



# (12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111963337 B

(45) 授权公告日 2022. 07. 19

(21) 申请号 202010850805.0

F02K 9/62 (2006.01)

(22) 申请日 2020.08.21

F02K 9/58 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

F02K 9/96 (2006.01)

申请公布号 CN 111963337 A

F02K 9/95 (2006.01)

F02K 9/60 (2006.01)

(43) 申请公布日 2020.11.20

(56) 对比文件

(73) 专利权人 西安航天动力研究所

CN 111005821 A, 2020.04.14

地址 710100 陕西省西安市航天基地飞天路289号

US 2001015063 A1, 2001.08.23

审查员 朱东帅

(72) 发明人 李春红 高玉闪 邢理想 武晓欣  
赵剑 张相盟 陈文

(74) 专利代理机构 西安智邦专利商标代理有限公司 61211

专利代理师 屠沛

(51) Int. Cl.

F02K 9/50 (2006.01)

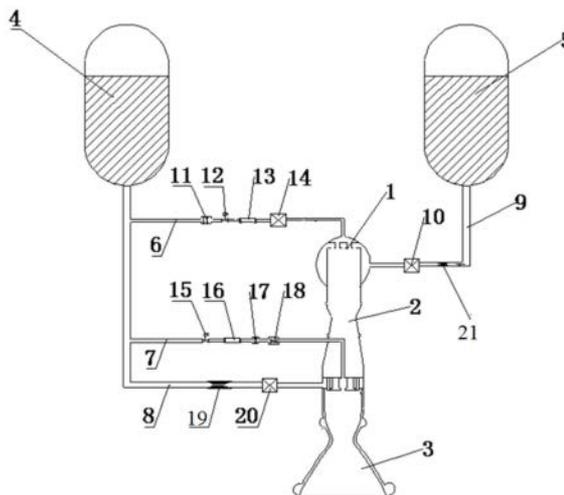
权利要求书2页 说明书6页 附图2页

## (54) 发明名称

一种富氧补燃发动机推力室直连热试系统及热试方法

## (57) 摘要

本发明提供一种富氧补燃发动机推力室直连热试系统及热试方法,以解决现有条件下大范围变工况富氧补燃发动机推力室无法单独考核的问题。热试系统包括用于向待考核推力室提供热试条件的燃气发生器、涡轮压比模拟装置、燃料供应单元以及氧化剂供应单元;燃气发生器通过涡轮压比模拟装置与待考核发动机推力室相连;燃料供给单元包括燃料贮箱以及三路燃料供应管路;三路燃料供应管路分别为发生器燃料路、推力室点火路和推力室燃料主路;氧化剂供应单元包括氧化剂贮箱以及发生器氧化剂供应路;氧化剂供应单元包括氧化剂贮箱以及发生器氧化剂供应路。



1. 一种富氧补燃发动机推力室直连热试系统,其特征在于;包括用于向待考核推力室(3)提供热试条件的燃气发生器(1)、涡轮压比模拟装置(2)、燃料供应单元以及氧化剂供应单元;

所述燃气发生器(1)通过涡轮压比模拟装置(2)与待考核推力室相连;

所述燃料供应单元包括燃料贮箱(4)以及三路燃料供应管路;所述三路燃料供应管路分别为发生器燃料路(6)、推力室点火路(7)和推力室燃料主路(8);

所述氧化剂供应单元包括氧化剂贮箱(5)以及发生器氧化剂供应路(9);

所述发生器燃料路(6)上沿供应方向依次设置有第一控制阀(12)、第一点火导管(13)、燃料阀(14)和第一吹除阀;

所述推力室点火路(7)上沿燃料供应方向依次设置有第二控制阀(15)、第二点火导管(16)以及单向阀(18);

所述推力室燃料主路(8)上沿燃料供应方向依次设置有燃料主阀(20)和第二吹除阀;

所述发生器氧化剂供应路(9)上沿氧化剂供应方向设置有氧阀(10);

所述发生器燃料路(6)上,燃料贮箱(4)与第一控制阀(12)之间设置有第一流量调节组件(11);

所述推力室点火路(7)上,第二点火导管(16)与所述单向阀(18)之间设置有第二流量调节组件(17);

所述推力室燃料主路(8)上,燃料贮箱(4)与燃料主阀(20)之间设置有第三流量调节组件(19);

所述发生器氧化剂供应路上,氧化剂贮箱(5)与氧阀(10)之间设置有第四流量调节组件(21);

