



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 116149385 A

(43) 申请公布日 2023. 05. 23

(21) 申请号 202211542525.9

(22) 申请日 2022.12.03

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100089 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 贺建武 马隆飞 杨超 康琦
段俐 尹永利

(74) 专利代理机构 北京维正专利代理有限公司
11508

专利代理师 邓骏杰

(51) Int. Cl.

G05D 7/01 (2006.01)

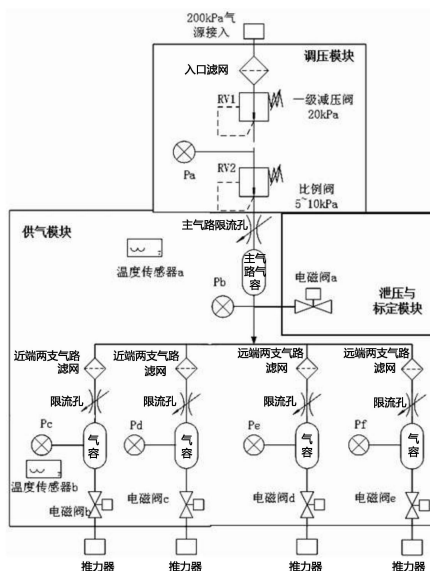
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54) 发明名称

一种高精度微流量气体控制装置和标定方法

(57) 摘要

本发明公开了一种高精度微流量气体控制装置和标定方法,其特点是:主气路供气模块、近端两支气路供气模块、远端两支气路供气模块分别设有独立的限流器、以及独立的气容,限流器能够实现0.01sccm气体流量控制,气容专门针对卫星推进系统点火工作环节而设置;卸压与标定模块借助标准流量控制器和传感器对整个控制装置的气体流量进行标定,达到0.01sccm的误差;该方法包括在真空环境下,分别设定流量控制器气体流量;通过电磁阀a将气体通入主气路中,直至压力传感器Pb测得的主气路气容压力稳定,此时的主气路气容压力值与四个分支气路的设定气体流量值相对应;本发明解决了现有技术采用常规的电磁阀控制供气的方法达不到所要求的0.01sccm以内的气体流量精度控制问题。



CN 116149385 A

1. 一种高精度微流量气体控制装置,包括主结构及近端支气路、远端支气路,所述主结构及近端支气路设有调压模块、主气路供气模块、泄压与标定模块、近端两支气路供气模块;所述远端支气路包括远端两支气路供气模块;所述调压模块接入外部气源,并采用两级减压方法将气压降至5-10kPa、再将降压后的气体发送给主气路供气模块;所述泄压与标定模块,用于在该装置使用之前,借助标准的流量传感器对主气路气容气压与四个分支气路气体流量的关系进行标定,还用于在该装置使用过程中进行泄压;所述主气路供气模块将气体分别发送给近端两支气路供气模块、以及远端两支气路供气模块;

其特征在于:该主气路供气模块、近端两支气路供气模块、远端两支气路供气模块分别设有独立的限流器、以及独立的气容,该限流器能够实现0.01sccm气体流量控制,该气容专门针对卫星推进系统点火工作环节而设置;该泄压与标定模块借助标准流量控制器和传感器对整个控制装置的气体流量进行标定,达到0.01scm的误差。

2. 根据权利要求1所述一种高精度微流量气体控制装置,其特征在于:所述调压模块设有进气口(1)、入口滤网、一级减压阀(2)、压力传感器Pa、二级减压阀;该调压模块通过进气口(1)连接外部气源,该外部气源气压约200kPa;从外部气源引入的气体经过入口滤网后,该一级减压阀(2)将气压降至20kPa,在一级减压阀后端安装压力传感器Pa;二级减压阀采用比例电磁阀(3)再将气压从20kPa降至5-10kPa,二级减压阀将5-10kPa的气体发送给主气路供气模块。

3. 根据权利要求1所述一种高精度微流量气体控制装置,其特征在于:所述主气路供气模块和远端支气路模块各自设有气路接口(9),主气路供气模块通过气路接口(9)将气体发送给远端支气路模块的气路接口(9),再通过远端支气路模块的气路接口(9)将气体发送给远端支气路的远端两支气路模块。

4. 根据权利要求1所述一种高精度微流量气体控制装置,其特征在于:所述主气路供气模块包括主气路限流孔、主气路气容;该主气路气容的输入端为主气路限流孔,输出端一路连接所述近端两支气路供气模块,另一路通过气路接口(9)连接远端支气路供气模块。

5. 根据权利要求1所述一种高精度微流量气体控制装置,其特征在于:所述泄压与标定模块由标准流量控制器、电磁阀a和压力传感器Pb组成;该电磁阀a用于在该装置使用之前,借助所述标准流量控制器和所述压力传感器Pb,对主气路气容气压与四个分支气路气体流量的关系进行标定,所述四个分支电路由所述近端两支气路供气模块的二个支路和所述远端两支气路供气模块的二个支路组成;该电磁阀a还用于该装置使用过程中的进行泄压,其一端连接主气路,另一端将气体排向大气。

