

多喷嘴构型的轴对称氢氧加热器 设计与仿真

李 轩, 徐 旭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了使氢氧燃烧加热器满足自由射流试验台工作需要并获得均匀的出口气流参数,采用同轴剪切式 7 个喷嘴轴对称构型喷注器,利用 CFD 仿真软件对其进行了三维反应流场计算,燃烧模型采用氢氧单步反应模型,获得了设计工况下的参数。计算结果表明:燃烧效率随着中心喷嘴与外围喷嘴距离 L 与喷注面板半径 R 之比(L/R)的增大先上升后下降;喷注面板的温度随着 L/R 的增大而降低,最终维持在 600K 左右;加热器出口的氧气摩尔分数以及总温的均匀性基本不随着 L/R 变化而变化;出口主流区的马赫数在 6 左右满足设计要求。在各个喷嘴的影响区域大致相等时,加热器综合性能良好。氢氧速度比越大,完全燃烧所需区域越短,喷注面板温度越高。与单喷嘴、19 个喷嘴的加热器比较发现 7 个喷嘴的构型较为合理。

关 键 词: 自由射流; 轴对称; 均匀性; 速度比; 喷注面板

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Design and numerical simulation of oxygen-hydrogen axisymmetric heater with multi-injector

LI Xuan, XU Xu

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to meet the working requirement and achieve the uniform parameters of hydrogen-oxygen heater outlet in free jet test stand, the heater was designed into axisymmetric structure, seven injectors with coaxial shear type for injection were adopted. The three-dimensional flow field was calculated by using the CFD simulation software with the hydrogen-oxygen single step reaction model and the parameters under design conditions were obtained. The results demonstrate that: with the increasing ratio of the center nozzle and the periphery nozzle distance L to the injection panel radius R (L/R), the combustion efficiency first increases and then decreases; the injection panel temperature decreases with the growth of L/R , ultimately reaches around 600 K; the uniformity of oxygen substance concentration and total temperature in heater outlet remains unchanged with L/R approximately; the Mach number in the outlet mainstream is around 6, which can satisfy the working requirement. The good comprehensive performance can be achieved when the influence area of each injector is approximately equal. The velocity ratio of hydrogen to oxygen gets higher, the area completing combustion will be shorter, and the injection panel temperature increases. Compared with the single-injector heater and nineteen-injectors heater, seven-injectors heater is reasonable.

Key words: free jet; axisymmetric; uniformity; velocity ratio; injection panel

为了能在地面进行超燃冲压发动机的高空模拟试验,必须建造地面试验系统来模拟其实际飞行时的总温、总压、马赫数和空气中氧气组分等飞行参数.其中加热器的工作状态良好与否直接关系到能否充分模拟超燃冲压发动机的工作状态,因而加热方式成为超燃冲压发动机地面模拟试验的关键和基础.^[1-7]在现有的超燃冲压发动机试验系统中,空气加热器是其关键设备之一.国内外常用的空气加热方式有蓄热式加热、电弧加热、电阻加热、燃烧加热和激波加热等.不同加热方式有各自的优缺点,其中燃烧加热是应用最为广泛的方式.

为了满足试验气流的高焓要求,采用烧氢补氧加热器.^[8-14]氢气和空气的预混气体首先进入加热器.该加热器喷注面板中央有一个氢氧点火器,该点火器进行工作会形成一个引导火焰.环绕在点火器周围的氢氧喷嘴喷出的主流氧气和氢气被该引导火焰点燃后在加热器内燃烧.该结构可提高加入空气的总温.在燃烧中消耗掉的氧气再被另外补充进去用以保证正常空气中应有的氧含量.温度的高低可由加入气体的流量来进行控制.

超声速喷管的作用是把加热器加热后的空气加速到设计马赫数,并以自由射流的形式提供给超燃冲压发动机实验模型.

本文研究了喷嘴排布,氢氧速度比^[15]和喷嘴个数对加热器燃烧性能的影响;加热器流场性能参数(总温、马赫数和气体组分等)在出口平面的均匀度以及是否达到设计状态等.

1 加热器模型

自由射流加热器不但可以对进气道进行验证设计,还可以验证进气道和燃烧室的组合性能以及相互干扰和动态特性.

由于该加热器结构比较简单,头部无冷却结构.当加热器长时间工作时,仅需考虑头部的热防护性能.

自由射流台加热器的流场品质十分重要,因此要保证燃料在较短的距离和时间内完全燃烧.在进行加热器结构设计时需要充分考虑燃料的掺混和燃烧特性.一般而言燃烧距离越短,燃气掺混越充分,越有利于流场品质的提升.合理的喷注结构应使得加热器的燃烧效率较高,燃烧稳定均匀.

氢/氧燃烧为气-气燃烧^[16],气-气燃烧过程无雾化和蒸发,燃烧过程简化,一般情况下掺混即燃烧,故燃烧可能在喷注面板附近进行,由于高温燃气的回流使得喷注面板热防护问题比较突出,必

须通过合理的结构设计保证面板的热环境要求.

空气在燃烧室加热变成高温燃气,通过拉瓦尔喷管加速到实验所需要的马赫数.

本文设计的加热器用于模拟飞行马赫数为6时,超燃冲压发动机燃烧室入口的气流参数.本加热器模拟的工况:飞行高度为30 km,飞行马赫数为6,总温为1900 K,提供的空气流量为4 kg/s.具体设计参数如表1所示.

表1 轴对称加热器设计参数

Table 1 Design parameters of axisymmetric heater

参数	数值
设计总温/K	1900
燃烧压力/MPa	2.0
总流量/(kg/s)	4.0
空气流量/(kg/s)	3.05
氢气流量/(kg/s)	0.073
补氧流量/(kg/s)	0.886

本文研究的加热器为自由射流台用烧氢补氧型加热器.加热器为旋转体结构,其对称面如图1所示;加热器入口为圆形(半径为80 mm),燃烧室圆柱段长度为560 mm,喷管喉径为25.9 mm,出口半径为266.9 mm的圆形,总长为1212 mm.该加热器采用同轴剪切式多孔喷注构型,可使推进剂在燃烧室空间分布更均匀,有利于氧气和空气的快速掺混和燃烧.因加热器燃烧室和喷管都采用轴对称结构,故喷注器的喷注单元采用同心圆排布方式,喷注器面板上共布置7个喷注单元.其中圆心位置为点火器喷注单元,其余6个喷注单元均匀排布在同心圆上,喷注构型如图2所示.

