对应的所述极限数值的差值或比值 ;

所述方法进一步包括 : 为所述一个或多个检测参数中的每一个检测参数的测量数值与所述极限数值的所述比值指定权重 ; 其中,根据所述多个检测参数的数据变化与所述飞机部件的故障事件的关联度得出每个检测参数的所述权重 ;

其中,基于所述比较的结果评估飞机部件性能是否进入衰退期的步骤包括 : 整合加权后的所述多个检测参数的测量数值与所述极限数值的所述比值,得出所述飞机部件的性能参考值 ; 以及响应于所述飞机部件的所述性能参考值大于门限值,确定所述飞机部件的性能进入衰衰退期。

2. 根据权利要求 1 所述的方法,其中获取反映所述飞机部件运行状态的一个或多个检测参数的步骤包括 :

获取与所述飞机部件运行状态相关的多个参数 ;

将所述多个参数的数据与所述飞机部件的故障事件相关联 ; 以及

基于所述多个参数与所述故障事件的关联,确定所述检测参数。

3. 根据权利要求 2 所述的方法,其中将所述多个参数的数据与所述飞机部件的故障事件相关联 ; 以及基于所述多个参数与所述故障事件的关联,确定所述检测参数包括 :

计算所述多个参数的数据变化与所述飞机部件的所述故障事件的关联度 ; 以及

将所述多个参数中所述关联度大于阈值的一个或多个参数作为所述检测参数。

4. 根据权利要求 3 所述的方法,其中所述阈值的范围是 0.3-0.5。

5. 根据权利要求 3 所述的方法,其中所述阈值的范围是 0.5-0.7。

6. 根据权利要求 3 所述的方法,进一步包括 :

计算所述多个检测参数之间的相关度 ; 以及

基于所述多个检测参数之间的相关度,去掉所述多个检测参数中的一个或多个。

7. 根据权利要求 1 所述的方法,其中获取反映所述飞机部件运行状态的一个或多个参数的步骤包括 :

获取与所述飞机部件运行状态相关的多个参数 ; 以及

根据所述多个参数所代表的物理含义,确定所述检测参数。

8. 根据权利要求 1 所述的方法,其中将所述一个或多个检测参数的所述测量数值替换为经折算的指定状态下的数值。

9. 根据权利要求 1 所述的方法,其中基于所述比较的结果,评估飞机部件性能是否进入衰衰退期的步骤包括确定所述一个或多个检测参数的测量数值是否接近或超过对应的所述极限数值。

10. 根据权利要求 1 所述的方法,其中所述预定值为所述一个或多个检测参数的变化趋势的参考斜率项 ;

其中,将所述一个或多个检测参数的数据与相应的预定值比较的步骤包括:计算所述一个或多个检测参数的测量数值在一段时间内变化趋势的斜率项。

11. 根据权利要求 10 所述的方法,进一步包括:将所述一个或多个检测参数的测量数值在一段时间内变化趋势的斜率项与参考斜率项比较,确定二者是否发生了显著变化。

12. 根据权利要求 11 所述的方法,其中基于所述比较的结果评估飞机部件性能是否进入衰退期的步骤包括:响应于所述一个或多于一个检测参数的测量数值在一段时间内变化趋势的斜率项相对于参考斜率项发生了显著变化,确定所述飞机部件的性能进入衰退期。

13. 根据权利要求 10 所述的方法,其中所述参考斜率项是所述飞机部件初始安装后一段时间内的变化趋势的斜率项。

14. 根据权利要求 10 所述的方法,其中所述参考斜率项是其他相同型号飞机上工作状态良好的所述飞机部件一段时间内的变化趋势的斜率项。

15. 根据权利要求 10 所述的方法,进一步包括将所述一个或多个检测参数的所述测量数值替换为经折算的指定状态下的数值。

16. 根据权利要求 10 所述的方法,进一步包括对所述一个或多个检测参数的所述测量数值进行平滑化处理。

17. 根据权利要求 16 所述的方法,其中所述平滑处理采用多点平均的滚动平均值法。

18. 根据权利要求 16 所述的方法,其中所述平滑处理采用如下公式:

$$X_{\text{new}} = C1X_{\text{smooth}} + C2X_{\text{old}}$$

其中,  $X_{\text{old}}$  是测量数值;  $X_{\text{new}}$  是平滑处理后的数值;  $X_{\text{smooth}}$  是邻近点经平滑后的数值或者附近几个点的平均值;  $C1$  和  $C2$  是权重值。

19. 根据权利要求 1 所述的方法,其中,将所述一个或多个检测参数的数据与相应的预定值比较的步骤包括:

将所述一个或多个检测参数在一个时间段内的测量数值作为一个样本;

将所述时间段之前等长时间内所述一个或多个检测参数的测量数值作为参考样本;以及

基于独立样本测试,确定所述样本与所述参考样本之间是否发生了显著变化。

20. 根据权利要求 19 所述的方法,其中基于所述比较的结果评估飞机部件性能是否进入衰退期的步骤包括:响应于所述一个或多于一个检测参数的测量数值的样本与对应的所述参考样本之间发生了显著变化,确定所述飞机部件的性能进入衰退期。

21. 根据权利要求 19 所述的方法,进一步包括将所述一个或多个检测参数的所述测量数值替换为经折算的指定状态下的数值。

22. 一种飞机的维修方法,包括:

根据权利要求 1-21 中任一项所述的方法,确定所述飞机的飞机部件的性能是否进入衰退期;

响应于所述飞机部件的性能进入衰退期,安排所述飞机的维修计划;以及  
对所述飞机的所述飞机部件进行维修。

## 检测飞机部件的性能进入衰退期的方法及飞机的维修方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞机维修相关的方法，特别地，涉及一种检测飞机部件的性能进入衰退期的方法。

### 背景技术

[0002] 飞机是现代社会重要的交通工具。每天许多人都搭乘飞机进行旅行。飞机的飞行安全性必须得到保证。当飞机的某一部件出现故障不符合放行条件时，飞机必须停下来进行维修，直到故障排除。因此，一旦飞机的某一部件出现故障将很可能导致飞机的延误，甚至停飞。

[0003] 目前对于飞机的维修采用的方式主要是事后维修或者按硬时限维修的方式。如上所介绍的，事后维修很难避免飞机的延误和停飞，因为对于飞机某些部件的维修是非常耗时的。有些时候，如果由于价格昂贵或备件用完等原因，机场没有可供替换的备件，这将直接导致飞机停飞。按硬时限维修的方式，在经过某一段固定时间后，就对飞机的某一部件进行维修或更换。这虽然在一定程度上可以避免飞机出现延误或者停飞，但是其缺点是成本过于高昂。特别是对于某些价格昂贵的部件，对其维修和更换时可能性能仍然良好，这将造成极大的浪费。另外，对于某些特殊的情况，飞机上的某些部件的性能可能很快变坏。此时，按硬时限维修的方式也无法完全避免飞机的延误和停飞。

### 发明内容

[0004] 针对现有技术中存在的一个或多个技术问题，根据本发明的一个方面，提出了一种检测飞机部件的性能进入衰退期的方法，包括：获取反映所述飞机部件运行状态的一个或多个检测参数；将所述一个或多个检测参数的数据与相应的预定值比较；以及基于所述比较的结果，评估飞机部件性能是否进入衰退期。

[0005] 根据本发明的另一个方面，提出一种飞机的维修方法，包括：根据上述方法确定所述飞机的飞机部件的性能是否进入衰退期；响应于所述飞机部件的性能进入衰退期，安排所述飞机的维修计划；以及对所述飞机的所述飞机部件进行维修。

[0006] 根据本发明的另一个方面，提出一种获取反映所述飞机部件运行状态的一个或多个检测参数的方法，包括：获取与所述飞机部件运行状态相关的多个参数；将所述多个参数的数据与所述飞机部件的故障事件相关联；以及基于所述多个参数与所述故障事件的关联，确定所述检测参数。

### 附图说明

[0007] 下面，将结合附图对本发明的优选实施方式进行进一步详细的说明，其中：

[0008] 图1是根据本发明的一个实施例的飞机部件性能变化曲线的示意图；

[0009] 图2是根据本发明的一个实施例的检测飞机部件的性能进入衰退期的方法的流程图；

- [0010] 图 3 是根据本发明的一个实施例获取反映所述飞机部件运行状态的检测参数的方法的流程图；
- [0011] 图 4 是根据本发明的一个实施例的检测飞机部件性能的方法的流程图；
- [0012] 图 5 是根据本发明的一个实施例的检测飞机部件性能的方法的流程图；
- [0013] 图 6 是根据本发明的一个实施例的检测飞机部件性能的方法的流程图；
- [0014] 图 7 是根据本发明的一个实施例的 APU 性能变化曲线的示意图；
- [0015] 图 8 是空客公司的 A13 报文的一个实例；
- [0016] 图 9 是根据本发明的一个实施例的 APU 性能的检测方法的流程图；
- [0017] 图 10 是根据本发明的另一个实施例的 APU 性能的检测方法的流程图；
- [0018] 图 11 是根据本发明的另一个实施例的 APU 性能的检测方法的流程图；
- [0019] 图 12 是机组氧气系统性能变化曲线的示意图；
- [0020] 图 13 是根据本发明的一个实施例的检测机组氧气系统性能的方法的流程图；
- [0021] 图 14 是根据本发明的一个实施例的机组氧气系统氧气瓶的氧气的标志压力与测量时间的关系示意图；
- [0022] 图 15 是根据本发明的一个实施例的机组氧气系统氧气瓶的氧气的标志压力与测量时间的关系示意图；
- [0023] 图 16 是根据图 15 所述实施例的机组氧气系统 24 小时 3 天滚动平均渗漏率与测量时间的关系示意图；以及
- [0024] 图 17 是根据本发明的一个实施例的对飞机机组氧气系统维修的方法的流程图。

## 具体实施方式

[0025] 图 1 是根据本发明的一个实施例的飞机部件性能变化曲线的示意图。随着使用时间的增加，所有的飞机部件的性能都会逐渐变差，即衰退指数会逐渐增加。衰退指数代表了飞机部件的性能变差的速度的快慢。飞机部件性能的衰退指数比较稳定时，飞机部件性能处于稳定期；当飞机部件的性能衰退逐渐加快时，飞机部件的性能进入衰退期；当超过某一个阈值时，飞机部件的性能进入故障期，可能随时出现故障。当飞机部件进入故障期后，对服务质量和服务安全会产生不利后果；同时容易产生非计划性的维修，造成航班的延误和停飞。现有技术中还没有手段可以对飞机部件的性能是否进入衰退期进行检测。

[0026] 对于衰退期的检测有如下好处：第一，当飞机部件处于衰退期时，发生故障的概率仍然非常低。如果选择在此时机对飞机进行检修，飞行安全和服务质量是可以得到保障的。第二，当检测到飞机部件处于衰退期后，航空公司可以适时地安排对飞机的检修，从而避免了非计划的维修，减少飞机的延误。也同时避免了按硬时限进行检修时造成成本浪费。当然，本发明的实施例也可以适用于故障期的检测。

[0027] 图 2 是根据本发明的一个实施例的检测飞机部件的性能进入衰退期的方法的流程图。如图所示，本实施例的检测方法 200 包括：在步骤 200，获取反映飞机部件运行状态的一个或多个检测参数；在步骤 220，将所述一个或多个检测参数的数据与相应的预定值比较；以及在步骤 240，基于所述比较的结果，评估飞机部件性能是否进入衰退期。

[0028] 实现飞机部件的性能的检测首先要解决的一个问题是针对哪些参数进行检测，即选择哪些反映该飞机部件运行状态的检测参数。以空客 A320 飞机为例，飞机采集到的系统

数据可以高达 13000 多个。这其中的许多参数也都能直接或间接地反映该飞机部件的性能。因此,如何从众多的飞机 部件的性能参数中选择合适的检测参数是一个难题,特别是针对结构比较复杂的飞机部件。

[0029] 图 3 是根据本发明的一个实施例获取反映所述飞机部件运行状态的检测参数的方法的流程图。如图所示,本实施例的获取检测参数的方法 300 包括 :在步骤 320, 获取与所述飞机部件运行状态相关的多个参数 ;在步骤 340, 将所述多个参数的数据与所述飞机部件的故障事件相关联 ;以及在步骤 360, 基于所述多个参数与所述故障事件的关联, 确定所述检测参数。