所述涡轮压比模拟装置(2)包括依次连通的进气段(22)、收缩段(23)、喉部(24)、扩张段(25)和出口段(26);

所述进气段(22)、喉部(24)以及出口段(26)均为直流段;进气段(22)与燃气发生器(1)的燃气管连通,出口段(26)与待考核推力室(3)燃气入口导管连通;进气段(22)和出口段(26)的外侧均设置有安装座(27);

所述收缩段(23)流道截面的面积逐渐减小;

所述扩张段(25)流道截面的面积逐渐增大,且扩张段(25)的最小直径等于喉部(24)的直径,扩张段(25)最大直径等于出口段(26)的直径;

定义喉部的直径为 $d$ ,出口段的直径为 $c_1$ ,扩张段的扩张角为 $\alpha$ ;

其中, $c_1$ 的取值与待考核推力室燃气入口导管的入口直径相等;

$d$ 的取值由以下公式确定:

$$d = \sqrt{4q_m \cdot \sqrt{R_i T_i} / (\mu \pi \cdot p_i) / \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[ \left( \frac{p_e}{p_i} \right)^{2/k} - \left( \frac{p_e}{p_i} \right)^{(k+1)/k} \right]}}$$

其中, $q_m$ —燃气流量,kg/s;

$R_i$ —涡轮压比模拟装置燃气入口气体常数,J/(kg·K);

$T_i$ —涡轮压比模拟装置燃气入口温度, K;

$\mu$ —涡轮压比模拟装置流量系数, 取0.99;

$p_i$ —涡轮压比模拟装置入口压力, Pa;

$p_e$ —涡轮压比模拟装置出口压力, Pa;

$k$ —燃气比热比;

$\alpha$ 的取值由以下公式确定:

$$\zeta = \Delta p / (\rho v_0^2 / 2) = [20 (c_1 / d)^{0.66}] / (\text{tga})^{0.75} / \text{Re}$$

其中,  $\zeta$ —涡轮压比模拟装置流阻系数;

$\Delta p$ —入口压力和出口压力差, Pa;

$v_0$ —喉部流体的流速, m/s;

$\rho$ —介质密度, 气体通过  $\rho = p / RT$  计算得到,  $\text{kg/m}^3$ ;

$c_1$ —涡轮压比模拟装置出口段的直径, m;

$\text{Re}$ —燃气流动雷诺数。

2. 根据权利要求1所述的富氧补燃发动机推力室直连热试系统, 其特征在于:

所述第一流量调节组件(11)和第二流量调节组件(17)均为多级孔板;

所述第三流量调节组件(19)和第四流量调节组件(21)均为气蚀管;

所述第一吹除阀和第二吹除阀采用单向阀。

3. 根据权利要求2所述的富氧补燃发动机推力室直连热试系统, 其特征在于:

所述燃料为煤油; 所述氧化剂为液氧。

4. 采用权利要求1所述富氧补燃发动机推力室直连热试系统的热试方法, 其特征在于, 包括以下步骤:

1) 将组装好的富氧补燃发动机推力室直连热试系统安装在试验台上, 并将第一吹除阀和第二吹除阀与试验台的氮气源连接;

2) 打开第一吹除阀和第二吹除阀, 对系统进行吹除;

3) 打开氧化剂贮箱(5)将氧化剂充填至发生器氧化剂供应路的氧阀(10)前;

打开燃料贮箱(4)和第一控制阀(12), 将燃料分别充填至发生器燃料路(6)的燃料阀(14)前、推力室点火路(7)的第二控制阀(15)前、以及推力室燃料主路(8)的燃料主阀(20)前, 并将第一点火导管(13)中的点火剂挤压至燃料阀(14)前;

4) 依次打开所述氧阀(10)、燃料阀(14)、第二控制阀(15)以及燃料主阀(20), 使氧化剂、燃料以及发生器燃料路(6)的点火剂进入燃气发生器(1)中点火燃烧, 产生高温高压富氧燃气, 高温高压富氧燃气经涡轮压比模拟装置(2)减压后进入待考核推力室(3), 富氧燃气在推力室点火路(7)的点火剂作用下, 与推力室燃料主路(8)供应的燃料点火燃烧, 产生高温燃气, 经喷管喷出后产生推力;

5) 进入稳态后, 第一吹除阀和第二吹除阀的后端压力高于试验台氮气源的压力, 发生器燃料路(6)以及推力室燃料主路(8)吹除自动关闭;

