

文章编号: 1000-8055(2010)03-0691-08

单喷嘴大流量气-气喷注器设计与试验

汪小卫, 高玉闪, 金 平, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 首先对典型单喷嘴氢/氧同轴剪切式喷注器燃烧流场进行了仿真计算, 分析了其燃烧流场特性; 并在同轴剪切式构型基础上, 为增强掺混、缩短燃烧长度、以适用于大流量工况, 进行了改进设计以及相应的数值模拟和试验研究. 结果表明: 具有高氢/氧动量比和氧喷嘴扩口设计的同轴喷注器可以有效地缩短燃烧长度, 并具有良好的热载环境, 能够适用于大流量工况. 研究结果为设计高效率、可靠热防护的大流量气-气喷注器的设计打下基础, 并提供设计思路.

关 键 词: 大流量喷注器; 全流量补燃循环; 掺混; 燃烧长度

中图分类号: V434

文献标识码: A

Design and experiment of high flowrate single-element gas-gas injectors

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

(School of Astronautics,

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

Abstract: The GH_2/GO_2 combustion flow field in a chamber with a single-element typical shear-coaxial injector was numerically simulated firstly. The characteristics of the flow field and the shear-coaxial injector architecture were analyzed to enhance the mixing and decrease the combustion length, some improved designs were made for suiting high flowrate conditions. Numerical analysis and validation experiments were conducted for single-element chambers with these injectors. The improved shear mixing element with high H_2/O_2 velocity ratio and a flared O_2 post tip could maintain a benign heat load environment, and effectively enhance the GH_2/GO_2 mixing suitable for the combustion in the nominal combustor with high injection flowrate. The results directly contribute to the high flow rate gas-gas injector design and the design methodologies in this paper give references for further studies.

Key words: high flowrate injector; full flow staged combustion cycle; mixing; combustion length

20 世纪 90 年代以来,在全流量补燃循环发动机(FFSC)背景下^[1-2],作为其关键技术的气-气喷注器技术得到广泛关注^[2-12],对气-气喷注器设计工作是研究的重点之一.而作为喷注器类型的一种,气-气喷注器也广泛应用于其他小发动机中^[13-14].

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,具有重要的工程价值.在此方面,国内外研究者已开展了大发动机上有关气-液喷注器研究工作^[15-17].文献[15]在氢

收稿日期:2009-02-22; 修订日期:2009-05-31

基金项目:国家 863 高科技基金(2007AA702); 北京航空航天大学博士创新基金(430569)

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系统设计研究.

氧发动机上采用了旋流喷注器,以增强掺混来提高单喷注器的流量,但同时指出旋流喷注器会带来高热载问题;文献[16-17]为获得大流量的喷注器,在同一推力室工况下,分别采用不同喷注器个数进行试验研究,考察其燃烧性能,其喷注器采用了同轴剪切式结构;文献[18-20]为降低燃气发生器成本,减小其喷注器个数,采用了双同轴喷注器,但这种喷注器在主推力室上应用会增加燃烧室头部容腔个数,反而导致头部结构更加复杂化,其主推力室的应用还不确定。气-气燃烧过程,不同于喷雾燃烧过程,其没有了雾化和蒸发过程,仅有混合和化学反应过程,进行大流量气-气喷注器的设计工作更值得开展。

到目前,针对气-气喷注器的设计研究工作,主要在美国分为两个阶段开展,文献[13]显示在20世纪70年代开展了针对航天飞机辅助推进系统的小发动机上的气-气喷注器的设计、试验及分析等研究工作;进行了多种类型喷注器的设计参数影响的冷流研究,确定各喷注器类型的混合特性和燃烧对混合过程的影响;并在冷流基础上开展了各喷注器类型的热试试验研究,虽然在冷流中也研究了喷注器单元流量对混合的影响,但整个研究的主要目的是为了开发性能高、相容性好和长寿命的喷注器的工程设计准则。文献[5]显示90年代在宾夕法尼亚州立大学(PSU)、Rocketdyne及NASA Marshall Space Flight Center(MSFC)等有步骤地开展了有关气-气喷注器单喷嘴、多喷嘴的试验研究工作,但其主要目的是为演示验证发动机服务,所设计的单喷嘴流量都较小。在全流量补燃循环系统的演示验证发动机(IPD)上甚至采用了390个主喷注器,其单喷嘴平均流量还小于航天飞机主发动机(SSME)主推力室单喷嘴;专门针对大流量气-气喷注器设计和研究工作的报道较少。

