



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105571865 A

(43) 申请公布日 2016. 05. 11

(21) 申请号 201410610732. 2

(22) 申请日 2014. 11. 03

(71) 申请人 中国飞行试验研究院

地址 710089 陕西省西安市 73 信箱

(72) 发明人 李国鸿 张永峰 朱彦伟 任瑞冬

符娆

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008

代理人 杜永保

(51) Int. Cl.

G01M 15/00(2006. 01)

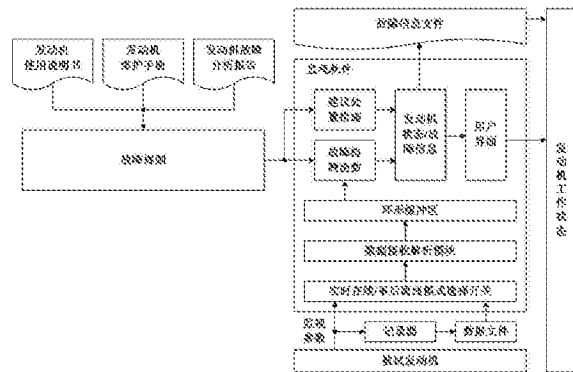
权利要求书2页 说明书5页 附图2页

(54) 发明名称

试飞中发动机工作状态监视方法

(57) 摘要

本发明属于航空发动机工作状态监视技术，特别涉及试飞中发动机工作状态监视方法，本发明专利在目前普遍采用的以试验中测量的参数为主要监视指标的常规发动机工作状态监视方法的基础上，以整理实现的各种发动机故障规则和建议处置措施为主要依据，充分利用发动机工作状态智能监视软件，实现试飞中对发动机工作状态进行监视，并及时反馈监视结果给监控人员，提醒监控人员正确处置。该方法具有利用整理实现的各种发动机故障规则，通过对监视参数的智能分析，自动判读发动机工作状态，并及时向监控人员反馈发动机故障信息和建议的处置措施，并提醒监控人员处理。



1. 试飞中发动机工作状态监视方法,其特征在于,具体监视步骤如下:

第一步,利用被试发动机使用说明书、维护手册,以及其它型号发动机故障分析报告,整理完成被试发动机的故障规则库;该故障规则库由多条故障规则构成,每条故障规则包括故障现象、故障判据、建议处置措施三方面的信息;

第二步,依据第一步完成的故障规则库,开发针对被试发动机的发动机工作状态智能监视软件;

第三步,发动机工作状态智能监视软件工作于实时模式下时,监视软件实时接收被试发动机的N个监视参数,并对其进行解析和同步处理,获得一个由当前时间(由小时、分钟、秒、毫秒四个参数组成)和当前时刻N个监视参数构成的一维数组,该数组数据类型为单精度浮点数;

第四步,监视软件将由当前时间和当前N个监视参数组成的一维数组写入一个二维环形缓冲区;该二维环形缓冲区有N+4行M列,列数M可需要预先设定;监视软件将由当前时间和当前N个监视参数组成的一维数组写入环形缓冲区时,小时、分钟、秒、毫秒、第n个监视参数相对环形缓冲区的首地址的偏移量分别为*iC(N+4)*、*iC(N+4)+1*、*iC(N+4)+2*、*iC(N+4)+3*、*iC(N+4)+n*;此处*iC*为由当前时间和当前N个监视参数组成的当前行索引;将由当前时间和当前N个监视参数组成的一维数组写入环形缓冲区后,监视软件自动对当前行索引*iC*进行自动维护,自动维护方法如式(1)所示;

$$\begin{cases} iC = iC + 1 & iC + 1 \leq M - 1 \\ iC = 0 & iC + 1 > M - 1 \end{cases} \quad (1)$$