6) 关闭系统全部阀门, 工况下降;

7) 当推力室和燃气发生器压力低于试验台氮气源的压力时, 第一吹除阀和第二吹除阀自动打开, 吹除燃料阀(14)和燃料主阀(20)的后腔道;

8) 待所述待考核推力室(3)回温后, 热试工作完成。

## 一种富氧补燃发动机推力室直连热试系统及热试方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于发动机热试技术领域,具体涉及一种富氧补燃发动机推力室直连热试系统及热试方法。

### 背景技术

[0002] 随着大范围变工况(1.6MPa~8MPa)富氧补燃发动机技术需求越来越迫切,对于该类发动机的考核装置也应紧跟步伐,为发动机的性能考核提供硬件支持。

[0003] 然而,针对大范围变工况富氧补燃发动机的推力室无法单独考核问题,目前通常采用整机热试车的方式(即就是将推力室连接至发动机上,通过涡轮泵组件对进入燃气发生器中的流体进行加压)来考核推力室,这种方式中涡轮泵组件结构复杂、成本较高、同时存在风险大、周期长等缺陷,如此以来,不利于技术进一步发展。

### 发明内容

[0004] 本发明提供一种富氧补燃发动机推力室直连热试系统及热试方法,以解决现有条件下大范围变工况富氧补燃发动机推力室无法单独考核的问题。

[0005] 为实现上述目的,本发明所提供的技术解决方案是:

[0006] 一种富氧补燃发动机推力室直连热试系统,其特殊之处在于:包括用于向待考核推力室提供热试条件的燃气发生器、涡轮压比模拟装置、燃料供应单元以及氧化剂供应单元;

[0007] 所述燃气发生器通过涡轮压比模拟装置与待考核发动机推力室相连;

[0008] 所述燃料供应单元包括燃料贮箱以及三路燃料供应管路;所述三路燃料供应管路分别为发生器燃料路、推力室点火路和推力室燃料主路;

[0009] 所述氧化剂供应单元包括氧化剂贮箱以及发生器氧化剂供应路;

[0010] 所述发生器燃料路上沿供应方向依次设置有第一控制阀、第一点火导管、燃料阀和第一吹除阀;

[0011] 所述推力室点火路上沿燃料供应方向依次设置有第二控制阀、第二点火导管以及单向阀(单向阀防止燃气回流);

[0012] 所述推力室燃料主路上沿燃料供应方向依次设置有燃料主阀和第二吹除阀;

[0013] 所述发生器氧化剂供应路上沿氧化剂供应方向设置有氧阀。

[0014] 第一点火导管和第二点火导管两端均设置膜片,管内充填有点火剂,压力较大时,可冲破膜片将点火剂挤出。热试考核系统使用时,将第一吹除阀和第二吹除阀均与试验台的氮气供应管路连接,承担热试考核系统的吹除工作。

[0015] 燃料、点火剂和氧化剂进入燃料发生器点火燃烧后产生高温高压富氧燃气,高温高压富氧燃气经涡轮压比模拟装置减压后进入推力室燃气喷嘴,在推力室点火路的点火剂作用下,与推力室燃料主路供应的燃料点火燃烧,产生高温燃气,经喷管喷出后产生推力。

[0016] 同时,本发明还提供了采用上述富氧补燃发动机推力室直连热试系统的热试方

法,其特殊之处在于,包括以下步骤:

[0017] 1) 将组装好的富氧补燃发动机推力室直连热试系统安装在试验台上,并将第一吹除阀和第二吹除阀与试验台的氮气源连接;

[0018] 2) 打开第一吹除阀和第二吹除阀,对系统进行吹除;

[0019] 3) 打开氧化剂贮箱将氧化剂充填至发生器氧化剂供应路的氧阀前;

[0020] 打开燃料贮箱和第一控制阀,将燃料分别充填至发生器燃料路的燃料阀前、推力室点火路的第二控制阀前、以及推力室燃料主路的燃料主阀前,并将第一点火导管中的点火剂挤压至燃料阀前;

[0021] 4) 依次打开所述氧阀、燃料阀、第二控制阀以及燃料主阀,使氧化剂、燃料以及发生器燃料路的点火剂进入燃气发生器中点火燃烧,产生高温高压富氧燃气,高温高压富氧燃气经涡轮压比模拟装置减压后进入待考核推力室,富氧燃气在推力室点火路的点火剂作用下,与推力室燃料主路供应的燃料点火燃烧,产生高温燃气,经喷管喷出后产生推力;