6. 根据权利要求5所述一种高精度微流量气体控制装置,其特征在于:所述四个分支气路,每一支气路包括该支气路的限流器、气容、压力传感器、电磁阀;该四个分支气路的限流器包括四个分支气路的滤网和限流孔,该四个分支气路的滤网上端连接主气路气容,下端分别连接近端两支气路限流孔、以及远端两支气路限流孔;该近端两支气路限流孔、以及远端两支气路限流孔的输出端分别连接近端两支气路气容、以及远端两支气路;该近端两支气路气容、以及远端两支气路内部安装压力传感器检测气压;该近端两支气路气容、以及远端两支气路输出端分别连接近端两支气路电磁阀、以及远端两支气路电磁阀;该近端两支气路电磁阀、以及远端两支气路电磁阀输出端分别连接近端两支气路推力器、以及远端两支气路推力器。

7. 根据权利要求6所述一种高精度微流量气体控制装置,其特征在于:所述限流器包括支撑架、滤网、限流孔,滤网的直径小于限流孔的直径;利用固定结构限流方式将直径 $20\pm 2\mu\text{m}$ 孔作为限流孔,通过控制限流孔前后端气压实现微流量气体调节,针对氙气气体微流量控制范围为 0.06sccm - 0.30sccm ,各气路流量差异 $\leq 0.002\text{sccm}$ 。

8. 根据权利要求1所述一种高精度微流量气体控制装置,其特征在于:该近端两支气路供气模块、以及远端两支气路供气模块的4路独立的气容,控制电磁阀打开和关闭时间,能够调节气容内气压值,实现脉冲气体喷出,满足卫星离子电推进系统脉冲气压式点火需求,能够应用于卫星离子电推进系统脉冲气压式点火,该主气路气容和分支气容容积均为 1mL 。

9. 一种基于权利要求1-8任意一项的一种高精度微流量气体控制装置的高精度微流量气体流量标定方法,其特征在于,包括以下步骤:

步骤一、在真空环境下,关闭调压模块的比例电磁阀(3),电磁阀a连接标准流量控制器,打开电磁阀b-e;

步骤二、分别设定流量控制器气体流量为 0.06sccm 、 0.08sccm 、 0.1sccm 、 0.12sccm 、 0.15sccm 、 0.18sccm 、 0.2sccm 、 0.23sccm 、 0.25sccm 、 0.3sccm ;

步骤三、通过电磁阀a将气体通入主气路中,直至压力传感器Pb测得的主气路气容压力稳定,此时的主气路气容压力值与四个分支气路的设定气体流量值相对应;

步骤四、返回步骤二获取下一个设定的气体流量值,直至主气路气容压力值与设定的四个分支气路的所有气体流量值相对应。

一种高精度微流量气体控制装置和标定方法

技术领域

[0001] 本发明属于航天器推进系统技术领域,尤其涉及一种高精度微流量气体控制装置和标定方法。

背景技术

[0002] 航天卫星动力系统一般用于卫星在太空中运行时,克服阻力、轨道调节、姿态保持等。当卫星运行轨道比较高的时候,像太阳光压这样的非保守力对卫星的阻力作用就会凸显出来,为了克服该阻力保持卫星轨道的高度就需要用到卫星动力系统;当卫星轨道调节从200公里到300公里轨道上升时,为了将卫星轨道调节到预定的高度也需要用到动力系统;当卫星和地面通讯时,其通讯口必须对地、否则地面就接收不到卫星信号,为了保持卫星和地面通讯时的姿态也需要用到卫星动力系统。

[0003] 航天卫星动力系统的供气技术一般是比较成熟的,但如果用sccm(每分钟的标准毫升数)作为单位计量,对于供气非常小、达到0.01sccm以内的流量,实现起来难度非常大,难点在于采用常规的电磁阀控制供气的方法不能达到0.01sccm以内的气体流量精度控制。

发明内容

[0004] 本发明为解决现有技术存在的问题,提出一种高精度微流量气体控制装置和标定方法,目的在于解决现有技术采用常规的电磁阀控制供气的方法达不到所要求的0.01sccm以内的气体流量精度控制问题。

[0005] 本发明为解决其技术问题采用以下技术方案:

[0006] 一种高精度微流量气体控制装置,包括主结构及近端支气路、远端支气路,所述主结构及近端支气路设有调压模块、主气路供气模块、泄压与标定模块、近端两支气路供气模块;所述远端支气路包括远端两支气路供气模块;所述调压模块接入外部气源,并采用两级减压方法将气压降至5-10kPa、再将降压后的气体发送给主气路供气模块;所述泄压与标定模块,用于在该装置使用之前,借助标准的流量传感器对主气路气容气压与四个分支气路气体流量的关系进行标定,还用于在该装置使用过程中进行泄压;所述主气路供气模块将气体分别发送给近端两支气路供气模块、以及远端两支气路供气模块;

