

文章编号:1000-8055(2011)10-2339-07

多喷嘴大流量气-气喷注器设计与试验

汪小卫, 高玉闪, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 在大流量气-气喷注器单喷嘴工况研究的基础上, 为研究其在具有单元交互作用的多喷嘴工况下的燃烧特性, 设计了多喷嘴推力室. 喷注单元为剪切混合式单元, 并具有高氢/氧速度比和氧喷嘴扩口设计, 采用了能够模拟真实发动机工况的 7 单元同心圆排布的推力室头部结构, 在对喷注单元的排布间距优化设计基础上, 开展了热试车试验研究和仿真分析. 结果表明所设计的喷注器在多喷嘴工况下燃烧稳定, 能够在额定参数设计的燃烧室内, 在 SSME(space shuttle main engine)主喷注单元流量的 3.7 倍大流量工况下燃烧效率达到 99% 以上, 并显示出良好的喷注器自身和带来的燃烧室身部热防护特性.

关 键 词: 气-气燃烧; 大流量; 多喷嘴; 全流量补燃循环; 优化设计

中图分类号: V434

文献标志码: A

Design and experimental study on high flowrate multi-element gas-gas injector chamber

WANG Xiao-wei, GAO Yu-shan, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: To investigate the combustion characteristics of high flowrate injector in the multi-element injector chambers having interaction between the elements, based on high flowrate gas-gas injector studies in the single-element condition, a multi-element injector equipped with seven shear mixing elements was designed, which can simulate effectively the real engine. The shear mixing element had high H_2/O_2 velocity ratio and tapered O_2 post tip. Numerical simulation and hot-fire tests were carried out with this injector using the optimal design of the injector layout. Steady operations were obtained in all these tests, and the injector showed benign heat environments on the faceplates and cylinder walls. Combustion efficiency above 99% was gotten for this injection element in the flowrate of 3.7 times of SSME (space shuttle main engine) main injection element.

Key words: gas gas combustion; high flowrate; multi-element; full flow staged combustion cycle (FFSC); optimization design

在全流量补燃循环发动机(FFSC)背景下^[1], 作为其关键技术的气-气喷注器技术得到广泛关注^[1-7], 气-气喷注器设计工作是研究的重点之一, 在美国开展了带 Raman 光学测量实验和热流测量等试验研究. 而作为喷注器类型的一种, 气-气

喷注器也广泛应用于其他发动机中^[8-9].

对于喷注器设计, 在特定的推力室特征长度内, 确保其燃烧效率的前提下, 如能够增大单喷注器的流量, 就能降低发动机上喷注器个数, 从而简化结构、降低成本或增加可靠性, 具有重要的工程

收稿日期: 2010-11-28; 修订日期: 2011-02-24

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2008AA702*)

作者简介: 汪小卫(1983-), 男, 安徽安庆人, 博士生, 主要从事液体火箭发动机燃烧及设计研究.

价值. 在此方面, 国内外研究者已开展了有关气-液喷注器研究工作^[10-12]. 文献[13]对单喷嘴工况下的流量气-气喷注器进行了设计、仿真和试验研究, 结果表明高氢/氧速度比、低的氧喷注速度和氧喷嘴出口扩口设计, 能够在较大流量工况下在额定参数的燃烧室内燃烧完全, 且热载环境良好. 但单喷嘴工况由于其没有喷嘴之间交互作用, 与真实发动机燃烧流动工况存在差异, 在多喷嘴工况下的燃烧效果如何, 需要进一步研究; 另外, 气-气喷注器设计的另一关键问题就是头部热载的问题^[2-6, 8], 由于面板形式上具有本质差别, 单喷嘴的头部传热与多喷嘴存在很大差异, 在多喷嘴工况中头部非喷注区域面积大, 且非喷注区域的形式和分布往往不具规则, 头部热问题较为突出. 在对以往的气-气喷注器的研究过程中, 一般从单喷嘴工况开始, 再开展多喷嘴工况的研究^[2, 4, 8], 以考察燃烧效率和头部热载等问题. 本文在文献[13]研究的基础上将进一步开展多喷嘴推力室设计、仿真和试验研究, 了解大流量的喷注器设计在具有喷注器交互作用的流动工况下的适用能力, 以及考察头部热载问题.