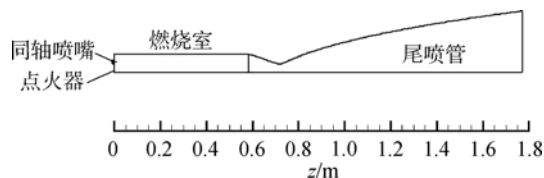


图1 1/6 加热器结构图

Fig. 1 Scheme of 1/6 heater structure

喷注单元采用同轴剪切式喷注构型,其中间喷嘴为氢气喷嘴,环形喷嘴为氧气喷嘴,该构型具有结构简单,可靠性高,火焰维持特性好和热防护性能好等特点.采用多个喷注单元将燃料和氧化剂均匀分布在喷注面板上,可以使燃烧区域充满整个燃烧室,从而提高加热器出口气流品质.

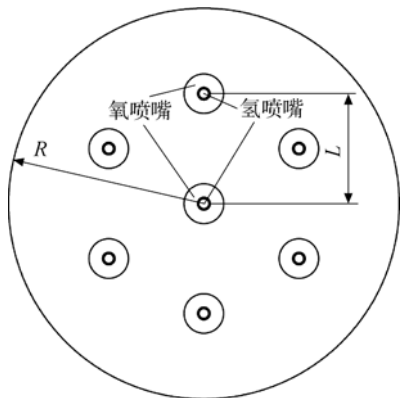


图2 加热器喷注面板图

Fig. 2 Heater injection panel contour

加热器出口气流的设计参数总温为 1900 K, 出口马赫数为 6, 要求加热器出口流场尽量均匀. 为了使加热器内部燃烧更加均匀充分提高出口气流品质, 设计了中心喷嘴和外围喷嘴为不同距离的喷注器, 该距离与喷注面板的半径比分别为 $L/R = 0.56, 0.60, 0.65, 0.69, 0.74, 0.78$ (图 2); 氢气喷嘴的壁厚为 0.6 mm. 本文研究了如何合理布置同轴喷嘴的位置, 既可以有效地保护面板, 使面板温度不致过高, 又可以获得理想的出口气流品质.

2 数值方法及研究内容

2.1 数值方法

本文采用 Fluent 计算软件对加热器的燃烧流动过程进行了数值模拟. 求解器选用基于压力的稳态三维求解器, 采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型, 标准壁面函数, 组分传输选用输运模型, 化学反应模型为氢/氧单步反应模型, 湍流化学反应采用有限速率/涡耗散模型^[17].

2.2 网格及边界条件

因该加热器为轴对称结构, 故计算区域只取模型的 1/6 即可 (图 1), 设置两个中心截面为周期性边界. 加热器的喷注面板和喷嘴处的网格如图 3 所示. 该网格在垂直于喷注面板的方向以及喷嘴附近进行加密, 最底层网格依据湍流模型和壁面函数的要求进行选择. 根据加热器设计工况设定边界条件, 富氧空气入口流量为 0.656 kg/s, 温度为 300 K, 因为补充了氧气, 富氧空气中氧气的质量分数为 0.403; 氢气入口流量为 0.01267 kg/s, 总温为 300 K; 喷管出口设为压力出口, 设计马赫数为 6, 壁面采用无滑移绝热壁面.

2.3 研究内容

加热器喷注面板上有沿圆周均布的同轴剪切

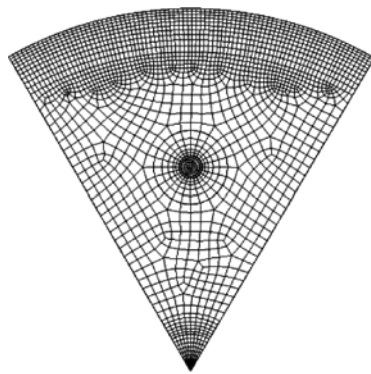


图3 喷注面板处的网格

Fig. 3 Mesh of injection panel

喷嘴, 为了使加热器能更好的工作并尽可能的为发动机入口提供真实的模拟流场, 因此对喷注面板上的喷嘴排布进行了研究. 根据气体直流喷嘴的质量流量公式^[12]

$$q_m = \mu K p^* \frac{A_t}{\sqrt{T^*}} q(\lambda) = \mu \rho_{in} A_t \cdot \sqrt{\frac{2r}{r-1} RT_{in} \left[\left(\frac{p_c}{p_c + \Delta p} \right)^{\frac{2}{r}} - \left(\frac{p_c}{p_c + \Delta p} \right)^{\frac{r+1}{r}} \right]} \quad (1)$$

可知该加热器在模拟工况下, 质量流量不变; 不改变燃烧室的压力即喷嘴的背压, 通过改变喷嘴的喷注总压意味着改变了喷嘴的压降, 进而改变喷嘴出口的气体速度. 氢喷嘴压降 (Δp_{H_2}) 与氧喷嘴压降 (Δp_{O_2}) 直接决定氢喷嘴、氧喷嘴的面积, 若氢喷嘴压降和氧喷嘴压降为一定值, 则氢喷嘴和氧喷嘴的面积就是定值. 研究了喷注面板上的喷嘴分布对燃烧和喷管出口相关参数的影响; 固定氧喷嘴压降, 改变氢喷嘴压降, 研究了氢/氧速度比 (R_v) 对喷管出口均匀度影响. 不同模拟工况的具体参数见表 2.