[0007] 其特点是:该主气路供气模块、近端两支气路供气模块、远端两支气路供气模块分别设有独立的限流器、以及独立的气容,该限流器能够实现0.01sccm气体流量控制,该气容专门针对卫星推进系统点火工作环节而设置;该泄压与标定模块借助标准流量控制器和传感器对整个控制装置的气体流量进行标定,达到0.01scm的误差。

[0008] 所述调压模块设有进气口(1)、入口滤网、一级减压阀(2)、压力传感器Pa、二级减压阀;该调压模块通过进气口(1)连接外部气源,该外部气源气压约200kPa;从外部气源引入的气体经过入口滤网后,该一级减压阀(2)将气压降至20kPa,在一级减压阀后端安装压力传感器Pa;二级减压阀采用比例电磁阀(3)再将气压从20kPa降至5-10kPa,二级减压阀将5-10kPa的气体发送给主气路供气模块。

[0009] 所述主气路供气模块和远端支气路模块各自设有气路接口(9),主气路供气模块通过气路接口(9)将气体发送给远端支气路模块的气路接口(9),再通过远端支气路模块的气路接口(9)将气体发送给远端支气路的远端两支气路模块。

[0010] 所述主气路供气模块包括主气路限流孔、主气路气容;该主气路气容的输入端为主气路限流孔,输出端一路连接所述近端两支气路供气模块,另一路通过气路接口(9)连接远端支气路供气模块。

[0011] 所述泄压与标定模块由标准流量控制器、电磁阀a和压力传感器Pb组成;该电磁阀a用于在该装置使用之前,借助所述标准流量控制器和所述压力传感器Pb,对主气路气容气压与四个分支气路气体流量的关系进行标定,所述四个分支电路由所述近端两支气路供气模块的二个支路和所述远端两支气路供气模块的二个支路组成;该电磁阀a还用于该装置使用过程中的进行泄压,其一端连接主气路,另一端将气体排向大气。

[0012] 所述四个分支气路,每一支气路包括该支气路的限流器、气容、压力传感器、电磁阀;该四个分支气路的限流器包括四个分支气路的滤网和限流孔,该四个分支气路的滤网上端连接主气路气容,下端分别连接近端两支气路限流孔、以及远端两支气路限流孔;该近端两支气路限流孔、以及远端两支气路限流孔的输出端分别连接近端两支气路气容、以及远端两支气路;该近端两支气路气容、以及远端两支气路内部安装压力传感器检测气压;该近端两支气路气容、以及远端两支气路输出端分别连接近端两支气路电磁阀、以及远端两支气路电磁阀;该近端两支气路电磁阀、以及远端两支气路电磁阀输出端分别连接近端两支气路推力器、以及远端两支气路推力器。

[0013] 所述限流器包括支撑架、滤网、限流孔,滤网的直径小于限流孔的直径;利用固定结构限流方式将直径 $20 \pm 2 \mu\text{m}$ 孔作为限流孔,通过控制限流孔前后端气压实现微流量气体调节,针对氩气气体微流量控制范围为 0.06sccm - 0.30sccm ,各气路流量差异 $\leq 0.002\text{sccm}$ 。

[0014] 该近端两支气路供气模块、以及远端两支气路供气模块的4路独立的气容,控制电磁阀打开和关闭时间,能够调节气容内气压值,实现脉冲气体喷出,满足卫星离子电推进系统脉冲气压式点火需求,能够应用于卫星离子电推进系统脉冲气压式点火,该主气路气容和分支气容容积均为 1mL 。

[0015] 一种高精度微流量气体流量标定方法,其特征在于,包括以下步骤:

[0016] 步骤一、在真空环境下,关闭调压模块的比例电磁阀(3),电磁阀a连接标准流量控制器,打开电磁阀b-e;

[0017] 步骤二、分别设定流量控制器气体流量为 0.06sccm 、 0.08sccm 、 0.1sccm 、 0.12sccm 、 0.15sccm 、 0.18sccm 、 0.2sccm 、 0.23sccm 、 0.25sccm 、 0.3sccm ;

[0018] 步骤三、通过电磁阀a将气体通入主气路中,直至压力传感器Pb测得的主气路气容压力稳定,此时的主气路气容压力值与四个分支气路的设定气体流量值相对应;

[0019] 步骤四、返回步骤二获取下一个设定的气体流量值,直至主气路气容压力值与设定的四个分支气路的所有气体流量值相对应。

[0020] 本发明的优点效果

[0021] 1、采用微米级限流孔实现 0.01sccm 气体流量控制,通过激光加工、投影筛选法获得高精度限流孔,保证各路支气路流量一致性;