1 喷注器设计

单喷嘴工况研究结果表明, 具有高氢/氧喷注速度比、低氧喷注速度和中心氧喷嘴扩口设计的同轴剪切式喷注器设计, 能够有效地增强掺混燃烧速度^[13-14], 并保持良好的热环境, 且该类型喷注器结构简单、工作可靠, 本文即以该设计为设计基准.

推进剂流量确定时, 速度比取决于喷注面积比的大小, 也即氢/氧喷注压降比的大小, 但喷注压降不宜过高, 否则会增加系统压力. 这就限制了氢喷注速度的大小, 可以通过减小氧喷注速度来增大速度比, 但氧喷注速度过小, 氧喷嘴面积愈大, 喷注单元体积过大, 对喷注面板的结构排布不利; 且速度比太大, 氧喷注速度过小时, 对增强燃烧的作用已很小. 本文选取喷注单元的参数时, 进一步考虑了工程设计需要, 如表1所示, 参数基本同于单喷嘴工况^[13], 氢喷注压降考虑到系统压力取为20%; 但如果按照表中氧喷注速度设计中心氧喷嘴, 氧喷嘴的喷注压降将只有不到4%, 太低的压降应用在工程上, 可能会导致室压较小的波动都会影响到燃烧室上游, 因此不能设计太小的喷注压降.

本文为此设计了如图1所示的喷注器构型,

可以看出中心氧喷嘴采用了节流面积设计, 节流设计是为了保证低的氧出口速度的前提下, 让整体氧压降具有一定的值, 这里按照工程设计需要, 取节流喷注压降分数为10%. 节流设计在有限的氧喷嘴长度下, 出口气体速度不一定均匀, 甚至可能会在出口处产生回流, 烧蚀喷嘴, 因此需要考察出口速度分布的均匀性, 且不均匀的出口氧速度分布, 特别是中心氧流速过大, 会使燃烧长度增长, 燃烧效果变差. 在给定入口速度均匀的边界条件下, 壁面设为无滑移条件, 并利用 $k-\epsilon$ 两方程模型考虑湍流时, 该喷注器出口氧气流速度分布的计算结果如图2所示, 可见本文的设计能够获得较为均匀的出口速度分布.

表1 喷注单元参数选择
Table 1 Parameters of the element

参数	数值
O ₂ injection velocity/(m/s)	约 70
Velocity ratio	9.0
H ₂ injection pressure drop ratio/%	20
Flared O ₂ post tip (Y/N)	Y
O ₂ post tip thickness/mm	0.5
Mixture ratio	6.0

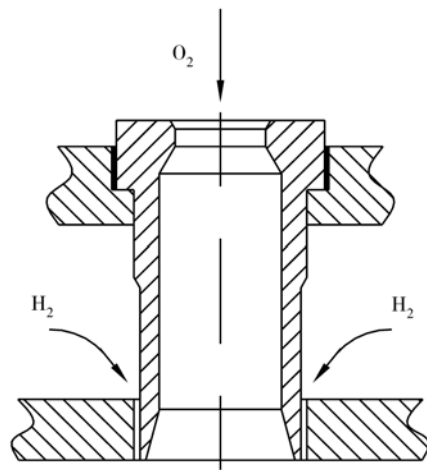


图1 喷注设计构型

Fig. 1 Designs of the O₂ post

单喷嘴工况下的研究表明: 在额定参数设计的燃烧室内所设计的气-气喷注器在3~4倍SSME(space shuttle main engine)主喷注器单元流量下能够燃烧完全^[13]. 为考察其在多喷嘴工况下的燃烧效果, 本文设计了能够有效模拟真实发动机典型状态的具有7单元同心圆式设计的多喷