[0030] 在步骤 320, 与飞机部件运行状态相关的多个参数可以是飞机数据系统获取的全部参数,或者其一部分。根据各个参数所代表的物理含义,可以排除很大一部分与待检测的飞机部件完全无关的参数。根据本发明的一个实施例,根据飞机部件运行状态相关的多个参数所代表的物理含义,确定所述检测参数。

[0031] 利用已有的该飞机部件的故障事件发生时与所述飞机部件运行状态相关的多个参数的数据,通过数据挖掘可以判断哪些参数与该飞机部件的故障事件高度相关,由此可以确定检测参数的范围。

[0032] 根据本发明的一个实施例,计算所述多个参数的数据变化与所述飞机部件的所述故障事件的关联度。故障事件会直接影响某些参数的恶化。例如,如果机组氧气系统发生泄漏,机组氧气压力参数会急速下降。如果发动机出现故障,发动机的转速会迅速下降。这些参数的恶化就代表了故障事件的发生。计算与所述飞机部件运行状态相关的参数与代表了故障事件参数的关联度就可以反映这一参数与故障事件的关联度。根据本发明的一个实施例,利用偏相关(Partial Correlation)方法计算与所述飞机部件运行状态相关的参数与代表了故障事件参数的关联度。统计学中的多种偏相关分析方法都可以应用于本实施例中。如果经过计算发现该参数与故障事件的关联度大于一个阈值的,则将该参数作为一个检测参数。以此方法验证全部的与所述飞机部件运行状态相关的参数,就能得到反映飞机部件运行状态的检测参数。

[0033] 阈值的取值决定了最终检测参数的多少,也决定了性能检测的准确程度。参数越多当然检测越准确,然而实施该检测方法的成本也越高。如果飞机部件的性能与多个参数相关,每个参数的相关度都不高,则需要降低阈值以纳入更多的参数。根据本发明的一个实施例,阈值的取值范围是 0.3-0.5。如果飞机部件的性能与少数几个参数相关,而且与某些参数的相关度很高,则可以提高阈值,以减少不必要的检测。根据本发明的一个实施例,阈值的取值范围是 0.6-0.8。

[0034] 在获得了多个检测参数之后,也有可能这些检测参数之间可能是高度相关的。这种情况下,一个检测参数就可能代表了另一个检测参数。因此,可以通过相关度的检验,去掉一部分检测参数。根据本发明的一个实施例,计算多个检测参数之间的相关度 ;以及基于多个检测参数之间的相关度,去掉多个检测参数中的一个或多个。通过这一步骤就得到了相对独立的反映该飞机部件的运行状态的多个检测参数。

[0035] 通过将检测参数的测量数值与该检测参数的极限数值比较,能够比较直观地反映该检测参数的变坏程度。如果检测参数的测量数值必须控制在该检测参数的极限数值之内,当检测参数的测量数值接近极限数值时,就可以认为该检测参数变坏,该飞机部件的性

能可能已经进入衰退期。如果检测参数的测量数值允许超过该检测参数的极限数值,当检测参数的测量数值接近或超过该极限数值时,就可以认为该检测参数变坏,该飞机部件的性能可能已经进入衰退期。综合多个检测参数的检测结果,可以更加准确地判断该飞机部件的性能可能已经进入衰退期。根据本发明的一个实施例,每一个检测参数的测量数值替换为经折算的指定状态下的数值,以获得更为准确的结果。

[0036] 图4是根据本发明的一个实施例的检测飞机部件性能的方法的流程图。如图所示,本实施例的检测方法400包括:在步骤420,获取反映飞机部件运行状态的多个检测参数。在步骤440,计算所述多个检测参数中的每一个检测参数的测量数值与对应的所述极限数值的比值。在步骤460,为每一个检测参数的测量数值与所述极限数值的比值指定权重。在步骤480,整合加权后的所述多个检测参数的测量数值与所述极限数值的比值,得出所述飞机部件的性能参考值。由此,检测该飞机部件的性能是否进入衰退期。

[0037] 各个检测参数的权重可以根据实际数据估算。根据本发明的一个实施例,根据所述多个检测参数的数据变化与所述飞机部件的故障事件的关联度得出每个检测参数的所述权重。

[0038] 根据本发明的一个实施例,如果所述飞机部件的所述性能参考值大于门限值,确定所述飞机部件的性能进入衰退期。门限值一般需要依据实际数据估算。

[0039] 图5是根据本发明的一个实施例的检测飞机部件性能的方法的流程图。如图所示,本实施例的检测方法500包括:在步骤520,获取反映飞机部件运行状态的多个检测参数。在步骤540,计算检测参数的测量数值在一段时间内变化趋势的斜率项。

[0040] 随着使用时间的增加,飞机部件的性能也逐渐变差。这种属性可以用以下的公式来反映:

$$X = \beta_0 + \beta_1 t_0 \quad (1)$$

[0042] 其中,X是检测参数的测量数值, $t_0$ 是该飞机部件的安装时间, $\beta_0$ 和 $\beta_1$ 是拟合参数。其中 $\beta_1$ 是斜率项,反映了该检测参数的变化趋势。

[0043] 在步骤560,在将所述一个或多个检测参数的测量数值在一段时间内变化趋势的斜率项与参考斜率项比较,确定二者是否发生了显著变化。如果该检测参数的测量数值在一段时间内变化趋势的斜率项相对于参考斜率项发生了显著变化,确定所述飞机部件的性能进入衰退期。

[0044] 根据本发明的一个实施例,参考斜率项是所述飞机部件初始安装后一段时间内的变化趋势的斜率项。根据本发明的另一个实施例,参考斜率项是其他相同型号飞机上工作状态良好的所述飞机部件一段时间内的变化趋势的斜率项。利用该方法,既可以比较同一飞机不同时间的变化,也可以在不同飞机之间进行比较。

[0045] 根据本发明的一个实施例,检测参数的测量数值可以替换为经折算的指定状态下的数值。

[0046] 根据本发明的一个实施例,对检测参数的测量数值进行平滑化处理,以减少数据扰动造成的影响。平滑处理采用多点平均的滚动平均值法。获知,采用如下公式:

$$X_{\text{new}} = C1 X_{\text{smooth}} + C2 X_{\text{old}} \quad (2)$$

[0048] 其中, $X_{\text{old}}$ 是测量数值; $X_{\text{new}}$ 是平滑处理后的数值; $X_{\text{smooth}}$ 是邻近点经平滑后的数值或者附近几个点的平均值; $C1$ 和 $C2$ 是权重值。 $C1$ 一般远大于 $C2$ 以增加平滑的效果。

[0049] 图 6 是根据本发明的一个实施例的检测飞机部件性能的方法的流程图。如图所示,本实施例的检测方法 600 包括:在步骤 620,获取反映飞机部件运行状态的多个检测参数。在步骤 640,将检测参数在一个时间段内的测量数值作为一个样本;在步骤 660,将所述时间段之前等长时间内 该检测参数的测量数值作为参考样本;以及在步骤 680,基于独立样本测试,确定所述样本与所述参考样本之间是否发生了显著变化。

[0050] 统计学中的多种独立样本测试方法都可以应用于本实施例中。如果所述一个或多个检测参数的测量数值的样本与对应的所述参考样本之间发生了显著变化,确定所述飞机部件的性能进入衰退期。

[0051] 根据本发明的一个实施例,检测参数的测量数值可以替换为经折算的指定状态下的数值。

[0052] 根据上述方法确定所述飞机的飞机部件的性能是否进入衰退期后,响应于所述飞机部件的性能进入衰退期,就可以适时地安排飞机的维修计划,对所述飞机的该飞机部件进行维修。

[0053] 机载辅助动力单元应用实例:

[0054] 机载辅助动力单元(Airborne Auxiliary Power Unit),简称辅助动力单元 APU,是安装在飞机尾部的一台小型涡轮发动机。APU 的主要功能是提供电源和气源,也有少量的 APU 可以向飞机提供附加推力。具体来说,飞机在地面上起飞前,由 APU 供电来启动主发动机,从而不需依靠地面电、气源车来发动飞机。在地面时,APU 还提供电力和压缩空气保证客舱和驾驶舱内的照明和空调。在飞机起飞时,APU 可作为备用电源使用。在飞机降落后,仍由 APU 供应电力照明和空调。

[0055] APU 的功能决定了其运行的稳定性直接关系到飞机的飞行成本和服务质量。而且,在缺乏地面电源和气源保障的情况下,APU 一旦发生故障将会直接导致飞机无法运行。目前,对于 APU 的故障的排除和维护几乎都是事后处理。然而,在飞机设备中,APU 是维修费用较高的设备。并且,APU 整体部件价格较高,存储备件成本大,故障后送修周期高达 4~5 个月。事后处理的维护方式使得 APU 的稳定运行得不到保证。而且,由于 APU 送修后的耗时很长,这也直接导致飞机延误,甚至停飞。

[0056] 图 7 是根据本发明的一个实施例的 APU 性能变化曲线的示意图。随着使用时间的增加,所有的 APU 性能都会逐渐变差,即衰退指数逐渐增加。APU 性能的衰退指数比较稳定时,APU 性能处于稳定期;当 APU 的性能衰退逐渐加快时,APU 的性能进入衰退期;当超过某一个阈值时,APU 的性能进入故障期,可能随时出现故障。当 APU 进入故障期后,既影响 APU 的使用,对服务质量产生不利后果;又容易产生非计划性的维修,造成航班的延误和停飞。现有技术中还没有手段可以对 APU 的性能是否进入衰退期进行检测。而本发明的某些实施例可以实现这种检测。

[0057] 图 8 是空客公司的 A13 报文的一个实例。如图所示, A13 报文主要包含了 4 部分信息,分别为:报头、APU 履历信息、启动飞机发动机的运行参数及 APU 启动参数。

[0058] 报头由 CC 和 C1 段组成,主要包含了飞机的航班信息、报文产生航段阶段、引气活门状态、总温(即外界温度)等信息。APU 履历信息由 E1 段组成包括 APU 序号、运行小时和循环等信息。启动飞机发动机的运行参数由 N1 至 S3 段组成;其中 N1、S1 表示的是启动第一台飞机发动机时的运行情况,N2、S2 表示启动第二台飞机发动机时的运行情况,N3、S3 为

APU 启动发动机完成后 APU 慢车时的情况。

[0059] A13 报文中包括了多项与 APU 运行状况相关的参数。在启动发动机运行参数中包括了 EGT 温度、IGV 开口角度、压气机进口压力、负载压气机进口温度、引气流量、引气压力、滑油温度、APU 发电机负载。APU 启动时参数包括了启动时间、EGT 峰值、在 EGT 峰值时的转速、负载压气机进口温度。

[0060] 除了 A13 报文中的参数以外, APU 的性能还可能与其他的参数有关。以空客 A320 飞机为例, 飞机采集到的系统数据可以高达 13000 多个。这其中的许多参数也都能直接或间接地反映 APU 的性能。

[0061] 对于发动机来说, 影响热机最主要的指标有两个, 第一个是使用时间, 第二个是排气温度 EGT。从物理角度而言, 使用时间应当是非常重要的参数。而当 APU 出现故障时, APU 的排气温度将上升并接近极限值。因此, 从这两个参数入手提取有价值的信息。在本实例中, 运用偏相关的方法剔除了外界环境的影响, 例如海拔、总温、发电机负载、引气流量、进口压力、负载压气机进口温度。对 APU 实际数据进行分析, 得到如下结果:

[0062]

Correlations									
Control Variables	Variables	description	TSR	STA	EGT_A_MAX	IGV_MAX	PT_MAX	OTA_MAX	
海拔 & 总温 & 发电机负载 & 引 气流量 & 进口压 力 & 负载压气机 进口温度	Correlation		1.00	0.23	0.24	-0.06	-0.02	0.29	
		Significance (2-tailed)		0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
		df	11023.00	11023.00	11023.00	11023.00	11023.00	11023.00	
	Correlation		0.23	1.00	0.33	-0.04	-0.19	0.32	
		Significance (2-tailed)		0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
		df	11023.00	0.00	11023.00	11023.00	11023.00	11023.00	
	Correlation		0.24	0.33	1.00	-0.51	0.20	-0.01	
		Significance (2-tailed)		0.00	0.00	0.00	0.00	0.19	
		df	11023.00	11023.00	0.00	11023.00	11023.00	11023.00	
	IGV_MAX	Correlation	-0.06	-0.04	-0.51	1.00	-0.40	0.55	
		Significance (2-tailed)		0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
		df	11023.00	11023.00	11023.00	0.00	11023.00	11023.00	
	Correlation		-0.02	-0.10	0.20	-0.40	1.00	-0.21	
		Significance (2-tailed)		0.06	0.00	0.00	0.00	0.00	
		df	11023.00	11023.00	11023.00	11023.00	0.00	11023.00	
	OTA_MAX	Correlation	0.29	0.32	-0.01	0.56	-0.21	1.00	
		Significance (2-tailed)		0.00	0.00	0.19	0.00	0.00	
		df	11023.00	11023.00	11023.00	11023.00	11023.00	0.00	