[0022] 2、4路支气路均配备了独立的气容,控制电磁阀开关和关闭时间可以调节气容内

气压值,实现脉冲气体喷出,满足卫星离子电推进系统脉冲气压式点火需求,可应用于卫星离子电推进系统脉冲气压式点火。

[0023] 3、在主气路中设计了泄压气路,同时作为微流量控制装置的标定气路,标定比例电磁阀后端气压与气体流量之间的关系,提升气体微流量控制的准确性。

[0024] 4、本发明采用一级减压阀和二级比例电磁阀实现减压,设计了4路支气体通道,并利用固定结构限流方式将直径 $20\pm 2\mu\text{m}$ 孔作为限流孔,通过控制限流孔前后端气压实现微流量气体调节,针对氙气气体微流量控制范围为 $0.06\text{sccm}-0.30\text{sccm}$,各气路流量差异 $\leq 0.002\text{sccm}$ 。

附图说明

[0025] 图1为本发明高精度微流量气体控制装置原理图;

[0026] 图2为本发明高精度微流量气体控制装置结构设计图;

[0027] 图3为本发明限流器结构图;

[0028] 图4为本发明高精度微流量气体控制装置标定结果图;

[0029] 图5为本发明高精度微流量气体控制装置逻辑图;

[0030] 图中:1:进气口;2:一级减压阀;3:比例电磁阀;4:4路压力传感器;5:主气路限流器、气容、电磁阀a,两路支气路的过滤器、限流器、气容、电磁阀b和电磁阀c集成;6:4路支气路出口;7:泄压出口和标定进口;8:远端支气路过滤器、限流器、气容、电磁阀d和电磁阀e集成;9:气路连接口;10、供电与信号传输接口。

具体实施方式

[0031] 本发明设计原理:

[0032] 1、本发明设计难点:供气量非常小,包括 0.01sccm 的气体流量,目前航天领域没有人能够达到。由于要达到 0.01sccm 气体流量,使得限流孔直径只有20微米,20微米直径的限流孔非常容易堵塞。

[0033] 2、本发明创新点:第一、通过限流孔来实现高精度流量控制。常规的方法采用阀门来调节气流,本发明将阀门替换掉,直接用20微米的限流孔来控制气流。通过调节限流孔前后的气压来控制流量精度的;第二,每一路气路增加了气容这个结构部件,该部件是专门针对卫星推进系统点火工作的环节所设置的,目前未发现本领域其他供气单元设有该部件。第三是针对整个流量装置进行标定的工作,借助标准的流量控制器和标准的流量传感器Pb对整个流量装置进行标定,使得整个流量装置的精度和准确性更高,达到 0.01sccm 的误差。第四、采用滤网解决限流孔容易堵塞的问题,滤网的直径小于20微米,并且四个支气路的限流孔直径差异很小,小于 0.002sccm ,为18到22微米的范围。

[0034] 3、本发明将滤网、限流孔、标定三者有机结合,限流孔的精度为实现 0.01sccm 气体流量控制奠定了基础,滤网解决了限流孔容易堵塞的问题,标定解决了非常少量的气体的供气精度问题,限流孔是基础,滤网和标定是对限流孔精度的进一步保障,没有滤网则标定的结果无用武之地,没有标定则滤网不能解决气体流量的精度问题,三者相互补偿相互依存。

[0035] 基于以上发明原理,本发明设计了一种高精度微流量气体控制装置。

[0036] 一种高精度微流量气体控制装置,包括主结构及近端支气路、远端支气路;所述主结构及近端支气路设有调压模块、主气路供气模块、泄压与标定模块、近端两支气路供气模块;所述远端支气路包括远端两支气路供气模块;所述调压模块接入外部气源,并采用两级减压方法将气压降至5-10kPa、再将降压后的气体发送给主气路供气模块;所述泄压与标定模块,用于在该装置使用之前,借助标准的流量传感器对主气路气容气压与四个分支气路气体流量的关系进行标定,还用于在该装置使用过程中进行泄压;所述主气路供气模块将气体分别发送给近端两支气路供气模块、以及远端两支气路供气模块;

[0037] 其特点是:该主气路供气模块、近端两支气路供气模块、远端两支气路供气模块分别设有独立的限流器、以及独立的气容,该限流器能够实现0.01sccm气体流量控制,该气容专门针对卫星推进系统点火工作环节而设置;该泄压与标定模块借助标准流量控制器和传感器对整个控制装置的气体流量进行标定,达到0.01scm的误差。

[0038] 补充说明1

[0039] 1、图1、图2、图5之间的关系:图1是本发明高精度微流量气体控制装置原理图,原理图的部件包括了图2结构设计图上已有标记的部件和图2没有标记的部件。图2是按照物理区块进行标记的结构图,图2中的标记5和标记8在图1原理图中对应各自的若干个部件;图5是逻辑图,按照逻辑区块划分,图5和图1的差别在于:图1是按照气体流经的位置划分的,图5是按照逻辑区块进行划分的、同一类逻辑的部件被划分在一个模块中。