表2 喷嘴分布与速度比

Table 2 Distribution of injectors and velocity ratio

序号	L/R	$\Delta p_{H_2} / \%$	$\Delta p_{O_2} / \%$	R_v
Case 1	0.56	20	20	4
Case 2	0.6	20	20	4
Case 3	0.65	20	20	4
Case 4	0.69	20	20	4
Case 5a	0.74	5	20	2
Case 5	0.74	20	20	4
Case 5b	0.74	45	20	6
Case 6	0.78	20	20	4

3 结果及讨论

3.1 喷嘴分布的影响

为了使加热器可以长时间的工作,因此喷注面板上的温度应尽可能的低,与此同时还要保证加热器出口的流场分布比较均匀.设计了6种喷注面板构型,如上所述.

中心喷嘴与外围喷嘴均为内氢外氧式喷嘴,其结构尺寸亦相同,均为内径为 $\phi 4.1$ mm 的氢喷嘴,喷嘴壁厚为 0.6 mm,空气喷嘴内径为 $\phi 5.3$ mm,外径为 $\phi 16.3$ mm.

3.1.1 喷嘴分布对燃烧室的影响

图4表明喷注面板温度基本为对称分布,喷注面板温度随着 L/R 的增大,加热器喷注面板的温度先逐渐降低,然后逐渐稳定在温度值 600 K 左右,在 case 1 中,喷注面板温度最高可达 1237 K. 由加热器对称面流线图(图5)可以发现:在 case 1 中,两喷嘴之间没有涡流区,在外围喷嘴外有一个比较大的涡流;在 case 2, case 3 中,中心喷嘴和外围喷嘴之间以及外围喷嘴之外各有一个涡流;在 case 4, case 5, case 6 时,在中心喷嘴和外围喷嘴之间有一个涡流,外围喷嘴的涡流消失不见.这是由于加热器头部的喷嘴喷出高速氢气和高速氧气起到引射作用,中心喷嘴和外围喷嘴距离较近时,中心喷嘴的外围喷嘴之间的区域因引射作用被卷吸的气体少,因而不会产生涡流;随着它们之间距离的增大,该区域因引射作用被卷吸的气体形成涡流.同理适用于外围喷嘴.与此同时喷嘴喷出气体随着轴向距离的增加速度逐渐降低,速度低的气流因引射作用被卷吸到速度高的

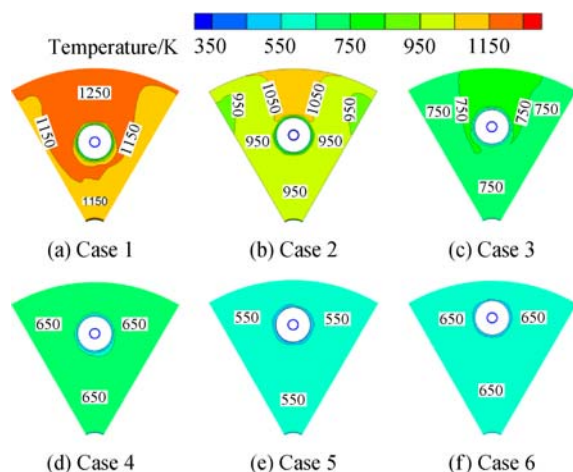


图4 加热器喷注面板温度云图

Fig. 4 Temperature contour of heater injection panel

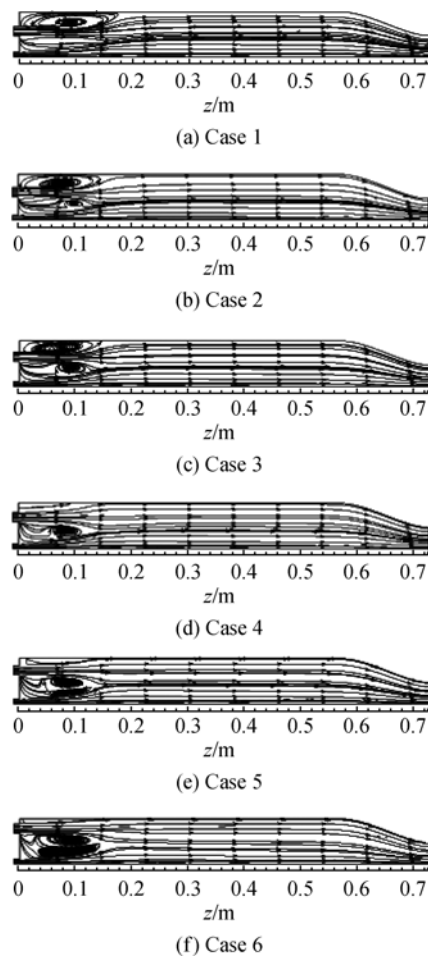


图5 加热器对称面流线轨迹图

Fig. 5 Symmetric plane streamline trajectory of heater

气体附近,进而形成卷向喷注面板的涡流.外围喷嘴与加热器壁面之间涡流为向着喷注面板的方向旋转,随着 L/R 的增大,沿轴向的作用范围从 case 1 的 0.18 m 减小到 case 3 的 0.13 m,在 case 4 到 case 6 中几乎没有,则卷吸的高温燃气随着涡流作用范围减小而减少,进而燃气回流减少;中心喷嘴与外围喷嘴之间涡流形成两个稳定的远离喷注面板的涡流,沿轴向的作用范围在 case 1 和 case 2 中的几乎没有,从 case 3 的 0.06 m 增长到 case 6 的 0.11 m,则更多的高温燃气远离喷注面板.因此加热器对称面流线的总体趋势是随着中心喷嘴与外围喷嘴距离的增加,外围喷嘴外的涡流逐渐减小直至消失;两喷嘴之间的涡流由无到有,逐渐增强.两者共同作用使得高温燃气难以回流到喷注面板附近,进而使喷注面板温度降低.如图6所示.