在众多喷注器结构中,同轴剪切式喷注器以其高可靠性、良好的火焰维持特性和热环境特性等,在液体火箭发动机,特别是氢/氧发动机中得到广泛应用,但其具有燃烧距离长、单元流量小等缺点^[3,5,13,15]。旋流和撞击喷注器能够增强混合,但试验研究表明这两种喷注器会带来喷注面板和推力室身部前端高热流,热环境差^[5,13];特别是在当今对发动机可靠性越来越重视,推力室的热相容性和传热对发动机可靠性和寿命影响重大^[21-22];且FFSC设计目的即为提高可靠性、延长寿命。

因此,本文将同轴剪切式喷注器作为基础进行研究。首先对典型同轴剪切式喷注器燃烧流动进行仿真计算和分析,在此基础上进行改进设计,再进行仿真分析和试验验证。

1 喷注器设计与仿真分析

1.1 数值模拟方法

在气-气燃烧流场的数值方法的研究方面,在美国PSU和NASA MSFC等已进行了大量的工作^[3-4,7-8,10-12],研究结果表明采用求解稳态雷诺平均Navier-Stokes(N-S)(RANS)方程及利用 $k-\varepsilon$ 两方程模型求解湍流,虽然这种方法没有采用求解非稳态雷诺平均Navier-Stokes(URANS)方程和大涡模拟(LES)方法那么高的精度,但是也能够有效地模拟整体燃烧流场特征,并与试验数据吻合良好;并指出现阶段采用URANS和LES在气-气喷注器工程设计上,由于其计算成本过高还不能完全被接受。因此,作为设计和试验工作的指导工具,特别是需要进行多种工况的对比研究时,且不用做精确的细观机理分析,只用于稳态的整体流场的分析对比,在对精度需求和计算成本两方面的衡量后,采用求解RANS方程是最可行的方法。在喷注器的燃烧研究中,单喷嘴工况被广泛用于先期的研究工作中^[3,5,8-9,13],本文即以单喷嘴推力室作为研究对象。

1) 湍流模型

气-气掺混燃烧的控制方程采用气相湍流反应的N-S方程组。湍流模型采用可压标准 $k-\varepsilon$ 两方程模型

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon - Y_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2)$$

式中 G_k 是由于平均速度梯度引起的湍流动能 k 的产生项; Y_m 代表可压湍流中脉动扩张的贡献; $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 为经验常数,分别取1.44、1.92; σ_k 和 σ_ε 分别是与湍流动能 k 和耗散率 ε 对应的Prandtl数。

2) 化学动力模型

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步反应动力学模型,设计反应方程如表1所示。

表 1 6 组分 9 步反应模型

化学反应模型	
$\text{H} + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{O}$	$\text{H} + \text{OH} + \text{M} = \text{H}_2\text{O} + \text{M}$
$\text{H}_2 + \text{O} = \text{OH} + \text{H}$	$\text{H} + \text{O} + \text{M} = \text{OH} + \text{M}$
$\text{H}_2\text{O} + \text{O} = \text{OH} + \text{OH}$	$\text{O} + \text{O} + \text{M} = \text{O}_2 + \text{M}$
$\text{H}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	$\text{H}_2 + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{OH}$
$\text{H} + \text{H} + \text{M} = \text{H}_2 + \text{M}$	

注:M 表示第 3 体

3) 数值方法及边界条件

本文采用时间相关法求解气相掺混和燃烧流场,采用控制体积法离散方程.离散方程的统一形式可表示为

$$\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_{P_0} + a_0\phi_{P_0} = \sum_j^N a_j\phi_{P_j} + b_0 \quad (3)$$

对于稳态过程, $\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_{P_0} = 0$. 上式中 P_0 为控制容积中心节点, P_j 为其周围节点, V 为控制容积体积, j 为控制容积中界面的角标, N 为控制容积的界面数. a_0 和 a_j 分别是离散方程中对应于 P_0 和 P_j 的算子系数, b_0 是离散方程源项.

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,然后求解湍流模型相关方程.

对于轴对称结构的推力室采用二维轴对称模型,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.

入口按流量边界给出,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. 在中心轴采用轴对称边界条件. 壁面边界采用绝热、无滑移边界条件.

