

文章编号:1000-8055(2012)08-1881-06

# 气氢/气氧同轴剪切单喷嘴燃烧室壁面热流 计算与分析

姜金朋<sup>1</sup>, 李 茂<sup>2</sup>, 金 平<sup>1</sup>, 蔡国飙<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 以气氢/气氧为推进剂, 采用数值模拟方法, 研究了同轴剪切喷嘴设计参数——氢氧速度比和氧压降比对单喷嘴燃烧室内燃烧过程和壁面热载的影响, 并将绝热壁面条件、等温壁面条件的计算结果与试验结果进行了对比分析, 结果表明: 氢氧速度比增大, 燃烧性能提高, 壁面热载增加; 氧压降比增大, 燃烧性能下降, 壁面热载减小; 相比采用壁面绝热燃气温度, 采用热流预示燃烧室壁面热载与真实情况更为接近。

**关 键 词:** 气氢/气氧喷嘴; 壁面热载; 燃烧性能; 数值模拟; 氢氧速度比; 氧压降比

**中图分类号:** V434<sup>+</sup>. 13

**文献标志码:** A

## Simulation and analysis of wall heat fluxes for shear coaxial GH<sub>2</sub>/GO<sub>2</sub> single element combustor

JIANG Jin-peng<sup>1</sup>, LI Mao<sup>2</sup>, JIN Ping<sup>1</sup>, CAI Guo-biao<sup>1</sup>

(1. School of Astronautics,

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

2. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

**Abstract:** With gas hydrogen/gas oxygen being propellant, adopting numerical simulation, design parameters of shear coaxial injector, namely ratio of fuel velocity to oxidizer velocity and the ratio of oxidizer pressure drop to combustor pressure have been studied to find their impact on combustion characteristics and thermal loading of chamber wall. The simulation results of two kinds of wall boundary condition which were adiabatic condition and isothermal condition were compared with experimental result. It shows that the increasing of the ratio of fuel velocity to oxidizer velocity improves the combustion performance and wall heat flux. The increasing of the ratio of oxidizer pressure drop to combustor pressure decreases the combustion performance and wall heat flux. In comparison with wall gas temperature, wall heat flux is more consistent with the real condition when used to predict thermal loading of combustion chamber wall.

**Key words:** gas hydrogen/gas oxygen injector; wall thermal loading;  
combustion performance; numerical simulation;  
ratio of fuel velocity to oxidizer velocity;  
ratio of oxidizer pressure drop to combustor pressure

收稿日期: 2011-09-29

网络出版地址: [http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1881\\_029.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1881_029.html)

作者简介: 姜金朋(1988—), 女, 山东莱阳人, 博士生, 主要从事可重复火箭发动机研究。

随着航天技术的发展,人类空间活动越来越频繁,一次性使用火箭因其研制周期长、费用高,已经难以满足空间运输的需求,大力发展安全可靠、费用低廉的可重复使用运载器成为必然.在众多的动力系统方案中,采用全流量补燃循环的发动机性能好、可靠性高、寿命长、维修性良好,受到火箭发动机设计者的关注<sup>[1]</sup>.

气氢/气氧喷嘴技术是全流量补燃循环发动机的关键技术之一<sup>[2-3]</sup>.相比常规的液体推进剂燃烧过程,气氢/气氧燃烧过程没有了液滴雾化和蒸发过程,相对简单和高效,可有效提高发动机的性能.由此,气氢/气氧燃烧对燃烧室的热载与常规气-液燃烧和液-液燃烧不同,有必要对其开展深入研究.

从上世纪 90 年代开始,研究者应用 Raman 光学测量方法和激光多普勒测速仪等先进手段,对气氢/气氧燃烧的浓度场和速度场进行测量,研究气氢/气氧燃烧流场特征<sup>[4-5]</sup>.随着计算流体力学和优化设计方法的发展,数值模拟和优化设计也成为这一课题的重要研究手段<sup>[6-11]</sup>.21 世纪后,研究者对气氢/气氧燃烧的研究主要集中在燃烧室热流计算方法及精度方面<sup>[6-11]</sup>.虽然上述工作较为全面地研究了气氢/气氧燃烧的特点,但是喷嘴设计参数变化对燃烧室壁面热载的影响却很少研究,并且在评价手段上,有的采用壁面燃气温度<sup>[12-13]</sup>,有的采用热流<sup>[6-11]</sup>.本文以同轴剪切喷嘴为研究对象,采用数值模拟方法,在气氢/气氧单喷嘴燃烧室内,研究喷嘴主要设计参数对燃烧性能和燃烧热载的影响,并将不同评价指标的仿真结果与试验结果进行了比较.

