



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112179522 A

(43) 申请公布日 2021.01.05

(21) 申请号 202010960630.9

H04W 4/38 (2018.01)

(22) 申请日 2020.09.14

G08C 17/02 (2006.01)

(71) 申请人 中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所

地址 621000 四川省绵阳市涪城区二环路南段6号

(72) 发明人 杨庆涛 官睿 李汝冲 李明辉 何烈堂 肖涵山 吉洪亮 欧朝 唐从刚 祝智伟 杨洋

(74) 专利代理机构 北京远大卓悦知识产权代理有限公司 11369

代理人 贾晓燕

(51) Int.Cl.

G01K 13/00 (2006.01)

G01K 15/00 (2006.01)

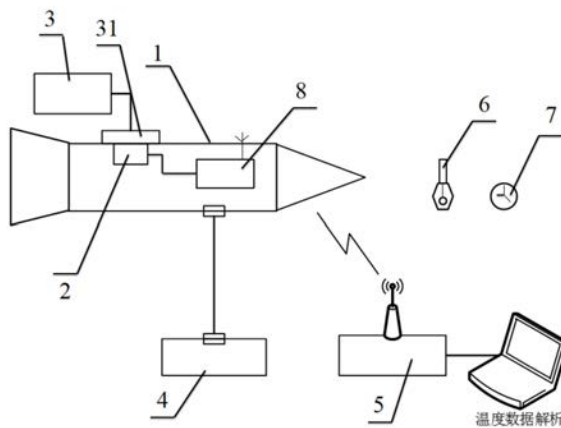
权利要求书2页 说明书5页 附图1页

(54) 发明名称

一种飞行器表面温度传感器测试系统及测试方法

(57) 摘要

本发明公开了一种飞行器表面温度传感器测试系统及测试方法,包括:飞行器本体、表面温度传感器、机载遥测系统、地面遥测系统、地面测试系统、温度加载装置、标准温度计和秒表计时器。本发明通过静态测试和加载测试分别测试表面温度传感器性能,静态测试用于判读表面温度传感器测量值与环境温度的偏差,加载测试用于在负载条件下,判定表面温度传感器数据是否正常;本发明解决了无法验证飞行器表面传感器及数据采集系统功能的正确性,无法验证飞行器在存储、运输后表面压力传感器系统的可靠性的问题,将表面温度传感器作为飞行器整体的一个子系统进行测试,测试操作简单、数据清晰可靠、判定标准明确,显著提升了飞行器传感器系统的测试水平。



1. 一种飞行器表面温度传感器测试系统,其特征在于,包括:

飞行器本体,其表面安装有表面温度传感器,飞行器本体内部安装有与表面温度传感器相接的机载遥测系统;

用于飞行器测试数据判读的地面遥测系统和用于飞行器测试控制的地面测试系统;所述地面测试系统与飞行器本体为线缆连接,地面遥测系统与机载遥测系统为无线通讯连接;

用于给表面温度传感器进行温度加载的温度加载装置,其可拆卸设备安装于所述飞行器本体表面;

用于测量环境温度值的标准温度计和用于准确记录测试时间的秒表计时器。

2. 一种如权利要求1所述的飞行器表面温度传感器测试系统的测试方法,其特征在于,包括以下步骤:

步骤一、进行静态测试,具体步骤为:

步骤S11、使用经过校准的标准温度计,测量得到当前环境的温度值;

步骤S12、取操作规程规定时间的环境温度平均值,作为当前真实温度的估计值;

步骤S13、通过地面遥测系统读取飞行器表面温度传感器的测量值;

步骤S14、将飞行器表面温度传感器的测量值与步骤一得到的环境温度估计值进行对比,在给定温度偏差以内,表明表面温度传感器数据正常,否则表明表面温度传感器工作异常;

步骤二、进行表面温度传感器加载测试,具体步骤为:

步骤S21、对温度加载装置进行自检;

步骤S22、将温度加载装置设定为测试所需要的温度;

步骤S23、记录飞行器本体表面待测点的初始温度值;