通过加热器中燃烧产物水的分布情况(图7)来分析加热器的掺混燃烧性能效果发现:在氢气和富氧空气的剪切层内生成水,水沿着轴向逐渐

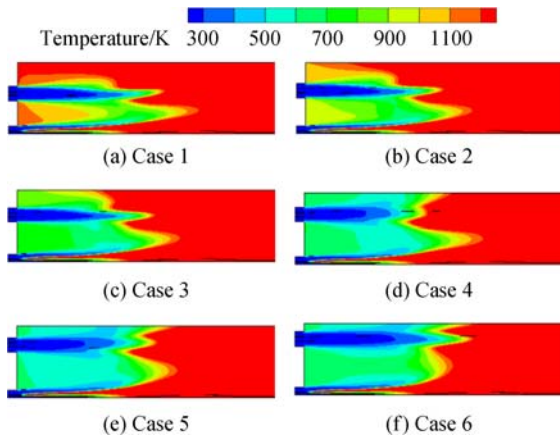
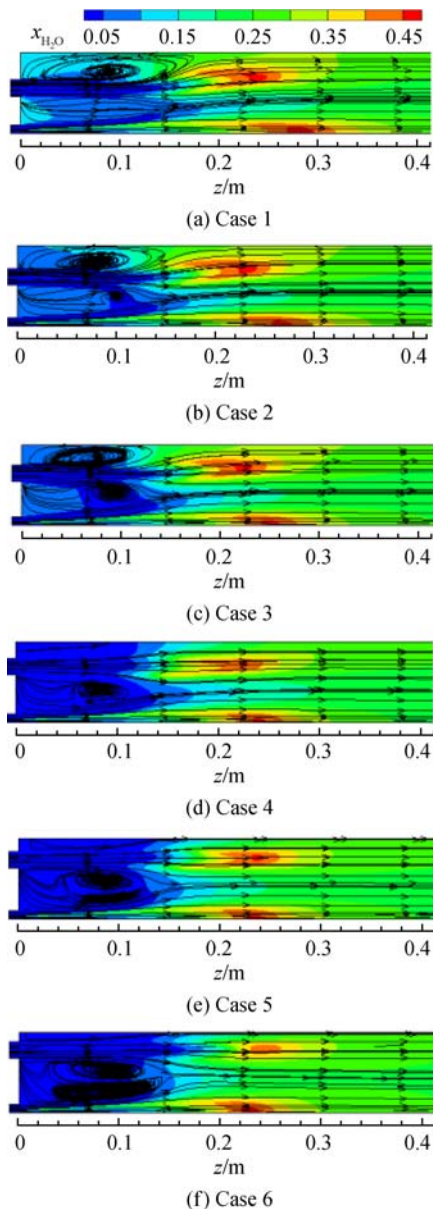


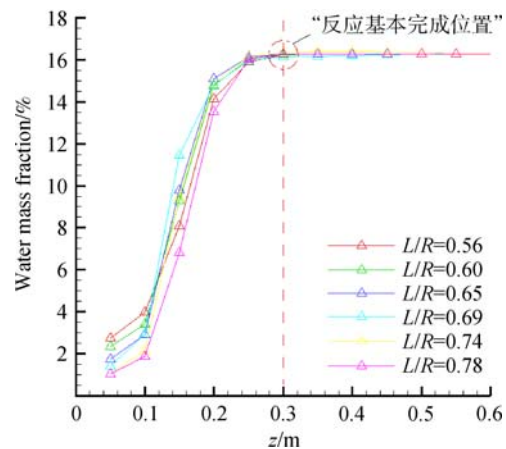
图6 加热器头部的对称面温度分布

Fig. 6 Symmetric plane temperature of the heater head

图7 不同 L/R 下,加热器对称面上水的分布Fig. 7 Distribution of water of heater symmetric plane at different L/R

增加并向四周扩散. 在沿轴向 0.3 m 的范围内, 反应基本完成, 沿轴向 0.3 m 以后的范围内, 水的分布比较均匀. 这是由于喷注面板上排布的 7 个同轴剪切式喷嘴喷出的氢气和富氧空气会在加热器中产生 7 处剪切层且在空间分布均匀, 使得掺混燃烧区域充满整个加热器. 这样的喷嘴分布既可以使得燃气燃烧过程加速, 在较短的距离内完成, 又可以使燃气得到充分的掺混. 在 $0.3\sim 1.771\text{ m}$ (喷管出口) 这样长的距离内, 燃气可以得到充分的掺混, 进而使加热器出口流场均匀性得到保证.

根据图 8 发现不同 L/R 下的加热器燃烧反应速率不尽相同. 在加热器轴向位置 0.1 m 之前, 燃烧产物水的质量分数随着 L/R 的增大逐渐降低, 说明在 0.1 m 之前加热器的燃烧情况随着 L/R 的增大逐渐变差; 在 $0.1\sim 0.3\text{ m}$ (反应基本完成位置) 之间, 加热器的燃烧情况随着 L/R 的增大先逐渐变好然后逐渐变差; 在 0.3 m 左右, 反应均基本完成, 最终加热器出口的燃烧情况几乎一致.

图8 不同 L/R 下,沿加热器轴向的水的质量分数
Fig. 8 Water mass fraction along the heater axis at different L/R

3.1.2 喷嘴分布对加热器出口的影响

剔除加热器出口的附面层, 主流区的流场品质直接决定自由射流试验台加热器的工作状态, 因此对加热器出口的主流区需要进行密切关注. 加热器出口的主流区在此处所取的范围为半径为 250 mm 的圆形区域, 在这个区域内可以排除附面层的影响. 根据加热器出口流场的分布云图 (图 9) 可以发现: 加热器出口总温和设计值比较贴合, 分布较均匀. 只有在加热器出口的附面层处总温比较低, 大约 1700 K 左右; 在出口的主流区内, 总

温都在 1900 K 以上。

根据不均匀度 S_x 的定义^[9]有

$$S_x = x_0^{-1} \sqrt{\frac{\sum_{n=1}^n (x - x_0)^2}{n-1}} \times 100\% \quad (2)$$