## 1 计算方法及模型简介

### 1.1 仿真模型

在忽略了质量力和热辐射的前提条件下,本文通过求解使用标准  $k-\epsilon$  双方程湍流模型的 Navier-Stokes(N-S)方程组,对常温气氢/气氧同轴剪切单喷嘴燃烧流场进行数值模拟,控制方程如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial z} + \frac{\partial G}{\partial r} = \frac{\partial F_v}{\partial z} + \frac{\partial G_v}{\partial r} + S \quad (1)$$

式中符号具体含义参考文献<sup>[13]</sup>.

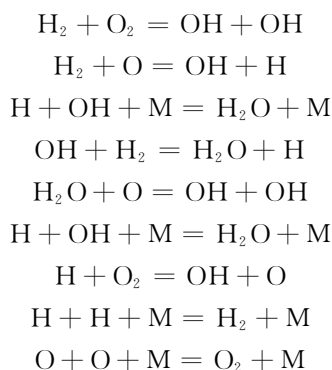
湍流模型方程为<sup>[14]</sup>

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \\ G_k - \rho \epsilon - Y_m \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \\ C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} G_k - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (3)$$

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,  $C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}$  为经验常数,分别取 1.44, 1.92,  $\sigma_k$  和  $\sigma_\epsilon$  分别是与湍流动能  $k$  和耗散率  $\epsilon$  对应的 Prandtl 数.

化学反应与湍流之间的相互作用采用涡耗散概念模型考虑,化学动力学模型为 6 组分、9 步反应的氢氧燃烧模型,化学反应如下:



化学反应速率由阿累尼乌斯(Arrhenius)公式计算<sup>[15-16]</sup>,其中 M 表示第三体.流动方程用二阶迎风格式离散,湍动能、湍流耗散率用一阶迎风格式离散.

### 1.2 几何模型

图 1 为燃烧室几何模型.燃烧室设计流量为 226 g/s,混合比为 6,压力为 3 MPa,直径  $D$  为 26 mm,长度  $L$  为 295 mm,其中圆柱段长度为 250 mm.喷嘴结构形式为同轴剪切喷嘴,喷嘴入口段长度为 10 mm.

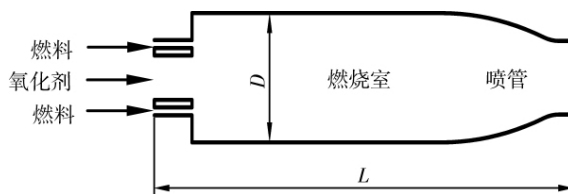


图 1 燃烧室几何模型

Fig. 1 Geometrical model of the chamber

### 1.3 边界条件

燃烧室边界条件如图 2 所示.推进剂入口采用质量入口边界条件,给定入口水力直径、湍流强度、燃气温度和组分;出口采用压力出口边界条件,给定出口反压(大气压)、出口水力直径;燃烧室壁面边界处理方法采用两种方案:方案 1,绝

热、无滑移;方案2,假设壁面温度恒定,取壁面温度 300 K. 国外很多数值模拟壁面边界处理用了给定壁面温度的方法,文献[6-8]用试验测得的壁面温度作边界条件,文献[9]中,分别采用了2种边界条件进行计算:一种是等温壁面边界条件;一种是采用试验测得的壁面温度作为计算中壁面温度的边界条件. 2种边界条件下,计算得到的壁面热流差别很小,所以本文中采用等温壁面作为边界条件是可行的.

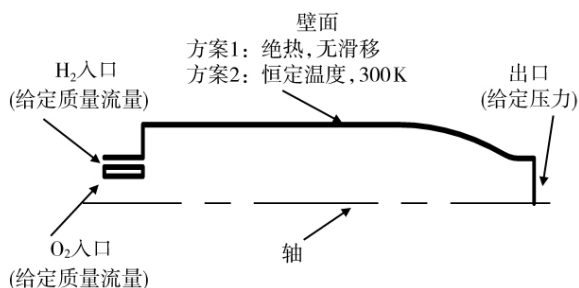


图2 边界条件

Fig. 2 Boundary condition

#### 1.4 喷嘴设计参数

本文研究选择的喷嘴设计参数为:氢氧速度比  $R_v$  和氧压降比  $D_p$  (氧喷嘴压降与燃烧室压力之比), 它们是影响燃烧的重要参数. 参数取值见表1, 基准参数为  $R_v=6.6$ ,  $D_p=6.5\%$ . 喷嘴出口端面厚取为 1.5 mm, 喷嘴无缩进距离.

