



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 114061691 A

(43) 申请公布日 2022. 02. 18

(21) 申请号 202111385688.6

(22) 申请日 2021.11.22

(71) 申请人 中国科学院空间应用工程与技术中心

地址 100094 北京市海淀区邓庄南路9号

(72) 发明人 朱清淋 王珂 冯振华 盛强
张聚乐 管洪飞 张璐 朱胜奎

(74) 专利代理机构 北京轻创知识产权代理有限公司 11212

代理人 朱晓彤

(51) Int. Cl.

G01F 22/02 (2006.01)

G01F 25/00 (2022.01)

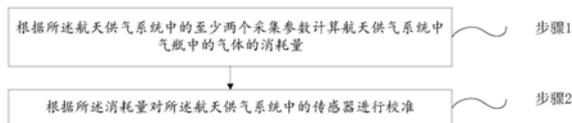
权利要求书3页 说明书14页 附图2页

(54) 发明名称

一种航天供气系统用气量测量方法及系统

(57) 摘要

本发明涉及气体测量领域,尤其涉及一种航天供气系统用气量测量方法及系统。该方法包括,根据所述航天供气系统中的至少两个采集参数计算航天供气系统中气瓶中的气体的消耗量;根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准。通过航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量可以实现多种渠道快速准确的计算消耗量,另外,通过消耗量对传感器进行校准也可以减少每次使用后人工手动对系统中的所有传感器进行排查的工作量,另外,通过消耗量进行校准可以提高对于传感器是否有异的判断。



1. 一种航天供气系统用气量测量方法,其特征在于,包括:

根据所述航天供气系统中的至少两个采集参数计算所述航天供气系统中气瓶中的气体的消耗量;

根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

2. 根据权利要求1所述的一种航天供气系统用气量测量方法,其特征在于,所述消耗量为第一消耗量,计算所述第一消耗量的过程包括:

通过第一公式计算所述第一消耗量 m_1 ,所述第一公式为:

$$m_1 = \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{i_1}' ;$$

$$\text{其中, } m_{i_1}' = m_0 - \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{\text{剩}_{i_1}} = m_0 - \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} \frac{P_{i_1} \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i_1-1}}{P_{i_1}}\right)^{\frac{k-1}{k}}, m_{\text{剩}_{i_1}} \text{ 为第 } i_1 \text{ 个时刻所采集的气瓶内}$$

的气体剩余量, m_0 为气瓶的初始气体量, P_{i_1-1} 为第 i_1-1 个时刻所采集的气瓶内的压力测量值, P_{i_1} 为第 i_1 个时刻所采集的气瓶内的压力测量值, m_{i_1}' 为第 i_1 个时刻和第 i_1-1 个时刻之间的气体消耗量, T_0 为所述航天供气系统中的温度传感器初始温度, V 为气瓶的体积, R_{N_2} 为气体的气体常数, k 为气体的绝热指数, Δt_1 为第一预设时长,表示第 i_1 个时刻与第 i_1-1 个时刻之间的时间间隔, t_1 为航天供气系统的第一工作时长。

3. 根据权利要求1所述的一种航天供气系统用气量测量方法,其特征在于,所述消耗量为第二消耗量,计算所述第二消耗量的过程包括:

通过第二公式计算气体的第二消耗量 m_2 ,所述第二公式为:

$$m_2 = \sum_{i_2=0}^{i_2=\frac{t_2}{\Delta t_2}} \dot{m}_{i_2} \cdot \Delta t_2 ;$$

其中, \dot{m}_{i_2} 为第 i_2 个时刻所采集的航天供气系统中总路上的流量值, Δt_2 为第二预设时长,表示第 i_2 个时刻与第 i_2-1 个时刻之间的时间间隔, t_2 为航天供气系统的第二工作时长。

4. 根据权利要求1所述的一种航天供气系统用气量测量方法,其特征在于,所述消耗量为第三消耗量,计算所述第三消耗量的过程包括:

通过第三公式计算气体的第三消耗量 m_3 ,所述第三公式为:

$$m_3 = \sum_{i_3=0}^{i_3=\frac{t_3}{\Delta t_3}} \dot{m}_{i_3} \cdot \Delta t_3 ;$$

其中, \dot{m}_{i_3} 为第 i_3 个时刻所采集的航天供气系统中支路上的流量值, Δt_3 为第三预设时长,表示第 i_3 个时刻与第 i_3-1 个时刻之间的时间间隔, t_3 为航天供气系统的第三工作时长。

5. 根据权利要求1所述的一种航天供气系统用气量测量方法,其特征在于,所述消耗量为第四消耗量,计算所述第四消耗量的过程包括:

通过第四公式计算气体的第四消耗量 m_4 ,所述第四公式为:

$$m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left(\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} \cdot C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \right) \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} \leq b;$$

$$m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left[\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} \cdot C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_{3_i} - b}{P_{2_i} - b} \right)^2} \right] \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} > b;$$

其中, ρ_{ANR} 为标准状态下的气体密度, T 为所述航天供气系统中的温度传感器实时测量的气体的温度值, C 为第二压力传感器与第三压力传感器之间的声速流导, P_{2_i} 表示第 i 个时刻所采集的总路上的压力数据值, P_{3_i} 表示第 i 个时刻所采集的支路上的压力数据值, P_2 为所述航天供气系统中氮源控制组件中的第二压力传感器测得的总路上的压力数据值, P_3 为所述航天供气系统中气体控制主机中的第三压力传感器测得的支路上的压力数据值, b 为临界压比, Δt_4 为第四预设时长, 表示第 i 个时刻与第 $i-1$ 个时刻之间的时间间隔, t_4 为航天供气系统的第四工作时长。

6. 根据权利要求1所述的一种航天供气系统用气量测量方法, 其特征在于, 所述消耗量为第五消耗量, 计算所述第五消耗量的过程包括:

通过第五公式计算气体的第五消耗量 m_5 , 所述第五公式为:

$$m_5 = \int_{t_c}^{t_d} f'[P(t)] \cdot \partial T_5 dt;$$

其中, $f'[P(t)]$ 为流量随压力变化的拟合函数, t_c 为航天供气系统的运行工作开始时刻, t_d 为航天供气系统的运行结束时刻, ∂T_5 为温度修正系数。

7. 根据权利要求1-6任一项所述的一种航天供气系统用气量测量方法, 其特征在于, 所述根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准具体包括:

判断所述消耗量与预设气体消耗总量是否相等, 若不相等, 则对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

8. 一种航天供气系统用气量测量系统, 其特征在于, 包括:

计算模块, 用于根据所述航天供气系统中的至少两个采集参数计算航天供气系统中气瓶中的气体的消耗量;

校准模块, 用于根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

9. 根据权利要求8所述的一种航天供气系统用气量测量系统, 其特征在于, 所述消耗量为第一消耗量, 计算所述第一消耗量的过程包括:

通过第一公式得到计算气体的第一消耗量 m_1 , 所述第一公式为:

$$m_1 = \sum_{i=1}^{i=\frac{t}{\Delta t}} m_i';$$

其中, $m_{i_1}' = m_0 - \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{剩_{i_1}} = m_0 - \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} \frac{P_{i_1} \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i_1-1}}{P_{i_1}} \right)^{\frac{k-1}{k}}$, $m_{剩_{i_1}}$ 为第 i_1 个时刻所采集的气瓶内