[0063] 在本实例中, 相关性  $r$  按三级划分:  $|r| < 0.4$  为低度线性相关;  $0.4 \leq |r| < 0.7$  为显著性相关;  $0.7 \leq |r| < 1$  为高度线性相关。

[0064] 根据分析结果可得, 使用时间 TSR、启动时间 STA、发动机排气温度 EGT、引气压力 PT 之间是相互弱相关, 但进口导向叶片角度 IGV 和 滑油温度 (OTA) 与使用时间 TSR、启动时间 STA、发动机排气温度 EGT、引气压力 PT 是强相关。

[0065] 由此可知, 在 APU 各部件运行正常情况下进口导向叶片角度 IGV 与滑油温度 OTA 可以由使用时间 TSR、启动时间 STA、发动机排气温度 EGT、引气压力 PT 表征。另一方面说明, 使用时间 TSR、启动时间 STA、发动机排气温度 EGT、引气压力 PT 参数相对独立, 各代表了某个 APU 的运行特性。运用这四个参数特性, 通过有效组合, 可以反映 APU 的整体性能情况。

[0066] 图 9 是根据本发明的一个实施例的 APU 性能的检测方法的流程图。如图所示, 本实施例的 APU 性能的检测方法 9000 中, 在步骤 9100, 获取飞机 APU 运行的如下信息: 排气温度 EGT、压气机进口温度 LCIT、启动时间 STA、使用时间 TSR 和引气压力 PT。在步骤 9200,

将 EGT 与 LCIT 的差 EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 与各自的阈值进行比较。根据本发明的一个实施例，所述阈值是各个参数的极限值。在步骤 9300，为 EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 与各自阈值的比较结果指定各自的权重。在步骤 9400，将考虑权重后 EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 与各自阈值的比较结果的整合。在步骤 9510，确定整合后的结果是否超过第一预定值。如果整合后的结果没有超过第一预定值，则在步骤 9520，判断 APU 性能良好；在步骤 9610，确定整合后的结果是否超过第二预定值。如果没有超过第二预定值，则在步骤 9620，判断 APU 性能的正常；在步骤 9710，判断整合后的结果大于第三预定值。如果没有超过第三预定值，则在步骤 9720 判断 APU 性能已经进入衰退期。如果整合后的结果超过第三预定值，则在步骤 9800，判断 APU 性能的已经进入故障期。

[0067] 根据本发明的一个实施例，步骤 9100 中所需的信息可以从例如 A13 报文的 APU 报文中获取。例如，从国际航空电讯集团 SITA 网控制中心和中国民航数据通信公司 ADCC 网控制中心可以远程实时获取飞机 APU 运行的 A13 报文，通过报文解码器将所述的飞机 APU 运行状态 A13 报文解码，得到具有飞机 APU 运行信息。

[0068] 如果飞机数据系统中不自动生成 APU 运行状态报文，则增加相应的传感器和触发条件以生成所需的 APU 报文。如果飞机数据系统中的已有的 APU 报文没有完全涵盖排气温度 EGT、压气机进口温度 LCIT、启动时间 STA、使用时间 TSR 和引气压力 PT 中的一个或多个，则修改 APU 报文的生成条件，增加所缺少的一个或多个测量参数。由于 APU 报文可以通过 ACARS 或者 ATN 系统实时传输到航空公司的数据服务器中，因此可以实现 APU 性能的实时监控。当然，报文传输的方式也可以避免了人工方式的高成本和人为错误。

[0069] 根据本发明的一个实施例，步骤 9100 中所需的信息可以直接从飞机数据系统中获取，而不需要生成 APU 报文。

[0070] 步骤 9200 中，EGT 与 LCIT 的差 EGT-LCIT 的阈值是  $EGT_{Readline}$ 。 $EGT_{Readline}$  是 APU 的 EGT 红线值。 $EGT_{Readline}$  取决于 APU 的型号。不同型号的 APU 具有不同的 EGT 红线值，其可以通过查找相关的手册获得。STA 的阈值是  $STA_{WarningLine}$ ，是 STA 性能衰减值，其也取决于 APU 型号。TSR 的阈值是  $TSR_{rt}$ ，其含义是某一型号 APU 的在翼时间可靠性为 70% 所对应的时间。PT 的阈值是  $PT_{Min}$ ，其含义是某一型号 APU 的所需最小提供引气压力。或者，PT 的阈值采用  $PT_{BaseLine}$ ，其含义是某一型号 APU 正常运行时的最低固有引气量。将 EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 与各自的阈值进行比较可以反映出当前 APU 的性能与 APU 的标准性能的偏离程度，从而反映出 APU 性能的变差程度。 $EGT_{Readline}$ 、 $STA_{WarningLine}$  和  $PT_{Min}$  或者  $PT_{BaseLine}$ ，可以通过查找相关的飞机手册或者从制造商处获得。当然，它们也可以通过实际的实验获得。但是， $TSR_{rt}$  因为受到地理和维护环境等其他因素的影响，往往与标准值有一定的偏差。发明人经过长期的观察和分析发现，APU 的时效模式是泊松分布。为了获得更加准确  $TSR_{rt}$  数据，可以根据实际数据通过泊松分布来计算所需的  $TSR_{rt}$ 。例如，可以首先计算实际使用时间 TSR 所遵循的泊松分布的参数（如均值等），然后利用获得的实际所遵循的泊松分布的参数计算当故障率为 30%（稳定率为 70%）时所对应的使用时间  $TSR_{rt}$ 。

[0071] EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 与各自的阈值进行比较的方式可以采用比值的方式，也可以采用做差的方式。为了方便考虑各个参数的权重，根据本发明的一个实施例，在步骤 9200 中，计算 EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 与各自的阈值的比值。

[0072] EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 对 APU 性能的影响不同，因此需要为它们指定不同的权

重。根据本发明的一个实施例,在获得 EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 与各自的阈值的比值情况下,取 R1, R2, R3 和 R4 为 EGT-LCIT、STA、TSR 和 PT 各自的权重,且 R1+R2+R3+R4=1。根据发明人的观察和分析发现,TSR 的影响最大,所以 R3 一般大于 0.25;而 EGT-LCIT 和 STA 的影响,针对不同型号的 APU 可能不同;相比而言,PT 影响比较小,R4 最小。根据本发明的一个实施例,针对 APS3200 型号的 APU,R3=0.35,R2=0.3,R1=0.2,R4=0.15。针对 GTCP131-9A 型号的 APU,R3=0.35,R1=0.3,R2=0.2,R4=0.15。

[0073] 根据本发明的一个实施例,采用以下公式来评估 APU 的性能:

$$[0074] PDI = R1 \frac{EGT - LCIT}{EGT_{RedLine}} + R2 \frac{STA}{STA_{WarningLine}} + R3 \frac{TSR}{TSR_{rt}} + R4 \frac{PT_{Min}}{PT} \quad (3)$$

[0075] 其中,PDI (Performance Detection Index) 性能检测指数是反映 APU 性能的参数。根据发明人的观察和分析,如果 PDI 小于 0.7,APU 性能良好;如果 PDI 大于 0.7,小于 0.85,APU 性能正常可用;如果 PDI 大于 0.85,APU 性能为差,已经进入衰退期。如果 PDI 接近于 1,例如大于 0.95,则表明 APU 已经进入故障期,随时可能出现故障。因此,步骤 9510 中的第一预定值的一个实例为 0.7,步骤 9610 中的第二预定值的一个实例是 0.85;步骤 6710 中的第三预定值的一个实例是 0.95。

[0076] 以下通过 2 个实例,进一步说明本发明的上述实施例的方法。

[0077] 实例 1:APS3200 型号的 APU 的相关信息如下:EGT<sub>Readline</sub> 为 682;STA<sub>WarningLine</sub> 为 90;PT<sub>Min</sub> 为 3;TSR<sub>rt</sub> 为 5000。取权重参数 R1=0.2, R2=0.3, R3=0.35, R4=0.15。

[0078] 从 SITA 网控制中心或 ADCC 网控制中心远程实时获取飞机 APU 报文,通过 ACARS 报文解码器将所述的飞机 APU 报文解码得到具有飞机 APU 运行信息,包括:排气温度 EGT 是 629、压气机进口温度 LCIT 是 33、启动时间 STA 是 59、在翼时间 TSR 是 4883 和引气压力 PT 是 3.66,通过如下公式:

$$[0079] PDI = R1 \frac{EGT - LCIT}{EGT_{RedLine}} + R2 \frac{STA}{STA_{WarningLine}} + R3 \frac{TSR}{TSR_{rt}} + R4 \frac{PT_{Min}}{PT}$$

[0080] 计算得到 PDI 值是 0.85。判断 APU 性能已经进入了衰退期,应当开始计划对该飞机的 APU 进行维修。

[0081] 实例 2:GTCP131-9A 型号的 APU 的相关信息如下:EGT<sub>Readline</sub> 为 642;STA<sub>WarningLine</sub> 为 60;PT<sub>Min</sub> 为 3.5;TSR<sub>rt</sub> 为 5000。取权重参数 R1=0.3, R2=0.2, R3=0.35, R4=0.15。

[0082] 从 SITA 网控制中心或 ADCC 网控制中心远程实时获取飞机 APU 报文,通过 ACARS 报文解码器将所述的飞机 APU 报文解码得到具有飞机 APU 运行信息,包括:排气温度 EGT 是 544、压气机进口温度 LCIT 是 31、启动时间 STA 是 48、在翼时间 TSR 是 2642 和引气压力 PT 是 3.76,通过公式

$$[0083] PDI = R1 \frac{EGT - LCIT}{EGT_{RedLine}} + R2 \frac{STA}{STA_{WarningLine}} + R3 \frac{TSR}{TSR_{rt}} + R4 \frac{PT_{Min}}{PT}$$

[0084] 计算得到 PDI 值是 0.72。判断 APU 性能为正常,仍可正常使用。

[0085] 与现有技术相比,本发明的上述实施例通过实时获取 APU 的排气温度 EGT、压气机进口温度 LCIT、启动时间 STA、在翼时间 TSR 和引气压力 PT,根据公式(1)计算得到 PDI 值,然后依据 PDI 值与预定值的比较,时限了准确的检测 APU 性能。另外,远程实时获取飞机 APU 运行状态 ACARS 报文,减少了人工获取的工作负荷,同时提高了工作效率。

[0086] 由于海拔和温度的不同对 EGT 和 PT 的测量结果有影响。根据本发明的一个实施例,为了更准确的检测 APU 的性能,将测量的 EGT 和 PT 折算到一个标准状态进行比较,以去掉海拔和外界温度的影响。例如,可以选择海拔 0 米,温度为 50℃作为标准状态,也可以选择其他的海拔和温度作为标准状态。

[0087] 根据本发明的一个实施例,在海拔 0 米,温度为 50℃的标准状态下,PT 的大气修正公式是

$$[0088] PT = PT_{std} \times e^{\frac{ALT \times 0.3048}{\frac{1000}{R(TAT+273.15)}}} \quad (4)$$

[0089] 其中  $PT_{std}$  是海拔为 0 米下的压力,ALT 是海拔高度或标准高度,TAT 是环境温度或总温,m 是空气质量,可以取值为 29。g 取值为 10 米 / 秒<sup>2</sup>,R 是调整参数,可以取值为 8.51。

[0090] 由此可以得出海拔压力修正系数  $\delta$  :

$$[0091] \delta = e^{\frac{ALT \times 0.3048}{\frac{1000}{R(TAT+273.15)}}} \quad (5)$$

[0092] 考虑到温度的影响,PT 最终的修正公式是

$$[0093] PT_{cor} = \frac{PT}{\delta} + \Delta PT \quad (5)$$

[0094] 其中,PT<sub>cor</sub>是修正后的引气压力,ΔPT 是与温度有关的函数,其可以利用如下公式计算:

$$[0095] \Delta PT = a1TAT^2 + b1TAT + c1 \quad (6)$$

[0096] 其中,TAT 是环境温度;a1、b1 和 c1 是调整系数。a1、b1 和 c1 可以通过实验测量得出。根据本发明的一个实施例,a1 的范围为 10<sup>-5</sup>量级,b1 为 10<sup>-2</sup>量级,c1 为 0 到 -1 之间。