其中 x 为出口截面上一个网格内的参数, x_0 为出口截面所有网格内参数的平均值。这样可以考虑所有网格的参数,全面反映出口流场的均匀程度。

加热器出口主流区中总温的最大值和最小值,平均值以及总温不均匀度如表 3 所示,其中 $T_{\max}$ 为主流区总温最大值, $T_{\min}$ 为主流区总温最小值, T_{aver} 为主流区总温面积加权平均值, S_{T_t} 为总温不均匀度。可以发现加热器出口主流区的总温基本能够满足设计要求,在主流区分布比较均匀。

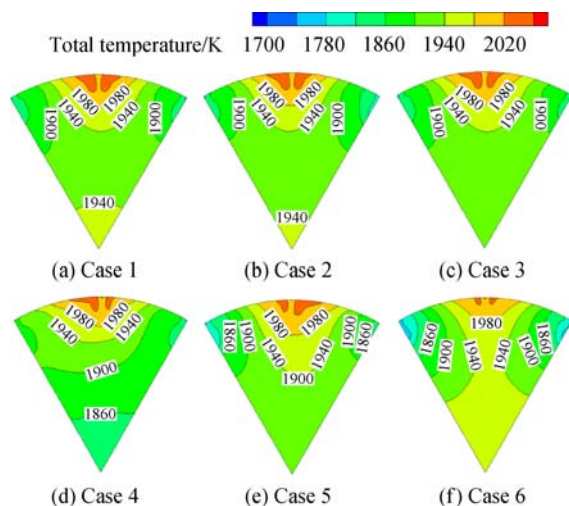


图 9 加热器出口主流区的总温分布

Fig. 9 Distribution of total temperature in heater outlet

表 3 加热器出口总温的参数

Table 3 Parameters of total temperature in heater outlet

序号	$T_{\max}/\text{K}$	$T_{\min}/\text{K}$	T_{aver}/K	$S_{T_t}/\%$
Case 1	2054.7	1805.5	1928.8	2.4
Case 2	2054.3	1787.9	1929.4	2.4
Case 3	2054.0	1807.4	1927.1	2.3
Case 4	2055.3	1835.5	1938.9	2.1
Case 5	2053.6	1772.8	1930.2	2.6
Case 6	2032.9	1752.7	1927.7	3.0

加热器出口主流区的氧气摩尔分数分布云图如图 10 所示,该处氧气摩尔分数的最大值和最小值,平均值以及不均匀度如表 4 所示,其中 $x_{\text{O}_2\max}$

为主流区氧气摩尔分数最大值, $x_{\text{O}_2\min}$ 为主流区氧气摩尔分数最小值, $x_{\text{O}_2\text{aver}}$ 为主流区氧气摩尔分数面积加权平均值, S_{O_2} 为氧气摩尔分数不均匀度。在加热器出口主流区的氧气摩尔分数分布比较均匀,在主流区靠上的中心位置氧气的摩尔分数较低。

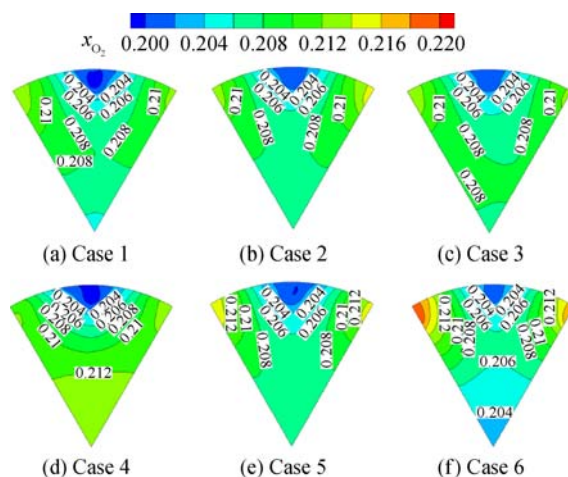


图 10 加热器出口主流区氧气的摩尔分数的分布

Fig. 10 Distribution of oxygen mole fraction in heater outlet

表 4 加热器出口的氧气摩尔分数的参数

Table 4 Parameters of oxygen mole fraction in heater outlet

序号	$x_{\text{O}_2\max}$	$x_{\text{O}_2\min}$	$x_{\text{O}_2\text{aver}}$	$S_{\text{O}_2}/\%$
Case 1	0.2138	0.1996	0.2075	1.5
Case 2	0.2141	0.2000	0.2076	1.5
Case 3	0.2136	0.2003	0.2076	1.4
Case 4	0.2134	0.1990	0.2072	1.9
Case 5	0.2156	0.2000	0.2076	1.7
Case 6	0.2192	0.2011	0.2075	2.0

加热器出口的主流区马赫数基本在 6 左右,满足设计要求,如图 11,在主流区中的马赫值分布较为均匀,因此加热器出口模拟的来流速度可以为发动机入口提供需要的入口马赫数。

3.1.3 喷嘴分布的原则

根据上述的结论研究发现:加热器喷注面板上的喷嘴排布应当尽量均匀,喷嘴之间的间距应尽量保持一致,进而使各个阴影中的影响区域与各自阴影中所包含的喷嘴个数的比值为定值。这样可以使得每个喷嘴影响的区域相等,此时加热器的综合性能较好。按照这样的思想来排布喷嘴