的气体剩余量, m_0 为气瓶的初始气体量, P_{i-1} 为第 $i-1$ 个时刻所采集的气瓶内的压力测量值, P_i 为第 i 个时刻所采集的气瓶内的压力测量值, \dot{m}_i 为和第 i 个时刻和第 $i-1$ 个时刻之间的气体消耗量, T_0 为所述航天供气系统中的温度传感器初始温度, V 为气瓶的体积, R_{N_2} 为气体的气体常数, k 为气体的绝热指数, Δt_1 为第一预设时长, 表示第 i 个时刻与第 $i-1$ 个时刻第 $i-1$ 个时刻之间的时间间隔, t_1 为航天供气系统的第一工作时长。

10. 根据权利要求8所述的一种航天供气系统用气量测量系统, 其特征在于, 所述消耗量为第二消耗量, 计算所述第二消耗量的过程包括:

通过第二公式得到计算气体的第二消耗量 m_2 , 所述第二公式为:

$$m_2 = \sum_{i=0}^{\frac{t}{\Delta t}} \dot{m}_i \cdot \Delta t ;$$

其中, \dot{m}_i 为第 i 个时刻所采集的航天供气系统中总路上的流量值, Δt_2 为第二预设时长, 表示第 i_2 个时刻与第 i_2-1 个时刻之间的时间间隔, t_2 为航天供气系统的第二工作时长。

一种航天供气系统用气量测量方法及系统

技术领域

[0001] 本发明涉及气体测量领域,尤其涉及一种航天供气系统用气量测量方法及系统。

背景技术

[0002] 供气系统广泛应用于航空航天、能源、工业工程等领域。准确计算供气气体的用量,为储气、产气、用气设备选型设计或厂区气体的平衡提供准确的技术参数。目前供气系统的用气量主要单一依靠流量传感器读取稳定流量值进行简单粗略计算用气量,往往计算误差较大,对于小流量短时间供气的系统误差甚至超过100%以上。

[0003] 特别是在航天领域,由于距离、资源的限制,在轨运行期间、传感器维护、检查、更换、检测、校准工作的开展非常困难,成本也很高;产气和储气能力往往也很有限。现有技术中无法准确计算供气系统的用气量,且计算方式过于单一,无法达到校准的目的。

发明内容

[0004] 本发明所要解决的技术问题是提供一种航天供气系统用气量测量方法及系统。

[0005] 本发明解决上述技术问题的技术方案如下:一种航天供气系统用气量测量方法,包括:

[0006] 根据所述航天供气系统中的至少两个采集参数计算航天供气系统中气瓶中的气体的消耗量;

[0007] 根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

[0008] 本发明的有益效果是:通过航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量可以实现多种渠道快速准确的计算消耗量,另外,通过消耗量对传感器进行校准也可以减少每次使用后人工手动对系统中的所有传感器进行排查的工作量,另外,通过消耗量进行校准可以提高对于传感器是否有异的判断。

[0009] 在上述技术方案的基础上,本发明还可以做如下改进。

[0010] 进一步,所述消耗量为第一消耗量,计算所述第一消耗量的过程包括:

[0011] 通过第一公式得到计算气体的第一消耗量 m_1 ,所述第一公式为:

$$[0012] \quad m_1 = \sum_{i=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{i_1}';$$

[0013] 其中, $m_{i_1}' = m_0 - \sum_{i=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{剩_{i_1}} = m_0 - \sum_{i=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} \frac{P_i \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i-1}}{P_i}\right)^{\frac{k-1}{k}}$, $m_{剩_{i_1}}$ 为第 i_1 个时刻所采集的

气瓶内的气体剩余量, m_0 为气瓶的初始气体量, P_{i-1} 为第 i_1-1 个时刻所采集的气瓶内的压力测量值, P_i 为第 i_1 个时刻所采集的气瓶内的压力测量值, m_{i_1}' 为和第 i_1 个时刻和第 i_1-1 个时刻之间的气体消耗量, T_0 为所述航天供气系统中的温度传感器初始温度, V 为气瓶的体积,

R_{N_2} 为气体的气体常数, k 为气体的绝热指数, Δt_1 为第一预设时长,表示第 i_1 个时刻与第 i_1-1 个时刻之间的时间间隔, t_1 为航天供气系统的第一工作时长。

[0014] 进一步,所述消耗量为第二消耗量,计算所述第二消耗量的过程包括:

[0015] 通过第二公式得到计算气体的第二消耗量 m_2 ,所述第二公式为:

$$[0016] \quad m_2 = \sum_{i_2=0}^{i_2=\frac{t_2}{\Delta t_2}} \dot{m}_{i_2} \cdot \Delta t_2 ;$$

[0017] 其中, \dot{m}_{i_2} 为第 i_2 个时刻所采集的航天供气系统中总路上的流量值, Δt_2 为第二预设时长,表示第 i_2 个时刻与第 i_2-1 个时刻之间的时间间隔, t_2 为航天供气系统的第二工作时长。

[0018] 进一步,所述消耗量为第三消耗量,计算所述第三消耗量的过程包括:

[0019] 通过第三公式得到计算气体的第三消耗量 m_3 ,所述第三公式为:

$$[0020] \quad m_3 = \sum_{i_3=0}^{i_3=\frac{t_3}{\Delta t_3}} \dot{m}_{i_3} \cdot \Delta t_3 ;$$

[0021] 其中, \dot{m}_{i_3} 为第 i_3 个时刻所采集的航天供气系统中支路上的流量值, Δt_3 为第三预设时长,表示第 i_3 个时刻与第 i_3-1 个时刻之间的时间间隔, t_3 为航天供气系统的第三工作时长。

[0022] 进一步,所述消耗量为第四消耗量,计算所述第四消耗量的过程包括:

[0023] 通过第四公式得到计算气体的第四消耗量 m_4 ,所述第四公式为:

$$[0024] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left(\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \right) \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} \leq b ;$$

$$[0025] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left[\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_{3_i} - b}{P_{2_i} - b} \right)^2} \right] \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} > b ;$$

[0026] 其中, ρ_{ANR} 为标准状态下的气体密度, T 为所述航天供气系统中的温度传感器实时测量的气体的温度值, C 为第二压力传感器与第三压力传感器之间的声速流导, P_{2_i} 表示第 i 个时刻所采集的总路上的压力数据值, P_{3_i} 表示第 i 个时刻所采集的支路上的压力数据值, P_2 为所述航天供气系统中氮源控制组件中的第二压力传感器测得的总路上的压力数据值, P_3 为所述航天供气系统中气体控制主机中的第三压力传感器测得的支路上的压力数据值, b 为临界压比, Δt_4 为第四预设时长,表示第 i 个时刻与第 $i-1$ 个时刻之间的时间间隔, t_4 为航天供气系统的第四工作时长。

[0027] 进一步,所述消耗量为第五消耗量,计算所述第五消耗量的过程包括:

[0028] 通过第五公式得到计算气体的第五消耗量 m_5 ,所述第五公式为:

$$[0029] \quad m_5 = \int_{t_c}^{t_d} f'[P(t)] \cdot \partial T_5 dt ;$$

[0030] 其中, $f'[P(t)]$ 为流量随压力变化的拟合函数, t_c 为航天供气系统的运行工作开始时刻, t_d 为航天供气系统的运行结束时刻, ∂T_5 为温度修正系数。