[0040] 2、如图2所示,1)图2把整个控制装置分为左右两部分,左右两部分通过气路接口9进行连接。左边设备为主结构及近端支气路,配有标记号1、2、3、4、5、7、6、9,右边设备为远端支气路,配有标记号6、9、8;2)左边主结构及近端支气路和右边远端支气路的标记6代表各自的二支气路的出口,图2的左边的二支气路的出口6在图1中分别为电磁阀b和电磁阀c,图2的右边的二支气路的出口6在图1中分别为电磁阀d和电磁阀e;3)图2的标记7为泄压出口和标定进口,在图1中该泄压出口和标定进口均用电磁阀a表示,图1的电磁阀a有二个作用,当泄压时作为泄压出口,当标定时作为标定的进气口;图2的右部设备的标记8表示远端支气路的滤网、限流孔、气容、电磁阀d和电磁阀e集成;该远端支气路的滤网在图1中为右边二条支路对应的滤网,该限流孔在图1中为右边二条支路对应的限流孔;该气容为右边二条支路对应的气容。

[0041] 进一步地,所述调压模块设有进气口1、入口滤网、一级减压阀2、压力传感器Pa、二级减压阀;该调压模块通过进气口1连接外部气源,该外部气源气压约200kPa;从外部气源引入的气体经过入口滤网后,该一级减压阀2将气压降至20kPa,在一级减压阀后端安装压力传感器Pa;二级减压阀采用比例电磁阀3再将气压从20kPa降至5-10kPa,二级减压阀将5-10kPa的气体发送给主气路供气模块。

[0042] 补充说明2

[0043] 所述调压模块在图2中为标记1、2、3、4(1:进气口;2一级减压阀;3:比例电磁阀;4:4路压力传感器),调压模块还包括入口滤网,这个部件在图1的原理图中被体现,图1中,200KPa气源接入口对应图2的标记1,入口滤网布设在200KPa气源接入口的下方,RV1、RV2分别对应图2中的标记2、3;图1中压力传感器Pa对应图2中的标记4。该标记4不仅标记图1的压力传感器Pa,还标记图1的Pb到Pd一共4路传感器,这4路传感器在图2中都标记为4。

[0044] 进一步地,所述主气路供气模块和远端支气路模块各自设有气路接口9,主气路

供气模块通过气路连接口9将气体发送给远端支气路模块的气路连接口(9),再通过远端支气路模块的气路连接口9将气体发送给远端支气路的远端两支气路模块。

[0045] 补充说明3

[0046] 如图2所示,该气路连接口9从左部分设备的主结构及近端支气路引出、再进入右部分设备的远端支气路,该气路连接口9进入右部分设备的远端支气路以后,如图1所示,再将主气路的气体发送给远端两支气路供气模块。

[0047] 进一步地,如图5所示,所述主气路供气模块包括主气路限流孔、主气路气容;该主气路气容的输入端为主气路限流孔,输出端一路连接所述近端两支气路供气模块,另一路通过气路连接口9连接远端支气路供气模块。

[0048] 进一步地,如图1所示,所述泄压与标定模块由标准流量控制器(标准流量控制器在图5、图2未画出)、电磁阀a和压力传感器Pb组成,图1的泄压与标定模块对应图2的标记7;图1的电磁阀a用于在该控制装置使用之前,借助所述标准流量控制器和所述压力传感器Pb,对主气路气容气压与四个分支气路气体流量的关系进行标定,所述四个分支电路由所述近端两支气路供气模块的二个支路和所述远端两支气路供气模块的二个支路组成;该电磁阀a还用于该装置使用过程中进行泄压,其一端连接主气路,另一端将气体排向大气。

[0049] 补充说明4

[0050] 如图1、图4所示,泄压与标定模块用于控制装置正式投入使用之前对该控制装置的气体流量进行标定。标定时,第一步、需要关闭图1的比例电磁阀,电磁阀a连接标准流量控制器(图中未示出),同时电磁阀a还连接传感器Pa,传感器Pa连接主气路气容,同时打开电磁阀b-e;第二步、分别设定流量控制器气体流量为0.06sccm、0.08sccm、0.1sccm、0.12sccm、0.15sccm、0.18sccm、0.2sccm、0.23sccm、0.25sccm、0.3sccm;第三步、通过电磁阀a将气体通入主气路气容中,直至压力传感器Pb测得的主气路气容压力稳定,此时的主气路气容压力值与四个分支气路的设定气体流量值相对应;第四步、获取下一个设定的气体流量值,直至主气路气容压力值与设定的四个分支气路的所有气体流量值相对应。

[0051] 进一步地,如图1所示,所述四个分支气路,每一支气路包括该分支的限流器、气容、压力传感器、电磁阀;该四个分支气路的限流器包括四个分支气路的滤网和限流孔,该四个分支气路的滤网上端连接主气路气容,下端分别连接近端两支气路限流孔、以及远端两支气路限流孔;该近端两支气路限流孔、以及远端两支气路限流孔的输出端分别连接近端两支气路气容、以及远端两支气路;该近端两支气路气容、以及远端两支气路内部安装压力传感器检测气压;该近端两支气路气容、以及远端两支气路输出端分别连接近端两支气路电磁阀、以及远端两支气路电磁阀;该近端两支气路电磁阀、以及远端两支气路电磁阀输出端分别连接近端两支气路推力器、以及远端两支气路推力器。