表1 喷嘴参数取值

Table 1 Parameters of injector

| $R_v$           | $D_p/\%$         |
|-----------------|------------------|
| 3, 4, 6.6, 8, 9 | 2.5, 6.5, 10, 15 |

## 2 计算结果分析

### 2.1 氢氧速度比的影响

图3和图4分别为不同氢氧速度比条件下, 燃烧室内温度分布和水组分质量分数沿轴向分布. 在图3中, 对称轴以上为绝热壁面条件的结果, 对称轴以下为等温壁面条件的结果. 从图示结果可以看出, 速度比越大, 氢氧间速度梯度越大, 掺混燃烧越好, 燃烧高温区域越靠前, 燃烧室内水组分生成也较快 ( $R_v$  代表绝热条件,  $R_{v-T}$  代表等温壁面条件), 说明燃烧性能好, 燃烧可以在较短的长度内完成. 并且2种边界条件得到的温度分布没有明显差别.

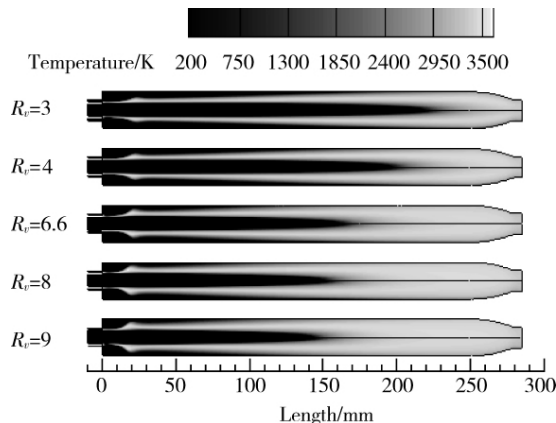


图3 不同氢氧速度比下燃烧室内的温度分布

Fig. 3 Temperature distribution in chamber of different velocity ratios of hydrogen to oxygen

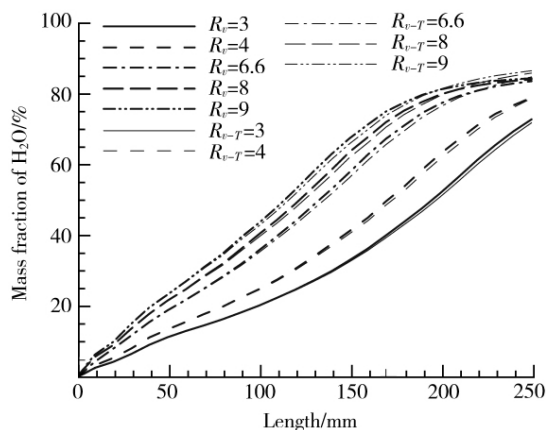
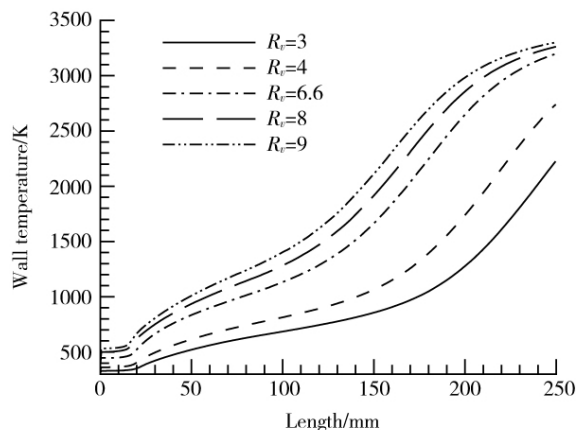


图4 不同氢氧速度比下燃烧室内水组分的轴向分布

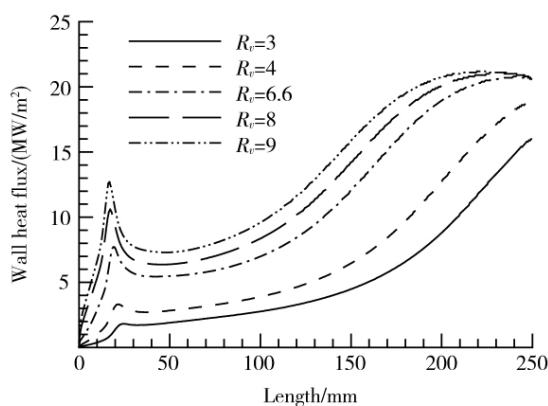
Fig. 4 Water axial distribution in chamber of different velocity ratios of hydrogen to oxygen

如图5为氢氧速度比变化对燃烧室热载的影响, 其中图5(a)为绝热壁面条件下燃烧室壁面处燃气温度分布; 图5(b)为等温壁面条件下燃烧室壁面热流分布; 图5(c)为试验获得的燃烧室壁面热流分布, 试验装置及方法参考文献[17].