[0097] 在根据实验测量得到 a1、b1 和 c1 后,根据公式(6)就可以将测量得到的 PT 折算成经过修正的标准状态下 PT<sub>cor</sub>。

[0098] EGT 的修正公式如下:

$$[0099] EGT_{cor} = EGT + \Delta EGT + p1 \frac{PT}{\delta} + p2(PT_{cor} - PT_{Req}) \quad (7)$$

[0100] 其中 EGT<sub>cor</sub>是标准状态下的 EGT,ΔEGT 是与温度有关的函数,PT<sub>Req</sub>,即 PT<sub>Min</sub>是发动机启动时所需的最低的引气压,p1 和 p2 是调整系数。根据本发明的一个实施例,p1 的取值范围是 20-60,p2 的取值范围是 70-100。p1 和 p2 的具体数值可以通过实验获得。例如,在不同海平面气压高度下,维持一定的功率输出,保持温度 50 度下测得不同的 EGT。然后,与 50 度海平气压的 EGT 作比较,对 EGT 的变化与温度进行回归,即可以获得修正公式中的调整系数。

[0101] ΔEGT 可以采用如下公式计算:

$$[0102] \Delta EGT = a2TAT^2 + b2TAT + c2 \quad (8)$$

[0103] 其中,TAT 是环境温度;a2、b2 和 c2 是调整参数。a2、b2 和 c2 可以通过实验测量得出。根据本发明的一个实施例,a2 的范围为 0.005-0.02 之间,b2 为 0.5-2.5 之间,c2 为 60 到 100 之间。

[0104] 采用经过修正后的 EGT 和 PT 后, 公式(3)可以改写成 :

$$[0105] PDI = R1 \frac{EGT_{cor}}{EGT_{RedLine}} + R2 \frac{STA}{STA_{WarningLine}} + R3 \frac{TSR}{TSR_{rt}} + R4 \frac{PT_{req}}{PT_{cor}} \quad (9)$$

[0106] 根据本发明的一个实施例, 对于修正后的 PDI, 如果 PDI 小于 0.7, APU 性能良好; 如果 PDI 大于 0.7, 小于 0.8, APU 性能正常可用; 如果 PDI 大于 0.8, APU 性能为差, 已经进入衰退期。如果 PDI 大于 0.85, 则表明 APU 已经进入故障期。因此, 步骤 6510 中的第一预定值的一个实例为 0.7, 步骤 6610 中第二预定值的一个实例是 0.8; 步骤 6710 中的第三预定值的一个实例是 0.85。

[0107] 图 10 是根据本发明的另一个实施例的 APU 性能的检测方法的流程图。如图所示, 该 APU 性能的检测方法 1000 中, 在步骤 1010, 获取飞机 APU 运行排气温度 EGT、启动时间 STA、引气压力 PT 和 IGV 角度中的一个或多个。图 9 实施例中描述的 APU 性能参数的获取方法可以应用于本实施例中。

[0108] 依据 APU 运行的原理, 反映 APU 性能的一个重要参数是 EGT, 即 APU 排气温度。因为在 APU 以恒定转速运行时, EGT 直接反映了整台 APU 的热能转化效率。APU 热能转化效率越低, EGT 的值就越高。由于 APU 的控制系统会操控燃油流量活门和 IGV 进口角度的大小来确保不超温, 当 APU 处于接近超温状态而需要防止超温时, APU 参数中 PT 和 IGV 角度会反映出这种变化。STA 是反映 APU 整体性能的参数, 其包含了启动电机的性能、齿轮箱性能及压气机单元和动力单元(即一个压气机和两级涡轮)的效率。通过监控了这四个关键的参数 EGT, IGV, STA 和 PT, 可以反映 APU 的当前性能及其变化趋势。而且, 对于参数的分别检测也有助于对 APU 的故障源判定及隐性故障的发现。

[0109] 在步骤 1020, 确定排气温度 EGT、启动时间 STA、引气压力 PT 和 IGV 角度中的一个或多个是否发生了显著变化。如果排气温度 EGT、启动时间 STA、引气压力 PT 和 IGV 角度中某一个参数发生了显著变化, 则判断该参数变坏。

[0110] 对于 EGT 和 PT, 可以应用上述实施例中的  $EGT_{cor}$  和  $PT_{cor}$  来代替直接获得的 EGT 和 PT, 以排除海拔和温度的影响, 获得更为准确的结果。

[0111] 随着使用时间的增加, APU 性能也逐渐变差。APU 性能参数的这种属性可以用以下的公式来反映 :

$$[0112] X = \beta_0 + \beta_1 t_0 \quad (10)$$

[0113] 其中, X 是排气温度 EGT、启动时间 STA、引气压力 PT 和 IGV 角度中的任何一个参数,  $t_0$  是 APU 的安装时间,  $\beta_0$  和  $\beta_1$  是拟合参数。其中  $\beta_1$  是斜率项, 反映了参数的变化趋势。

[0114] 根据本发明的一个实施例, 将一定时间内获取的 EGT、STA、PT 和 IGV 中的一者的多个值进行拟合, 得出斜率项  $\beta_1$ 。将  $\beta_1$  与作为参考的斜率项比较, 如果斜率项明显不同, 则判断 EGT、STA、PT 和 IGV 中的该者发生了显著变化。作为参考的斜率项利用工作状态良好的 APU 的数据计算得出, 既可以是同一 APU 初始安装后的数据, 也可以同一型号的其他工作状态良好的 APU 的数据。

[0115] 根据本发明的一个实施例, 当 APU 装机及 APU 的参数进行初始化后, 将初始的多个记录的参数进行平均, 得到每个参数的初始值, 作为各自的 基准值。多个记录的数量一般大于或等于 10 个记录。

[0116] 将后续的参数和基准值相比较,得出自身的变化值。这些变化值也符合公式(10)。它们的斜率项也同样可以反映APU参数的变化趋势。因此,在本实施例中,将EGT、STA、PT和IGV一者的相对于基准值的变化值的斜率项与作为参考的变化值的斜率项比较,如果斜率项明显不同,则判断EGT、STA、PT和IGV中的该者发生了显著变化。该参数变坏。

[0117] 根据本发明的一个实施例,将前后衔接的等长时间段内EGT、STA、PT和IGV中的一者的参数值进行独立样本的比较,如果二者有明显变化,则判断EGT、STA、PT和IGV中的该者发生了显著变化。该参数变坏。

[0118] 为减少波动的干扰,对实测的EGT、STA、PT和IGV中参数值进行平滑处理。根据本发明的一个实施例,采用多点光滑的平均滚动均值的方式对参数值进行平滑处理。多点为3点以上。根据本发明的另一个实施例,采用以下公式对参数进行平滑处理:

$$X_{\text{new}} = C1X_{\text{smooth}} + C2X_{\text{old}} \quad (11)$$

[0119] 其中,  $X_{\text{old}}$  是平滑处理前的数值,即实际测量的数值;  $X_{\text{new}}$  是平滑处理后的数值;  $X_{\text{smooth}}$  是平滑值,其既可以是邻近点(如前一个点)的经平滑后的值,也可以附近几个点(不考虑当前点)的平均值;  $C1$  和  $C2$  是权重值,  $C1$  大于  $C2$ ,例如,  $C1=0.8$ ,  $C2=0.2$ 。

[0120] 在步骤1030,综合考虑排气温度EGT、启动时间STA、引气压力PT和IGV角度中的一个或多个参数是否发生显著变化,确定APU的性能是否变差。

[0121] 根据本发明的一个实施例,EGT、PT、STA和IGV中任意一者变坏,则判断APU的性能变差,进入衰退期。根据本发明的另一个实施例,如果STA变坏,则判断APU的性能变差,进入衰退期。根据本发明的另一个实施例,EGT、PT、STA和IGV中任意二者变坏,则判断APU的性能变差,进入衰退期。根据本发明的另一个实施例,EGT和PT二者变坏,则判断APU的性能变差,进入衰退期。

[0122] 图9和图10的实施例可以同时使用,以更加准确的检测APU的性能。

[0123] 图11是根据本发明的另一个实施例的APU性能的检测方法的流程图。如图所示,该APU性能的检测方法1100中,在步骤1110,获取飞机APU运行排气温度EGT和引气压力PT中的一个或两个。以上实施例中描述的APU性能参数的获取方法可以应用于本实施例中。

[0124] 在步骤1120中,将排气温度EGT和引气压力PT与它们各自的极限值进行比较。具体而言,EGT可以与EGT红线值EGT<sub>RedLine</sub>比较;引气压力PT可以与发动机启动时所需的最低的引气压力PT<sub>Req</sub>比较。

[0125] 在步骤1130中,如果排气温度EGT和引气压力PT中的一者接近其极限值,则判断该参数变坏。根据本发明的一个实施例,如果排气温度EGT和引气压力PT中的一者变坏,则判断APU的性能进入衰退期。根据本发明的另一个实施例,如果排气温度EGT和引气压力PT都变坏,则判断APU的性能进入衰退期。

[0126] 根据本发明的一个实施例,对于EGT可以如下公式:

$$EGT_{\text{Tolerance}} = EGT_{\text{RedLine}} - EGT_{\text{cor}} \quad (12)$$

[0127] 其中,  $EGT_{\text{Tolerance}}$  表示EGT的裕度,即EGT距离红线值EGT<sub>RedLine</sub>的距离。由于APU控制系统会防止EGT超温,因此,当控制机制发挥作用的时候,标志着APU已经不能再通过增加供油获得更大的功率。随着使用时间的增长APU的功率是逐步下降,这表明了该APU进入衰退阶段。所以,当EGT<sub>Tolerance</sub>接近0时,表明APU进入衰退阶段。

- [0130] 当 APU 进入衰退阶段后, PT 是重要的观测参数。
- [0131] 根据本发明的一个实施例,对于 PT 可以如下公式 :
- [0132]  $PT_{Tolerance} = PT_{cor} - PT_{Req}$  (13)
- [0133] 其中,  $PT_{Tolerance}$  表示 PT 的裕度,即 PT 与发动机启动时所需的最低的引气压力的距离。  $PT_{Tolerance}$  的大小反应了 APU 在衰退阶段 APU 的运行情况。当  $PT_{Tolerance}$  接近 0 时,APU 应该更换。
- [0134] 实例 3 :根据报文获得的排气温度 EGT、外界温度 TAT、海拔 ALT 和 PT 数据,计算可得  $EGT_{cor} 4.49$ ,  $PT_{cor} = 3.27$ 。根据查询获知,空客 A319 飞机发动起启动的最低引气压力  $PT_{Req} = 3.2$ 。经过长期的实验验证,APS3200 型号的 APU 的红线值  $EGT_{RedLine} = 645$ 。从上文性能评估公式可得 : $EGT_{Tolerance} = -9.49$ , 与 0 值的接近程度为  $9.49/645$ , 约为 1.4%;  $PT_{Tolerance} = 0.07$ , 与 0 值的接近程度为  $0.07/3.2$ , 约为 2.2%。由此判断,EGT 和 PT 两个参数都已经变坏,APU 已经进入衰退期,应当选择合适的时间更换,从而提高航班的可用率。
- [0135] 图 9- 图 11 的方法可以同时使用,以更加准确的检测 APU 的性能。
- [0136] 与现有技术相比,本发明的实施例所提出的方法可以通过实时获取 APU 的排气温度 EGT、压气机进口温度 LCIT、启动时间 STA、在翼时间 TSR、引气压力 PT 和进口导向叶片 IGV 的角度等参数,通过对这些参数的处理实现对 APU 的性能检测,并能够判断出 APU 的性能是否已经进入衰退期,对工程师维护 APU 提供很好的支持,从而保证 APU 使用,避免由此引起的飞机延误和停飞。同时,通过对 APU 性能的评估,可以有针对性的实施维修和运行控制,这将大大的降低了维修成本。
- [0137] 机组氧气系统的应用实例:
- [0138] 图 12 是机组氧气系统性能变化曲线的示意图。所有的氧气系统都会存在少量漏气,因此温度一定的情况下,不同的时间会产生  $\Delta P$  的压力差。而漏气率可以用  $P_L = \Delta P/t$  来表示。当漏气率  $P_L$  稳定时,机组氧气系统的性能处于稳定期;当漏气率  $P_L$  逐渐增大时,机组氧气系统的性能进入衰减期;当漏气率  $P_L$  大于一个阈值  $P_{Lg}$  时,机组氧气系统的性能进入故障期,可能出现故障。既影响利于飞行安全又容易产生非计划性维修,造成航班的延误和停飞。现有技术中还没有手段可以对机组氧气系统是否进入衰减期进行检测。而根据本发明的一个实施例,可以实现这种检测。
- [0139] 对于机组氧气系统而言,检测参数比较容易获得。机组氧气系统中氧气瓶的氧气压力就是反映机组氧气系统性能的最佳检测参数。由于机组氧气系统中氧气瓶的氧气压力与温度有关,所以在获取氧气压力的同时必须同时获取氧气瓶中氧气的温度。然而,在氧气系统中一般没有安装温度传感器。因此,需要通过其他可以测量的温度来计算氧气瓶中氧气的温度。
- [0140] 考虑到机组氧气系统中氧气瓶的位置,根据本发明的一个实施例,可以采用以下公式来得出氧气瓶中氧气的温度 :
- [0141]  $T = \frac{k_1 Tat + k_2 Tc}{2}$  (14)
- [0142] 其中,  $Tat$  表示大气温度或机外温度,  $Tc$  表示驾驶舱温度,  $k_1$  和  $k_2$  是调整参数,且满足  $k_1 + k_2 = 2$ 。根据本发明的一个实例,  $k_1 > k_2$ 。也就是说,氧气温度  $T$  与大气温度  $Tat$  与驾驶舱温度  $Tc$  相关,且大气温度的影响要更大一些。当然,其他的均值公式也可以采用来计