[0022] 5) 进入稳态后,第一吹除阀和第二吹除阀的后端压力高于试验台氮气源的压力,发生器燃料路以及推力室燃料主路吹除自动关闭;

[0023] 6) 关闭系统全部阀门,工况下降;

[0024] 7) 当推力室和燃气发生器压力低于试验台氮气源的压力时,第一吹除阀和第二吹除阀自动打开,吹除燃料阀和燃料主阀的后腔道;

[0025] 8) 待所述待考核推力室回温后,热试工作完成。

[0026] 进一步地,为了使该热试系统自身具有流量调节功能,所述发生器燃料路上,燃料贮箱与第一控制阀之间设置有第一流量调节组件;所述推力室点火路上,第二控制阀与第二点火导管之间设置有第二流量调节组件;所述推力室燃料主路上,燃料贮箱与燃料主阀之间设置有第三流量调节组件;所述发生器氧化剂供应路上,氧化剂贮箱与氧阀之间设置有第四流量调节组件。

[0027] 进一步地,所述涡轮压比模拟装置包括依次连通的进气段、收缩段、喉部、扩张段和出口段;所述进气段、喉部以及出口段均为直流段;进气段与燃气发生器的燃气管连通,出口段与待考核推力室燃气入口导管连通;收缩段和出口段的外侧均设置有安装座;所述收缩段流道截面的面积逐渐减小;所述扩张段流道截面的面积逐渐增大,且扩张段的最小直径等于喉部的直径,扩张段最大直径等于出口段的直径;定义喉部的直径为 $d$ ,出口段的直径为 $c_1$ ,扩张段的扩张角为 $\alpha$ ;

[0028] 其中, $c_1$ 的取值与待考核推力室燃气入口导管的入口直径相等;

[0029]  $d$ 的取值由以下公式确定:

$$[0030] \quad d = \sqrt{4q_m \cdot \sqrt{R_i T_i} / (\mu \pi \cdot p_i)} / \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[ \left( \frac{p_e}{p_i} \right)^{2/k} - \left( \frac{p_e}{p_i} \right)^{(k+1)/k} \right]}$$

[0031] 其中, $q_m$ —燃气流量,kg/s;

[0032]  $R_i$ —涡轮压比模拟装置燃气入口气体常数,J/(kg·K);

[0033]  $T_i$ —涡轮压比模拟装置燃气入口温度,K;

[0034]  $\mu$ —涡轮压比模拟装置流量系数,取0.99;

[0035]  $p_i$ —涡轮压比模拟装置入口压力,Pa;

[0036]  $p_e$ —涡轮压比模拟装置出口压力,Pa;

[0037]  $k$ —燃气比热比;

[0038]  $\alpha$ 的取值由以下公式确定:

[0039]  $\zeta = \Delta p / (\rho v_0^2 / 2) = [20 (c_1 / d)^{0.66}] / (\text{tga})^{0.75} / \text{Re}$

[0040] 其中, $\zeta$ —涡轮压比模拟装置流阻系数;

[0041]  $\Delta p$ —入口压力和出口压力差,Pa;

[0042]  $v_0$ —喉部流体的流速,m/s;

[0043]  $\rho$ —介质密度,气体通过 $\rho = p / RT$ 计算得到, $\text{kg/m}^3$ ;

[0044]  $c_1$ —涡轮压比模拟装置出口段的直径,m;

[0045]  $\text{Re}$ —燃气流动雷诺数。

[0046] 该涡轮压比模拟装置还可采用孔板或调节阀,但效果均没有上述结构的涡轮压比模拟装置好。

[0047] 进一步地,为了降低成本、更换方便、防止供应系统与燃烧组件发生参数耦合振荡、提高考核的可靠性,所述第一流量调节组件和第二流量调节组件均为多级孔板,可根据实际热试情况更换合适流量的孔板;为了防止起动过程中流量峰造成的点火压力冲击峰值,所述第三流量调节组件和第四流量调节组件均为气蚀管。

[0048] 进一步地,所述燃料为煤油;所述氧化剂为液氧。

[0049] 本发明的优点是:

[0050] 1. 本发明热试系统可单独对推力室进行性能考核,采用燃气发生器为待考核推力室提供高温高压富氧燃气,大大降低了对试验台的要求,使得在现有组合件挤压试验台上实现富氧补燃推力室考核成为可能。