1.2 典型同轴剪切式喷注器仿真分析

首先对典型的同轴剪切式喷注器燃烧流场进行了仿真计算,以气氢/气氧作为推进剂,喷注器参数和构型如表 2 和图 1 所示.

表 2 典型剪切喷注器参数

参数	数值
氧喷注速度/(m/s)	85
速度比	5.0
流量/(g/s)	113
混合比	6.0
燃烧室压力/MPa	3.0

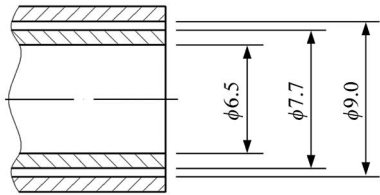


图 1 喷注器构型

Fig.1 Injector schematic

本文的研究目标是喷注流量,因此需要有一个对比基准. 这里以 SSME 主喷注器作为设计基准:由于气体推进剂的可压缩性,表 2 中当流量随室压按正比关系变化时,其他参数就会保持不变. 表 2 中室压取试验室的名义室压,当其变化到 20.4 MPa (SSME 的额定室压) 时,喷注流量则变为 768.4 g/s,等于 SSME 额定工况下单个喷嘴的平均流量. 因此,该设计流量就等同于 SSME 主喷注器单元流量.

燃烧室的参数取值于大发动机额定参数,收缩比 3.1,特征长度 800 mm,计算区域如图 2 所示,对其进行仿真计算. 图 3 显示了该喷注器的温度分布图,由图可以看出虽然燃烧从喷注器末端即开始,但掺混燃烧主要在氢/氧剪切面上,燃烧完成长度大,同样可以看出该喷注器具有良好的头部和身部的热环境,结果吻合文献[3,7-8,9-12]的结论.

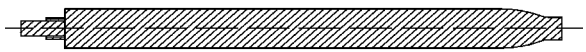


图 2 计算区域

Fig.2 Calculation domain

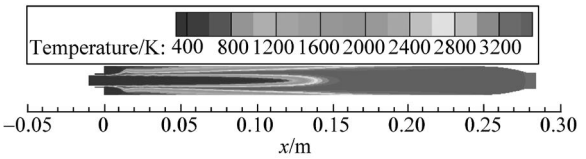


图 3 典型同轴剪切式喷注器燃烧流场

Fig.3 Temperature contour of the typical shear-coaxial injector

1.3 喷注器设计改进

本文对喷注器的设计,在典型同轴剪切式构型基础上,从三个方面进行改进:气动参数、结构设计和燃烧机理.

无论是气-液还是气-气喷注器燃烧试验研究结果都表明:氧化剂和燃料具有大速度差或动量

差能够提高剪切对掺混燃烧速度的影响,有利于缩短燃烧长度.且在气动参数方面,研究表明速度比的效果最明显.

结构设计上,在剪切喷注器中加入撞击概念可能会有利于混合燃烧,如图 4 所示,对中心氧喷嘴和外圈氢环孔进行出口带撞击角度的设计,融合剪切与撞击设计,这种设计由于氧气流还处于外围氢气流中间,因此应该同样具有良好的热环境.

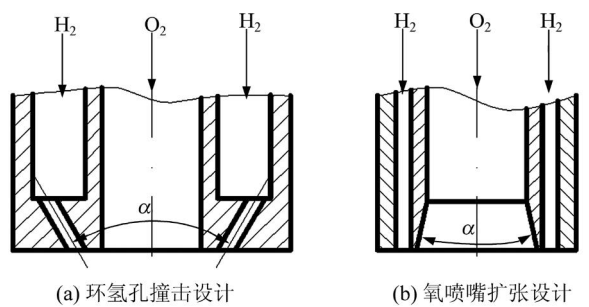


图 4 带撞击设计的剪切式喷注器构型

基于燃烧机理上,通过对同轴剪切式喷注器的仿真和试验研究表明,火焰产生于氧喷嘴末端,该区域具有稳定火焰的作用,而后火焰向下游发展^[3-13].文献[5]在研究喷注器燃烧机理的基础上,最后推断:如果氧喷嘴末端厚度很小,其稳定火焰的作用可能会消失,但未做进一步的深入研究.本文将该思想与喷注器的设计进行结合,若燃烧不能在喷注器出口开始发生,那其必然会导致一定距离的冷流混合状态,而研究表明气-气冷流混合速率要远大于气-气燃烧混合速率^[13,23],将氧化剂和燃料进行预先的快速掺混,而后掺混较好的混合气体燃烧速率将大大加快^[24],就可以采用这种设计达到减小燃烧长度的目的.