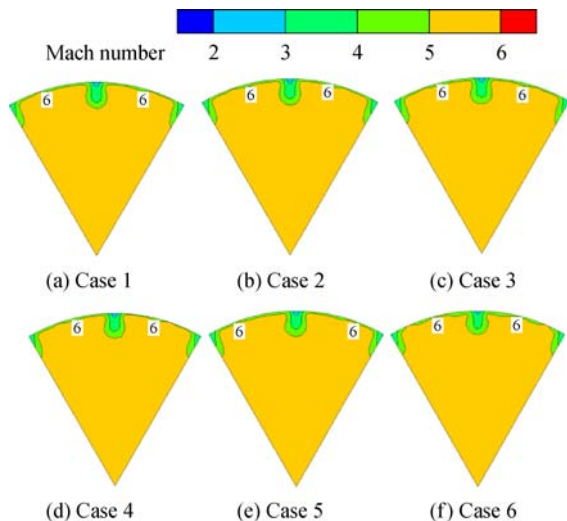


图 11 加热器出口主流区马赫数分布

Fig. 11 Distribution of Mach number in heater outlet

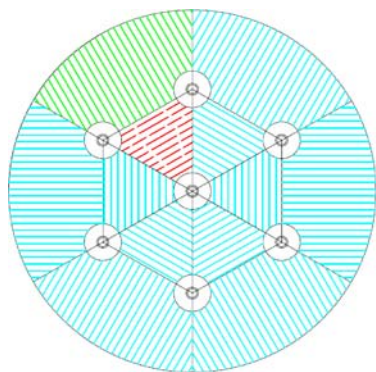


图 12 喷注面板上的喷嘴影响区域

Fig. 12 Influence area of injector in the heater injection panel

有:对于 7 个喷嘴的排布,如图 12 所示,其中红色阴影区域中包含的喷嘴个数等效为为 $1/2$ 个,绿色阴影区域包含的喷嘴个数等效为为 $2/3$ 个,根据各个喷嘴的影响区域大致相等的设计原则,阴影区域的面积与包含的个数比值为定值得

$$\frac{\frac{\sqrt{3}}{4}L^2}{\frac{\pi R^2}{6}} = \frac{3}{7} \quad (3)$$

则有喷嘴之间的间距为 $L = \sqrt{2\pi/(7\sqrt{3})}R$,其中 R 为喷注面板的半径.文中对于 7 个喷嘴的排布的研究对这个设计思想进行了佐证:在 $L/R = 0.74$ 时,此时有 $L \approx \sqrt{2\pi/(7\sqrt{3})}R$,在这种情况下,加热器的喷注面板温度较低,燃烧距离较短,出口的气流参数满足设计要求且均匀性较好,综合性能良好.

3.2 氢/氧速度比的影响^[18]

富氧空气的平均相对分子质量远大于氢气,根据声速公式可知相同温度下富氧空气的声速远低于氢气的声速,要使得喷嘴出口的气体速度不达到声速,氢喷嘴的压降调节范围要大于氧喷嘴的压降调节范围.因此通过调节氢喷嘴的压降来改变速度比.

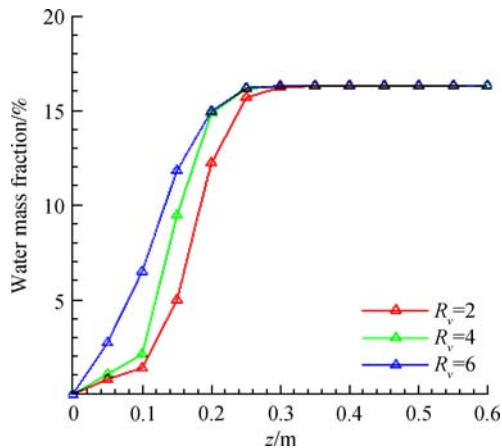
在同轴剪切式喷嘴中速度比是一个十分重要的参数,它可以控制气体的掺混效果,速度比大可以增强气流的剪切作用,促进掺混,使燃烧更加有效充分.

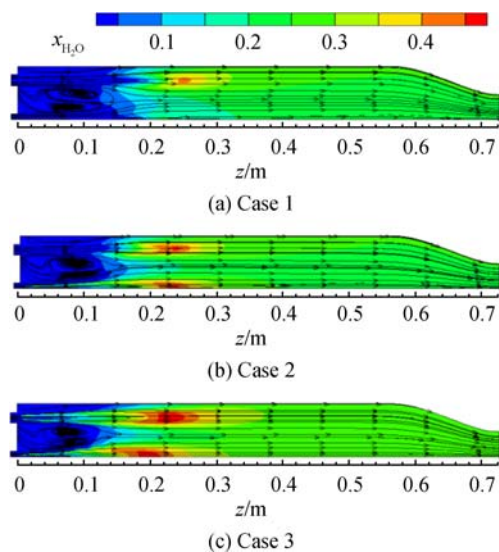
此处研究了不同氢/氧速度比 R_v 下加热器燃烧室的燃烧效率以及喷管出口参数等.具体如表 5 所示.此时加热器的出口参数均能满足设计值,且加热器出口流场分布较均匀.

表 5 不同 R_v 下出口参数分布Table 5 Parameters of outlet in different R_v

R_v	$\Delta p_{H_2} / \%$	$\Delta p_{O_2} / \%$	$S_{T_i} / \%$	$S_{O_2} / \%$
2	5	20	3	1.8
4	20	20	3.2	1.8
6	45	20	6.7	6.8

在燃烧室直径一定的情况下,氢气喷注速度高时喷嘴面积小,氢气在燃烧室内的流通面积小,从而在燃烧室直径一定的情况下富氧空气流通面积大,氢气进入燃烧室后,流速迅速上升,导致燃烧室内氢/氧速度比 R_v 增大,故整体掺混燃烧性能比较好,燃烧开始的位置靠前,且完全燃烧所需要的燃烧室长度比较短.如图 13 和图 14 所示.

图 13 不同 R_v 下,沿加热器轴向的水的质量分数Fig. 13 Water mass fraction along the heater axis in different R_v

图14 不同 R_v 下加热器对称面水分分布Fig. 14 Distribution of water in heater symmetric plane at different R_v

氢/氧速度比 R_v 高时, 氢氧剪切层在燃烧室内长度较短, 喷注面板附近的高温区位置靠前; 喷注面板附近回流的燃气温度较高。

从图 13 可以看出, 氢/氧速度比 R_v 越高, 燃烧完全所需要的燃烧长度越短, 随着氢/氧速度比 R_v 升高, 氢氧之间的剪切作用和涡流作用增强, 掺混效果增强, 燃烧性能提高。

根据加热器喷注面板温度图 15 可以发现, 氢/氧速度比 R_v 越高燃烧性能越好, 喷注面板温度越高。在富氧空气速度不变的条件下, 氢/氧速度比 R_v 升高, 使得中心喷嘴和外围喷嘴的涡流减弱, 这些涡流携带的高温燃气靠近喷注面板, 因此喷注面板的温度也会随着氢/氧速度比 R_v 的升高而升高。