[0051] 2. 在燃气发生器和待考核推力室之间设置涡轮压比模拟装置,该涡轮压比模拟装置兼具文氏管以及降低压力的作用,因此,既可以在起动时工作在超音速下起到限制流量峰值的目的,还可以在稳态时在亚音速下工作,使得发生器和推力室之间的压比保持在发动机设计状态下,一套模拟装置实现两套系统功能;同时起到降低燃气冲击、隔离两种燃烧装置直连热试时相互影响造成的参数振荡风险。

[0052] 3. 通过调节氧化剂贮箱、燃料贮箱的压力、采用不同喉部尺寸的流量调节组件,以及采用不同喉部尺寸的涡轮压比模拟装置,可以完成试验装置5:1(最大压力8MPa,最小压力1.6MPa)的变工况热试,使用这种方式进行变工况热试,数据精确、可靠性高。

[0053] 4. 发生器氧化剂供应路和推力室燃料主路均设置有气蚀管控制流量,防止起动过程中流量峰造成的点火压力冲击峰值,有效地提高了点火可靠性;发生器燃料路和推力室点火路均设置有多级孔板,能够防止供应系统与燃烧组件发生参数耦合振荡。

[0054] 5. 点火导管嵌入发生器燃料供应路以及推力室点火路,同时设置高压降孔板(两路流量小,不影响起动压力峰)实现流量控制,既可以实现点火剂流量高可靠供应,还可以实现在20%~100%变工况范围内挤破点火导管膜片。

[0055] 6. 采用本发明直连热试系统进行热试,考核成本低,且可靠性高。

## 附图说明

[0056] 图1为本发明热试系统的结构示意图;

[0057] 图2为本发明中涡轮压比模拟装置的结构示意图；

[0058] 附图标记如下：

[0059] 1-燃气发生器,2-涡轮压比模拟装置,3-待考核推力室,4-燃料贮箱,5-氧化剂贮箱,6-发生器燃料路,7-推力室点火路,8-推力室燃料主路,9-发生器氧化剂供应路,10-氧阀,11-第一流量调节组件,12-第一控制阀,13-第一点火导管,14-燃料阀,15-第二控制阀,16-第二点火导管,17-第二流量调节组件,18-单向阀,19-第三流量调节组件,20-燃料主阀,21-第四流量调节组件,22-进气段,23-收缩段,24-喉部,25-扩张段,26-出口段;27-安装座。

### 具体实施方式

[0060] 以下结合附图和具体实施例对本发明的内容作进一步的详细描述：

[0061] 如图1所示,一种富氧补燃发动机推力室直连热试系统,包括用于向待考核推力室3提供热试条件的燃气发生器1、涡轮压比模拟装置2、燃料供应单元以及氧化剂供应单元；其中,燃料供应单元供应煤油,氧化剂供应单元供应液氧。

[0062] 燃气发生器1通过涡轮压比模拟装置2与待考核发动机推力室相连。如图2所示,该涡轮压比模拟装置2包括依次连通的进气段22、收缩段23、喉部24、扩张段25和出口段26；所述进气段22、喉部24以及出口段26均为直流段；进气段22与燃气发生器1的燃气管连通,出口段26与待考核推力室3燃气入口导管连通,收缩段和出口段的外侧均设置有安装座；收缩段流道截面的面积逐渐减小,即收缩段23流道截面的面积由靠近进气段22的一端向靠近喉部24的一端逐渐减小；所述扩张段流道截面的面积逐渐增大,即所述扩张段25流道截面的面积由靠近喉部24的一端向靠近出口段26的一端逐渐增大,且扩张段的最小直径等于喉部的直径,扩张段最大直径等于出口段的直径；所述出口段26的直径小于进气段22的直径；出口段26的长度小于进气段的长度；

[0063] 定义喉部的直径为 $d$ ,出口段的直径为 $c_1$ ,扩张段的扩张角为 $\alpha$ ；按照以下步骤设计涡轮压比模拟装置：

[0064] S1. 确定涡轮压比模拟装置的基本模型；

[0065] S2. 根据待考核推力室燃气入口导管入口直径确定出口端直径 $c_1$ , $c_1$ 的取值与待考核推力室燃气入口导管的入口直径相等；

[0066] S3. 为模拟富氧补燃循环发动机涡轮压比,其流动状态为亚临界状态,采用如下公式计算喉部直径 $d$ ；

$$[0067] \quad d = \sqrt{4q_m \cdot \sqrt{R_i T_i} / (\mu \pi \cdot p_i)} / \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[ \left( \frac{p_e}{p_i} \right)^{2/k} - \left( \frac{p_e}{p_i} \right)^{(k+1)/k} \right]}$$