1.4 仿真结果与分析

文献[23]对氢/氧速度比、氧喷注速度和流量等对燃烧的影响进行了考察,结果显示,大的速度比能够有效减小燃烧长度,但随其取值越大影响越小;氧的喷注速度越小燃烧长度越小,但影响有限;而随着喷注流量的增加燃烧长度显著增加.本文进一步对撞击式设计的影响进行计算,参数如表 3 所示.

这里仿真分析的主要目的在于比较各工况燃烧长度,以考察其应用的优势.由于同轴剪切式喷

表 3 喷注器参数选择
Table 3 Parameters of the injectors

参数	取值范围
氧喷注速度/(m/s)	85
氢/氧速度比	5.0
流量/(g/s)	113
带撞击设计	无,氢喷嘴撞击,氧喷嘴出口扩张(20°,40°,60°)

注器燃烧完全是伴随着中心氧气组分的消失而逐步完成,因此,本文以单喷嘴燃烧室轴线上氧组分的摩尔分数分布来比较燃烧长度.图 5 为仿真结果.

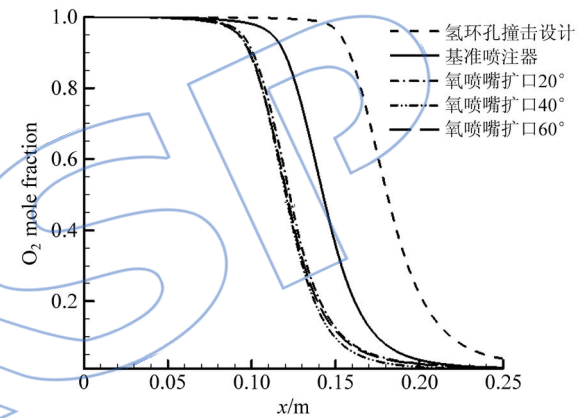


图 5 撞击设计概念的影响
Fig. 5 Influences of impinging design

可见氧喷嘴出口扩张设计可以减小燃烧长度,这是由于这种设计使氧出口速度变小,即增大了速度比,且分子量大的氧气出口带有一定的径向动量,从而有利于掺混;但扩张角度的大小对燃烧长度影响很小.外环氢喷嘴带撞击角设计则增大了燃烧长度,从流场分析看出外环氢气流并不能渗透进中间氧气流,氢气分子量小,即使喷注速度较大,在一定的角度下,其径向动量低,且喷出后氢气流速度下降快;且其将氧气流向中心压缩,这样并没有起到撞击加强掺混的目的,反而使氧气流通面积减小,氧气流速度增加,导致燃烧长度增加.

2 试验研究

仿真计算能够起到前期预测和指导试验研究工作的目的,为了进一步验证设计和仿真结果,本文进行了试验验证工作.

2.1 试验喷注器

试验研究中一共设计了 5 种喷注器构型,各喷注器参数如表 4~表 6 所示;其中喷注器 1 # 和 2 # 为了验证速度比和氧喷嘴扩口设计对燃烧掺混速度的影响程度;喷注器 3 # 和 4 # 为了考察同轴剪切式喷注器结构中薄氧喷嘴末端厚度对火焰维持和燃烧长度的影响。

表 4 喷注器 1 # 和 2 # 参数

Table 4 Parameters of injector 1 # and injector 2 #

参数	喷注器 1 #	喷注器 2 #
氧喷注速度/ (m/ s)	70	70
速度比	8	10
氧喷嘴扩口设计	无	有
总流量/ (g/ s)	226	226

表 5 喷注器 3 # 和 4 # 参数

Table 5 Parameters of injector 3 # and injector 4 #

参数	喷注器 3 #	喷注器 4 #
氧喷注速度/ (m/ s)	70	70
速度比	8	8
氧喷嘴扩口设计	有	有
氧喷嘴末端厚度/ mm	0. 5	0. 1
总流量/ (g/ s)	226	226