步骤S24、使用温度加载装置对飞行器表面温度传感器进行加温,加热时间以测试操作规程规定为准,加热过程为持续过程;

步骤S25、记录加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值;

步骤S26、判定加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值、温度变化梯度值是否在规定的偏差范围内;若加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值和温度变化梯度值在规定的偏差范围内,则说明待测表面温度传感器工作正常,否则待测表面温度传感器工作异常;

步骤S27、重复步骤四至步骤六,直到完成全部表面温度传感器测试。

3. 如权利要求2所述的飞行器表面温度传感器测试系统的测试方法,其特征在于,所述步骤一中将飞行器表面温度传感器的测量值与步骤一得到的环境温度估计值进行对比的具体判定方法,包括:

若表面温度传感器测量值与环境温度估计值在偏差范围内,即:  $|T_i - \hat{T}| < \Delta T$ , 则判定表面温度传感器工作正常,其中 $T_i$ 是第 $i$ 个表面温度传感器的测量值, $\hat{T}$ 是环境温度估计值, $\Delta T$ 是规定的温度范围偏差量;

计算全部表面温度传感器测量值的均值 $E(T)$

$$E(T) = \frac{\sum_1^n T_i}{n}$$

利用计算得到的均值 $E(T)$ ,计算全部表面温度传感器测量值的标准差 $\sigma$

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_1^n (T_i - E(T))^2}{n - 1}}$$

其中, $T_i$ 是第*i*个表面温度传感器测量值, $n$ 是表面温度传感器数量;若表面温度传感器数据分布在 $3\sigma$ 以内,但是均值 $E(T)$ 与环境温度估计值偏差较大,说明标准温度计故障;

若表面温度传感器测量值超出给定的偏差限,但是实际测量值与环境温度估计值的偏差呈白噪声状态,说明偏差限设定过小;

其他情况判定表面温度传感器数据异常。

4.如权利要求2所述的飞行器表面温度传感器测试系统的测试方法,其特征在于,所述步骤二中判定加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值、温度变化梯度值是否在规定的偏差范围,若加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值、温度变化梯度值

在规定的偏差范围,即: $\frac{|T_i^e - T_i^s|}{t} > \varepsilon$ ,则判定表面温度传感器工作正常,其中 $T_i^e$ 是第*i*个

表面温度传感器加载结束时的温度值, $T_i^s$ 是第*i*个表面温度传感器初始温度值, $t$ 为加载持续时间, $\varepsilon$ 为给定的偏差范围;其他情况判定表面温度传感器工作异常。

5.如权利要求2所述的飞行器表面温度传感器测试系统的测试方法,其特征在于,所述步骤二中,如果在加载测试中发现待测表面传感器温度数据异常,对异常表面温度传感器重复进行加载测试和数据判读;若连续两次异常则确认待测表面温度传感器工作异常;若第二次测试数据正常,则进行第三次重复加载测试和数据判读,如果数据正常确认表面温度传感器工作正常,数据异常确认表面温度传感器工作异常。

## 一种飞行器表面温度传感器测试系统及测试方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于飞行器传感器测试技术领域,更具体地说,本发明涉及一种飞行器表面温度传感器测试系统及测试方法。

### 背景技术

[0002] 在航天模型飞行试验过程中,需要测量飞行器表面,特别是迎风面、转捩区、激波干扰区等重点区域的温度变化信息。这些区域的大气环境复杂、温度变化剧烈、测量干扰因素较多,传感器的可靠性直接影响飞行试验的结果。因此需要设计一系列的标定、测试手段验证传感器工作的可靠性。但是,在现有的飞行试验过程中,温度传感器只能完成安装前的单机标定工作;在传感器安装到飞行器上以后,没有合适的手段对传感器进行功能和性能验证。传感器可能由于安装、环境试验、运输等原因失效,或者性能下降。如果不能在飞行前,对传感器的状态进行验证,飞行试验测量得到的数据的可信度同样会受到影响。

### 发明内容

[0003] 本发明的一个目的是解决至少上述问题和/或缺陷,并提供至少后面将说明的优点。

[0004] 为了实现根据本发明的这些目的和其它优点,提供了一种飞行器表面温度传感器测试系统,包括:

[0005] 飞行器本体,其表面安装有表面温度传感器,飞行器本体内部安装有与表面温度传感器相接的机载遥测系统;

[0006] 用于飞行器测试数据判读的地面遥测系统和用于飞行器测试控制的地面测试系统;所述地面测试系统与飞行器本体为线缆连接,地面遥测系统与机载遥测系统为无线通讯连接;

[0007] 用于给表面温度传感器进行温度加载的温度加载装置,其可拆卸设备安装于所述飞行器本体表面;

[0008] 用于测量环境温度值的标准温度计和用于准确记录测试时间的秒表计时器。

[0009] 一种飞行器表面温度传感器测试系统的测试方法,其包括以下步骤:

[0010] 步骤一、进行静态测试,具体步骤为:

[0011] 步骤S11、使用经过校准的标准温度计,测量得到当前环境的温度值;

[0012] 步骤S12、取操作规程规定时间的环境温度平均值,作为当前真实温度的估计值;

[0013] 步骤S13、通过地面遥测系统读取飞行器表面温度传感器的测量值;

[0014] 步骤S14、将飞行器表面温度传感器的测量值与步骤一得到的环境温度估计值进行对比,在给定温度偏差以内,表明表面温度传感器数据正常,否则表明表面温度传感器工作异常;

[0015] 步骤二、进行表面温度传感器加载测试,具体步骤为:

[0016] 步骤S21、对温度加载装置进行自检;

[0017] 步骤S22、将温度加载装置设定为测试所需要的温度；

[0018] 步骤S23、记录飞行器本体表面待测点的初始温度值；

[0019] 步骤S24、使用温度加载装置对飞行器表面温度传感器进行加温，加热时间以测试操作规程规定为准，加热过程为持续过程；

[0020] 步骤S25、记录加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值；

[0021] 步骤S26、判定加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值、温度变化梯度值是否在规定的偏差范围内；若加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值和温度变化梯度值在规定的偏差范围内，则说明待测表面温度传感器工作正常，否则待测表面温度传感器工作异常；

[0022] 步骤S27、重复步骤四至步骤六，直到完成全部表面温度传感器测试。

[0023] 优选的是，其中，所述步骤一中将飞行器表面温度传感器的测量值与步骤一得到的环境温度估计值进行对比的具体判定方法，包括：

[0024] 若表面温度传感器测量值与环境温度估计值在偏差范围内，即： $|T_i - \hat{T}| < \Delta T$ ，

则判定表面温度传感器工作正常，其中 $T_i$ 是第 $i$ 个表面温度传感器的测量值， $\hat{T}$ 是环境温度估计值， $\Delta T$ 是规定的温度范围偏差量；

[0025] 计算全部表面温度传感器测量值的均值 $E(T)$

$$[0026] \quad E(T) = \frac{\sum_{i=1}^n T_i}{n}$$

[0027] 利用计算得到的均值 $E(T)$ ，计算全部表面温度传感器测量值的标准差 $\sigma$

$$[0028] \quad \sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (T_i - E(T))^2}{n-1}}$$

[0029] 其中， $T_i$ 是第 $i$ 个表面温度传感器测量值， $n$ 是表面温度传感器数量；若表面温度传感器数据分布在 $3\sigma$ 以内，但是均值 $E(T)$ 与环境温度估计值偏差较大，说明标准温度计故障；

[0030] 若表面温度传感器测量值超出给定的偏差限，但是实际测量值与环境温度估计值的偏差呈白噪声状态，说明偏差限设定过小；

[0031] 其他情况判定表面温度传感器数据异常。

[0032] 优选的是，其中，所述步骤二中判定加载结束时待测表面温度传感器测量得到的温度值、温度变化梯度值是否在规定的偏差范围，若加载结束时待测表面温度传感器测量