[0068] 其中, $q_m$ —燃气流量,kg/s；

[0069]  $R_i$ —涡轮压比模拟装置燃气入口气体常数,J/(kg·K)；

[0070]  $T_i$ —涡轮压比模拟装置燃气入口温度,K；

[0071]  $\mu$ —涡轮压比模拟装置流量系数,取0.99；

[0072]  $p_i$ —涡轮压比模拟装置入口压力,Pa；

[0073]  $p_e$ —涡轮压比模拟装置出口压力,Pa；

[0074]  $k$ —燃气比热比；

[0075] S4. 根据热试考核要求压差,通过如下公式计算扩张段的扩张角 $\alpha$ ,

$$[0076] \zeta = \Delta p / (\rho v_0^2 / 2) = [20 (c_1 / d)^{0.66}] / (\operatorname{tg} \alpha)^{0.75} / \operatorname{Re}$$

[0077] 其中, $\zeta$ —涡轮压比模拟装置流阻系数；

[0078]  $\Delta p$ —入口压力和出口压力差,Pa；

[0079]  $v_0$ —喉部流体的流速,m/s；

[0080]  $\rho$ —介质密度,气体通过 $\rho = p / RT$ 计算得到, $\text{kg}/\text{m}^3$ ；

[0081]  $c_1$ —涡轮压比模拟装置出口段的直径,m；

[0082]  $\operatorname{Re}$ —燃气流动雷诺数。

[0083] S5. 根据S1-S4的结果,即可设计出满足热试要求的涡轮压比模拟装置。

[0084] 可根据不同热试的考核要求,设计多种型号的涡轮压比模拟装置,该装置在功能功能上兼具文氏管及降压作用。

[0085] 燃料供给单元包括燃料贮箱4以及三路燃料供应管路；三路燃料供应管路分别为发生器燃料路6、推力室点火路7和推力室燃料主路8；

[0086] 氧化剂供应单元包括氧化剂贮箱5以及发生器氧化剂供应路；

[0087] 发生器燃料路6上沿供应方向依次设置有第一调节组件、第一控制阀12、第一点火导管13、燃料阀14以及第一吹除阀(图中未示出)；

[0088] 推力室点火路7上沿燃料供应方向依次设置有第二控制阀15、第二点火导管16、第二调节组件以及单向阀18；

[0089] 推力室燃料主路8上沿燃料供应方向依次设置有第三流量调节组件19、燃料主阀20及第二吹除阀(图中未示出)；

[0090] 发生器氧化剂供应路上沿氧化剂供应方向依次设置有第四流量调节组件21和氧阀10。

[0091] 其中,第一吹除阀和第二吹除阀均使用单向阀,第一流量调节组件11和第二流量调节组件17均为多级孔板；第三流量调节组件19和第四流量调节组件21均为气蚀管。

[0092] 燃料、点火剂和氧化剂进入燃料发生器点火燃烧后产生高温高压富氧燃气,所述高温高压富氧燃气经涡轮压比模拟装置2减压后进入推力室燃气喷嘴,在推力室点火路7的点火剂作用下,与推力室燃料主路8供应的燃料点火燃烧,产生高温燃气,经喷管喷出后产生推力。

[0093] 将上述热试系统置于试验台上,采用上述富氧补燃发动机推力室直连热试系统进行热试的方法,包括以下步骤:

[0094] 1) 将组装好的富氧补燃发动机推力室直连热试系统安装在试验台上,并将第一吹除阀和第二吹除阀与试验台的氮气源连接；

[0095] 2) 打开第一吹除阀和第二吹除阀,对系统进行吹除,吹除物通过燃气发生器内腔和推力室内腔吹出；

[0096] 3) 打开氧化剂贮箱将氧化剂充填至发生器氧化剂供应路的氧阀前；

[0097] 打开燃料贮箱和第一控制阀,将燃料分别充填至发生器燃料路的燃料阀前、推力室点火路的第二控制阀前、以及推力室燃料主路的燃料主阀前,并将第一点火导管中的点火剂挤压至燃料阀前；