表 6 喷注器 5 # 参数

Table 6 Parameters of injector 5 #

参数	喷注器 5 #
氧喷注速度/ (m/ s)	70
速度比	10
氧喷嘴扩口设计	有
总流量/ (g/ s)	386

在以上研究的基础上设计了喷注器 5 # ,其具有大速度比和氧喷嘴扩口设计,以验证该设计在大流量工况下的燃烧情况,设计流量为 SSME 主喷注器单元流量的 3. 42 倍.所设计的 5 种喷注器全都工作在混合比和压力分别为 6. 0 和 3. 0 MPa 工况下。

2.2 试验系统和测量

为试验研究设计了单喷嘴容热式推力室,如图 6 所示,其设计参数同于仿真计算模型;头部喷注器部分采用不锈钢材料,圆筒段和喷管部分分别采用紫铜和耐高温材料.推进剂采用常温的气氢/ 气氧,点火器采用氢/ 氧谐振式点火器,点火流量不到 8 g/ s. 试验系统简图如图 7.

在试验研究中各喷注器可能都会在燃烧室内完成燃烧,但其在燃烧室内的燃烧完成长度不一致,而壁面热损失又各不相同,燃烧完成长度较短的,热损失会更大,因此不能够采用测量室压来计算效率来比较燃烧完成情况. 本文采用燃烧室壁面温升测量方法来对比各喷注器混合燃烧速度和燃烧完成长度,同时还可以考察喷注器的热载环境,方法的具体分析请见文献[25]. 如图 6 所示,测点集中在燃烧室壁内部,圆筒段中各测点距内壁距离相同,各次试验稳定燃烧时间都为 2 s,额定室压都为 3. 0 MPa,额定混合比皆为 6. 0,如图 8、图 9 为典型燃烧室压力和测点温度测量曲线图,其中图 9 中 10 mm 表示距喷注器面 10 mm 位置的测点曲线. 试验时序安排为:点火器首先工作,大约 0. 5 s 后推力室工作,推力室室压建立后点火器即关闭,由于点火流量小,点火时间不到 1 s,其对壁温的影响完全可以忽略,从图 8 和图 9 可以看出在压力建立前壁温基本没有上升。