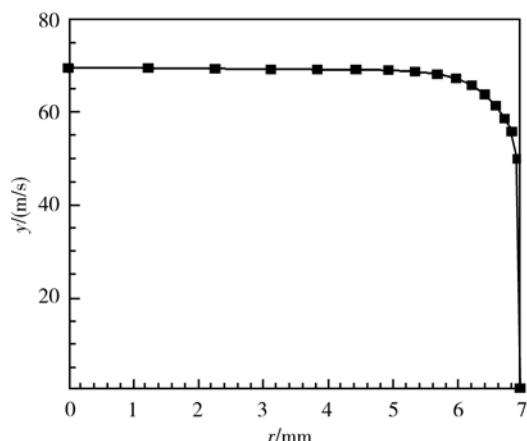


图 2 氧喷注出口速度分布图

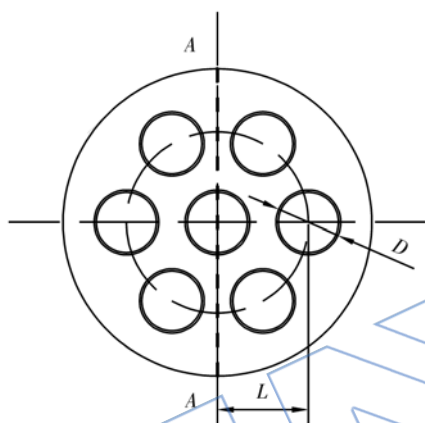
Fig. 2 O_2 flow injection velocity profiles

图 3 喷注器排布

Fig. 3 Injectors

嘴喷注器,如图 3 所示.其中单元参数设计如表 1,单元设计流量为 0.28 kg/s .在如图 3 所示排布中,排布间距 L 成为设计中的关键参数,它可能对燃烧效率和头部热载都产生重要影响;由于各单元与相邻单元的距离相等,为了使设计结果具有更一般的代表性,间距的变化采用一无量纲量 λ 表示,即单元距离 L 与喷注单元直径 D 之比,本文将已头部燃气温度和燃烧效率为目标对参数 λ 进行了优化设计,具体分析在数值模拟中将给予详细介绍.

燃烧室设计参数同于单喷嘴工况,选自大发动机,特征长度为 800 mm ,收缩比为 3.1.在该燃烧室参数下,单元流量为 3.7 倍于 SSME 主喷注器单元,额定总流量为 1.96 kg/s ,室压为 2 MPa ,本文将其作为研究基准,考察其燃烧效果.

2 数值模拟

本文采用气相带化学反应的三维 N-S(Navi-

er-Stokes)方程描述燃烧室内部流动过程,而对于湍流模型和化学反应模型,文献[15-16]进行了专门的分析,本文所采用的各计算模型来源于文献[15-16].湍流模型采用 $k-\epsilon$ 双方程模型.氢/氧化学动力学模型采用有限速率的 Arrhenius 公式给出,反应采用氢/氧反应 6 组分 9 步详细反应模型.

2.1 数值方法及边界条件

本文采用时间相关法求解气气燃烧流场,采用控制体积法离散方程.在空间上采用二阶迎风格式对连续方程、动量方程、能量方程和组分方程进行耦合求解,然后再解湍流模型相关方程.

对于多喷嘴推力室构型,由于喷嘴头部排布的对称性,可以采用整体的 $1/6$ 对称模型进行计算,如图 4 所示.对其进行网格划分,在边界上、燃烧室头部和氢氧剪切层区域都进行了必要加密处理,由于主要关心燃烧室内部喷注器的燃烧流场,因此对流场没有影响的超声速喷管没有完全包括在计算区域内.