第五步,监视软件调用根据故障规则库实现的发动机故障自动检测函数,对发动机故障是否发生进行自动判读;发动机故障自动检测函数调用时,需要读取环形缓冲区的数据,此时时间延迟量为*m*的数据行的行索引*iD_m*由式(2)获得;时间延迟量为*m*的数据行的小时、分钟、秒、毫秒、第n个监视参数相对环形缓冲区的首地址的偏移量分别为*iD_m(N+4)*、*iD_m(N+4)+1*、*iD_m(N+4)+2*、*iD_m(N+4)+3*、*iD_m(N+4)+n*;此外发动机故障自动检测函数调用时,是采用迟滞延迟计时比较器实现监视参数是否超过限制值的判别的;迟滞延迟计时比较器有一个上跳阈值*G_H*和下跳阈值*G_L*,上跳阈值*G_H*大于下跳阈值*G_L*,之间存在一个过渡带;当监视参数大于上跳阈值*G_H*且该状态持续了*T_c*秒后才认为监视参数超过限制值;当监视参数小于下跳阈值*G_L*且持续了*T_c*秒后才认为监视参数小于限制值;当监视参数在下跳阈值*G_L*和上跳阈值*G_H*之间波动,或者监视参数大于上跳阈值*G_H*但持续时间小于*T_c*秒,或者监视参数小于下跳阈值*G_L*持续时间小于*T_c*秒时则认为监视参数大于或小于限制值的状态保持不变;

$$\begin{cases} iD_m = iC - m & iC - m \geq 0 \\ iD_m = iC - m + M & iC - m < 0 \end{cases} \quad (2)$$

第六步,如果监视软件调用发动机故障自动检测函数时,检测到了发动机故障,监视软件会返回故障码、故障状态、故障发生时间、故障持续时间、故障描述;随后监视软件利用故障码自动匹配故障信息文件中保存的故障名称、故障原因、建议故障处置信息;之后监视软件会将故障名称、故障状态、故障发生时间、故障持续时间、故障原因、建议故障处置信息通过用户界面显示给监控人员;

第七步,当监视软件工作于事后在线模式时,除了监视参数来源于试飞中记录的试飞数据文件,以及数据文件接收解析方式可能不同外,发动机故障和异常自动检测和显示,故障信息保存等方式与实时在线模型相同。

试飞中发动机工作状态监视方法

技术领域

[0001] 本发明专利属于航空发动机工作状态监视技术，尤其是试飞中被试发动机工作状态的监视。

背景技术

[0002] 为了解决应发动机性能衰减和故障导致的飞机飞行性能衰减和灾难性故障，目前发动机向智能化方向发展。智能发动机依靠传感器数据、专家模型和二者的融合，可全面了解发动机状态，实现发动机状态监视和管理的自动化、自动诊断和自我预测。航空发动机状态监视和故障诊断系统是智能发动机的关键技术之一。应用发动机状态监视与故障诊断技术能显著提高发动机运行可靠性，保证飞行安全，降低维护费用，缩短维修时间。在飞行试验中，开展发动机状态监视更是具有特殊意义：对被试发动机配备的状态监视系统进行检查评估；保证课题试飞质量和试飞安全；提高试飞效率，缩短试飞周期，节省试飞经费。

[0003] 目前试飞中对发动机工作状态的监视主要针对监视参数实施的，而且是通过人工的方式实现的，对课题及监控人员能力要求很高。课题及监控人员必须熟悉被试对象的各种限制值及相关逻辑，牢记相应处置措施，从众多参数的复杂变化中发现发动机故障及异常，及时报告并正确处置。一般来说，每个试飞架次都要最少持续大约 1 个小时左右，在这期间，被试发动机随时都存在出现故障和异常的可能，而课题人员则由于生理疲劳和外界干扰等因素影响，不可能随时保持清醒的头脑，存在漏报发动机故障和异常的隐患。因此，试飞中提高对发动机工作监视的自动化和智能化水平是必要的，是发展趋势。

[0004] 利用发动机工作状态智能监视软件提高发动机监视的智能化水平时，监视软件在功能上本必须支持常规滤波、数据拟合、数据预测方法，因此必须提供一个可以存储一定时间段内所有监视参数的二维缓冲区。但是常规的二维线性缓冲区虽然结构比较简单，但在每次写入当前时间和当前时刻的监视参数时，整个缓冲区的数据都必须更新，效率低，不能满足要求。此外发动机工作状态智能监视软件实时接收的监视参数通常信号质量都比较差，存在毛刺和跳点，利用一般的单门限比较器对监视参数是否大于或小于其限制值进行自动判别时，存在比较严重的误报现象，必须提高其鲁棒性。