算氧气温度。

[0143] 根据本发明的一个实例,  $k_1=k_2$ 。也就是说, 公式(14)可以改写成:

$$[0144] T = k \frac{T_{at} + T_c}{2} \quad (15)$$

[0145] 其中,  $k$  是调整参数。根据本发明的一个实例,  $k$  是与数值 1 比较接近的数。 $k$ 、 $k_1$  和  $k_2$  都可以通过实际测量获得, 也可以通过统计分析获得。

[0146] 根据本发明的一个实施例, 可以取  $k=1$ 。公式(15)可以改写成:

$$[0147] T = \frac{T_{at} + T_c}{2} \quad (16)$$

[0148] 虽然这样得出的氧气温度可能不如公式(14)和(15)更为准确, 但是对于本发明检测机组氧气系统性能的实施例而言, 也已经足够了。

[0149] 在获得了氧气温度以后, 机组氧气在不同温度下测量的压力就可以被转换成标准温度下的标态压力, 以进行比较以及渗漏率的计算。标态压力可以采用如下公式计算:

$$[0150] P_s = \frac{T}{T_s} P \quad (17)$$

[0151] 其中  $P_s$  是标态压力,  $T_s$  是标准温度,  $P$  是测量得到的氧气压力,  $T$  是测量时氧气的温度。标准温度可以取 25°C。当然, 也可以采用其他温度。

[0152] 图 13 是根据本发明的一个实施例, 检测机组氧气系统性能的方法的流程图。在如图 13 所示的检测机组氧气系统性能的方法 1300 中, 在步骤 1310, 获取机组氧气系统中氧气瓶的氧气压力数据、大气温度和驾驶舱温度。在步骤 1320, 根据获取的机组氧气系统中氧气瓶的氧气压力数据、大气温度和驾驶舱温度生成机组氧气报文。在步骤 1330 中, 将生成的机组氧气报文传输到用于处理机组氧气报文的服务器中。在步骤 1340 中, 根据大气温度和驾驶舱温度, 服务器将机组氧气系统中氧气瓶的氧气压力转换成标准温度下的标态压力。标准温度可以为 25°C。当然, 也可以采用其他温度。

[0153] 如图 13 所示, 在步骤 1350 中, 按照步骤 1310–1340 的方式, 获取机组氧气系统在不同时间的多组标态压力数据。在获得了多组不同时间内机组氧气系统中氧气瓶中的氧气在标准温度下的标态压力后, 就可以通过对这些数据的处理和评估来确定机组氧气系统的性能。

[0154] 在步骤 1360 中, 对不同时间的多组标态压力数据进行分析, 以确定机组氧气系统性能是否变差。或者, 在步骤 1370 中, 将不同时间的多组标态压力数据作为一个样本与同一类型飞机的另一组标态压力数据的另一个样本做比较, 以确定机组氧气系统性能是否变差。

[0155] 根据本发明的一个实施例, 利用航段渗漏率来确定机组氧气系统的性能是否变坏。机组氧气系统的航段渗漏率就可以采用如下公式计算:

$$[0156] P_t = \frac{\Delta P_s}{t} = \frac{P_{s1} - P_{s2}}{t_2 - t_1} \quad (18)$$

[0157] 其中,  $t_1$  为飞机起飞的时间,  $t_2$  为飞机降落的时间,  $P_{s1}$  为飞机起飞时的机组氧气标态压力,  $P_{s2}$  为飞机降落在后的机组氧气标态压力。由此, 可以根据起飞前和降落后机组氧气标态压力变化  $\Delta P_s$  来确定机组氧气系统的性能。例如, 如果  $\Delta P_s = P_{s1} - P_{s2}$  大于 100 PSI, 机载氧气系统的性能变坏。

[0158] 也可以根据航段渗漏率来确定机组氧气系统的性能。例如,如果航段渗漏率  $P_L = \frac{\Delta P_s}{t} = \frac{P_{s1} - P_{s2}}{t_2 - t_1}$  大于 48 PSI/ 天,机载氧气系统的性能变坏。

[0159] 根据计算的航段渗漏率,还估计某个温度下机组氧气系统的压力读数。这将能大大减少冬季因航后飞机和冷机情况下温度变化较大,造成飞行前非计划更换氧气瓶。

[0160] 根据本发明的一个实施例,通过对于机组氧气系统氧气标态压力  $P_s$ 与机组氧气系统的氧气瓶安装时间  $t_o$ 的统计关系,通过检测拟合曲线的斜率来确定机组氧气系统的性能。

[0161]  $P_s$ 与  $t_o$ 关系符合以下公式:

$$P_s = \beta_1 + \beta_2 * t_o + \mu \quad (19)$$

[0163] 其中,  $P_s$ 是标态压力,  $t_o$ 是机组氧气系统氧气瓶安装时间,  $\beta_1$ 是截距项,其与飞行时间有关;  $\beta_2$ 是斜率项,其反映了氧气系统的气密性;而  $\mu$  是随机干扰项,其反映了  $P_s$ 和  $t_o$ 之间的不确定性。

[0164]  $t_o$ 的均值可以表示如下:

$$t_{o-avg} = \frac{1}{n} \sum_{I=1}^{I=n} (t_{oi} + .. t_{on}) \quad (20)$$

[0166] 其中, n 表示参与计算的采样数据点的个数。

[0167]  $P_s$ 的均值可以表示如下:

$$P_{s-avg} = \frac{1}{n} \sum_{I=1}^{I=n} (P_{s1} + .. P_{sn}) \quad (21)$$

[0169] 其中, n 表示参与计算的采样数据点的个数。

[0170] 根据公式(6) - (8),  $\beta_2$  可以采用如下公式计算

$$\beta_2 = \frac{\sum_{I=1}^n (t_{oi} - t_{o-avg}) * (P_{sI} - P_{s-avg})}{\sum_{I=1}^n (t_{oi} - t_{o-avg})^2} \quad (22)$$

[0172]  $\beta_2$  为负值。 $\beta_2$  的值越小说明机组氧气系统的气密性越差。通过检测  $\beta_2$ ,也就是斜率项,的变化可以得出机组氧气系统的性能。通过比较不同飞机之间的斜率项  $\beta_2$ ,也可以了解这些飞机的机组氧气系统的性能。

[0173] 采用上述斜率检测方法进行机组氧气系统性能检测的时候,参与计算的数据点所代表的时间内最好没有更换氧气瓶或者充氧等事件。

[0174] 根据本发明的一个实施例,通过对渗漏率的相互独立样本 T 检验 (Independent Sample Test) 的方法来确定机组氧气系统性能变差的情况。

[0175] 由于飞行航段时间间隔短,系统压力可能变化比较小,容易受外界温度拟合精度和压力传感器探测精度的影响,有时计算得出的标态压力波动较大。为了减小外界温度精度和压力传感器精度的影响,根据本发明的一个实施例,不采用航段渗漏率,而采用间隔大于 24 小时的两点进行压力比较,即采用间隔 24 小时渗漏率  $P_{L24}$ 。当然,也可以采用其他时间间隔,例如大于 12 或 36 小时的时间间隔。同时,为了消除由采样问题导致的数据坏点影响,对  $P_{L24}$  可以采用 3 天滚动平均,其含义是计算 3 天内的全部  $P_{L24}$  的平均值。3 天仅作为举例而已,当然也可以采用其他的天数,例如 2-4 天。这取决于数据的情况。

[0176] 根据本发明的一个实施例,采用如下公式计算反映机组氧气系统性能特性的 24 小时 3 天滚动平均渗漏率  $P_{L-avg24}$ , :

$$[0177] P_{L-avg24} = \frac{1}{n} \sum_{I=1}^{J=n} (P_{L24\_1} + \dots + P_{L24\_n}) \quad (23)$$

[0178] 其中, n 表示 3 天内数据点的个数。

[0179] 根据本发明的一个实例,如果希望确定某一时间段内机组氧气性能是否发生变化,即可以取该组时间段内的数据作为一组样本;同时,取同一类型飞机另一组数据的作为一组样本。将两组数据样本的  $P_{L-avg24}$  进行比较,按统计学概率上来确定两组数据是否发生了显著变化,用以判断机组氧气系统的性能变差的时间段和变差程度。

[0180] 根据本发明的一个实例,首先,计算 2 组数据的  $P_{L-avg24}$ ,并计算  $P_{L-avg24}$  方差。假定  $S1^2$  是第一组  $P_{L-avg24}$  (包含 n 项数据) 的方差, $S2^2$  是第二组  $P_{L-avg24}$  (包含 m 项数据) 的方差。由于  $S1^2/S2^2$  应当服从  $F(n-1, m-1)$  分布,通过查找 F 分布表来确定 F 值。根据 F 值就可以判断两组数据是否有明显差异。如果检验两组数据属于同一分布的概率小于 2.5%,则可以认为两组数据是有明显差异的。

[0181] 也可以采用其他的独立样本 T 检验方法来确定两组数据是否有明显差异。如果这种差异是明显的,则说明机组氧气系统的性能存在明显变化。如果判定机组氧气系统的性能存在明显变化,根据渗透率的均值就能很容易的判断出哪一组数据表征的机组氧气系统的性能变差。

[0182] 平均渗漏率的独立样板检验法既可以使用同一飞机不同时间段的数据,也可以使用同一类型不同飞机的数据。因此,这种方法比较灵活。而且,这种检验方式也不受是否更换氧气瓶和充氧的限制,可以用来比较更换氧气瓶和充氧前后机组氧气系统的性能是否发生明显变化。

[0183] 以下通过实例来说明如何采用本发明的方法来检测机组氧气系统的性能是否发生明显变化。

[0184] 图 14 是根据本发明的一个实施例,机组氧气系统氧气瓶的氧气的标态压力与测量时间的关系示意图。图 14 中折线分别代表实际采样转换的标态压力,直线代表根据氧气的标态压力与测量时间回归出的直线。采用斜率检测法的公式(22)进行检测就可以发现,机组氧气系统的渗漏率过大,斜率为 -0.024929,比正常的斜率低于 -0.015 小了很多。这反映出了机组氧气系统的性能变差,已经进入了衰减期。

[0185] 图 15 是根据本发明的一个实施例,机组氧气系统氧气瓶的氧气的标态压力与测量时间的关系示意图。图中示出了一次更换机组氧气系统氧气瓶的过程。图 15 中点代表实际采样转换的标态压力。图 16 是根据图 15 所述实施例,机组氧气系统 24 小时 3 天滚动平均渗漏率与测量时间的关系示意图。将更换氧气瓶前后的两组数据作为两个样本,采用独立样本 T 检验方法来检验二者是否相同。通过计算表明,在更换氧气瓶前后的两组数据相同的可能性为零。机组氧气系统的性能变差,平均渗漏率是原来的 2 倍。机组氧气系统的性能已经进入了衰减期。

[0186] 通过图 14- 图 16 的实施例可以看出,本发明对于机组氧气系统性能的检测方法通过对机组氧气报文中获得的机组氧气系统氧气压力数据和 温度数据的处理和分析,通过计算斜率或者独立样本 T 检验等方法,可以得出机组氧气系统的性能是否变坏,而进入到