[0052] 进一步地,如图3所示,所述限流器包括支撑架、滤网、限流孔,滤网的直径小于限流孔的直径;利用固定结构限流方式将直径 $20 \pm 2 \mu\text{m}$ 孔作为限流孔,通过控制限流孔前后端气压实现微流量气体调节,针对氩气气体微流量控制范围为0.06sccm-0.30sccm,各气路流量差异 $\leq 0.002\text{sccm}$ 。

[0053] 进一步地,该近端两支气路供气模块、以及远端两支气路供气模块的4路独立的气容,控制电磁阀打开和关闭时间,能够调节气容内气压值,实现脉冲气体喷出,满足卫星离子电推进系统脉冲气压式点火需求,能够应用于卫星离子电推进系统脉冲气压式点火,该

主气路气容和分支气容容积均为1mL。

[0054] 一种高精度微流量气体流量标定方法,其特征在于,包括以下步骤:

[0055] 步骤一、在真空环境下,关闭调压模块的比例电磁阀3,电磁阀a连接标准流量控制器,打开电磁阀b-e;

[0056] 步骤二、分别设定流量控制器气体流量为0.06sccm、0.08sccm、0.1sccm、0.12sccm、0.15sccm、0.18sccm、0.2sccm、0.23sccm、0.25sccm、0.3sccm;

[0057] 步骤三、通过电磁阀a将气体通入主气路中,直至压力传感器Pb测得的主气路气容压力稳定,此时的主气路气容压力值与四个分支气路的设定气体流量值相对应;

[0058] 步骤四、返回步骤二获取下一个设定的气体流量值,直至主气路气容压力值与设定的四个分支气路的所有气体流量值相对应。

[0059] 补充说明5

[0060] 1、本发明控制装置设有两种工作状态,一种是卫星离子电推进系统脉冲气压式点火状态,一种是点火以后本控制装置的稳定运行状态。当卫星在太空中运行遇到阻力而使得卫星轨道高度逐渐下降,当下降的高度超出预定范围时,为了保持原有的轨道高度,需要本装置的卫星离子电推进系统脉冲气压式点火状态,将轨道高度重新恢复为以前的高度;控制装置的稳定运行状态和点火状态相伴而生,当启动卫星离子电推进系统脉冲气压式点火状态以后,就进入本装置的稳定运行状态,在稳定运行状态继续通过推力器继续推动卫星轨道恢复原有的轨道高度,当该高度达到预定高度以后,则关闭本装置,等待启动下一次启动所述点火状态和稳定运行状态。

[0061] 2、本发明气体流量标定是针对所述稳定运行状态时的标定、而不涉及卫星点火的标定。在本装置投入正式使用之前,提前做标定。一旦投入使用就已经完成了标定。

[0062] 需要强调的是,上述具体实施例仅仅是对本发明的解释,其并不是对本发明的限制,本领域技术人员在阅读完本说明书后可以根据需要对上述实施例做出没有创造性贡献的修改,但只要在本发明的权利要求范围内都受到专利法的保护。