发明内容

[0005] 本发明的目的是：

[0006] 提供一种以用以收集整理航空发动机故障规则为基础，充分利用发动机工作状态智能监视软件，对发动机工作状态进行智能、准确、快速监视，并及时反馈监视结果的智能发动机工作状态监视方法。

[0007] 本发明专利在目前普遍采用的以试验中测量的参数为主要监视指标的常规发动机工作状态监视方法的基础上，以整理实现的各种发动机故障规则和建议处置措施为主要依据，充分利用发动机工作状态智能监视软件，实现试飞中对发动机工作状态进行智能、准确、快速监视，并及时反馈监视结果给监控人员，提醒监控人员正确处置。

[0008] 本发明的技术方案是：

[0009] 第一步，利用被试发动机使用说明书、维护手册，以及其它型号发动机故障分析报告，整理完成被试发动机的故障规则库。该故障规则库由多条故障规则构成，每条故障规则包括故障现象、故障判据、建议处置措施三方面信息。

[0010] 第二步，依据第一步完成的故障规则库，开发针对被试发动机的发动机工作状态智能监视软件。

[0011] 第三步，发动机工作状态智能监视软件工作于实时模式下时，监视软件实时接收被试发动机的 N 个监视参数，并对其进行解析和同步处理，获得一个由当前时间（由小时、分钟、秒、毫秒四个参数组成）和当前时刻 N 个监视参数构成的一维数组，该数组数据类型为单精度浮点数。

[0012] 第四步，监视软件将由当前时间和当前 N 个监视参数组成的一维数组写入一个二维环形缓冲区。该二维环形缓冲区有 $N+4$ 行 M 列，列数 M 由开发人员根据需要预先设定，如图 2 所示。监视软件将由当前时间和当前 N 个监视参数组成的一维数组写入环形缓冲区时，小时、分钟、秒、毫秒、第 n 个监视参数相对环形缓冲区的首地址的偏移量分别为 $iC(N+4)$ 、 $iC(N+4)+1$ 、 $iC(N+4)+2$ 、 $iC(N+4)+3$ 、 $iC(N+4)+n$ 。此处 iC 为由当前时间和当前 N 个监视参数组成的当前行行索引。将由当前时间和当前 N 个监视参数组成的一维数组写入环形缓冲区后，监视软件自动对当前行行索引 iC 进行自动维护，自动维护方法如式 (1) 所示。

$$[0013] \quad \begin{cases} iC = iC + 1 & iC + 1 \leq M - 1 \\ iC = 0 & iC + 1 > M - 1 \end{cases} \quad (1)$$

[0014] 第五步，监视软件调用根据故障规则库实现的发动机故障自动检测函数，对发动机故障是否发生进行自动判读。发动机故障自动检测函数调用时，需要读取环形缓冲区的数据，此时时间延迟量为 m 的数据行的行索引 iD_m 由式 (2) 获得；时间延迟量为 m 的数据行的小时、分钟、秒、毫秒、第 n 个监视参数相对环形缓冲区的首地址的偏移量分别为 $iD_m(N+4)$ 、 $iD_m(N+4)+1$ 、 $iD_m(N+4)+2$ 、 $iD_m(N+4)+3$ 、 $iD_m(N+4)+n$ 。此外发动机故障自动检测函数调用时，是采用迟滞延迟计时比较器实现监视参数是否超过限制值的判别的。迟滞延迟计时比较器有一个上跳阈值 G_H 和下跳阈值 G_L ，上跳阈值 G_H 大于下跳阈值 G_L ，之间存在一个过渡带。当监视参数大于上跳阈值 G_H 且该状态持续了 T_c 秒后才认为监视参数超过限制值；当监视参数小于下跳阈值 G_L 且持续了 T_c 秒后才认为监视参数小于限制值；当监视参数在下跳阈值 G_L 和上跳阈值 G_H 之间波动，或者监视参数大于上跳阈值 G_H 但持续时间小于 T_c 秒，或者监视参数小于下跳阈值 G_L 持续时间小于 T_c 秒时则认为监视参数大于或小于限制值的状态保持不变。

$$[0015] \quad \begin{cases} iD_m = iC - m & iC - m \geq 0 \\ iD_m = iC - m + M & iC - m < 0 \end{cases} \quad (2)$$