机组氧气系统性能衰减期或故障期。

[0187] 图17是根据本发明的一个实施例,对飞机机组氧气系统维修的方法的流程图。在如图17所示的飞机机组氧气系统维修的方法1700中,在步骤1710,获取机组氧气系统中氧气瓶的氧气压力数据、大气温度和驾驶舱温度。在步骤1720,根据获取的机组氧气系统中氧气瓶的氧气压力数据、大气温度和驾驶舱温度生成机组氧气报文。在步骤1730中,将生成的机组氧气报文传输到服务器中。在步骤1740,服务器对机组氧气报文进行处理,获得机组氧气系统中氧气瓶的氧气标准温度下的标态压力。在步骤1750中,根据多组不同时间的标态压力数据,确定机组氧气系统性能是否变差。步骤1760中,如果机组氧气系统性能变差,安排适当的时机对机组氧气系统进行维修。

[0188] 上述实施例仅供说明本发明之用,而并非是对本发明的限制,有关技术领域的普通技术人员,在不脱离本发明范围的情况下,还可以做出各种变化和变型,因此,所有等同的技术方案也应属于本发明公开的范畴。

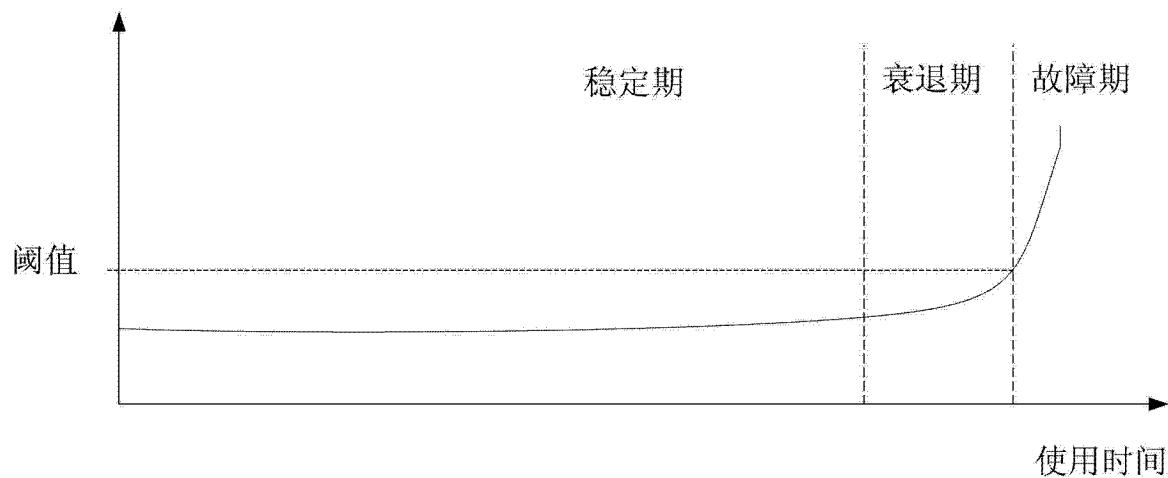


图 1

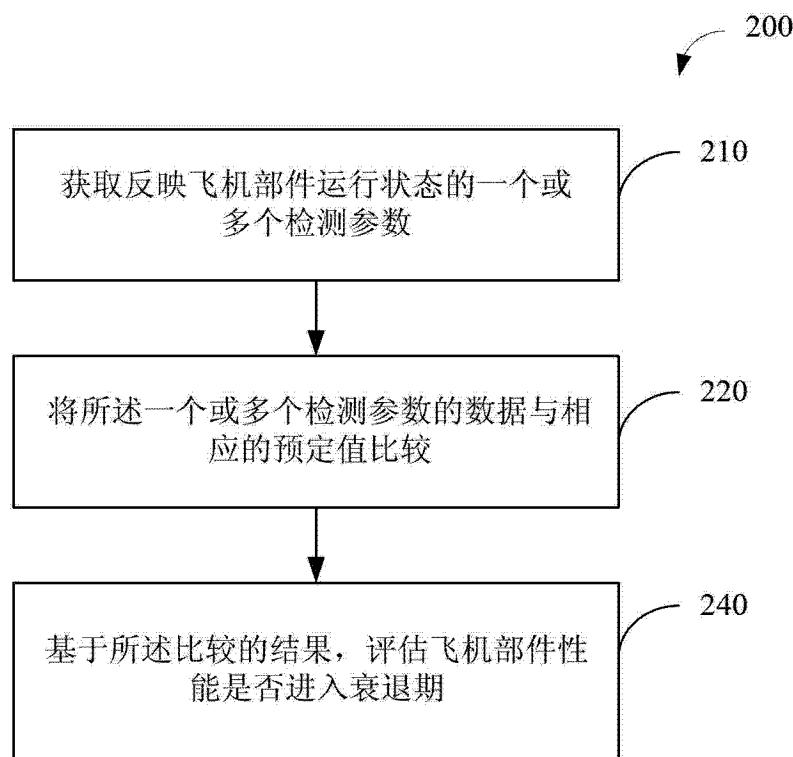


图 2

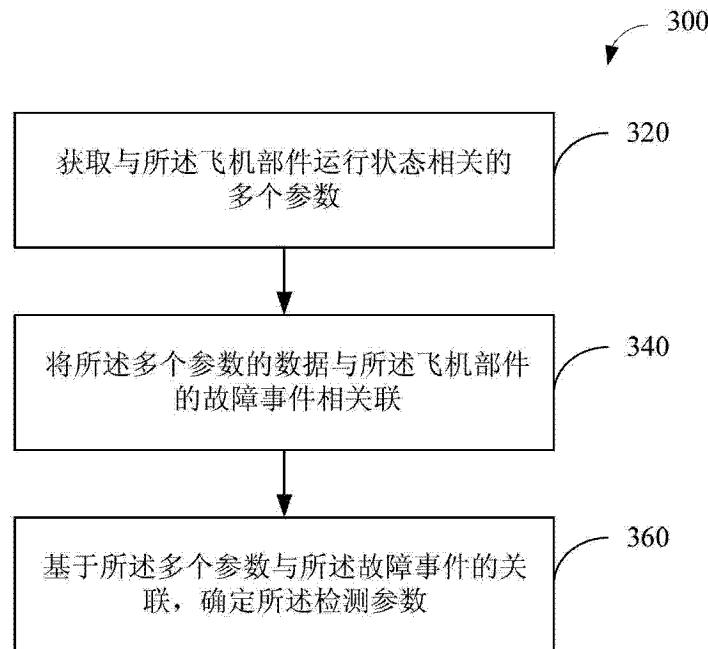


图 3

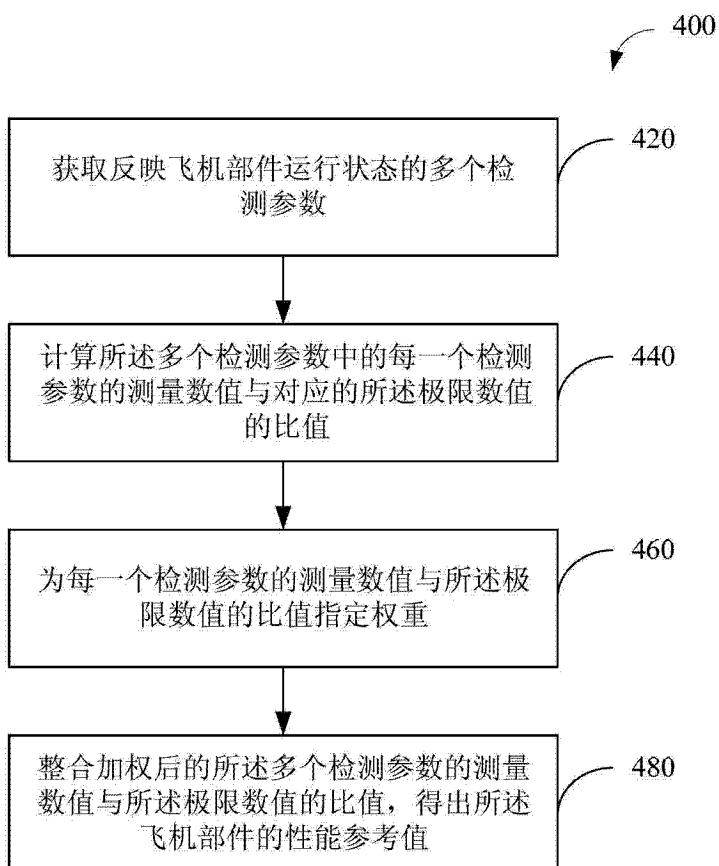


图 4

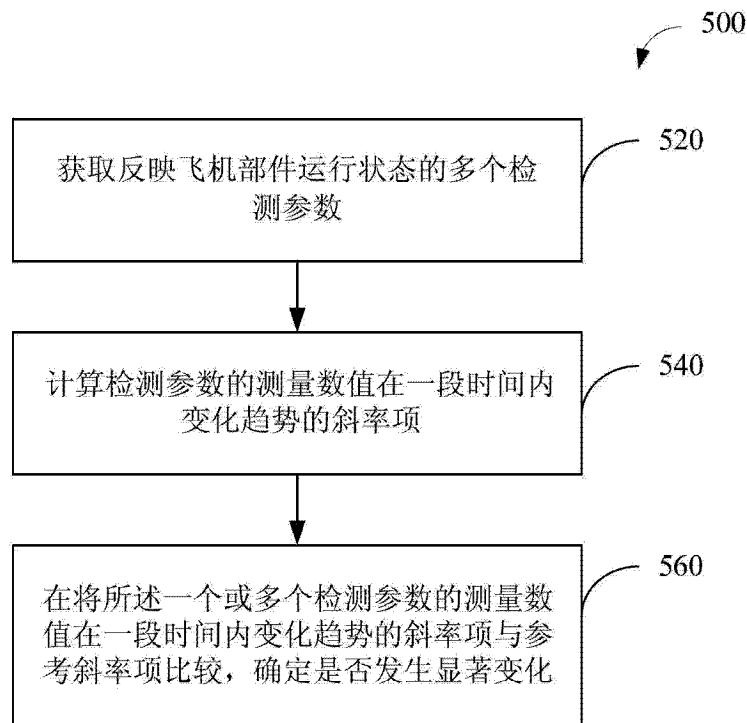


图 5

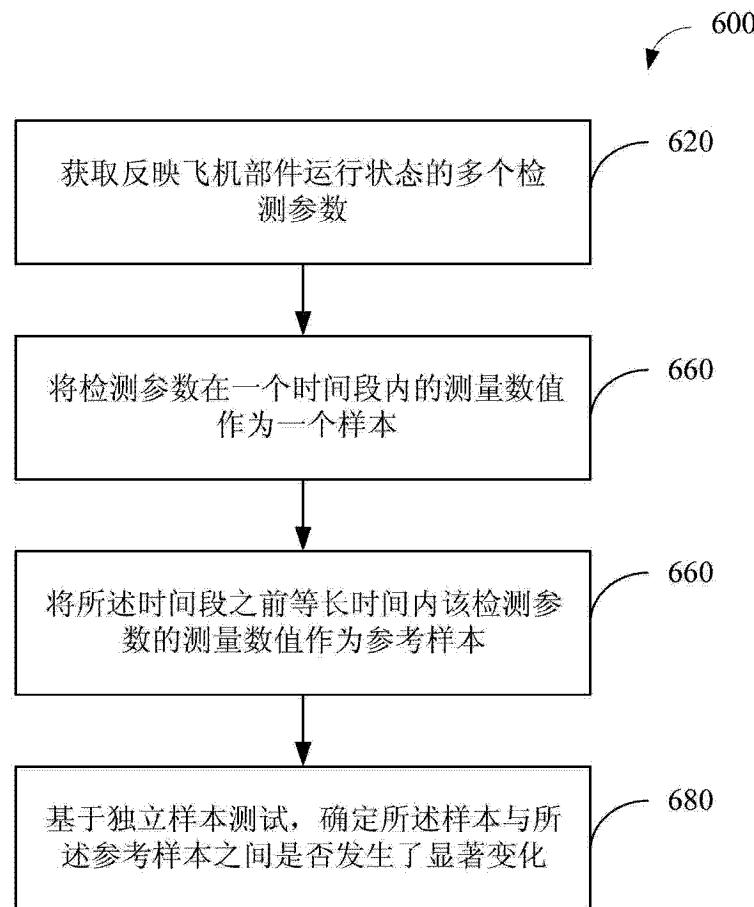


图 6

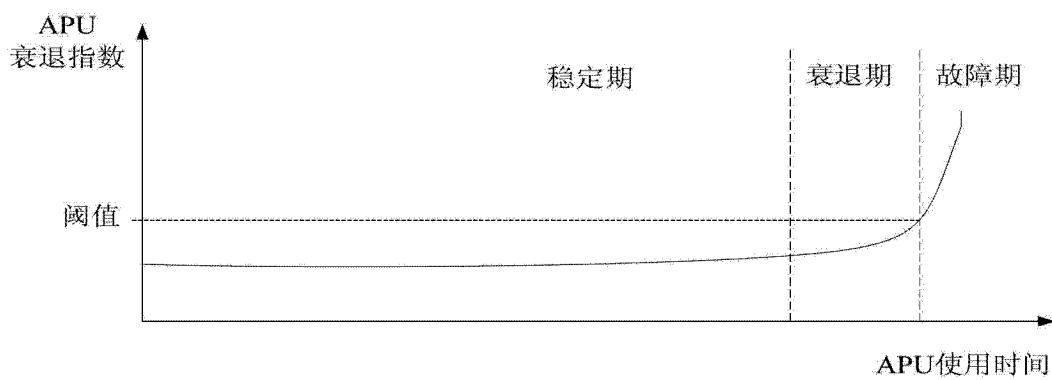


图 7

## APU MES/IDLE REPORT &lt;13&gt;

	A/C ID 机号	DATE UTC UTC 时间	FROM 起飞	TO 落地	FLT 航班号	5
CC	BXXXX	yyyy-dd-mm xx:xx:xx	-	-	-	
	PH	CNT	CODE	BLEEDSTATUS	APU	
	航段	计数	触发代码	引起活门状态	APU 引气活门	
C1	11	76401	4000	16 0000 1 00000 19		1
	TAT	ALT	CAS	MN	GW	CG DMU
	总温	标高	计算空速	马赫速	总重	重心 版本
CE	23.3	150	-	-	65600	29.2 I71CA2
	ASN	AHRS	ACYC	PHAD		10
	APU 序列号	APU 小时	APU 循环	APU 性能调整		
E1	2056	18477	16894	4000		
	ESN	ACWI	ACW2	NA	EGTA	IGV
	发动机序号	控制字 1	控制字 2	转速	排气温度	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
	进气压力	负载压气机	引气流量	引气压力	负载压气机	滑油温度 APU 发电
			进口温度		出口温度	机负载
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 启动时参数)						
启动时间	EGT 峰值	峰值 EGT 转速	滑油温度	负载压气机		
			进口温度			
V1	49	808	35	110	32	20