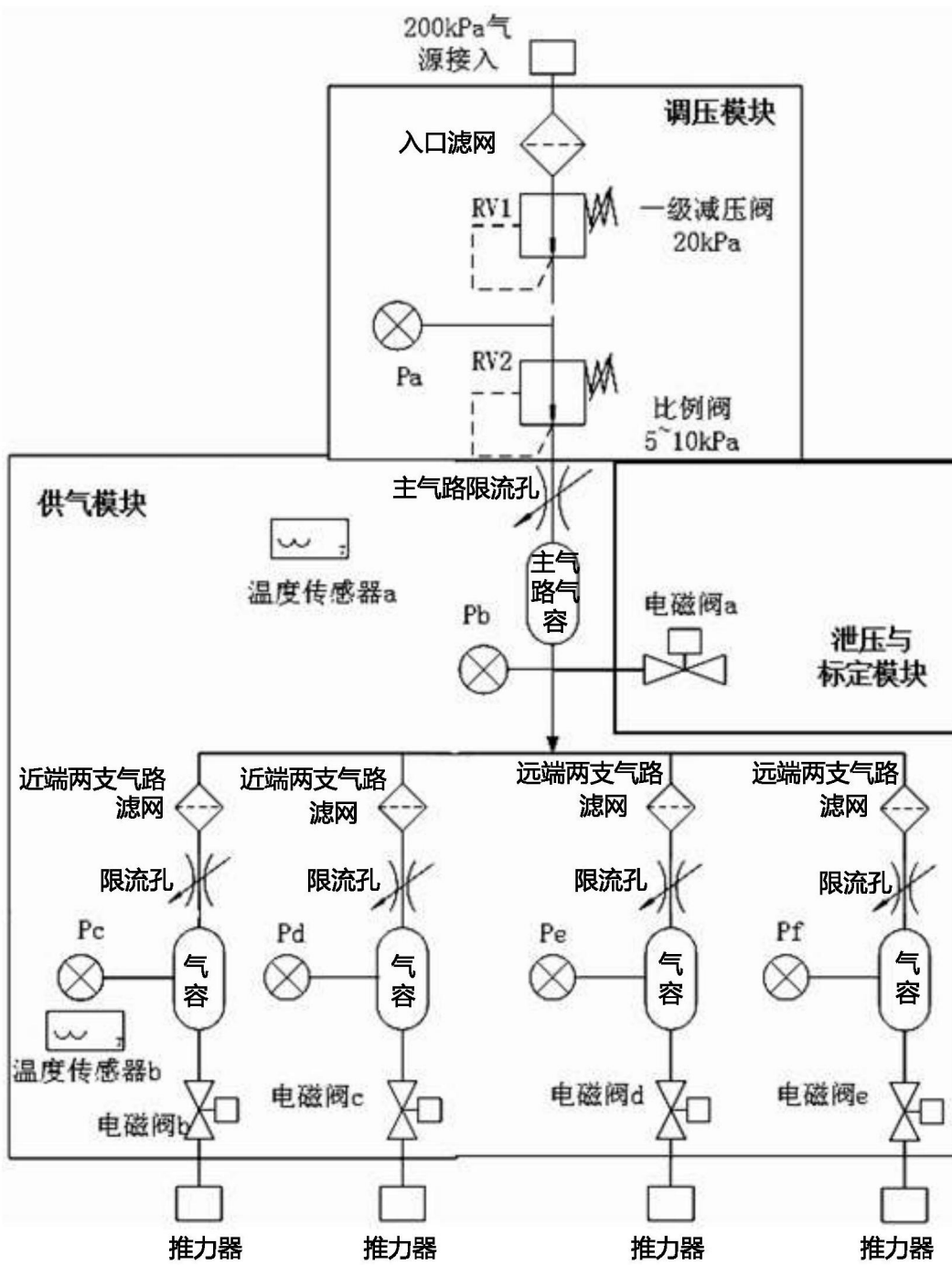


图1

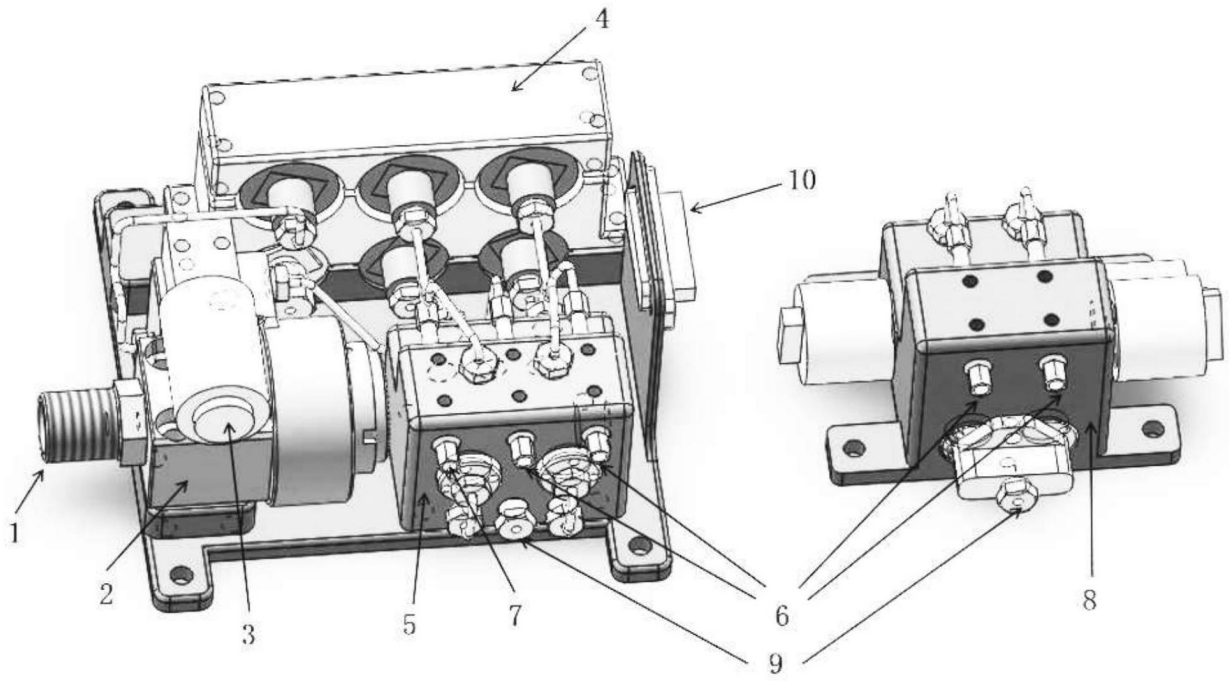


图2

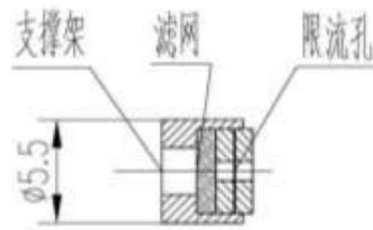