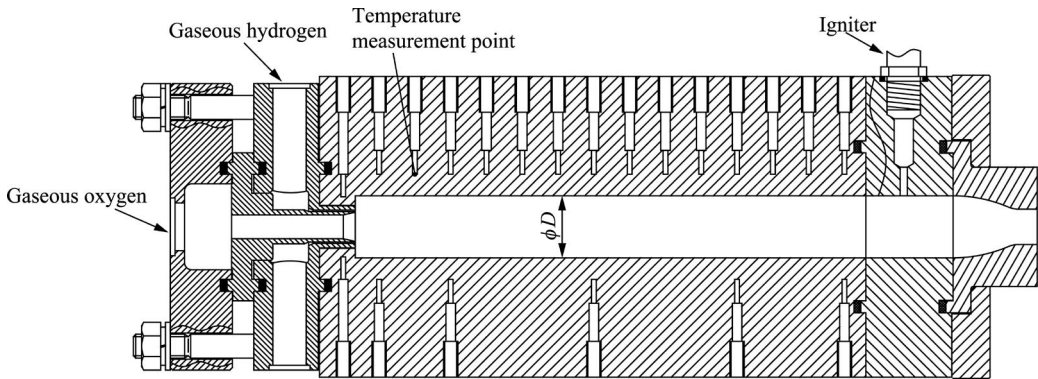


图 6 推力室装配图

Fig. 6 Schematic of the chamber and thermocouple locations

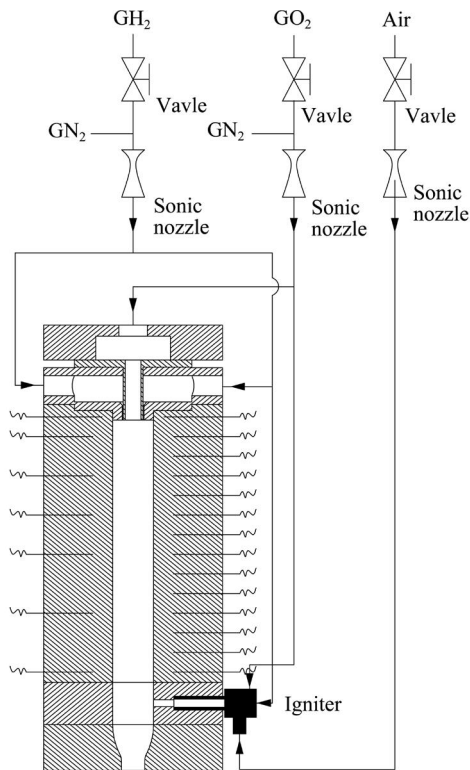


图 7 试验系统图

Fig. 7 Facility schematic

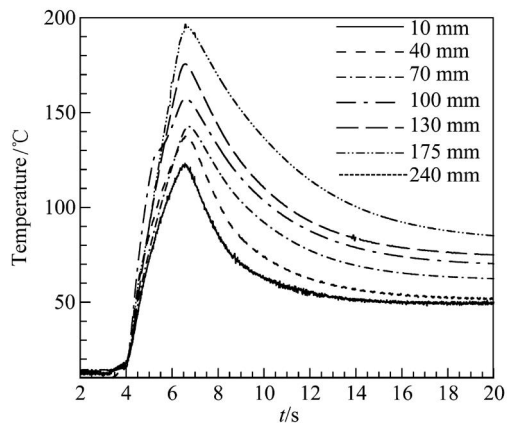


图 9 典型温度测量曲线

Fig. 9 Typical temperature measurement curves

可见喷注器 1 # 和 2 # 在试验过程中壁面温升分布具有相似性,这是由于两喷注器具有相似的构型而产生的较为相似的流场分布所致;但可以看出,喷注器 2 # 在整个轴向上的传热明显大于喷注器 1 #,直到两者都达到几乎相同的平稳值,这说明内部流场已变得充分完全,而后稍有下降,这是由于混合燃烧完成后,内部反应热的消失,而不断的壁面热损失导致流体不能一直维持对壁面在最高的传热值水平上。

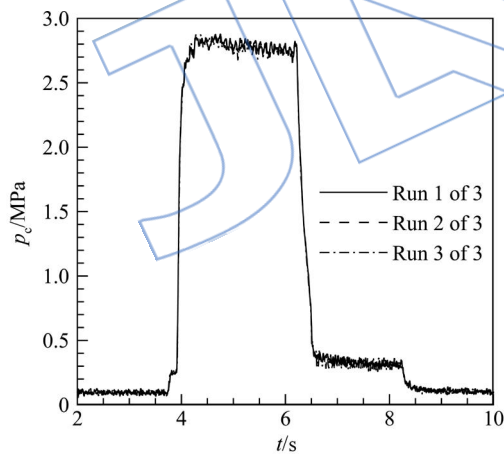


图 8 典型压力曲线

Fig. 8 Typical pressure curves

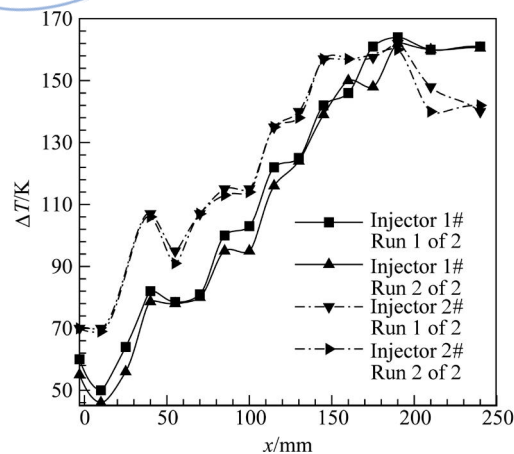


图 10 喷注器 1 # 和 2 # 各测点温升沿轴向分布图

Fig. 10 Wall temperature increments versus axial distance for injector 1 # and 2 #

2.3 试验结果与分析

在稳态燃烧的燃烧室内,燃烧从发生开始到发展直到完成,整个完成过程对壁面就产生一定的热传导分布;至少对于同类喷注器的流场而言,从壁面传热的分布可以判断内部混合燃烧速度的快慢.本文采用各温度测量的温度最高点与初始点的温升分布来表示热传导分布,如图 10 所示,

结果表明该设计在 2 倍于 SSME 主喷注器单元流量下燃烧完全.喷注器 2 # 温升在 145 mm 位置后达到平稳,而喷注器 1 # 是在 190 mm 左右位置,这表明喷注器 2 # 掺混燃烧速度更快,燃烧长度更短,高速度比和氧喷嘴扩口设计优势明显.且由温升分布我们可以判断,这种设计在燃烧室室壁前段不具有高热流。