[0016] 第六步，如果监视软件调用发动机故障自动检测函数时，检测到了发动机故障，监视软件会返回故障码、故障状态、故障发生时间、故障持续时间、故障描述。随后监视软件利用故障码自动匹配故障信息文件中保存的故障名称、故障原因、建议故障处置信息。之后监视软件会将故障名称、故障状态、故障发生时间、故障持续时间、故障原因、建议故障处置信息通过用户界面显示给监控人员。

[0017] 第七步,当监视软件工作于事后在线模式时,除了监视参数来源于试飞中记录的试飞数据文件,以及数据文件接收解析方式可能不同外,发动机故障和异常自动检测和显示,故障信息保存等方式与实时在线模型相同。

[0018] 本发明的优点是:

[0019] 与以对试发动机测量参数的监视为主的常规发动机状态监视方法相比,该方法具有利用整理实现的各种发动机故障规则,通过对监视参数的智能分析,自动判读发动机工作状态,并及时向监控人员反馈发动机故障信息和建议的处置措施,并提醒监控人员处理。监控人员可以利用这些反馈信息,对发动机工作状态进行评估快速、准确评估,保证课题试飞质量和安全。事后课题人员还可以利用这些信息可以对发动机健康状态进行评价,为后续科目和任务安排决策提供技术支持,提高试飞效率,节省试验经费。此外,由于利用规则对发动机工作状态进行自动判读是利用监控软件实现的,因此可以最大限度的克服由于生理疲劳、外界干扰等原因使得监控人员不能及时发现并报告发动机工作异常,造成试飞安全隐患等问题。

附图说明

[0020] 附图 1 为试飞发动机工作参数智能监视方法示意图。

[0021] 附图 2 为环形缓冲区示意图。

[0022] 附图 3 为发动机空台试飞发动机状态监视系统硬件配置图。

[0023] 附图 4 为发动机空台试飞发动机状态监视软件原理图。

具体实施方式

[0024] 本发明专利技术如图 1 所示。

[0025] 第一步,利用被试发动机使用说明书、维护手册,以及其它型号发动机故障分析报告,整理完成被试发动机的故障规则库。该故障规则库由多条故障规则构成,每条故障规则包括故障现象、故障判据、建议处置措施三方面信息。

[0026] 第二步,依据第一步完成的故障规则库,开发针对被试发动机的发动机工作状态智能监视软件。

[0027] 第三步,发动机工作状态智能监视软件工作于实时模式下时,监视软件实时接收被试发动机的 N 个监视参数,并对其进行解析和同步处理,获得一个由当前时间(由小时、分钟、秒、毫秒四个参数组成)和当前时刻 N 个监视参数构成的一维数组,该数组数据类型为单精度浮点数。

[0028] 第四步,监视软件将由当前时间和当前 N 个监视参数组成的一维数组写入一个二维环形缓冲区。该二维环形缓冲区有 $N+4$ 行 M 列,列数 M 由开发人员根据需要预先设定,如图 2 所示。监视软件将由当前时间和当前 N 个监视参数组成的一维数组写入环形缓冲区时,小时、分钟、秒、毫秒、第 n 个监视参数相对环形缓冲区的首地址的偏移量分别为 $iC(N+4)$ 、 $iC(N+4)+1$ 、 $iC(N+4)+2$ 、 $iC(N+4)+3$ 、 $iC(N+4)+n$ 。此处 iC 为由当前时间和当前 N 个监视参数组成的当前行索引。将由当前时间和当前 N 个监视参数组成的一维数组写入环形缓冲区后,监视软件自动对当前行索引 iC 进行自动维护,自动维护方法如式 (1) 所示。

$$[0029] \quad \begin{cases} iC = iC + 1 & iC + 1 \leq M - 1 \\ iC = 0 & iC + 1 > M - 1 \end{cases} \quad (1)$$