图3

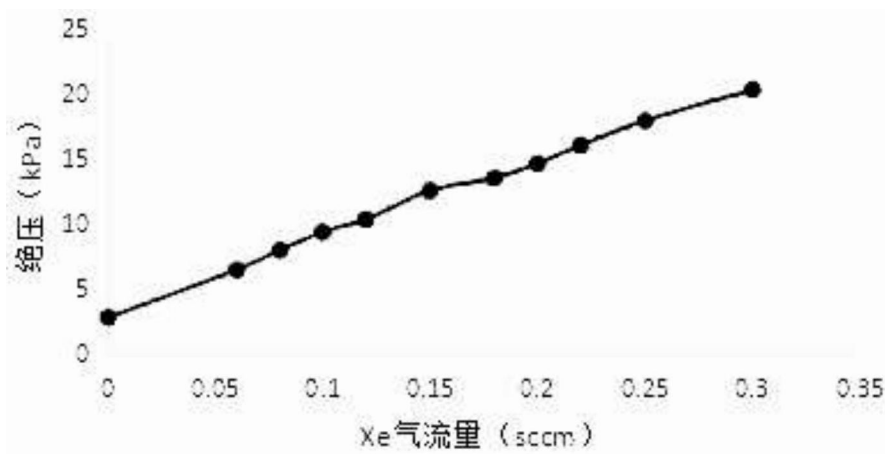


图4

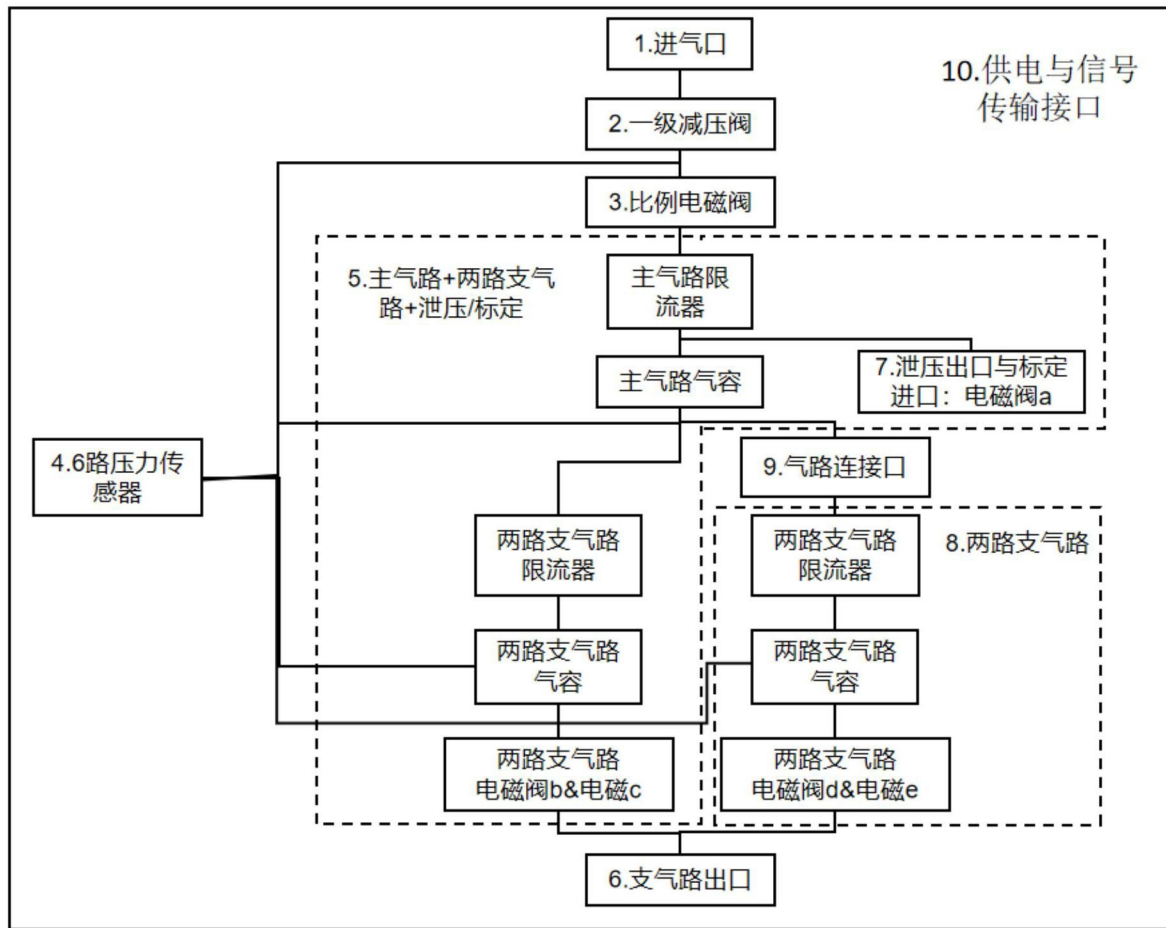


图5