[0098] 4) 依次打开所述氧阀、燃料阀、第二控制阀以及燃料主阀,使氧化剂、燃料以及发生器燃料路的点火剂进入燃气发生器中点火燃烧,产生高温高压富氧燃气,高温高压富氧燃气经涡轮压比模拟装置减压后进入待考核推力室,富氧燃气在推力室点火路的点火剂作用下,与推力室燃料主路供应的燃料点火燃烧,产生高温燃气,经喷管喷出后产生推力;

[0099] 在进行步骤3)和步骤4)时可不用去关闭吹除阀,因为此时管内压力略高于氮气源压力,氮气不会进入,吹除阀此阶段相当于关闭,不会进行吹除工作。

[0100] 5) 进入稳态后,第一吹除阀和第二吹除阀的后端压力高于试验台氮气源的压力,发生器燃料路以及推力室燃料主路吹除自动关闭;

[0101] 6) 关闭系统全部阀门,工况下降;

[0102] 7) 当推力室和燃气发生器压力低于试验台氮气源的压力时,第一吹除阀和第二吹除阀自动打开,吹除燃料阀和燃料主阀的后腔道;

[0103] 8) 待所述待考核推力室回温后,热试工作完成。

[0104] 以上所述,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公开的技术范围内,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。

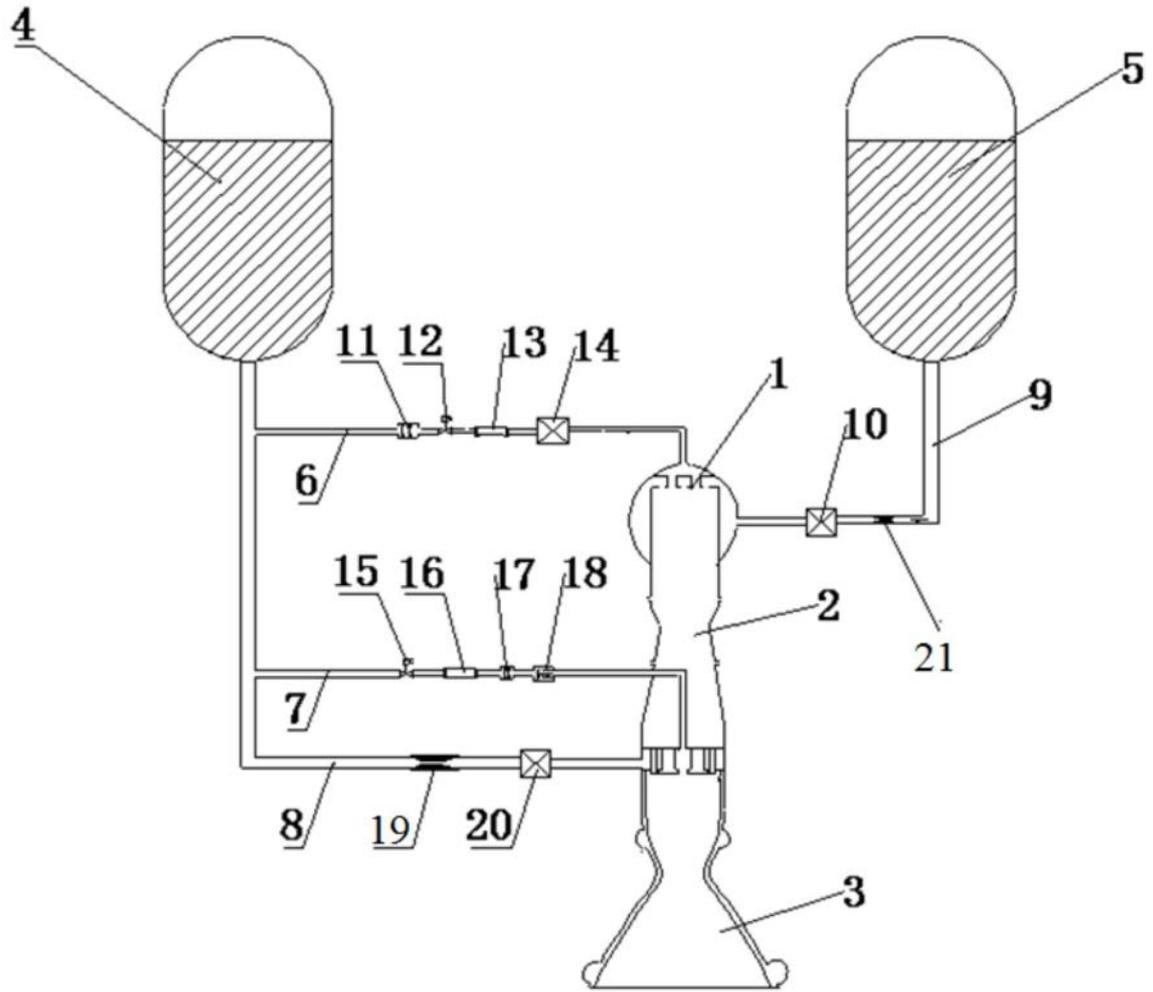


图1

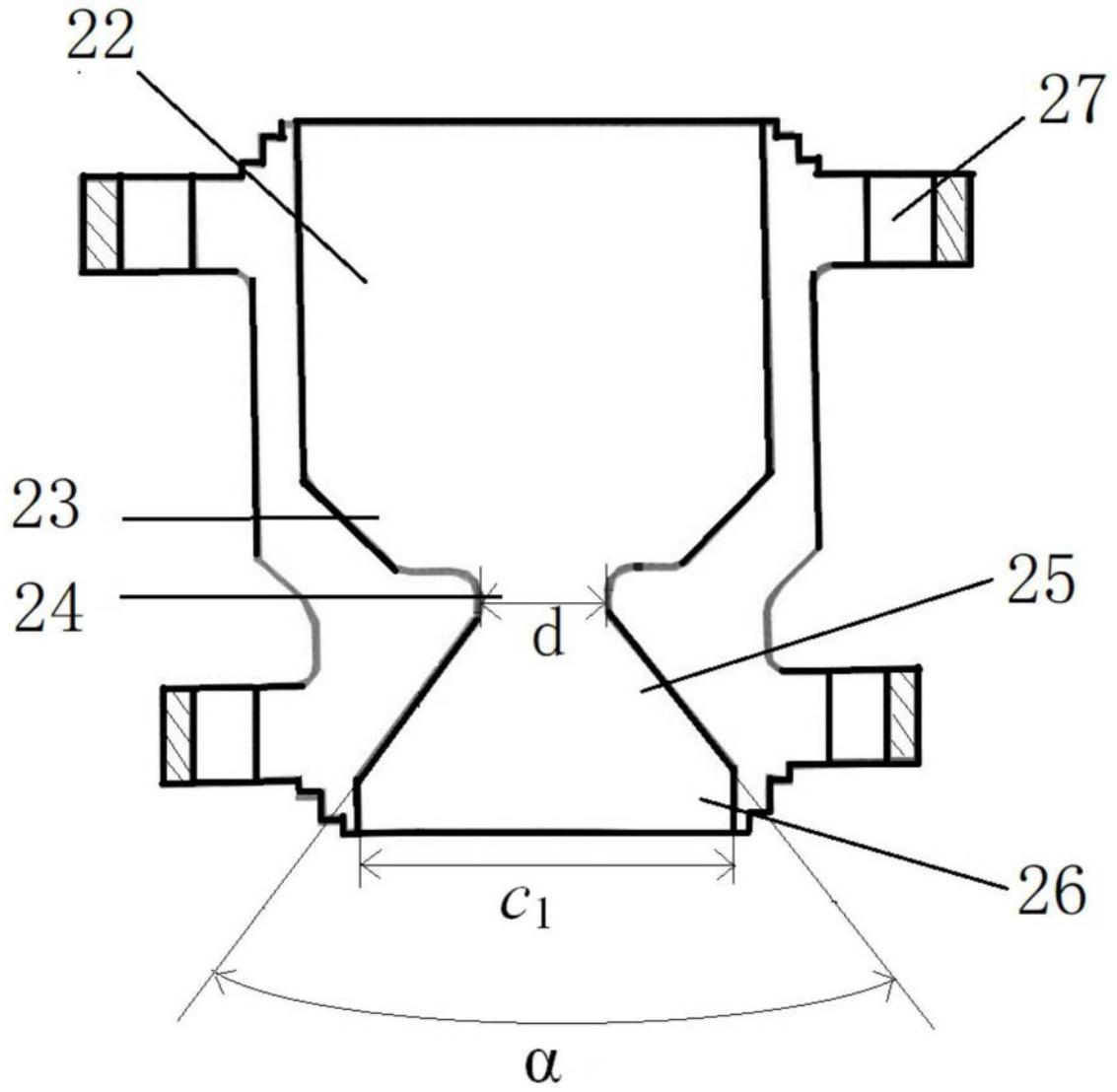


图2