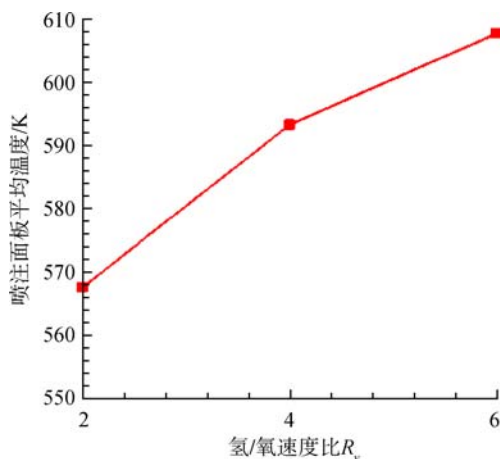


图15 喷注面板温度图

Fig. 15 Temperature of injection panel

氢/氧速度比 R_v 从 2 变化到 6, 燃烧长度缩短, 说明氢/氧速度比的升高可以使燃烧在较短的燃烧长度内完成, 有利于燃烧室结构尺寸的减小。加热器喷注面板的温度也有一定程度的上升, 喷注面板的平均温度从 567.73 K 增到了 607.76 K, 增加约 40 K。

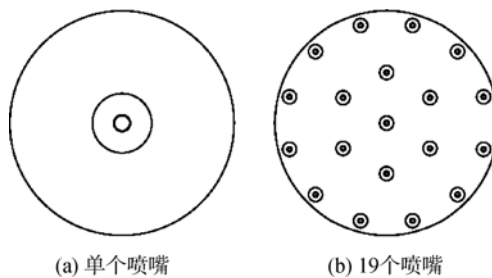
3.3 喷嘴个数的影响

为了考察喷注面板上喷嘴个数对加热器的影响, 又对喷注面板上只有 1 个喷嘴和有 19 个喷嘴的加热器的出口总温和氧气的摩尔分数的分布以及均匀性进行了计算。喷嘴按照上述的影响区域相同的原则进行了排布, 结果如表 6 所示, 发现只有 1 个喷嘴的加热器的出口总温达不到设计要求, 且出口均匀性很差; 19 个喷嘴的加热器出口参数可以满足设计要求, 且出口均匀性很好。1 个喷嘴和 19 个喷嘴的加热器喷注面板如图 16 所示; 喷注面板温度分布如图 17 所示。图 18 为 1 个

表6 不同喷嘴个数的加热器出口参数

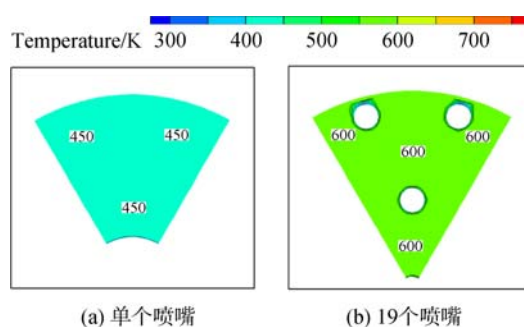
Table 6 Parameters of heater outlet in different injectors

喷嘴个数	T_{aver}/K	$x_{\text{O}_2\text{aver}}$	$S_{T_i}/\%$	$S_{\text{O}_2}/\%$
1	1767.7	0.2077	39	48
19	1926.5	0.2076	0.2	0.37



(a) 单个喷嘴

(b) 19个喷嘴

图16 喷注面板图
Fig. 16 Injection panel

(a) 单个喷嘴

(b) 19个喷嘴

图17 1/6 喷注面板温度图
Fig. 17 Temperature contour of heater injection panel for one-sixth

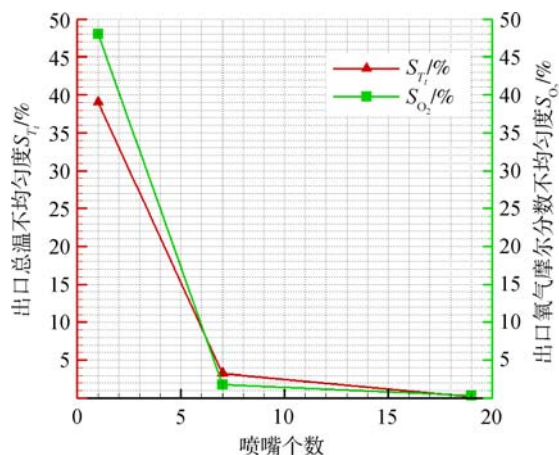


图18 不同喷嘴个数的加热器的出口均匀性

Fig. 18 Outlet uniformity of heater with different injectors

喷嘴、7个喷嘴和19个喷嘴的加热器出口均匀性分布,可知随着喷嘴个数的增多,出口均匀性逐渐变好.但是,相比较7个喷嘴的喷注型式,19个喷嘴的喷注面板所带来的流场品质的提升不大^[19].

4 结 论

本文从喷注器喷嘴排布、速度比和喷嘴个数这3个方面,对加热器的喷注面板温度和出口流场品质进行了数值仿真研究,得到如下结论:

1) 喷注面板上有7个喷嘴时, L/R 越大,喷注面板温度逐渐降低并逐渐趋近于一个稳定值,在 $L/R=0.74$ 和 $L/R=0.78$ 时,温度最低;沿轴向的燃烧效率随着 L 的增大先上升而后下降,其中 $L/R=0.65$, $L/R=0.69$ 和 $L/R=0.74$ 的燃烧距离较短,最终加热器出口的燃烧情况基本一致.

2) 在不同的 L/R 下,出口流场的分布都比较均匀,包括出口马赫数,出口氧气的分布以及出口的总温分布均能满足设计要求且分布均匀.