图 8

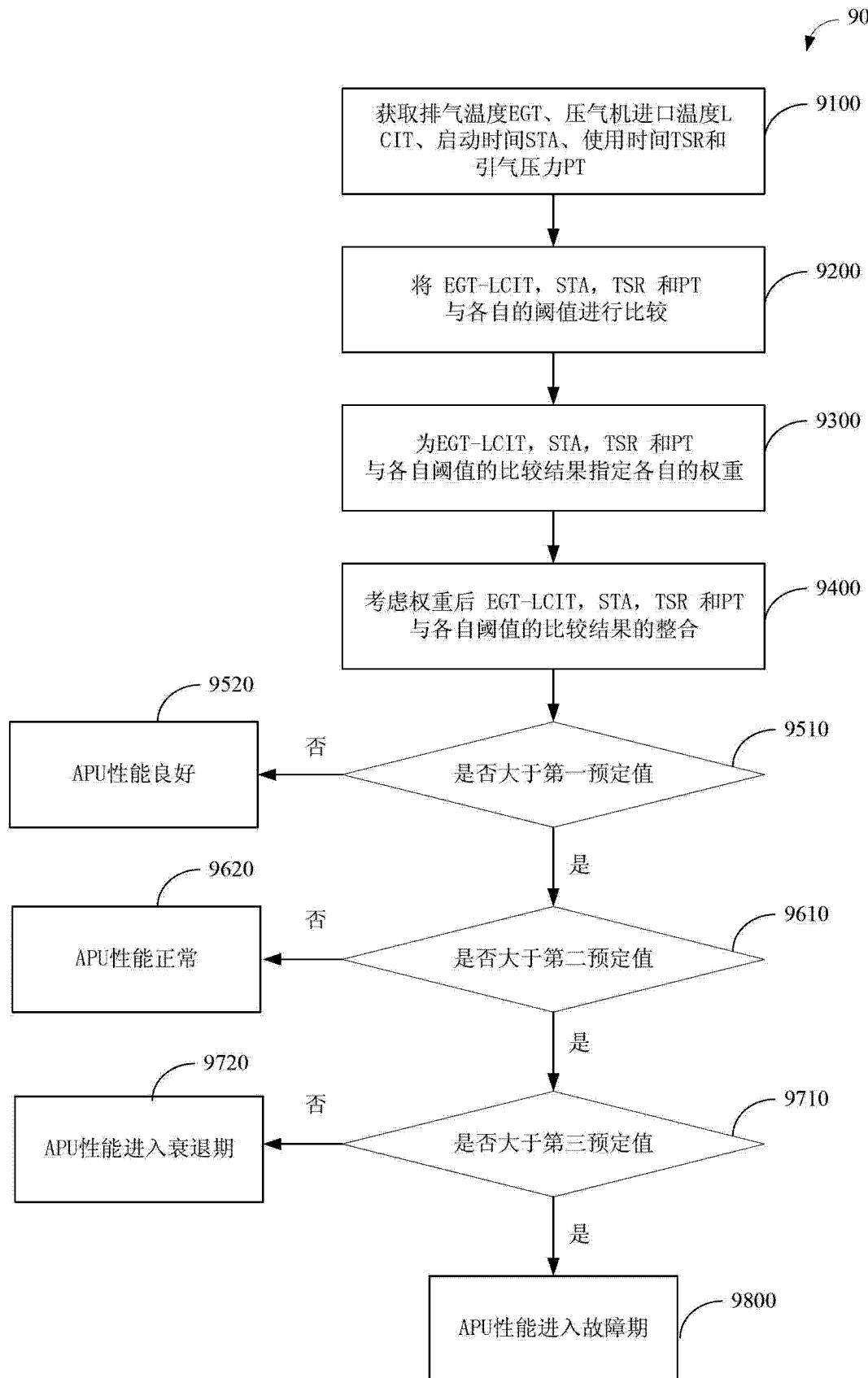


图 9

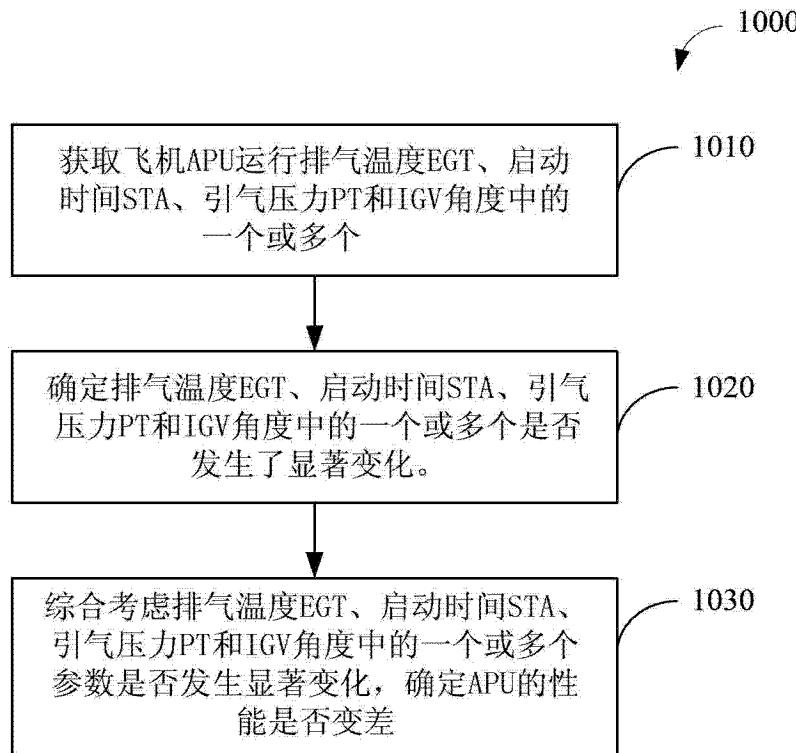


图 10

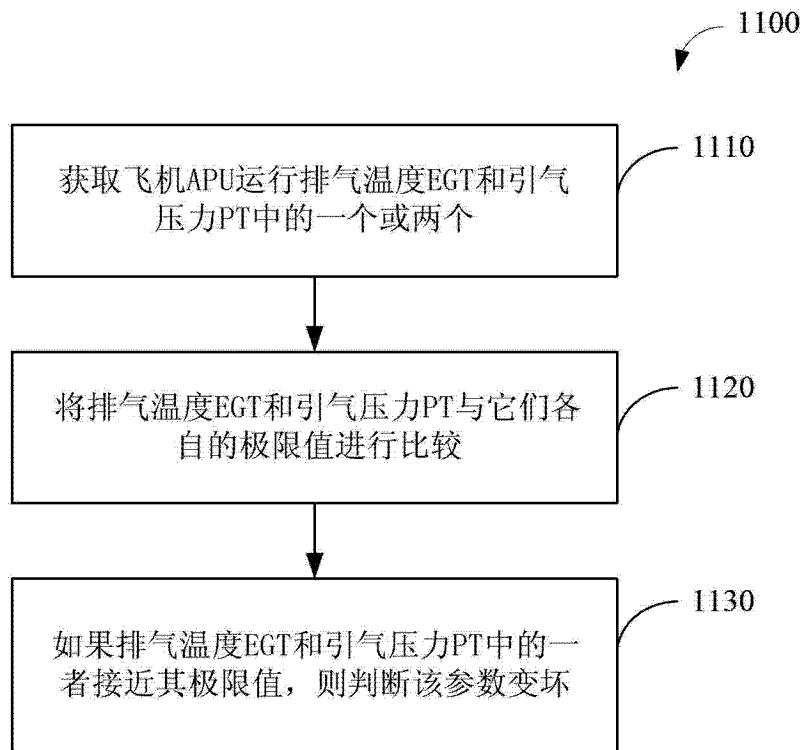


图 11

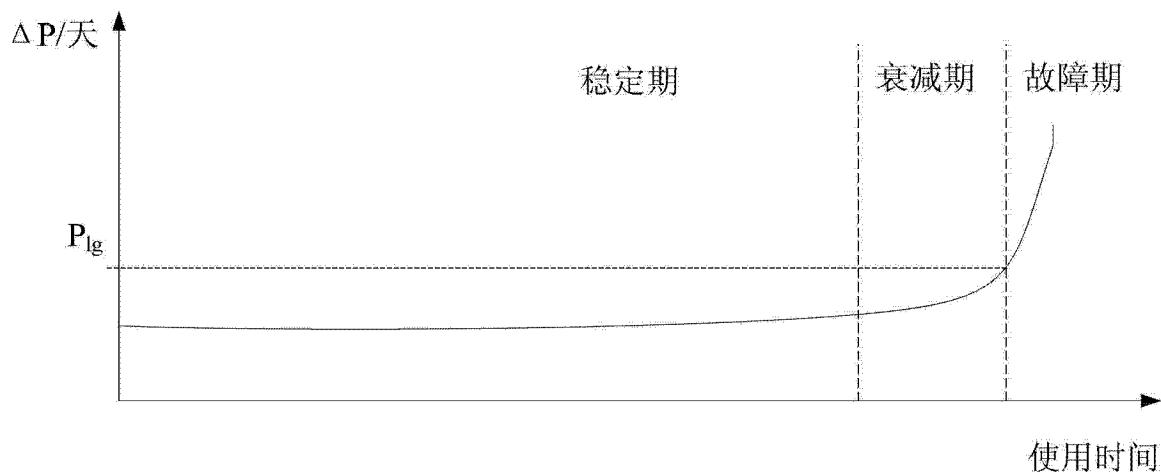


图 12