[0030] 第五步, 监视软件调用根据故障规则库实现的发动机故障自动检测函数, 对发动机故障是否发生进行自动判读。发动机故障自动检测函数调用时, 需要读取环形缓冲区的数据, 此时时间延迟量为 m 的数据行的行索引 iD_m 由式 (2) 获得; 时间延迟量为 m 的数据行的小时、分钟、秒、毫秒、第 n 个监视参数相对环形缓冲区的首地址的偏移量分别为 $iD_m(N+4)$ 、 $iD_m(N+4)+1$ 、 $iD_m(N+4)+2$ 、 $iD_m(N+4)+3$ 、 $iD_m(N+4)+n$ 。此外发动机故障自动检测函数调用时, 是采用迟滞延迟计时比较器实现监视参数是否超过限制值的判别的。迟滞延迟计时比较器有一个上跳阈值 G_H 和下跳阈值 G_L , 上跳阈值 G_H 大于下跳阈值 G_L , 之间存在一个过渡带。当监视参数大于上跳阈值 G_H 且该状态持续了 T_c 秒后才认为监视参数超过限制值; 当监视参数小于下跳阈值 G_L 且持续了 T_c 秒后才认为监视参数小于限制值; 当监视参数在下跳阈值 G_L 和上跳阈值 G_H 之间波动, 或者监视参数大于上跳阈值 G_H 但持续时间小于 T_c 秒, 或者监视参数小于下跳阈值 G_L 持续时间小于 T_c 秒时则认为监视参数大于或小于限制值的状态保持不变。

$$[0031] \quad \begin{cases} iD_m = iC - m & iC - m \geq 0 \\ iD_m = iC - m + M & iC - m < 0 \end{cases} \quad (2)$$

[0032] 第六步, 如果监视软件调用发动机故障自动检测函数时, 检测到了发动机故障, 监视软件会返回故障码、故障状态、故障发生时间、故障持续时间、故障描述。随后监视软件利用故障码自动匹配故障信息文件中保存的故障名称、故障原因、建议故障处置信息。之后监视软件会将故障名称、故障状态、故障发生时间、故障持续时间、故障原因、建议故障处置信息通过用户界面显示给监控人员。

[0033] 第七步, 当监视软件工作于事后在线模式时, 除了监视参数来源于试飞中记录的试飞数据文件, 以及数据文件接收解析方式可能不同外, 发动机故障和异常自动检测和显示, 故障信息保存等方式与实时在线模型相同。

[0034] 实施例

[0035] 在实施方式的基础上, 在发动机空台试验中, 利用上述方法, 对该发动机工作状态进行监视。

[0036] 如图 3 所示为发动机飞行台试飞中, 发动机状态监视系统硬件配置原理图。该系统测量的发动机试验参数是以网络方式传递给监视系统的。监视系统硬件主要包括监视工作站和显示设备两部分。监视工作站是监视软件正常运行的载体。监视工作站必须配备网卡, 用于通过网络接收监视参数。监视工作站配备的显卡主要用于驱动显示设备实时显示监视信息。监视软件、测量参数头文件、监视参数配置文件、故障码与故障信息匹配文件、故障信息文件均存储于监视工作站的硬盘上。

[0037] 发动机飞行台试飞发动机工作参数监视软件原理如图 4 所示。监视软件接收的被试发动机监视参数有两类, 分别是加改装参数和总线参数。由于飞行台测试系统数据服务器通过网络发送的监视参数是以 IENA 格式封装的原码, 因此监视软件在按预定的组播方式接收到网络数据包后, 第一项工作就是网络数据包进行解析, 获得监视参数的物理量。在对加改装参数和总线参数进行解析时, 需要利用测量参数带头文件中网络数据包和测量参

数的信息。头文件加载路径、数据服务器组播地址和端口号等与网络数据接收相关的信息可以在每次监视软件初始化前通过网络数据接收信息设置界面设置。

[0038] 在完成网络数据包解析之后,监视软件会依据从监视参数配置文件加载的监视参数信息,从所有测量参数中筛选需要的监视参数,并对监视参数缓冲区进行更新。该缓冲区结构为前文所述的环形结构。