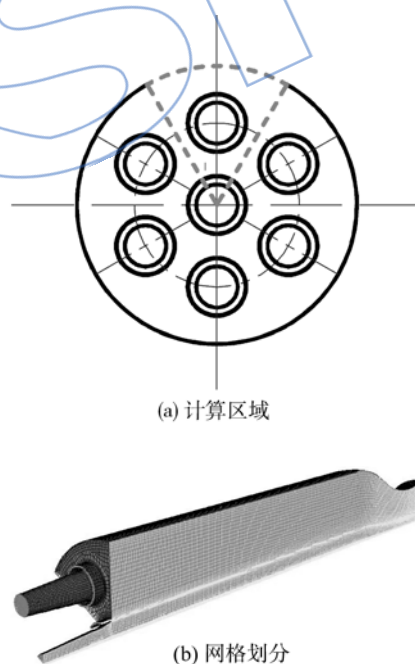


图 4 计算区域及网格划分

Fig. 4 Computational region and grid

入口按流量边界条件给出,湍流强度按经验取 $I=5\%$.燃气在喷管出口已是超声速流动,喷管出口参数由临近的上游参数插值求得.在对称边界上,在其垂直方向上的速度分量为 0,所有变量在其垂直方向梯度为 0.壁面边界采用绝热、无滑移边界条件.

2.2 仿真结果与分析

2.2.1 排布的仿真优化

为考察排布间距对燃烧效率和头部热环境的影响,一共设计了三种不同间距 $\lambda = 1.15, 1.40, 1.65$. 其中 1.15 和 1.65 方案基本为头部排布的极限位置,喷注单元和其他参数都不变. 对这三种情况进行了燃烧的仿真分析,得到了燃烧室喉部位置各组分质量分数和头部流场温度分布,如表 2 和图 5 所示. 可见排布间距对结果造成了一定影响. 由于混合比为 6.0,整体为富燃燃烧情况,这里以氧组分为目标变量,用以代表燃烧效率,氧组分越少,表明燃烧越充分,效率越高;随着 λ 的增大,燃烧效率先增大后减小,因此存在一个最优值. 这里寻求最大燃烧性能下的排布间距 λ ,为单变量寻优问题,本文采用抛物线法进行寻优^[17],即根据三个试验点,采用拉格朗日插值法得到一个二次函数,再求出该抛物线的极值点. 将本文得到的三试验点为 $[1.15, 10.3\%]$, $[1.40, 8.1\%]$, $[1.65, 8.2\%]$, 计算得到最优值为 $[1.51, 7.86\%]$, 如图 6 所示.

表 2 各工况喉部截面各组分质量分数(单位:%)

Table 2 Mass fraction of each component at the throat in the three chambers (unit:%)

组分	间距 λ		
	1.15	1.40	1.65
H ₂	5.0	4.8	4.9
O ₂	10.3	8.1	8.2
O	1.2	1.2	1.2
H	0.23	0.24	0.24
OH	7.0	7.1	7.4
H ₂ O	76.3	78.6	78.1

图 6 采用面板位置流场最高温来表示头部热环境的优劣,面板位置流场最高温越低,表明热环境越好. 由图 6 可见方案 1 由于中心局部排布的过于密集,导致外围燃气回流最为严重,而随着间距的增大,外围燃气回流减少,头部高温区域范围和最高温值随之下降. 同样对头部最高温进行抛物线法寻优得到最优值为: $[1.57, 700\text{ K}]$, 如图 6 所示. 可见当 λ 在 $[1.51, 1.57]$ 区间取值,可以得到高的燃烧效率和低的头部温度. 而当 λ 在 $[1.40, 1.60]$ 区间取值,头部燃气最高温为 $[700$

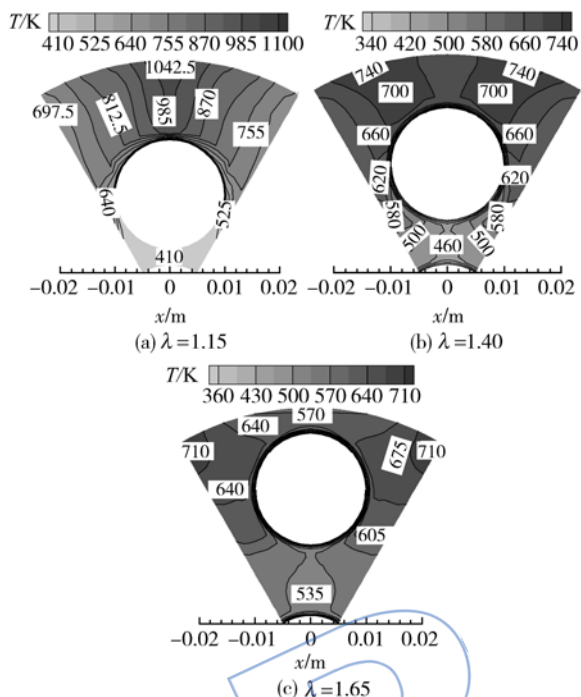


图 5 三推力室喷注面位置燃气温度分布图
Fig. 5 Temperature contours at the injector faces in the three chambers