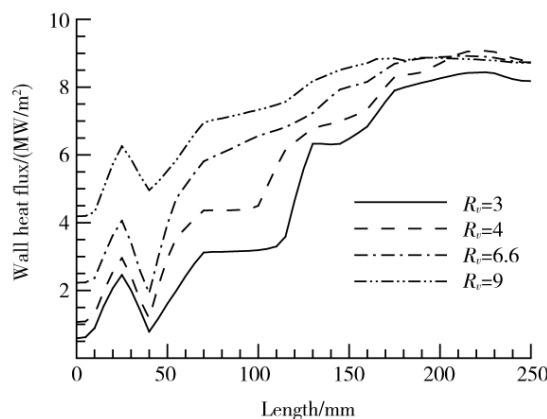
从图5(a)中可以看出: 沿燃烧室轴向, 壁面燃气温度呈上升趋势, 前段温度上升缓慢, 后段温度上升快, 并且, 速度比越大, 壁面燃气温度越高. 图5(b)中, 沿燃烧室轴向, 壁面热流密度呈增加趋势, 与壁面燃气温度相比, 同样的, 速度比越大, 壁面热流密度越大, 但又存在明显不同: ①在燃烧室前段, 热流密度存在一个峰值, 峰值位置与燃烧流场中燃烧室前段的高温区位置相同, 此处的温度梯度大, 而热流密度根据温度梯度进行计算, 因此热流密度大, 出现一个峰值, 而壁面燃气温度并没有呈现峰值; ②当速度比较大时 (如图5中速



(a) 绝热壁面燃气温度



(b) 等温壁面法得到的壁面热流



(c) 试验获得的壁面热流

图 5 氢氧速度比对不同计算方法的评价指标的影响

Fig. 5 Influence of velocity ratios of hydrogen to oxygen to different simulation methods

度比为 9 时), 在燃烧室后段, 壁面热流密度在达到峰值后呈现下降趋势, 此时燃烧已经完成, 燃烧流场内温度趋于平衡, 温度梯度很小, 因此热流密度下降, 而壁面燃气温度仍呈增加趋势. 将仿真计算的结果与图 5(c) 的试验结果对比发现: 用壁面燃气温度来反映壁面热载, 虽然能反映设计参数

变化的基本影响规律, 但预测效果与试验结果相差很大; 而仿真计算的热流密度随设计参数的变化趋势与试验结果的变化趋势一致, 在喷注面板附近存在热流密度峰值. 由此可见采用热流密度可以更准确地描述燃烧室壁面热载状况. 本文中仿真得到的壁面热流值与试验值相差较大, 一方面, 计算模型的选取会影响计算结果, 包括湍流模型<sup>[6-8]</sup>、求解器<sup>[6]</sup>、近壁面处理方法<sup>[6,9-10]</sup>、化学模型<sup>[9,11]</sup>等的选取, 网格质量<sup>[6,9]</sup>也会影响计算结果, 以上文献中有对这些因素下热流密度的对比计算研究, 有的与试验值相差较小, 有的与试验值相差很大; 另一方面, 本文计算热流给定壁面温度 300 K, 而实际的壁面温度因燃烧反应和流动而升高, 温差减小, 因此实际热流比计算热流小. 另外, 实际测试过程中, 采用接触式传感器测量温度, 温度传感器的精度影响测量结果, 测量值与实际值的偏差也会造成仿真计算结果与试验结果的较大差别.

## 2.2 氧压降比的影响

图 6 为不同氧压降比条件下, 燃烧室温度内的分布, 对称轴以上为绝热壁面条件的结果, 对称轴以下为等温壁面条件的结果. 随着氧压降比增大, 燃烧高温区域逐渐靠后. 图 7 为水组分质量分数沿燃烧室轴向的分布,  $D_p$  代表绝热条件,  $D_{p-T}$  代表等温壁面条件. 从图中可以看出: 燃烧室前段 (距喷注面约 100 mm 之内), 在同一横截面上, 水组分质量分数随着氧压降比增大而增大; 但燃烧室后段 (约 100 mm 之后), 水组分质量分数随着氧压降比增大而降低.