[0039] 环形缓冲区按要求完成内容更新之后,监视软件会根据需要对所有的监视参数进行简单的有效性检验,之后启动发动机故障自动检测程序,对发动机工作状态进行自动判别。如果检测到了发动机故障,监视软件会根据从故障码与故障信息匹配文件中加载的信息,对故障信息和建议的处置措施通过用户界面进行实时显示和保存。

[0040] 监视系统除了具备在实时线监视功能之外,还具有对试飞数据文件进行离线回放和分析的功能。除了监视参数加载方式和回放过程的控制功能之外,离线模式和在线模式的功能和运行方式完全一致。

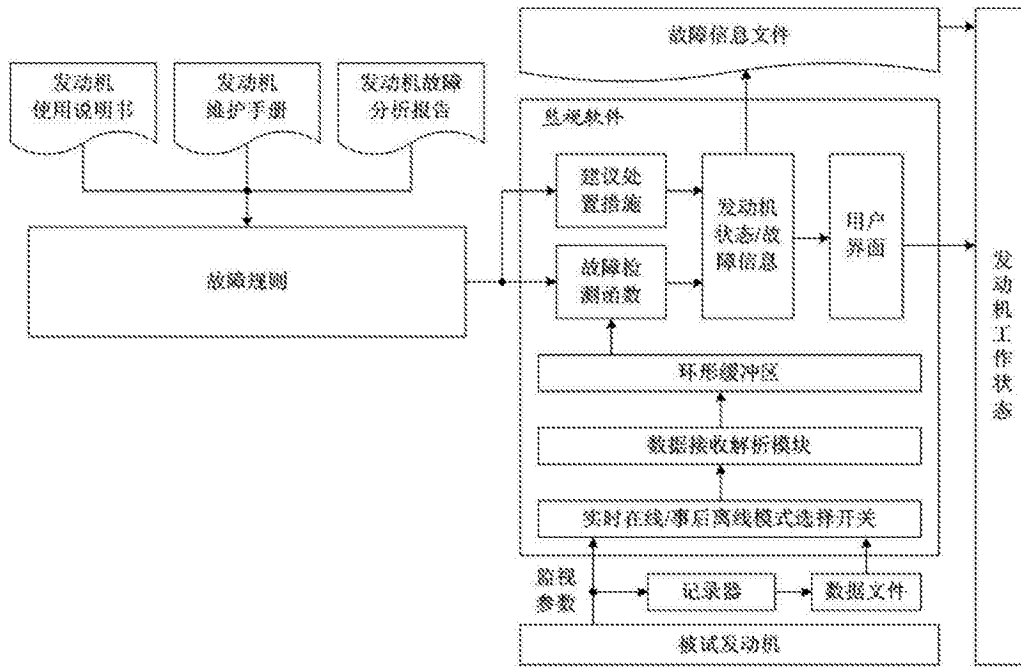


图 1

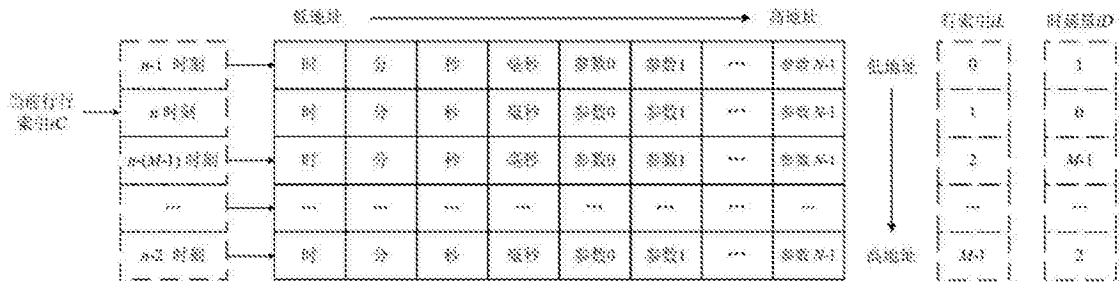


图 2

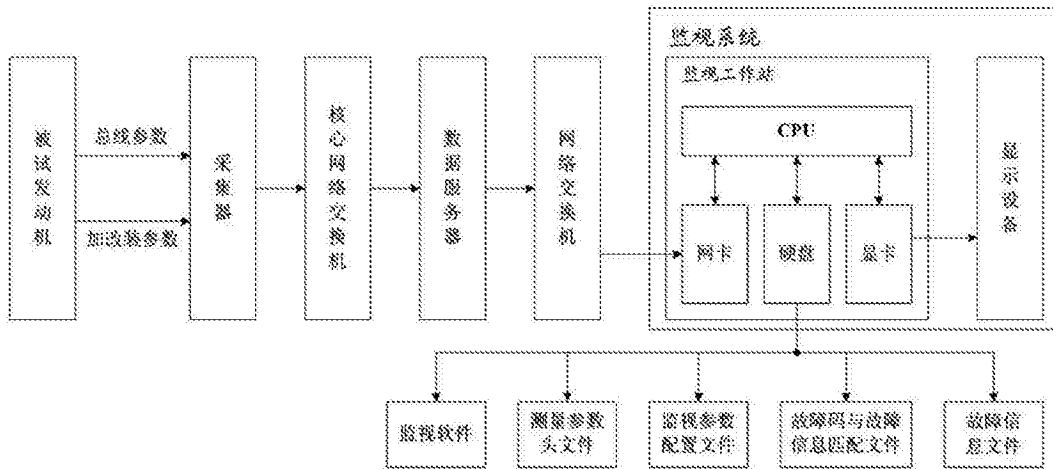


图 3

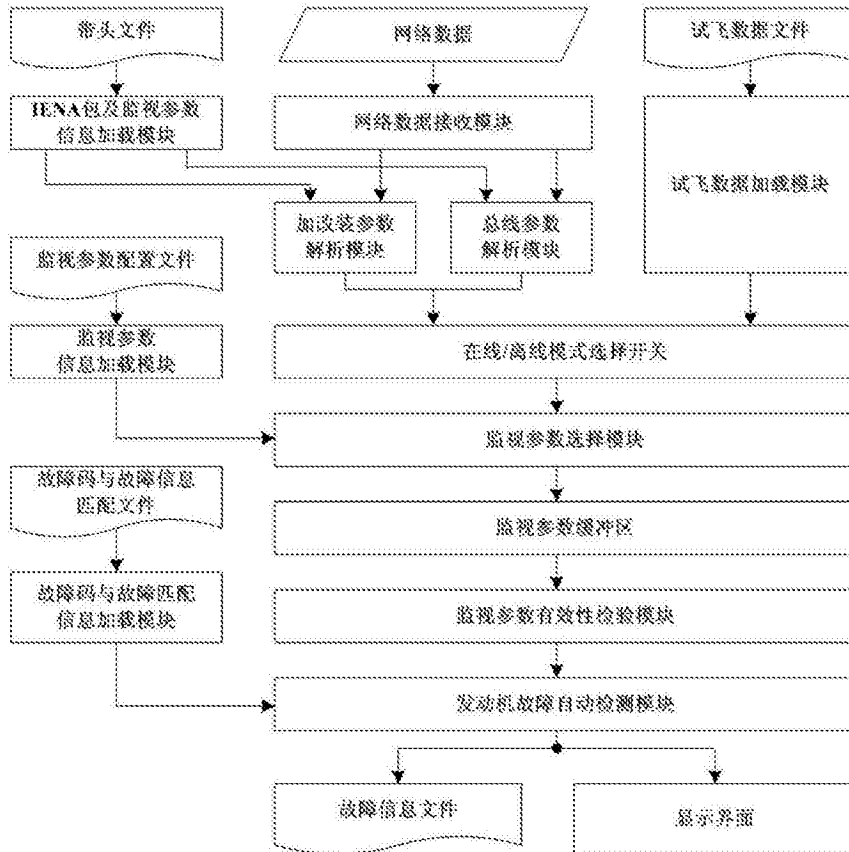


图 4