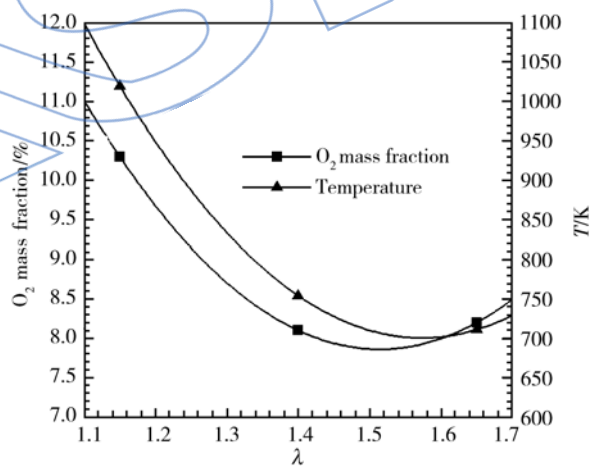


图 6 喉部氧组分质量分数和头部最高温随 λ 的变化
Fig. 6 Mass fraction of O₂ at the throat and the maximum temperature at the injector face versus λ

K, 740 K] 之间, 该范围在不锈钢面板料允许范围内, 是安全可靠的. 且 λ 在 $[1.40, 1.60]$ 区间取值时, 对燃烧效率影响很小. 综合考虑了结构易于安排以及加工制造的难度和冗余设计, 最终确定 λ 取值 1.40 进行设计, 该取值点的燃烧效率与最优值相差不到 0.3%.

2.2.2 优化设计工况的流场分析

这里对上述得到的优化排布方案进行具体流

场分析,结果如图 7、图 8 所示。

图 7 显示了在多喷嘴工况中,燃烧同样始于喷注面,而后在燃烧室内随着不断的掺混而发展。由图 7、图 8 可见推力室头部燃气温度都较低,且都处于高富燃环境中,热环境好,与试验结果相符。这是由于同轴剪切式喷注器被低温氢燃料包围,而氧气由于相对分子量较大,动量相对较大,其没有发生回流,回流完全来自于外围氢组分和部分燃烧产物。

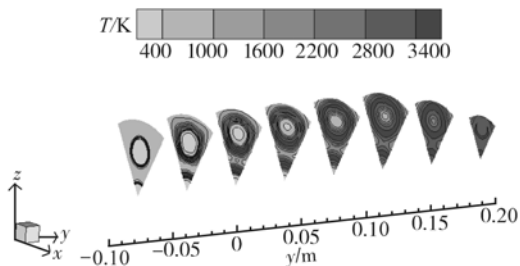


图 7 推力室内流场温度分布图

Fig. 7 Temperature contours at some sections in the chamber

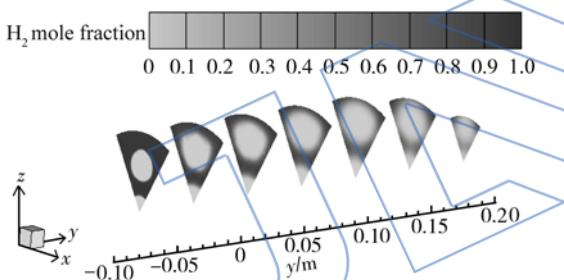


图 8 推力室内 H_2 摩尔分数分布图

Fig. 8 H_2 mole fraction contours at some sections in the chamber

3 试验研究

3.1 试验件及测量

试验系统和多喷嘴推力室示意简图如图 9 所示,推力室试验件构型采用模块化热沉式设计,头部结构中喷注器组件和喷管都可以方便地更换,燃烧室长度可以改变。喷注器采用不锈钢材料,燃烧室主要分为紫铜材料的圆筒段和耐高温材料的尾喷管部分,采用流量小于 10 g/s 谐振式氢氧火炬式点火器在圆筒段尾部进行点火。同于单喷嘴工况的试验研究,本文还采用了壁面测温,以考察燃烧室热载环境,测量孔安排如图 9 所示,在圆筒段某一周向上,沿轴向安排了一组测温点,为主测量列;在一些轴向位置上,不同周向方向安排了 4