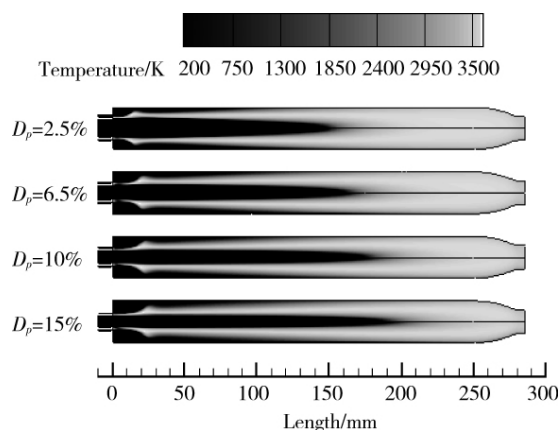


图 6 不同氧压降比下燃烧室内的温度分布

Fig. 6 Temperature distribution in chamber of different ratios of oxidizer pressure drop to combustor pressure

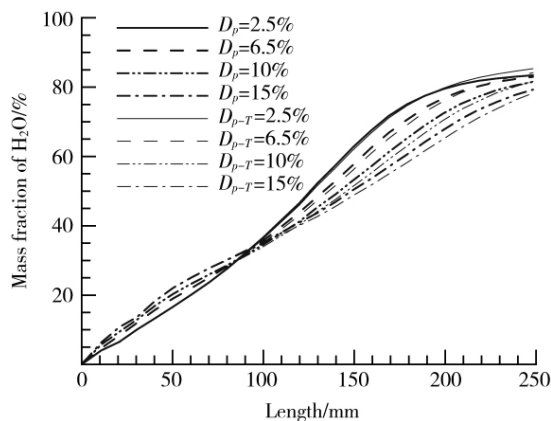


图 7 不同氧压降比下燃烧室内水组分的轴向分布

Fig. 7 Water axial distribution in chamber of different ratios of oxidizer pressure drop to combustor pressure

氧压降比增大, 喷注速度增大, 氢氧速度绝对差增加, 一定程度上加强了燃烧, 并且增强了燃烧室前段回流, 因此高氧压降比时燃烧室前段水组分质量分数较高; 不过, 氧压降比增大也使氧喷注面积减小, 一定燃烧室直径下氢流通面积增大, 从而使氢流动速度快速下降, 导致氢氧速度梯度减小, 掺混效果变差, 燃烧性能下降, 燃烧完成需要的长度增大。

图 8 为绝热壁面条件下, 燃烧室壁面处燃气温度分布随氧压降比的变化, 在燃烧室前段(距喷注面约 135 mm 之内), 壁面燃气温度随着氧压降比增大而升高; 但在燃烧室后段(约 135 mm 之后), 壁面燃气温度随着氧压降比增大而降低。

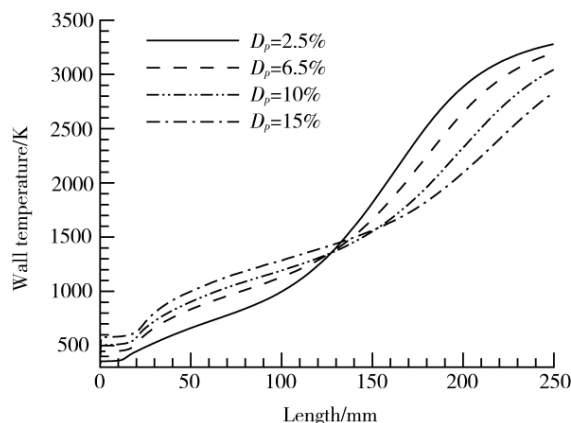


图 8 燃烧室壁面燃气温度分布

Fig. 8 Temperature distribution of wall gas temperature

图 9 为不同氧压降比下, 燃烧室壁面热流密度沿轴向的分布。在距离喷注面板约 20 mm 附

近, 热流密度出现峰值, 且氧压降比越大, 热流密度峰值越大, 出现峰值的位置越靠后, 这与图 6 温度分布图一致。

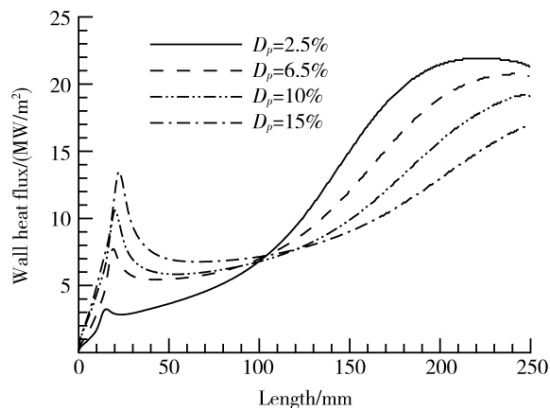


图 9 不同氧压降比下的壁面热流分布

Fig. 9 Wall heat flux distribution in chamber of different ratios of oxidizer pressure drop to combustor pressure