得到的温度值、温度变化梯度值在规定的偏差范围，即： $\frac{|T_i^e - T_i^s|}{t} > \varepsilon$ ，则判定表面温度

传感器工作正常，其中 $T_i^e$ 是第 $i$ 个表面温度传感器加载结束时的温度值， $T_i^s$ 是第 $i$ 个表面温度传感器初始温度值， $t$ 为加载持续时间， $\varepsilon$ 为给定的偏差范围；其他情况判定表面温度传感器工作异常。

[0033] 优选的是，其中，所述步骤二中，如果在加载测试中发现待测表面传感器温度数据异常，对异常表面温度传感器重复进行加载测试和数据判读；若连续两次异常则确认待测

表面温度传感器工作异常;若第二次测试数据正常,则进行第三次重复加载测试和数据判读,如果数据正常确认表面温度传感器工作正常,数据异常确认表面温度传感器工作异常。

[0034] 本发明至少包括以下有益效果:本发明可以在飞行器总装完成以后,测试表面温度传感器的安装正确性;本发明可以在环境试验、库房存储、长途运输后,测试表面温度传感器的可靠性;本发明可以在飞行器临射起飞前,作为最后一道关口,验证表面温度传感器数据的可靠性。通过判读表面温度传感器静态、动态条件下的测量数据,验证表面温度传感器本体以及采集、变换系统的正确性。

[0035] 本发明解决了飞行器组装完成后,无法验证飞行器表面传感器及数据采集系统功能的正确性,无法验证飞行器在环境试验、库房存储、运输后表面压力传感器系统的可靠性的问题;本发明将表面温度传感器作为飞行器整体的一个子系统进行测试,测试操作简单、数据清晰可靠、判定标准明确,显著提升了飞行器传感器系统的测试水平。

[0036] 本发明的其它优点、目标和特征将部分通过下面的说明体现,部分还将通过对本发明的研究和实践而为本领域的技术人员所理解。

#### 附图说明:

[0037] 图1为本发明提供的飞行器表面温度传感器测试系统结构示意图。

#### 具体实施方式:

[0038] 下面结合附图对本发明做进一步的详细说明,以令本领域技术人员参照说明书文字能够据以实施。

[0039] 应当理解,本文所使用的诸如“具有”、“包含”以及“包括”术语并不配出一个或多个其它元件或其组合的存在或添加。

[0040] 需要说明的是,在本发明的描述中,术语指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本发明和简化描述,并不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本发明的限制。此外,术语“第一”、“第二”仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0041] 在本发明的描述中,除非另有明确的规定和限定,术语“安装”、“设置有”、“套设/接”、“连接”等,应做广义理解,例如“连接”,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接,可以是机械连接,也可以是电连接,可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通,对于本领域的普通技术人员而言,可以具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0042] 此外,在本发明中,除非另有明确的规定和限定,第一特征在第二特征“上”或“下”可以是第一和第二特征直接接触,或第一和第二特征通过中间媒介间接接触。而且,第一特征在第二特征“之上”、“上方”和“上面”可是第一特征在第二特征正上方或斜上方,或仅仅表示第一特征水平高度高于第二特征。第一特征在第二特征“之下”、“下方”和“下面”可以是第一特征在第二特征正下方或斜下方,或仅仅表示第一特征水平高度小于第二特征。

[0043] 如图1所示:本发明的一种飞行器表面温度传感器测试系统,包括:

[0044] 飞行器本体1,其表面安装有表面温度传感器2,飞行器本体1内部安装有有机载遥测系统8,所述机载遥测系统8与表面温度传感器2通过线缆连接;在图1所示的测试过程中,飞

飞行器本体1处于静止停放状态。

[0045] 用于飞行器测试数据读取的地面遥测系统5和用于飞行器测试控制的地面测试系统4,所述地面测试系统4与飞行器本体1选用线缆连接,所述地面遥测系统5与机载遥测系统8为无线通讯连接,机载遥测系统8用于存储并向地面遥测系统5传输表面温度传感器2测量得到的温度数据;

[0046] 用于给表面温度传感器2进行温度加载的温度加载装置3,其可拆设备卸安装于所述飞行器本体1表面;

[0047] 用于测量环境温度值的标准温度计6和用于准确记录测试时间的秒表计时器7。

[0048] 以下实施例提供了一种飞行器表面温度传感器测试系统的测试方法,包括以下步骤:

[0049] 步骤一、首先对表面温度传感器进行静态测试,具体步骤为:

[0050] 步骤S11、使用经过校准的标准温度计静止于飞行器本体1附近;

[0051] 步骤S12、标准温度计保持静止3分钟,期间每隔30秒读取依次标准温度计测量值,共取得6个环境温度测量值,计算得到当前的环境温度估计值 $\hat{T}$ ;

[0052] 步骤S13、通过地面遥测系统逐一读取每个表面温度传感器的温度测量值,设读取得到的第i个表面温度传感器测量值为 $T_i^t$ ;

[0053] 步骤S14、数据判读,判定静态测试情况下表面温度传感器是否正常;

[0054] 计算全部表面温度传感器测量值的均值 $E(T)$ 和标准差 $\sigma$ :

$$[0055] \quad E(T) = \frac{\sum_1^n T_i}{n}$$

$$[0056] \quad \sigma = \sqrt{\frac{\sum_1^n (T_i - E(T))^2}{n - 1}}$$

[0057] 其中, $T_i$ 是第i个表面温度传感器测量值,n是表面温度传感器数量;

[0058] 若表面温度传感器数据 $T_i^t$ 分布在 $3\sigma$ 以内,但是均值 $E(T)$ 与环境温度估计值 $\hat{T}$ 偏差较大,说明标准温度计故障;若表面温度传感器测量值 $T_i^t$ 超出给定的偏差限,如 $50^\circ\text{C}$ ,但是实际测量值与环境温度估计值 $\hat{T}$ 的偏差呈白噪声状态,说明偏差限设定过小;其他情况判定表面温度传感器数据异常。

[0059] 步骤二、进行表面温度传感器加载测试,具体步骤为:

[0060] 步骤S21、对温度加载装置进行自检;

[0061] 步骤S22、将温度加载装置设定为测试所需要的 $600^\circ\text{C}$ ;

[0062] 步骤S23、记录飞行器本体表面第i个表面温度传感器初始温度值 $T_i^s$ ;

[0063] 步骤S24、使用温度加载装置对第i个表面温度传感器进行加温,加热时间30秒,加热过程为持续过程;

[0064] 步骤S25、记录加载结束时第i个表面温度传感器测量得到的温度值 $T_i^e$ ;

[0065] 步骤S26、判定加载结束时第*i*个表面温度传感器测量得到的温度值、温度变化梯度值是否在规定的偏差范围内；

[0066] 若加载结束时表面温度传感器测量得到的温度值和温度变化梯度值在规定的偏

差范围内,即:  $\frac{|T_i^e - T_i^s|}{t} > \varepsilon$ , 则判定表面温度传感器工作正常,其中 $T_i^e$ 是加载结束时待

测表面温度传感器测量得到的温度值, $T_i^s$ 是待测表面温度传感器的初始温度值, $t$ 为加载时间, $\varepsilon$ 为给定的偏差范围;其他情况判定待测表面温度传感器工作异常;

[0067] 步骤S27、重复步骤四至步骤六,直到完成全部表面温度传感器测试。

[0068] 在上述技术方案中,所述步骤二中,如果在加载测试中发现待测表面传感器温度数据异常,对异常表面温度传感器重复进行加载测试和数据判读;若连续两次异常则确认待测表面温度传感器工作异常;若第二次测试数据正常,则进行第三次重复加载测试和数据判读,如果数据正常确认表面温度传感器工作正常,数据异常确认表面温度传感器工作异常。

[0069] 本发明应用于飞行器总装测试、出厂测试、技术阵地测试、实施加载测试,以及在飞行器发射阵地起飞发射前实施静态测试。在测试过程中,飞行器本体均保持静止,测试结束后从飞行器本体1上撤下温度加载装置3的可拆卸设备31,并断开飞行器本体1、机载遥测系统8与地面遥测系统5、地面测试系统4的连接。