图 11 显示了喷注器 1 # 试验前后的照片,可见试验后喷嘴末端颜色明显变黑,这是因为其起着稳定火焰的作用,作为火焰的起始点所致。

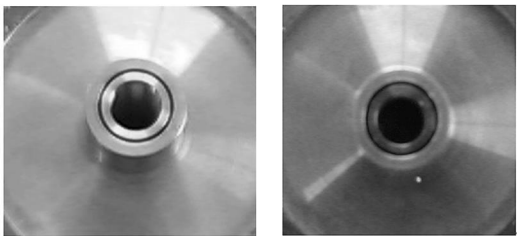


图 11 喷注器 1 # 试验前后照片
Fig. 11 Photos before and after hot-fire tests of injector 1 #

如图 12 所示,为不同氧喷嘴末端厚度的喷注器温升结果数据,可以看出喷注器 4 # 的燃烧室前端传热较喷注器 3 # 强,这说明这种设计在燃烧室前端增强了混合,但差别向下游发展越来越小,直到在相同的轴向位置达到几乎相同的平稳值。结果表明 0.1 mm 厚氧喷嘴末端设计仍然能够作为喷注器的火焰起始点和起到稳定火焰的作用,对混合燃烧有一定的增强,但效果不明显,由于试验中各温度测点有一定的间距,而无法显示出这种效果,致使两喷嘴温升曲线在相同的测量位置达到平稳值。

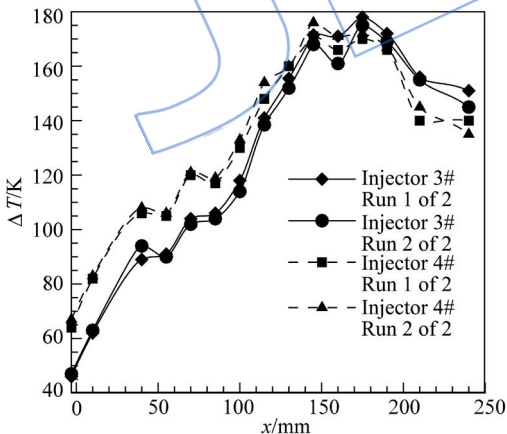


图 12 喷注器 3 # 和 4 # 各测点温升沿轴向分布图
Fig. 12 Wall temperature increments versus axial distance for injector 3 # and 4 #

对比喷注器 2 # 和喷注器 3 # 的试验结果,可以发现两者具有相同的燃烧长度;由于它们都具有很高速度比,其他参数也相同;这也验证了仿真计算中结论:在高速度比情况下,速度比的继续增加对流动影响已不明显。

在以上研究的基础上,对为大流量设计的喷注器 5 # 进行了试验研究,图 13 为试验结果,可以看出由于流量的显著增大,壁面温升随轴向上升速度明显放缓,即由于燃烧完成距离显著变长导致。但可见温升在 190 mm 轴向位置以后变得平稳,说明该喷注器在 3.42 倍于 SSME 主推力室单元流量工况下,在额定参数设计的燃烧室内已燃烧完全,并还具有进一步增加流量的潜能。

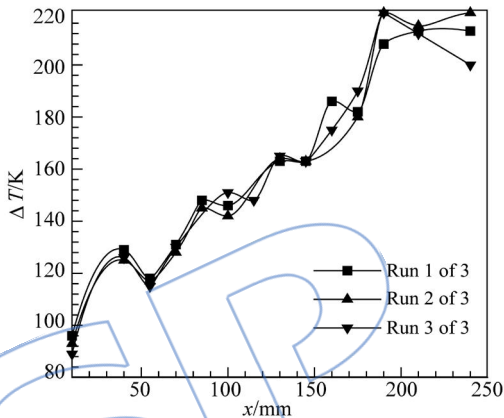


图 13 喷注器 5 # 各测点温升沿轴向分布图
Fig. 13 Wall temperature increments versus axial distance for injector 5 # in large flowrate condition