[0031] 采用上述进一步方案的有益效果是, 对于通过第五计算公式获取消耗量的计算方法, 其主要针对于终端组件过多时的情况, 此处采用粗拟合函数, 因此其计算精度略低。

[0032] 进一步, 所述根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准具体包括:

[0033] 判断所述消耗量与预设气体消耗总量是否相等, 若不相等, 则对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

[0034] 采用上述进一步方案的有益效果是, 在轨期间传感器无法像地面一样送到计量院进行标定, 以确定传感器其采集的精度和可信度, 通过不同消耗量的计算方法对传感器进行校准也可以增加在轨供气系统的可靠度和采集数据的可信度。

[0035] 本发明解决上述技术问题的另一种技术方案如下: 一种航天供气系统用气量测量系统, 包括:

[0036] 计算模块, 用于根据所述航天供气系统中的至少两个采集参数计算航天供气系统中气瓶中的气体的消耗量;

[0037] 校准模块, 用于根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

[0038] 本发明的有益效果是: 通过航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量可以实现多种渠道快速准确的计算消耗量, 另外, 通过消耗量对传感器进行校准也可以减少每次使用后人工手动对系统中的所有传感器进行排查的工作量, 另外, 通过消耗量进行校准可以提高对于传感器是否有异的判断。

[0039] 进一步, 所述消耗量为第一消耗量, 计算所述第一消耗量的过程包括:

[0040] 通过第一公式得到计算气体的第一消耗量 m_1 , 所述第一公式为:

$$[0041] \quad m_1 = \sum_{i=1}^{i=\frac{t}{\Delta t}} m'_i ;$$

[0042] 其中, $m'_i = m_0 - \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{\text{剩}i_1} = m_0 - \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} \frac{P_{i_1} \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i_1-1}}{P_{i_1}}\right)^{\frac{k-1}{k}}$, $m_{\text{剩}i_1}$ 为第 i_1 个时刻所采集的

气瓶内的气体剩余量, m_0 为气瓶的初始气体量, P_{i_1-1} 为第 i_1-1 个时刻所采集的气瓶内的压力测量值, P_{i_1} 为第 i_1 个时刻所采集的气瓶内的压力测量值, m'_i 为和第 i_1 个时刻和第 i_1-1 个时刻之间的气体消耗量, T_0 为所述航天供气系统中的温度传感器初始温度, V 为气瓶的体积, R_{N_2} 为气体的气体常数, k 为气体的绝热指数, Δt_1 为第一预设时长, 表示第 i_1 个时刻与第 i_1-1 个时刻第 i_1-1 个时刻之间的时间间隔, t_1 为航天供气系统的第一工作时长。

[0043] 进一步, 所述消耗量为第二消耗量, 计算所述第二消耗量的过程包括:

[0044] 通过第二公式得到计算气体的第二消耗量 m_2 , 所述第二公式为:

$$[0045] \quad m_2 = \sum_{i=0}^{\frac{t_2}{\Delta t_2}} \dot{m}_i \cdot \Delta t_2 ;$$

[0046] 其中, \dot{m}_i 为第 i_2 个时刻所采集的航天供气系统中总路上的流量值, Δt_2 为第二预设时长, 表示第 i_2 个时刻与第 i_2-1 个时刻之间的时间间隔, t_2 为航天供气系统的第二工作时长。

[0047] 进一步, 所述消耗量为第三消耗量, 计算所述第三消耗量的过程包括:

[0048] 通过第三公式得到计算气体的第三消耗量 m_3 , 所述第三公式为:

$$[0049] \quad m_3 = \sum_{i_3=0}^{\frac{t_3}{\Delta t_3}} \dot{m}_{i_3} \cdot \Delta t_3 ;$$

[0050] 其中, \dot{m}_{i_3} 为第 t_3 个时刻所采集的航天供气系统中支路上的流量值, Δt_3 为第三预设时长, 表示第 t_3 个时刻与第 t_3-1 个时刻之间的时间间隔, t_3 为航天供气系统的第三工作时长。

[0051] 进一步, 所述消耗量为第四消耗量, 计算所述第四消耗量的过程包括:

[0052] 通过第四公式得到计算气体的第四消耗量 m_4 , 所述第四公式为:

$$[0053] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left(\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \right) \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} \leq b ;$$

$$[0054] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left[\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_{3_i} - b}{P_{2_i} - b} \right)^2} \right] \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} > b ;$$

[0055] 其中, ρ_{ANR} 为标准状态下的气体密度, T 为所述航天供气系统中的温度传感器实时测量的气体的温度值, C 为第二压力传感器与第三压力传感器之间的声速流导, P_{2_i} 表示第 i 个时刻所采集的总路上的压力数据值, P_{3_i} 表示第 i 个时刻所采集的支路上的压力数据值, P_2 为所述航天供气系统中氮源控制组件中的第二压力传感器测得的总路上的压力数据值, P_3 为所述航天供气系统中气体控制主机中的第三压力传感器测得的支路上的压力数据值, b 为临界压比, Δt_4 为第四预设时长, 表示第 i 个时刻与第 $i-1$ 个时刻之间的时间间隔, t_4 为航天供气系统的第四工作时长。

[0056] 进一步, 所述消耗量为第五消耗量, 计算所述第五消耗量的过程包括:

[0057] 通过第五公式得到计算气体的第五消耗量 m_5 , 所述第五公式为:

$$[0058] \quad m_5 = \int_{t_c}^{t_d} f' [P(t)] \cdot \partial T_5 dt ;$$

[0059] 其中, $f' [P(t)]$ 为流量随压力变化的拟合函数, t_c 为航天供气系统的运行工作开始时刻, t_d 为航天供气系统的运行结束时刻, ∂T_5 为温度修正系数。

[0060] 进一步, 所述根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准具体包括:

[0061] 判断所述消耗量与预设气体消耗总量是否相等,若不相等,则对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

附图说明

[0062] 图1为本发明一种航天供气系统用气量测量方法实施例提供的流程示意图;

[0063] 图2为本发明一种航天供气系统用气量测量系统实施例提供的结构框架图;

[0064] 图3为本发明一种航天供气系统用气量测量方法实施例提供的航天供气系统框架图;

[0065] 图4为本发明一种航天供气系统用气量测量方法实施例提供的消耗量时间离散求解原理示意图。

[0066] 附图中,各标号所代表的部件列表如下:

[0067] 1、第一压力传感器,2、第二压力传感器,3、第三压力传感器,4、气瓶,5、充气接口,6、供气截止阀,7、过滤器,8、减压阀,9应用气体瓶组件,10、气瓶快断,11、总路,12、第一柱塞接头,13、单向阀,14、安全阀,15、流量传感器,16、温度传感器,17、第一截止阀,18、第二截止阀,19、第四压力传感器,20、VPX电控盒,21、第一主路快断,22、第二主路快断,23、第二柱塞接头,24、第三柱塞接头,25、第三截止阀,26、第四截止阀,27、第五截止阀,28、第六截止阀,29、第七截止阀,30、第八截止阀,31、第九截止阀,32、第一支路快断,33、第二支路快断,34、第三支路快断,35、第四支路快断,36、第五支路快断,37、第六支路快断,38、第七支路快断。

具体实施方式

[0068] 以下对本发明的原理和特征进行描述,所举实例只用于解释本发明,并非用于限定本发明的范围。

[0069] 如图1所示,一种航天供气系统用气量测量方法,包括:

[0070] 根据所述航天供气系统中的至少两个采集参数计算航天供气系统中气瓶中的气体的消耗量;

[0071] 根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

[0072] 在一些可能的实施方式中,通过航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量可以实现多种渠道快速准确的计算消耗量,另外,通过消耗量对传感器进行校准也可以减少每次使用后人工手动对系统中的所有传感器进行排查的工作量,另外,通过消耗量进行校准可以提高对于传感器是否有异的判断。

[0073] 需要说明的是,本申请中的实施例仅以氮气进行距离,但在实际情况中,本申请计算的气体可以为氮气、氧气或者空气等等,此外本申请中所涉及的总路为系统实际连接过程中并未出现分支的管路,支路由总路分支出去的管路,如图3所示,第三压力传感器3所在的管路即命名为支路,同理,第四压力传感器19所在的管路也可以称之为支路。航天供气系统包括应用气体瓶4组件、应用气体控制主机以及终端组件,其中,应用气体瓶组件9包括依次连接的气瓶4、第一压力传感器1以及第一压力传感器1对应的充气接口5、供气截止阀6、过滤器7、减压阀8以及气瓶4快断,应用气体控制主机包括依次连接的第一柱塞接头12、单向阀13、安全阀14、第二压力传感器2、流量传感器15、温度传感器16,以及并联连接的第

一截止阀17以及第二截止阀18,第一截止阀17与第三压力传感器3以及第一主路快断21依次连接,第二截止阀18与第四压力传感器19以及第二主路快断22依次连接,应用气瓶4组件与应用气体控制主机通过气瓶快断10、总路11以及第一柱塞接头相连,第一主路快断21依次与第二柱塞接头23以及第一终端组件连接,第二主路快断22依次与第三柱塞接头24以及第二终端组件连接,第一终端组件包括并联连接的四个机柜支路,第一机柜支路包括串联连接的第三截止阀19、第一支路快断32以及第一机柜,第二机柜支路包括串联连接的第四截止阀26、第二支路快断33以及第二机柜,第三机柜支路包括串联连接的第五截止阀27、第三支路快断34以及第三机柜,第四机柜支路包括串联连接的第六截止阀28、第四支路快断35以及第四机柜,第二终端组件包括并联连接的三个机柜支路,第五机柜支路包括串联连接的第七截止阀29、第五支路快断36以及第五机柜,第六机柜支路包括串联连接的第八截止阀30、第六支路快断37以及第六机柜,第七机柜支路包括串联连接的第九截止阀31、第七支路快断38以及第七机柜,第一终端组件与第二终端组件组成终端组件,VPX电控盒20安置于应用气体控制主机中。氮源控制组件由顺次连接的单向阀12、安全阀13以及第二压力传感器14组成。在实际系统构建的过程中只需注意对于温度传感器16的位置不要过于贴近气瓶4即可。

[0074] 关于通过两个采集参数计算气体的消耗量可参考实施例1进行辅助理解,通过两个以上采集参数计算气体的消耗量可参考实施例2进行辅助理解。

[0075] 实施例1,基于第一压力传感器1的测量压力值 P_{01} 与温度传感器16测量值 T_0 计算气体消耗量。由于气瓶4内部气体与外界换热非常缓慢,气瓶4排气过程按绝热过程考虑,根据理想气体绝热过程计算公式如下:

$$[0076] \quad \frac{T_1}{T_0} = \left(\frac{P_{11}}{P_{01}} \right)^{\frac{k-1}{k}};$$

$$[0077] \quad P_{11} \cdot V = m_{\text{剩}} \cdot R_{N_2} \cdot T_1;$$

[0078] 气瓶4内气体剩余量计算公式为:

$$[0079] \quad m_{\text{剩}_i} = \frac{P_i \cdot V}{R \cdot T_1} = \frac{P_i \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i-1}}{P_i} \right)^{\frac{k-1}{k}};$$

[0080] 因此,气体消耗量计算公式为:

$$[0081] \quad m'_i = m_0 - \sum_{i=1}^{i=\frac{t}{\Delta t}} m_{\text{剩}_i} = m_0 - \sum_{i=1}^{i=\frac{t}{\Delta t}} \frac{P_i \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i-1}}{P_i} \right)^{\frac{k-1}{k}};$$

$$[0082] \quad m_1 = \sum_{i=1}^{i=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m'_i;$$

$$[0083] \quad \text{其中, } m'_{t_1} = m_0 - \sum_{i=1}^{i=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{\text{剩}_i} = m_0 - \sum_{i=1}^{i=\frac{t_1}{\Delta t_1}} \frac{P_i \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i-1}}{P_i} \right)^{\frac{k-1}{k}}, m_{\text{剩}_i} \text{ 为第 } i_1 \text{ 个时刻所采集的}$$

气瓶4内的气体剩余量, m_0 为气瓶4的初始气体量, T_1 为排气进行后某一时刻状态气瓶内部气体的温度, P_{11} 是排气进行后某一时刻气瓶压力传感器的读数, P_{01} 是气瓶未开始排气是初始

状态气瓶压力传感器读数, R 与 R_{N_2} 同一含义; P_{i-1} 为第 $i-1$ 个时刻所采集的气瓶4内的压力测量值, P_i 为第 i 个时刻所采集的气瓶4内的压力测量值, P_{i-1} 为第 $i-1$ 个时刻所采集的气瓶4内的压力测量值, P_i 为第 i 个时刻所采集的气瓶4内的压力测量值, m_i 为和第 i_1 个时刻和第 i_1-1 个时刻之间的气体消耗量, T_0 为所述航天供气系统中的温度传感器16初始温度, V 为气瓶4的体积, R_{N_2} 为气体的气体常数, k 为气体的绝热指数, Δt_1 为第一预设时长, 表示第 i_1 个时刻与第 i_1-1 个时刻第 i_1-1 个时刻之间的时间间隔, t_1 为航天供气系统的第一工作时长, 通常气体绝热指数为1.4。

[0084] 实施例2, 基于控制主机内部第二压力传感器2与第一截止阀17后端第三压力传感器3或控制主机内部第二压力传感器2与第二截止阀18后端第四压力传感器19之间气动元件流量特性恒定提出。根据标准《GB/T 14513.1-2017气动使用可压缩流体元件的流量特性测定第一部分: 稳态流动的一般规则和试验方法》可以在地面测得中间部组件得流量特性参数(声速流导 C 和临界压比 b)。在轨工作期间, 由于系统流阻特性固定, 因此可以根据测量的部组件流阻特性参数及温度传感器16测量值 T 计算气体系统工作时的实时供气流量, 从而获取气体的实时消耗量。

[0085] 其中, 实时消耗量计算公式如下:

$$[0086] \quad \dot{m} = \frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_2 \sqrt{\frac{293.15}{T} \cdot \frac{P_3}{P_2}} \leq b;$$

$$[0087] \quad \dot{m} = \frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_2 \sqrt{\frac{293.15}{T} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_{3i} - b}{P_{2i} - b}\right)^2}} \cdot \frac{P_3}{P_2} > b;$$

[0088] 因此, 气体消耗量的理论计算公式为:

$$[0089] \quad m = \int_{t_a}^{t_b} f(t) dt$$

[0090] 其中, $f(t)$ 为流量随时间变化的拟合函数, t_a 为开始工作时刻, t_b 为结束时刻;