个对称测温点(按距离 90° 安排),所有测温点距燃烧室内壁面距离相同。

由于多喷嘴工况流场为非轴对称结构,温度测量位置必须合理安排,如图 10 为实际试车过程中各测温列的周向位置安排。主测温列对应着喷注器侧,由于该周向位置的身部上具有最大的热流分布,便于考察其传热特性。试车时序为:点火器首先点火,喷注器再开始工作,在燃烧室压力建立后立即关闭点火器,点火时间不超过 1 s 。

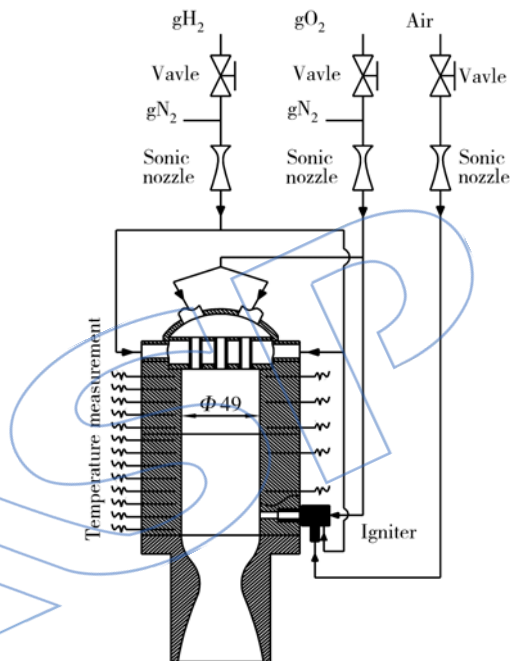


图 9 试验系统及试验件简图

Fig. 9 Schematics of the facility and the chamber

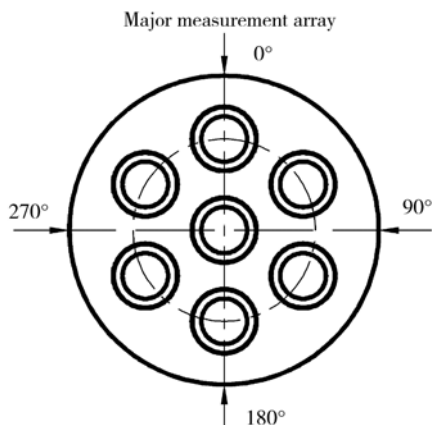


图 10 温度测量周向安排

Fig. 10 Circumferential locations of the temperature measurement arrays

3.2 试验结果及讨论

进行了多次热试车,在没有任何燃烧不稳定

抑制措施的情况下,都获得稳定的燃烧,试车数据如表3所示。

典型试验燃烧室压力工作曲线如图11所示,可见推力室燃烧稳定,起动、关车过程平稳。对各试验工况进行了燃烧效率的计算,如表2所示数据,其中压力测量精度为 $\pm 0.2\%$,流量测量精度为 $\pm 2\%$,效率精度约为 $\pm 2\%$ 。可以看出特征速度(C^*)效率很高,达到99%以上,表明所设计的喷注器在3.7倍SSME主喷注单元流量下、在额定参数设计的多喷嘴工况燃烧室内燃烧充分。如图12所示为试车前后喷管的后试照片,可以看出,虽然喷注器排布采用了六边形排布,而在喷管喉部区域,试车后所产生的高温冲刷痕迹是非常均匀的,这种现象也同样表明在喉部区域燃烧混合已完全,燃烧效率高。