3) 每个喷嘴可以影响一定的范围区域,发现在每个喷嘴的影响区域基本相同时,即 $L=\sqrt{2\pi/(7\sqrt{3})}R$ 时,可以使得加热器的工作性能良好.因此在设计该加热器喷嘴的分布时,在 $L/R=0.74$ 的情况下,加热器的综合性能较好.

4) 氢氧速度比越高,加热器的燃烧越迅速,完全燃烧所需区域越短,但喷注面板温度会升高.

5) 喷注面板上的喷嘴个数越多,加热器的流场品质越好,燃烧越稳定均匀,但相比较7个喷嘴的喷注构型,19个喷嘴的喷注面板所带来的流场品质的提升不大.

参考文献:

- [1] Steinle F W, Jr, Laster M L. High-temperature, continuous-flow heater technology[R]. AIAA 2006-8045, 2006.
- [2] Chu P H C, Marksberry C L, Saari D P. High temperature storage heater technology for hypersonic wind tunnels and propulsion test facilities[R]. AIAA 2005-3442, 2005.
- [3] 李龙飞,王延涛,杨伟东,等.超声速燃烧地面试验的蓄热式加热器及其关键技术[J].火箭推进,2012,38(2):16-19.
LI Longfei, WANG Yantao, YANG Weidong, et al. Thermal energy storage heater and its key technologies for supersonic combustion ground test facilities[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(2): 16-19. (in Chinese)
- [4] Wilson K J, Fitzpatrick S L, Parr T P, et al. Supersonic combustion heater development for hypersonic materials and propulsion testing[R]. AIAA 2004-791, 2004.
- [5] Tomioka S, Hiraiwa T, Kobayashi K, et al. A one-dimensional analysis of scramjet combustion at Mach 6 flight conditions[R]. AIAA 2006-5038, 2006.
- [6] 张新宇,陈立红,顾洪斌,等.超燃冲压模型发动机实验设备与实验技术[J].力学进展,2003,33(4):491-498.
ZHANG Xinyu, CHEN Lihong, GU Hongbin, et al. Progress in studies on test facility and experimental technique for model scramjet[J]. Advances in Mechanics, 2003, 33(4): 491-498. (in Chinese)
- [7] 李小平,葛李虎,栾希亭.加热器在冲压发动机试验技术中的应用研究[J].火箭推进,2007,33(3):14-19.
LI Xiaoping, GE Lihu, LUAN Xiting. Applications of gas generator in ramjet direct-connect test facility[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(3): 14-19. (in Chinese)
- [8] 王裕人,刘敬华.补氧加热器性能计算分析[J].推进技术,1991,12(3):62-70.
WANG Yuren, LIU Jinghua. Performance analysis of heater with oxygen supplement[J]. Journal of Propulsion Technology, 1991, 12(3): 62-70. (in Chinese)
- [9] 陈超群,韦宝禧,章成亮,等.超燃试验用加热器三维粘性流场数值模拟[J].北京航空航天大学学报,2009,35(5):591-595.
CHEN Chaoqun, WEI Baoxi, ZHANG Chengliang, et al. Numerical simulation of three dimension viscous flow of combustion-heater used for scramjet test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(5): 591-595. (in Chinese)
- [10] 王辽,徐旭.超燃冲压发动机地面试验氢燃烧加热器流场数值模拟[J].航空动力学报,2008,23(8):1397-1402.
WANG Liao, XU Xu. Numerical investigation of hydrogen combustion-heater for scramjet ground test[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1397-1402. (in Chinese)
- [11] 郝大琦,黄卫东.冲压发动机试车台空气燃烧加热器流量参数计算[J].海军航空工程学院学报,2006,21(1):131-133.
HAO Daqi, HUANG Weidong. Flow rates calculation of

- combustion heater for ramjet test facility[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2006, 21(1): 131-133. (in Chinese)
- [12] 田亮,陈超群,徐旭,等. 多喷嘴氢氧燃烧二元加热器设计与仿真[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1475-1481.
TIAN Liang, CHEN Chaoqun, XU Xu, et al. Design and numerical simulation of two dimension oxygen-hydrogen heater with multiply jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1475-1481. (in Chinese)
- [13] 钟梓鹏,宋文艳,林宏军,等. 超燃冲压发动机煤油燃烧加热器设计中的流场计算[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(1): 184-185.
ZHONG Zipeng, SONG Wenyan, LIN Hongjun, et al. Flow field calculation for designing a kerosene heater used for scramjet[J]. Missiles and Guidance, 2007, 27(1): 184-185. (in Chinese)
- [14] 沈赤兵,刘友朋,吴海燕. 一种空气加热器的三维流场数值仿真[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(1): 17-20.
SHEN Chibing, LIU Youpeng, WU Haiyan. Numerical simulation of three-dimension flow field in an air-heater[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2011, 33(1): 17-20. (in Chinese)
- [15] 汪小卫,高玉闪,金平,等. 气多喷嘴推力室仿真与试验研究[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 80-85.
WANG Xiaowei, GAO Yushan, JIN Ping, et al. Numerical and experimental study on multi-element gas-gas injector combustors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 80-85. (in Chinese)
- [16] 汪小卫,高玉闪,金平,等. 单喷嘴大流量气-气喷注器设计与试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 691-698.
WANG Xiaowei, GAO Yushan, JIN Ping, et al. Design and experiment of high flowrate single-element gas-gas injectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 691-698. (in Chinese)
- [17] 张顺利,郑洪涛,穆勇. EDC 模型在三维燃烧流场数值模拟的应用[J]. 应用科技, 2005, 32(4): 48-50.
ZHANG Shunli, ZHENG Hongtao, MU Yong. Application of EDC-model in numerical simulation of 3-D combustion flows[J]. Applied Science and Technology, 2005, 32(4): 48-50. (in Chinese)
- [18] 蔡国飙,汪小卫,李茂,等. 液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2012.
- [19] 李茂. 富氢/富氧燃气气-气喷注器仿真与试验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2011.
LI Mao. Numerical and experimental study on hydrogen-rich/oxygen-rich gas-gas injectors[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

(编辑:秦理曼)