[0091] 因此, 实时消耗量的计算公式为:

$$[0092] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left(\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \right) \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} \leq b;$$

$$[0093] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left[\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2i} \sqrt{\frac{293.15}{T} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_{3i} - b}{P_{2i} - b}\right)^2}} \right] \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} > b。$$

[0094] 其中, ρ_{ANR} 为标准状态下的气体密度, T 为所述航天供气系统中的温度传感器16实时测量的气体的温度值, C 为第二压力传感器2与第三压力传感器3之间的声速流导, P_{2i} 表示第 i 个时刻所采集的总路上的压力数据值, P_{3i} 表示第 i 个时刻所采集的支路上的压力数据值, P_2 为所述航天供气系统中氮源控制组件中的第二压力传感器2测得的总路上的压力数

据值, P_3 为所述航天供气系统中气体控制主机中的第三压力传感器3测得的支路上的压力数据值, b 为临界压比, Δt_4 为第四预设时长, 表示第 i 个时刻与第 $i-1$ 个时刻之间的时间间隔, t_4 为航天供气系统的第四工作时长。

[0095] 需要说明的是, 临界压比是通过元件或者管道内的气体流量达到壅塞流时刻, 下游滞止压力与上游滞止压力的比。

[0096] 优选地, 在上述任意实施例, 所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量具体包括:

[0097] 将所述航天供气系统中气瓶4压力传感器测得的参数以及所述航天供气系统中环境温度计测得的参数, 通过第一计算公式计算气体的第一消耗量 m_1 , 所述第一计算公式具体为:

$$[0098] \quad m_1 = \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{i_1}';$$

$$[0099] \quad \text{其中, } m_{i_1}' = m_0 - \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{\text{剩}_{i_1}} = m_0 - \sum_{i_1=1}^{i_1=\frac{t_1}{\Delta t_1}} \frac{P_{i_1} \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i_1-1}}{P_{i_1}}\right)^{\frac{k-1}{k}}, m_{\text{剩}_{i_1}} \text{ 为第 } i_1 \text{ 个时刻所采集的}$$

气瓶4内的气体剩余量, m_0 为气瓶4的初始气体量, P_{i_1-1} 为第 i_1-1 个时刻所采集的气瓶4内的压力测量值, P_{i_1} 为第 i_1 个时刻所采集的气瓶4内的压力测量值, m_{i_1}' 为和第 i_1 个时刻和第 i_1-1 个时刻之间的气体消耗量, T_0 为所述航天供气系统中的温度传感器16初始温度, V 为气瓶4的体积, R_{N_2} 为气体的气体常数, k 为气体的绝热指数, Δt_1 为第一预设时长, 表示第 i_1 个时刻与第 i_1-1 个时刻第 i_1-1 个时刻之间的时间间隔, t_1 为航天供气系统的第一工作时长, 通常气体绝热指数为1.4。

[0100] 优选地, 在上述任意实施例, 所述消耗量为第二消耗量, 计算所述第二消耗量的过程包括:

[0101] 通过第二公式得到计算气体的第二消耗量 m_2 , 所述第二公式为:

$$[0102] \quad m_2 = \sum_{i_2=0}^{i_2=\frac{t_2}{\Delta t_2}} \dot{m}_{i_2} \cdot \Delta t_2;$$

[0103] 其中, \dot{m}_{i_2} 为第 i_2 个时刻所采集的航天供气系统中总路上的流量值, Δt_2 为第二预设时长, 表示第 i_2 个时刻与第 i_2-1 个时刻之间的时间间隔, t_2 为航天供气系统的第二工作时长。

[0104] 实施例3, 基于流量传感器15的测量值 $\dot{m}(t)$ 和系统工作时间 t 计算气体的消耗量。通过控制主机内部的流量传感器15采集气体的实时工作流量。拟合流量随时间变化的函数从而对气体运输过程实时积分, 从而获取气体的实时消耗量 m_2 。

[0105] 因此, 气体消耗量的理论计算公式为:

$$[0106] \quad m = \int_{t_a}^{t_b} f(t) dt$$

[0107] 其中, $f(t)$ 为流量随时间变化的拟合函数, t_a 为开始工作时刻, t_b 为结束时刻。

[0108] 实际软件中的计算方法是通过时间轴进行离散, 通过求解流量与最小采集时间间隔的面积和作为气体实时消耗量 m 。其原理图如图4所示。

[0109] 因此, 实际计算获取的实时气体消耗量计算公式为:

$$[0110] \quad m_2 = \sum_{i_2=0}^{i_2=\frac{t_2}{\Delta t_2}} \dot{m}_{i_2} \cdot \Delta t_2,$$

[0111] 其中, \dot{m}_{i_2} 为第 i_2 个时刻所采集的航天供气系统中总路上的流量值, Δt_2 为第二预设时长, 表示第 i_2 个时刻与第 i_2-1 个时刻之间的时间间隔, t_2 为航天供气系统的第二工作时长。

[0112] 优选地, 在上述任意实施例, 所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量还包括:

[0113] 将所述航天供气系统中地面的压力传感器测得的参数以及所述航天供气系统中地面测得流量参数, 通过第三计算公式计算气体的第三消耗量 m_3 , 所述第三计算公式具体为:

$$[0114] \quad m_3 = \sum_{i_3=0}^{i_3=\frac{t_3}{\Delta t_3}} \dot{m}_{i_3} \cdot \Delta t_3;$$

[0115] 其中, \dot{m}_{i_3} 为第 i_3 个时刻所采集的航天供气系统中支路上的流量值, Δt_3 为第三预设时长, 表示第 i_3 个时刻与第 i_3-1 个时刻之间的时间间隔, t_3 为航天供气系统的第三工作时长。

[0116] 实施例4, 基于减压阀8流量特性和第二压力传感器2前系统部组件流阻特性固定, 从而通过地面测试获得的第二压力传感器2压力测量值与流量 \dot{m} 的函数关系通过数值插值方法, 实时获取在轨运行期间, 气体供应系统工作时的实时供气流量。再依据实施例3的计算方法, 对气体的实时消耗量进行计算, 具体计算过程参见实施例3。

[0117] 因此, 气体消耗量计算公式为:

$$[0118] \quad m_3 = \sum_{i_3=0}^{i_3=\frac{t_3}{\Delta t_3}} \dot{m}_{i_3} \cdot \Delta t_3;$$

[0119] 其中, \dot{m}_{i_3} 为第 i_3 个时刻所采集的航天供气系统中支路上的流量值, Δt_3 为第三预设时长, 表示第 i_3 个时刻与第 i_3-1 个时刻之间的时间间隔, t_3 为航天供气系统的第三工作时长。

[0120] 在实际软件中的计算方法过程如下, 首先将采集第二压力传感器2的实时压力插值转换为实时流量 \dot{m} , 接下来就按照实施例3的计算方法得到气体的消耗量。

[0121] 优选地, 在上述任意实施例, 所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量还包括:

[0122] 将所述航天供气系统中测量组件的流阻特性参数以及所述航天供气系统中温度

传感器16测得的参数,通过第四计算公式计算气体的第四消耗量 m_4 ,所述第四计算公式具体为:

$$[0123] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left(\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \right) \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} \leq b;$$

$$[0124] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left[\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_{3_i} - b}{P_{2_i} - b} \right)^2} \right] \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} > b;$$