表3 热试车参数

Table 3 Operational parameters of hot-fire tests

参数	数值
Contract ratio	3.1
p_c/MPa	2.09~2.12
Mixture ratio	6.04~6.14
Mass flowrate/(g/s)	2 029~2 056
Durations of tests/s	1.5~2.0
C^* efficiency/%	99.2~99.5

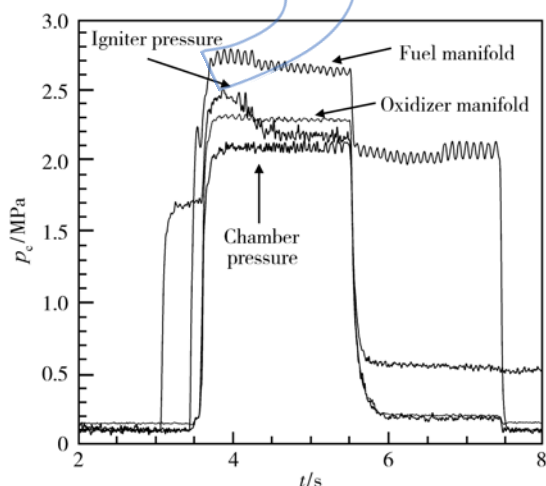


图11 典型推力室压力试车曲线

Fig. 11 Typical operational pressure curves

与单喷嘴工况研究相同,本文对各工况试车过程中的燃烧室圆筒段上的测温点温升进行了计算,得到了如图13所示,图中标示2.0s表示工作

时间2.0s。

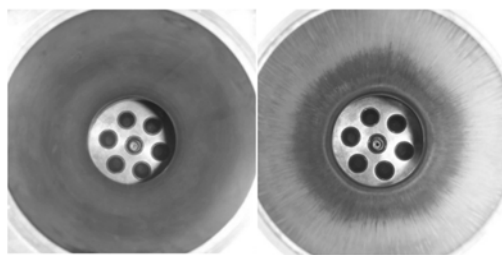


图12 热试车前后喷管尾部照片

Fig. 12 Pre-testing and post-testing photos of the nozzle

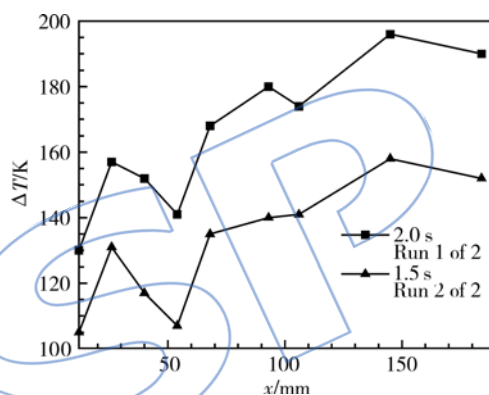


图13 各测量点温升沿轴向分布图

Fig. 13 Wall temperature increments versus axial distance

由于测温点距内壁面距离相同,且处于同一周向位置,温升即能定性反应内壁热流的分布情况。燃烧室靠近头部区域是热防护研究中最关注的区域之一,一般当采用旋流或者撞击等喷注器时,往往会使该区域成为整个燃烧室身部中的高热流区域^[2,8],对热防护不利,由图13可见整个热流分布中,在靠近喷注面位置是最低的;而后由于燃烧的发展,掺混越来越充分,热流沿轴向缓慢上升;该结果表明所设计的喷注器在燃烧室热载环境良好,且与仿真结论一致;从试验后喷注器本身、面板和身部材料的检查,无任何烧蚀和过热痕迹,进一步表明喷注器自身热环境和燃烧室整体热环境好,如图14为热试车前后喷注器面板照片,无任何不良痕迹,表明喷注面板无额外冷却措施在该喷注器设计下是可行的。图13指示了热流沿燃烧室轴向整体上不断爬升,也表明了内部的燃烧过程是沿着整个燃烧室不断发展的,而不是燃烧集中出现在某一个区域内。



图 14 热试车前后喷注器面板照片

Fig. 14 Pre-testing and post-testing photos of the injector

4 结 论

在单喷嘴大流量气-气喷注器研究的基础上,本文设计了多喷嘴大流量氢/氧气-气喷注器,喷注单元在采用了优化设计参数的同时,为适用于工程实际,进行了厄流面积设计,并进行了仿真优化和试验研究.结果表明:

1) 所设计的喷注器方案结构简单,在多喷嘴工况下燃烧工作稳定、可靠,起动、关车过程平稳,喷注器本身热防护特性好.