在距离喷注面板约 100 mm 之内, 壁面热流密度随着氧压降比增大而增大, 而在 100 mm 之后, 壁面热流密度随着氧压降比增大而减小。

### 3 结 论

采用数值模拟方法研究了喷嘴设计参数对气氢/气氧单喷嘴燃烧室燃烧性能和壁面热载的影响, 结果表明:

1) 氢氧速度比增大, 燃烧长度显著缩短, 燃烧性能提高; 同时, 燃烧室壁面绝热燃气温度和热流增大, 壁面热载明显增加。

2) 氧压降比增大, 燃烧长度增加, 燃烧性能降低; 随着氧压降分数增加, 燃烧室前段壁面绝热燃气温度和热流呈增加趋势, 而在燃烧室后段呈下降趋势。

3) 绝热壁面燃气温度虽然可以在一定程度上反映壁面热载, 但是并不能完全反映热载变化趋势。相比之下, 采用热流预示燃烧室壁面热载更具有优势, 与真实情况更为接近。本文中等温壁面条件的稳态计算方法得到的热流与试验值还相差较大, 计算方法还需进一步改进。

### 参考文献:

- [1] 金平, 杜正刚, 杨立军, 等. 气气喷注器混合场流动显示[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 210-216.  
JIN Ping, DU Zhenggang, YANG Lijun, et al. Flow visualization of gas-gas injector mixing flowfield[J]. Journal of

- Aerospace Power, 2011, 26(1): 210-216. (in Chinese)
- [2] Farhangi S, Yu T, Rojas L. Gas-gas injector technology for full flow combustion cycle application[R]. AIAA-1999-2757, 1999.
- [3] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system[R]. AIAA-1997-3318, 1997.
- [4] Foust M J, Pal S, Santoro R J. Gaseous propellant rocket studies using Raman spectroscopy[R]. AIAA-1996-2766, 1996.
- [5] Jones R A, Groot W A, Myrabo L N, et al. Oxygen temperature and concentration measurements in  $H_2-O_2$  rocket engines[R]. AIAA-1996-439, 1996.
- [6] Lin J, West S, Robert W. CFD code validation of wall heat fluxes for a  $GO_2/GH_2$  single element combustor[R]. AIAA-2005-4524, 2005.
- [7] 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, 2007.
- [8] LIAN Chenzhou, Charles L. Merkle. Contrast between steady and time-averaged unsteady combustion simulations[R]. AIAA-2010-371, 2010.
- [9] Sozer E, Vaidyanathan A, Segal C, et al. Computational assessment of gaseous reacting flows in single element injector[R]. AIAA-2009-449, 2009.
- [10] Cutrone L, Battista F. Assessment of wall-functions  $\kappa-\epsilon$  turbulence models for the prediction of the wall heat flux in rocket combustion chambers[R]. AIAA-2008-4558, 2008.
- [11] Sozer E, Hassan E A. Turbulence-chemistry interaction and heat transfer modeling of  $H_2-O_2$  gaseous injector flows[R]. AIAA-2010-1525, 2010.
- [12] Vaidyanathan R, Tucke P K, Papila N, et al. CFD-based design optimization for a single element rocket injector[R]. AIAA-2003-296, 2003.
- [13] 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)
- [14] 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)
- [15] Sozer E, Vaidyanathan A, Segal C, et al. Computational assessment of gaseous reacting flows in single element injector[R]. AIAA-2009-449, 2009.
- [16] Shang M, Chen Y, Paul L. Investigation of chemical kinetics integration algorithms for reacting flows[R]. AIAA-1995-806, 1995.
- [17] 高玉闪, 杜正刚, 金平, 等. 热沉式燃烧室热载分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2619-2624.
- GAO Yushan, DU Zhenggang, JIN Ping, et al. Investigation on the heat flux of heat sink chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2619-2624. (in Chinese)