[0125] 其中,其中, ρ_{ANR} 为标准状态下的气体密度,T为所述航天供气系统中的温度传感器16实时测量的气体的温度值,C为第二压力传感器2与第三压力传感器3之间的声速流导, P_{2_i} 表示第i个时刻所采集的总路上的压力数据值, P_{3_i} 表示第i个时刻所采集的支路上的压力数据值, P_2 为所述航天供气系统中氮源控制组件中的第二压力传感器2测得的总路上的压力数据值, P_3 为所述航天供气系统中气体控制主机中的第三压力传感器3测得的支路上的压力数据值,b为临界压比, Δt_4 为第四预设时长,表示第i个时刻与第i-1个时刻之间的时间间隔, t_4 为航天供气系统的第四工作时长。

[0126] 需要说明的是,标准状态指的是温度20℃,压力100kpa,相对湿度65%。

[0127] 优选地,在上述任意实施例中,所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量还包括:

[0128] 将所述航天供气系统中地面的压力传感器测得的参数以及所述航天供气系统中流量参数,通过第五计算公式计算气体的第五消耗量 m_5 ,所述第五计算公式具体为:

$$[0129] \quad m_5 = \int_{t_c}^{t_d} f' [P(t)] \cdot \partial T_5 dt;$$

[0130] 其中, $f' [P(t)]$ 为流量随压力变化的拟合函数, t_c 为航天供气系统的运行工作开始时刻, t_d 为航天供气系统的运行结束时刻, ∂T_5 为温度修正系数。

[0131] 在一些可能的实施方式中,对于通过第五计算公式获取消耗量的计算方法,其主要针对于终端组件过多时的情况,此处采用粗拟合函数,因此其计算精度略低。

[0132] 需要说明的是,拟合函数为搭建相同的供气系统或者在轨供气系统正样件发射前,开展20~50个不同流量工况测试试验,流量从0至供气系统设计最大流量均匀取值。得到不同流量对应的压力值,再通过matlab或excel或ign等其他数值分析软件对测得压力和流量曲线进行拟合,获得在设计最大流量值范围内的压力和流量对应的函数关系式。

[0133] 温度修正系数为与温度相关的一个值,也是通过在地面测试不同环境温度,对应流量与压力的关系,通过换算,获得这个修正值。引入这个参数主要是考虑温度对压力的影响,温度高,对应相同流量下的压力读数会增大。

[0134] 实施例5,基于减压阀8流量特性和第三压力传感器3前系统部组件流阻特性固定,从而通过地面测试获得的第三压力传感器3压力测量值与流量 \dot{m} 的函数关系通过数值插值方法,实时获取在轨运行期间,气体供应系统工作时的实时供气流量。原理及计算方法与实

施例4一样。

[0135] 因此,气体消耗量计算公式为:

$$[0136] \quad m_s = \int_{t_c}^{t_d} f'[P(t)] \cdot \partial T_s dt ;$$

[0137] 其中, $f'[P(t)]$ 为流量随压力变化的拟合函数, t_c 为航天供气系统的运行工作开始时刻, t_d 为航天供气系统的运行结束时刻, ∂T_s 为温度修正系数。

[0138] 由于在压力传感器前的系统连接部组件较多,温度变化也较为宽广,在持续大流量工况下,地面测试难以获取精确的流量与压力关系。因此拟合插值精度较差。可以作为一个参考量。用于最终气体消耗量计算值可信度的评判依据。

[0139] 需要说明的是,实施例中提到的计算方法其本质与实施例3也就是第三个计算方案本质相同,但本实施例所采集的压力值为下游压力值,可以理解为,若上游压力值存在异常或上游中的传感器损坏无法正常使用时,可以采用本实施例进行气体消耗的计算,若在实际操作过程中无上下游两个传感器,则可以采用本实施例或实施例3中的任一方案进行耗气量的计算。

[0140] 优选地,在上述任意实施例中,所述根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准具体包括:

[0141] 判断所述消耗量与预设气体消耗总量是否相等,若不相等,则对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

[0142] 需要说明的是,通过上述5个不同气体消耗量计算方案分析对比可知,在气体供应系统停止工作一段时间恢复至室温状态下,可以通过理想气体气态方程对气瓶4内部剩余气体量进行计算,其计算公式为:

$$[0143] \quad m_{\text{剩}} = \frac{P_1 \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_1}$$

[0144] 因此,气体消耗总量计算公式为:

$$[0145] \quad m_{\text{总}} = m_{00} - m_{\text{剩}}$$

[0146] 其中: $m_{\text{剩}}$ 为气瓶4内气体剩余量, kg; m_{00} 为气瓶4原始气体质量, kg; P_1 为供气前初始压力测量值, Pa; P_{11} 为供气时实时压力测量值, Pa; T_0 为环境温度测量值或者等于温度传感器16初始温度, K; V 为气瓶4体积, 0.03m³; R_{N_2} 为气体常数, 296.93J/(kg·K); k 为绝热指数, 1.4;

[0147] 此时,计算使用的数据均为真实数据,气体总消耗量的计算误差只与传感器测量误差相关,因此精度最高。基于这个原因,提出了系统自主校核消耗量的方法。

[0148] 每次停机后,静置一段时间,等系统恢复至环境温度。在确认第一压力传感器1有效的情况下,对方案一至五方案5个方案分别计算的总气体消耗与校准计算的总气体消耗量 $m_{\text{总}}$ 进行对比。将与 $m_{\text{总}}$ 不一致数值,设置为与 $m_{\text{总}}$ 相同。上述内容可以理解为,通过与总气体消耗量进行对比的方式,进而确定每个方案计算得到的消耗量是否准确,当比对结果与总气体消耗量不一致时,将实际计算出来的消耗量更改为总气体消耗量,以此可以确保在计算气瓶4剩余量的时候,结果是准确的。

[0149] 通过五个不同的计算方案,我们可以获取到五个不同的实时气体消耗量,分别记

为 m_1 、 m_2 、 m_3 、 m_4 、 m_5 。由于实际方案中,方案一获取的气体消耗量精度最为准确、稳定。因此,首先将 m_1 与其他四个计算值做差得到绝对差值 Δm_i ,其比值为:

$$[0150] \quad B = \frac{\sum_{i=1}^{i=5} |\Delta m_i|}{5 \cdot m_1}$$

[0151] 如果B值数明显超过10%的数少于2个,则舍去这些数,对剩下的数的平均值作为实时显示的气体消耗量;

[0152] 如果明显超过10%的数大于2个,则舍去第一个,再一次按照相同方法,确剩下计算值的平均值作为实时显示气体消耗量。

[0153] 如图2所示,一种航天供气系统用气量测量系统,包括:

[0154] 计算模块100,用于根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量;

[0155] 校准模块200,用于根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

[0156] 在一些可能的实施方式中,通过航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量可以实现多种渠道快速准确的计算消耗量,另外,通过消耗量对传感器进行校准也可以减少每次使用后人工手动对系统中的所有传感器进行排查的工作量,另外,通过消耗量进行校准可以提高对于传感器是否有异的判断。

[0157] 优选地,在上述任意实施例中,所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量具体包括:

[0158] 将所述航天供气系统中气瓶4压力传感器测得的参数以及所述航天供气系统中环境温度计测得的参数,通过第一计算公式计算气体的第一消耗量 m_1 ,所述第一计算公式具体为:

$$[0159] \quad m_1 = \sum_{i=1}^{i_1 = \frac{t_1}{\Delta t_1}} m'_i;$$

$$[0160] \quad \text{其中, } m'_i = m_0 - \sum_{i=1}^{i_1 = \frac{t_1}{\Delta t_1}} m_{\text{剩}i} = m_0 - \sum_{i=1}^{i_1 = \frac{t_1}{\Delta t_1}} \frac{P_i \cdot V}{R_{N_2} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{P_{i-1}}{P_i}\right)^{\frac{k-1}{k}}, m_{\text{剩}i} \text{ 为第 } i_1 \text{ 个时刻所采集的}$$

气瓶4内的气体剩余量, m_0 为气瓶4的初始气体量, P_{i-1} 为第 i_1-1 个时刻所采集的气瓶4内的压力测量值, P_i 为第 i_1 个时刻所采集的气瓶4内的压力测量值, m'_i 为和第 i_1 个时刻和第 i_1-1 个时刻之间的气体消耗量, T_0 为所述航天供气系统中的温度传感器16初始温度, V 为气瓶4的体积, R_{N_2} 为气体的气体常数, k 为气体的绝热指数, Δt_1 为第一预设时长,表示第 i_1 个时刻与第 i_1-1 个时刻第 i_1-1 个时刻之间的时间间隔, t_1 为航天供气系统的第一工作时长,通常气体绝热指数为1.4。

[0161] 优选地,在上述任意实施例中,所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量具体包括:

[0162] 将所述航天供气系统中流量传感器15测得的参数以及所述航天供气系统中系统工作时间,通过第二计算公式计算气体的第二消耗量 m_2 ,所述第二计算公式具体为:

$$[0163] \quad m_2 = \sum_{i_2=0}^{i_2=\frac{t_2}{\Delta t_2}} \dot{m}_{i_2} \cdot \Delta t_2 ;$$

[0164] 其中, \dot{m}_{i_2} 为第 i_2 个时刻所采集的航天供气系统中总路上的流量值, Δt_2 为第二预设时长, 表示第 i_2 个时刻与第 i_2-1 个时刻之间的时间间隔, t_2 为航天供气系统的第二工作时长。

[0165] 优选地, 在上述任意实施例, 所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量还包括:

[0166] 将所述航天供气系统中地面的压力传感器测得的参数以及所述航天供气系统中地面测得流量参数, 通过第三计算公式计算气体的第三消耗量 m_3 , 所述第三计算公式具体为:

$$[0167] \quad m_3 = \sum_{i_3=0}^{i_3=\frac{t_3}{\Delta t_3}} \dot{m}_{i_3} \cdot \Delta t_3 ;$$

[0168] 其中, \dot{m}_{i_3} 为第 i_3 个时刻所采集的航天供气系统中支路上的流量值, Δt_3 为第三预设时长, 表示第 i_3 个时刻与第 i_3-1 个时刻之间的时间间隔, t_3 为航天供气系统的第三工作时长。

[0169] 优选地, 在上述任意实施例, 所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量还包括:

[0170] 将所述航天供气系统中测量组件的流阻特性参数以及所述航天供气系统中温度传感器16测得的参数, 通过第四计算公式计算气体的第四消耗量 m_4 , 所述第四计算公式具体为:

$$[0171] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left(\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \right) \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} \leq b ;$$

$$[0172] \quad m_4 = \sum_{i_4=0}^{i_4=\frac{t_4}{\Delta t_4}} \left[\frac{1}{1000} \cdot \rho_{ANR} C P_{2_i} \sqrt{\frac{293.15}{T}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_{3_i} - b}{P_{2_i} - b} \right)^2} \right] \cdot \Delta t_4, \frac{P_3}{P_2} > b ;$$

[0173] 其中, 其中, ρ_{ANR} 为标准状态下的气体密度, T 为所述航天供气系统中的温度传感器16实时测量的气体的温度值, C 为第二压力传感器2与第三压力传感器3之间的声速流导, P_{2_i} 表示第 i 个时刻所采集的总路上的压力数据值, P_{3_i} 表示第 i 个时刻所采集的支路上的压力数据值, P_2 为所述航天供气系统中氮源控制组件中的第二压力传感器2测得的总路上的压力数据值, P_3 为所述航天供气系统中气体控制主机中的第三压力传感器3测得的支路上的压力数据值, b 为临界压比, Δt_4 为第四预设时长, 表示第 i 个时刻与第 $i-1$ 个时刻之间的时间间隔, t_4 为航天供气系统的第四工作时长。

[0174] 优选地, 在上述任意实施例, 所述根据所述航天供气系统中的两个或两个以上采集参数计算气体的消耗量还包括:

[0175] 将所述航天供气系统中地面的压力传感器测得的参数以及所述航天供气系统中流量参数,通过第五计算公式计算气体的第五消耗量 m_5 ,所述第五计算公式具体为:

$$[0176] \quad m_5 = \int_{t_c}^{t_d} f'[P(t)] \cdot \partial T_5 dt ;$$

[0177] 其中, $f'[P(t)]$ 为流量随压力变化的拟合函数, t_c 为航天供气系统的运行工作开始时刻, t_d 为航天供气系统的运行结束时刻, ∂T_5 为温度修正系数。

[0178] 优选地,在上述任意实施例,所述根据所述消耗量对所述航天供气系统中的传感器进行校准具体包括:

[0179] 判断所述消耗量与预设气体消耗总量是否相等,若不相等,则对所述航天供气系统中的传感器进行校准。

[0180] 读者应理解,在本说明书的描述中,参考术语“一个实施例”、“一些实施例”、“示例”、“具体示例”、或“一些示例”等的描述意指结合该实施例或示例描述的具体特征、结构、材料或者特点包含于本发明的至少一个实施例或示例中。在本说明书中,对上述术语的示意性表述不必针对的是相同的实施例或示例。而且,描述的具体特征、结构、材料或者特点可以在任两个或两个以上实施例或示例中以合适的方式结合。此外,在不相互矛盾的情况下,本领域的技术人员可以将本说明书中描述的不同实施例或示例以及不同实施例或示例的特征进行结合和组合。

[0181] 在本申请所提供的几个实施例中,应该理解到,所揭露的装置和方法,可以通过其它的方式实现。例如,以上所描述的方法实施例仅仅是示意性的,例如,步骤的划分,仅仅为一种逻辑功能划分,实际实现时可以有另外的划分方式,例如多个步骤可以结合或者可以集成到另一个步骤,或一些特征可以忽略,或不执行。

[0182] 上述方法如果以软件功能单元的形式实现并作为独立的产品销售或使用,可以存储在一个计算机可读取存储介质中。基于这样的理解,本发明的技术方案本质上或者说对现有技术做出贡献的部分,或者该技术方案的全部或部分可以以软件产品的形式体现出来,该计算机软件产品存储在一个存储介质中,包括若干指令用以使得一台计算机设备(可以是个人计算机,服务器,或者网络设备)执行本发明各个实施例方法的全部或部分步骤。而前述的存储介质包括:U盘、移动硬盘、只读存储器(ROM,Read-OnlyMemory)、随机存取存储器(RAM,RandomAccessMemory)、磁碟或者光盘等各种可以存储程序代码的介质。

[0183] 以上,仅为本发明的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到各种等效的修改或替换,这些修改或替换都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此,本发明的保护范围应以权利要求的保护范围为准。