3 结 论

本文首先分析了典型剪切式喷注器的燃烧流场,针对其具有良好热环境和燃烧完成距离长的特点,为设计出适用于大流量喷注器,从三个方面对剪切式喷注器进行改进设计:气动参数、结构设计和燃烧机理。并进行了仿真分析和试验研究,结果表明:高氢/氧动量比和氧喷嘴扩口设计能够有效减小燃烧长度,能够在 3.42 倍于 SSME 主推力室单元流量工况下,在额定参数设计的燃烧室内完成燃烧,并具有良好的热载环境,能够适用了大流量工况;氧喷嘴末端起着火焰稳定的作用,而其薄壁设计较其厚壁设计对燃烧长度影响很小。

只要参数选择合理,并改进结构,传统小流量的同轴剪切式喷注器也能够适用于大流量工况。研究结果和所提出的设计改进方向为大流量气-气喷注器的进一步研究打下基础和提供思路;并可以直接为以气氢/气氧作为推进剂的发动机服务,也为其他同类型喷注器的设计提供参考。

参考文献:

- [1] Jones J M, Nichols J T. Integrated powerhead demonstration: full flow cycle development [R]. AFRL-PR-ED-TP-1998-003.
- [2] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system [R]. AIAA 1997-3318.
- [3] Foust M J, Deshpande M, Pal S, et al. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combustor GO_2/GH_2 flowfield [R]. AIAA 1996-0646.
- [4] Schley C A, Hagemann G, Tucker P K. Comparison of calculation codes for modeling hydrogen-oxygen injectors [R]. AIAA 1997-3302.
- [5] Tucker P K, Klemm M D, Smith T D, et al. Design of efficient GO_2/GH_2 injectors: a NASA, industry cooperative effort [R]. AIAA 1997-3350.
- [6] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application [R]. AIAA 1999-2757.
- [7] Archambault M R, Talley D, Perroomian O. Computational analysis of a single-element shear-coaxial gH_2/gO_2 engine [R]. AIAA 2002-1088.
- [8] Archambault M R, Perroomian O. Characterization of a gas/gas hydrogen/oxygen engine [R]. AIAA 2002-3594.
- [9] 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.
- [10] Lin J, West J S, Williamst R W. CFD code validation of wall heat fluxes for a gO_2/gH_2 single element combustor [R]. AIAA 2005-4524.
- [11] Tucker P K, Menon S, Merkle C L, et al. An approach to improved credibility of CFD simulations for rocket injector design [R]. AIAA 2007-5572.
- [12] Tucker P K, Menon S, Merkle C L, et al. Validation of high-fidelity CFD simulations for rocket injector design [R]. AIAA 2008-5226.
- [13] Calhoon D, Ito J, Kors D. Investigation of gaseous propellant combustion and associated injector chamber design guidelines [R]. NASA CR-121234, Contract NAS3-13379, July 1973.
- [14] De Groot W A, McGuire T J, Schneider S J. Qualitative flow visualization of a 110 N hydrogen/oxygen laboratory model thruster [R]. AIAA 1997-2847.
- [15] Tamura H, Sakamoto H, Takahashi M, et al. LOX/LH₂ subscale swirl coaxial injector testing [R]. AIAA 1997-2906.
- [16] Immich H, Alting J, Kretschmer J, et al. Technologies for thrust chambers of future launch vehicle liquid rocket [R]. AIAA 2002-4143.
- [17] Haeseler D, Mading C, Preclik D. LOX-kerosene oxidizer-rich gas-generator and main combustion chambers subscale testing [R]. AIAA 2006-5197.
- [18] Berque J, Sion M. Tricoaxial injector technology development [R]. AIAA 1999-2492.
- [19] Duthoit V, Rene-Corail M, Sion M, et al. Ten years of research on $\text{H}_2\text{-O}_2$ injection [R]. AIAA 1999-2493.
- [20] Fournet A, Lonchard J M, Thomas J L. Technological demonstration for low cost gas generator [R]. AIAA 2004-4006.
- [21] Jones G, Protz C, Trinh H, et al. Status of the combustion devices injector technology program at the NASA MSFC [R]. AIAA 2005-4530.
- [22] Jones G, Protz C, Bullard B, et al. Local heat flux measurements with single element coaxial injectors [R]. AIAA 2006-5194.
- [23] 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)
- [24] 周力行. 湍流气粒两相流动和燃烧的理论 and 数值模拟 [M]. 北京: 科学出版社, 1993.
- [25] 汪小卫, 金平, 蔡国飙. 一种单喷嘴推力室燃烧内流场的方法 [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)