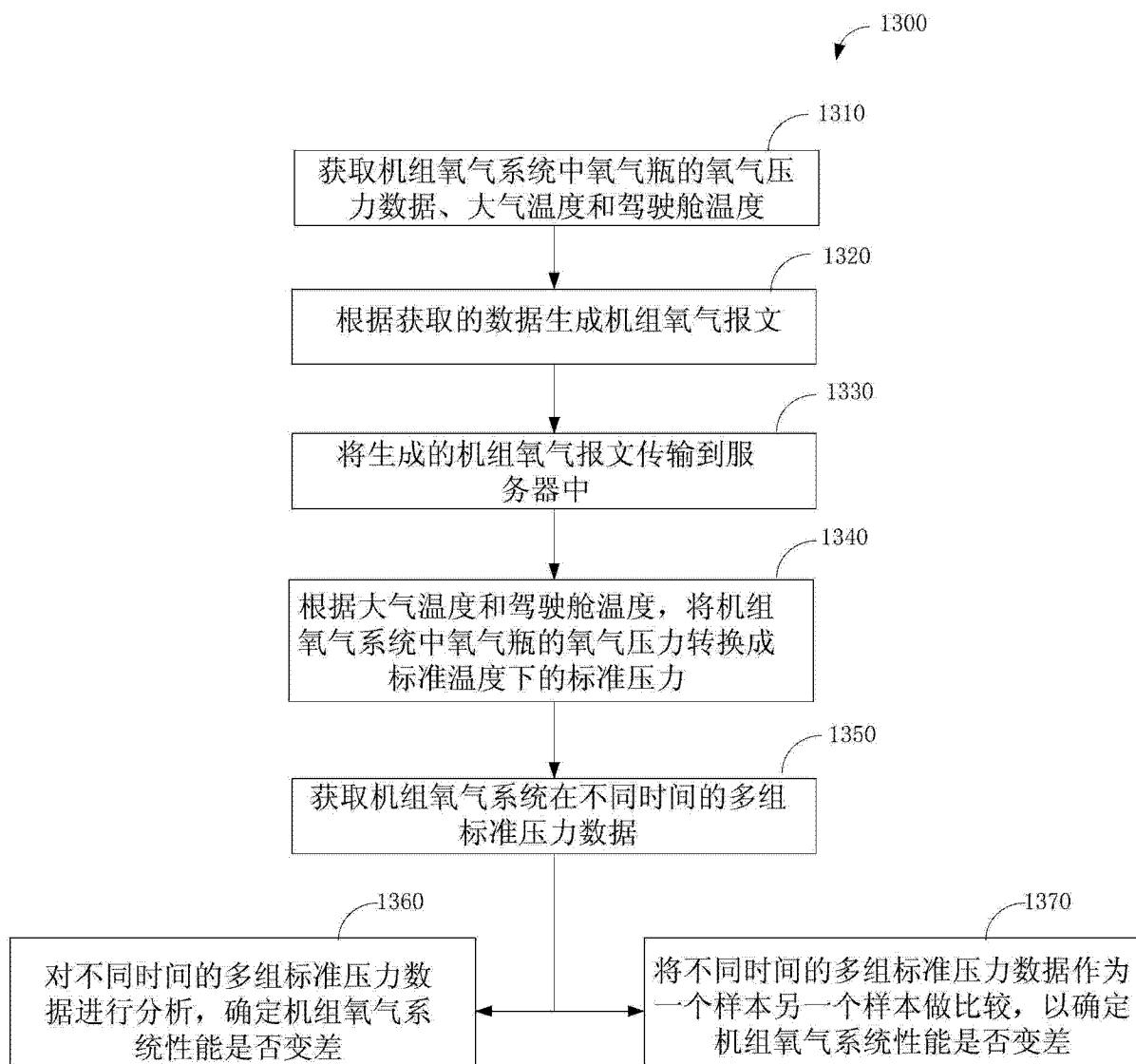


图 13

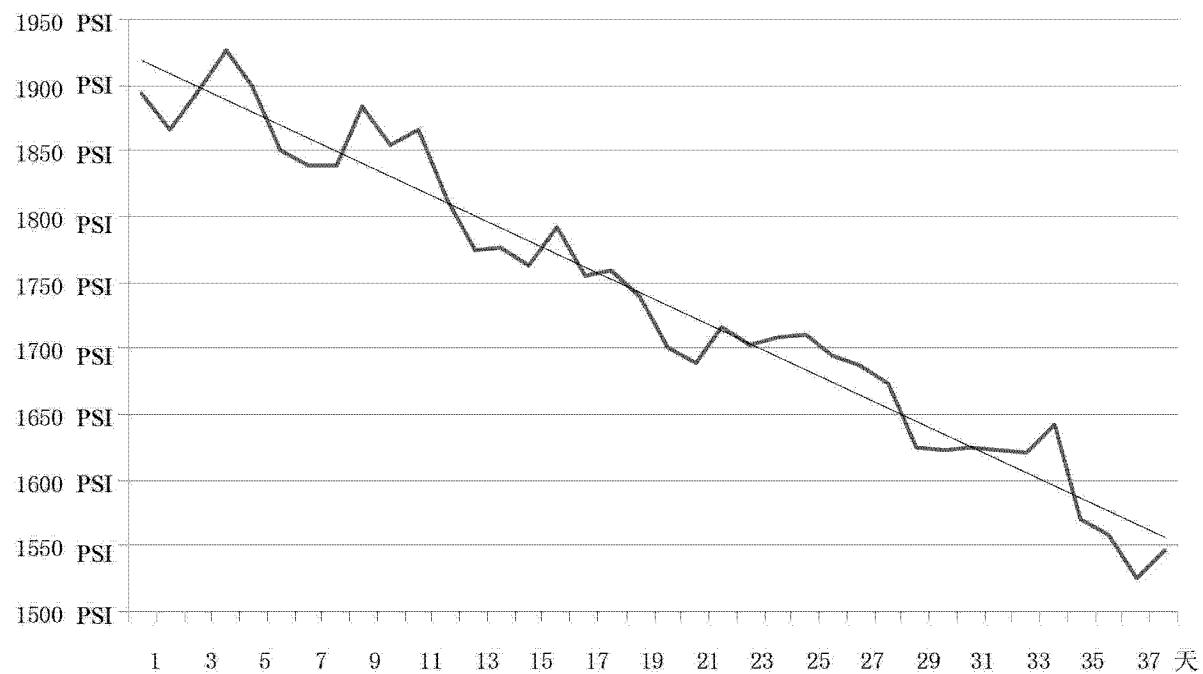


图 14



图 15

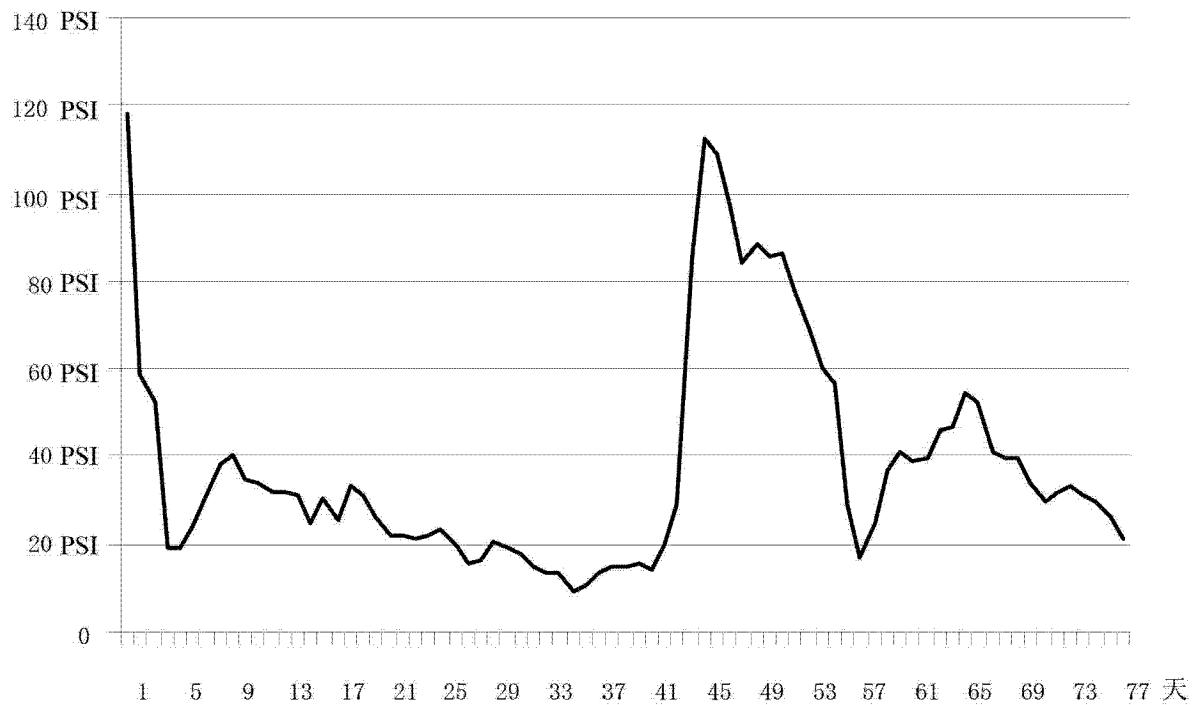


图 16

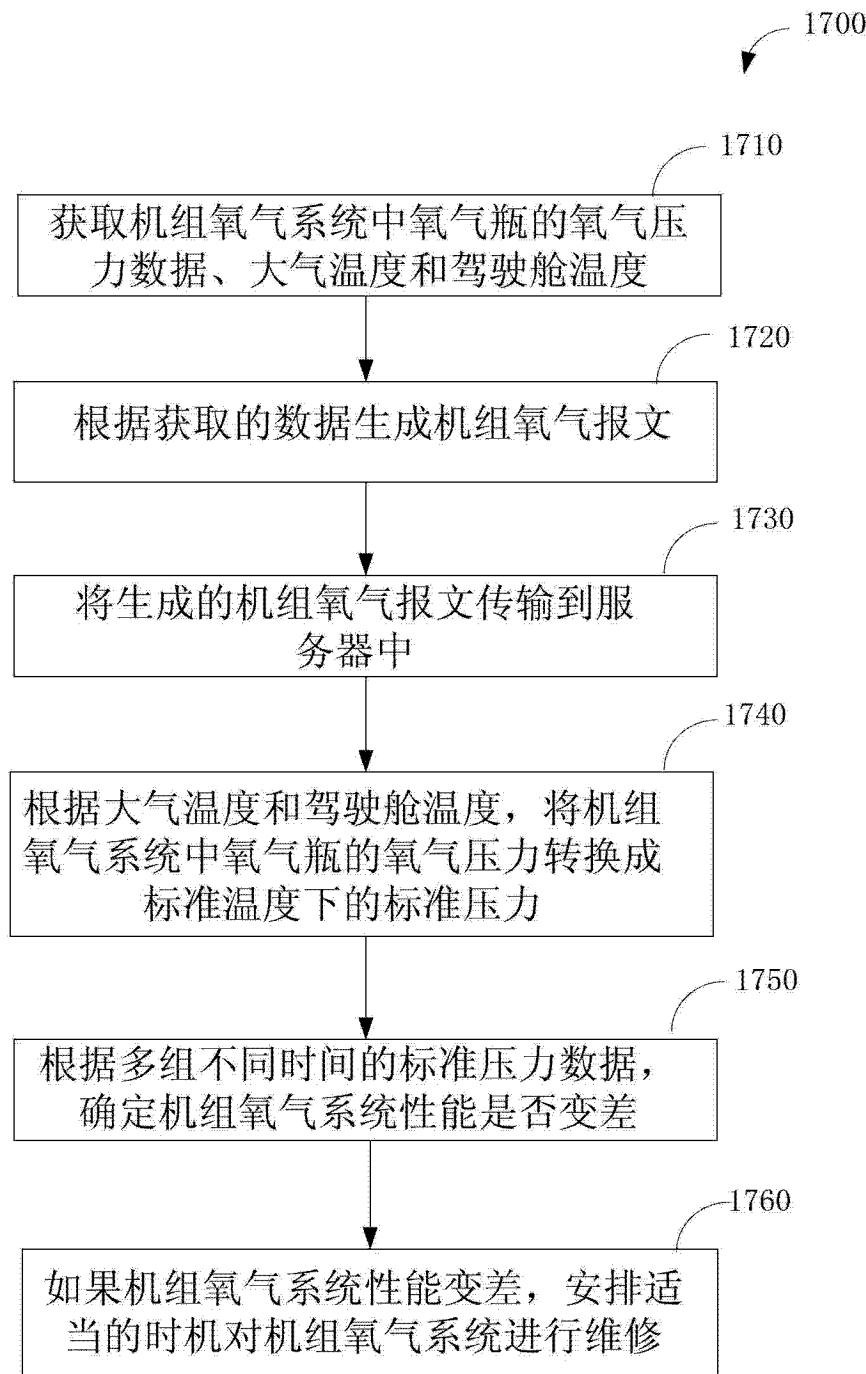


图 17