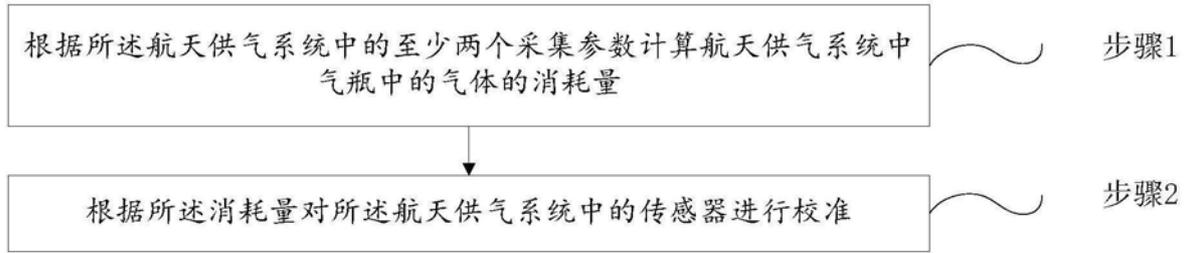


图1

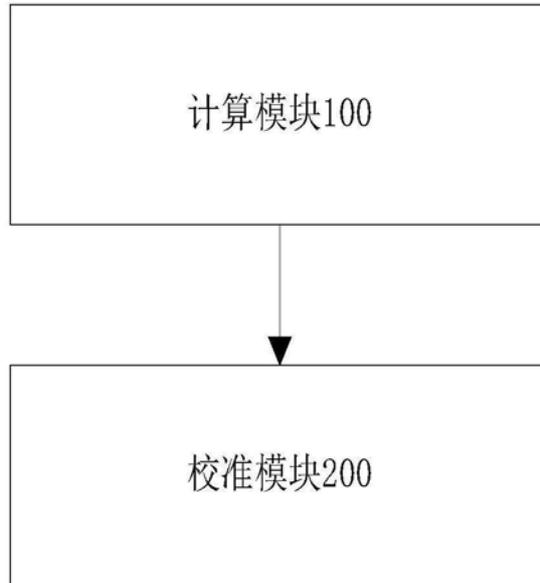


图2

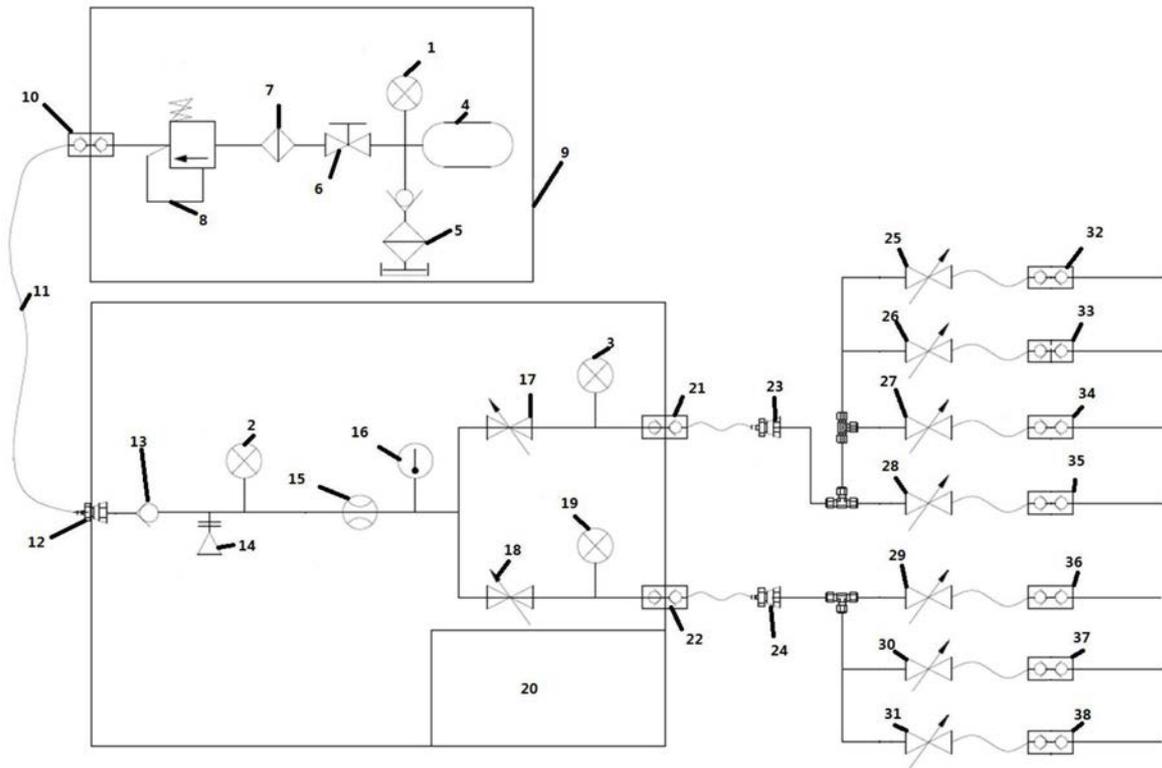


图3

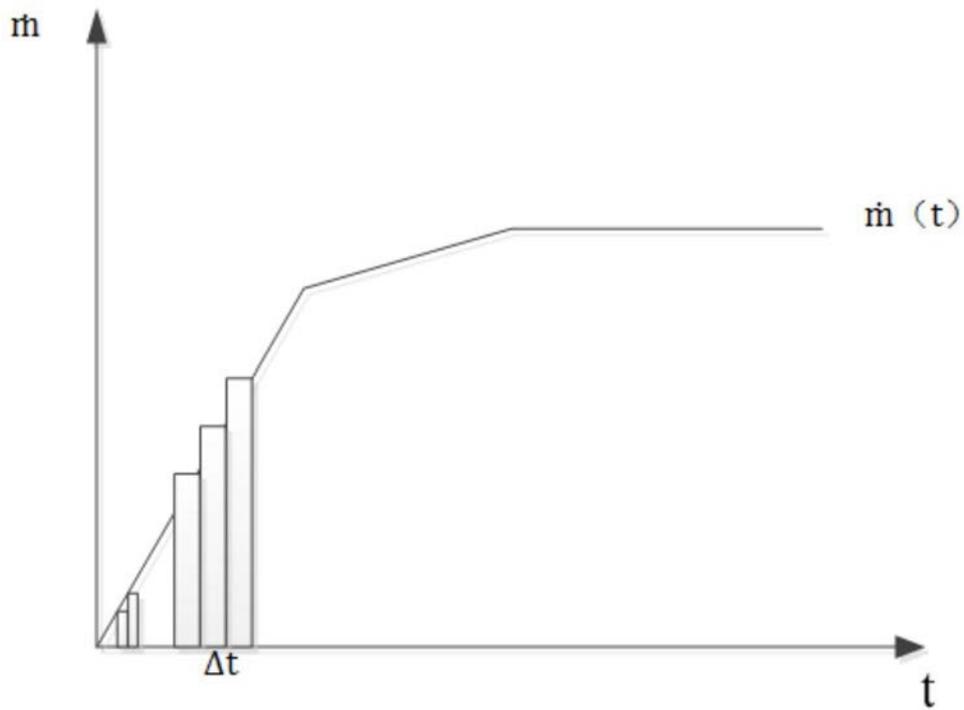


图4