2) 多喷嘴工况下,所设计的喷注器能够在额定参数设计的燃烧室内,满足 3.7 倍 SSME 主喷注器流量,燃烧效率高,在喷注面具有较低的热载,且身部热载在靠近喷注面板区域不存在高热流区域,身部整体热环境良好,为长寿命发动机的开发提供参考.

本文的研究结果不仅针对全流量补燃循环发动机,对其他采用气-气喷注器发动机也具有参考价值.

参考文献:

- [1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system[R]. AIAA 1997-3318, 1997.
- [2] Tucker P K, Klemm M D, Smith T D. Design of efficient gO_2/gH_2 injectors a NASA, industry and university cooperative effort[R]. AIAA 1997-3350, 1997.
- [3] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application[R]. AIAA 1999-2757, 1999.
- [4] Smith T D, Kevin M K, Breisacher J. Experimental evaluation of a subscale gaseous hydrogen/gaseous oxygen coaxial rocket injector[R]. NASA/TM-2002-211982, 2002.
- [5] William M M, Sibtos P, Woodward R D, et al. Benchmark wall heat flux data for a gO_2/gH_2 single element combustor[R]. AIAA 2005-3572, 2005.
- [6] Conley A, Vaidyanathan A, Segal C. Heat flux measurements for a gO_2/gH_2 single-element, shear injector[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(3): 633-639.
- [7] Lin J, West J S, Williamst R W, et al. CFD code validation of wall heat fluxes for a gO_2/gH_2 single element combustor[R]. AIAA 2005-4524, 2005.
- [8] Calhoon D, Ito J, Kors D. Investigation of gaseous propellant combustion and associated injector chamber design guide-lines[R]. Aerojet Liquid Rocket Company, NASA CR-121234, Contract NAS3-13379, 1973.
- [9] Groot W, McGuire T J, Schneider S J. Qualitative flow visualization of a 110 N hydrogen/oxygen laboratory model thruster[R]. AIAA 1997-2847, 1997.
- [10] Tamura H, Sakamoto H, Takahashi M, et al. LOX/LH₂ subscale swirl coaxial injector testing[R]. AIAA Paper 1997-2906, 1997.
- [11] Fujita M, Fukushima Y. Improvement of LE-5A and LE-7 engine[R]. AIAA 1996-2847, 1996.
- [12] Haeseler D, Mading C, Preclik D. LOX-kerosene oxidizer-rich gas-generator and main combustion chambers subscale testing[R]. AIAA 2006-5197, 2006.
- [13] 汪小卫, 金平, 高玉闪, 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, JIN Ping, GAO Yushan, 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)
- [14] 汪小卫, 金平, 杜正刚, 等. 氢/氧气-气喷注器冷流掺混与燃烧比较的仿真研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1737-1742.
WANG Xiaowei, JIN Ping, DU Zhenggang, et al. Simulation of cold flow and combustion characteristics of shear-coaxial GH_2/GO_2 injectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1737-1742. (in Chinese)
- [15] 汪小卫, 金平, 蔡国飙. 一种研究单喷嘴燃烧内流场的方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(9): 1095-1099.
WANG Xiaowei, JIN Ping, CAI Guobiao. Method for investigation of combustion flowfield characteristics in single-element gas/gas injector chamber[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(9): 1095-1099. (in Chinese)
- [16] Sozer E, Vaidyanathan A, Segal C, et al. Computational assessment of gaseous reacting flows in single element injector[R]. AIAA 2009-449, 2009.
- [17] 邱铁兵. 试验设计与数据处理[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2008.