[0070] 这里说明的设备数量和处理规模是用来简化本发明的说明的。对本发明的应用、修改和变化对本领域的技术人员来说是显而易见的。

[0071] 尽管本发明的实施方案已公开如上,但其并不仅仅限于说明书和实施方式中所列运用,它完全可以被适用于各种适合本发明的领域,对于熟悉本领域的人员而言,可容易地实现另外的修改,因此在不背离权利要求及等同范围所限定的一般概念下,本发明并不限于特定的细节和这里示出与描述的图例。



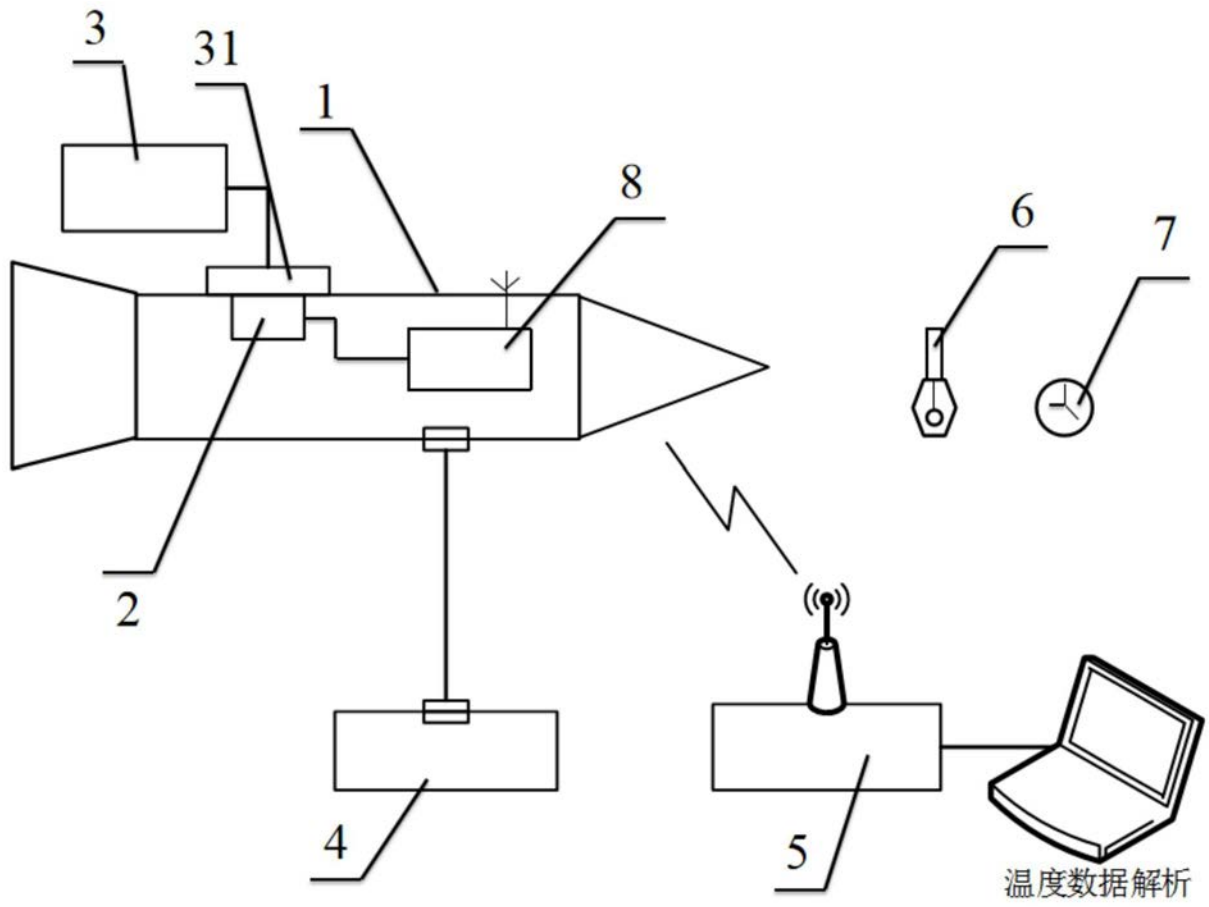


图1