

文章编号: 1000-8055(2010)04-0829-06

同轴双剪切气-气喷嘴数值模拟

杜正刚, 高玉闪, 李 茂, 金 平, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 通过求解 $k-\varepsilon$ 湍流模型的 Navier-Stokes 方程组, 对以气氢/气氧为推进剂的同轴双剪切喷嘴燃烧室流场进行数值模拟研究. 结果表明: 气-气推进剂在燃烧室内形成两个燃烧面, 能在大流量下实现较高的燃烧效率; 同轴双剪切喷嘴的氧喷注速度和氢氧速度比是同轴双剪切喷嘴设计的关键参数, 氧喷注速度越小使推进剂的燃烧位置越远离喷注面, 而氢氧速度比越大使燃烧位置越靠前; 与气-液同轴剪切喷嘴相比, 同轴双剪切气-气喷嘴的设计可以取较大的氧喷注速度和适合的氢氧速度比.

关 键 词: 数值模拟; Navier-Stokes 方程组; 气-气喷嘴; 流量

中图分类号: V434⁺.13

文献标识码: A

Numerical simulation of shear dual-coaxial gas-gas injector

DU Zheng-gang, GAO Yu-shan, LI Mao, JIN Ping, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: The turbulent Navier-Stokes equations in combination with two equation $k-\varepsilon$ turbulence models were used to simulate the flow field of shear dual-coaxial single element GO_2/GH_2 injector chamber. The results show that: the shear dual-coaxial injector has two shear combustion surfaces, enabling to achieve a high combustion efficiency at the condition of large mass flowrate, the oxygen injection velocity and the velocity ratio of hydrogen to oxygen are key parameters for shear dual-coaxial injector design, a lower oxygen injection velocity makes the combustion location far away from the faceplate, while a higher velocity ratio makes the combustion location closer to the faceplate. Compared with the gas-liquid shear coaxial injector, a faster oxygen injection velocity and proper velocity ratio of hydrogen to oxygen are preferable choice for design of shear dual-coaxial injector.

Key words: numerical simulation; Navier-Stokes equations; gas-gas injector; mass flowrate

全流量补燃循环发动机中, 推进剂以气态的形式喷入燃烧室, 由于缺少雾化和蒸发过程, 气-气推进剂的燃烧机理不同于气-液推进剂. 美国曾对应用于全流量补燃循环发动机的气-气喷嘴开展大量研究^[1], 通过使用先进的光学诊断方法研究燃烧室内流场分布^[2-3]; 近年来, 对气-气喷嘴燃烧室热流的研究逐渐被重视^[4-5]. 国内对气-气喷

嘴的研究也取得一定进展^[6].

现代火箭发动机的研制过程中, 通过使用大流量的喷嘴, 能减少发动机头部的喷嘴数目, 最终实现降低发动机制造成本^[7]的目的. 且通常认为气-气推进剂的燃烧过程较为简单, 因而研制大流量的气-气喷嘴有很高的可行性.

同轴双剪切喷嘴中心喷射的是一股圆形的氢

收稿日期: 2009-02-25; 修订日期: 2009-04-28

基金项目: 国家 863 基金

作者简介: 杜正刚(1980-), 男, 贵州黄平人, 博士生, 主要从事全流量补燃循环发动机关键技术研究.

射流,氧环绕中心的氢,外圈的氢环绕氧射流.使推进剂在燃烧室中形成两个燃烧面,具有在大流量下实现高燃烧效率的潜力.氧喷注速度和氢氧速度比是同轴双剪切喷嘴设计的重要参数.本文通过对使用气氢/气氧为推进剂的同轴双剪切喷嘴燃烧室流场进行数值模拟,分析同轴双剪切喷嘴的设计参数对推进剂燃烧过程的影响.

1 喷嘴组件设计

本文的数值模拟中,以气氢和气氧为推进剂,燃烧室压力设计为 3 MPa,取喷嘴的混合比为 6.燃烧室的特征参数和喷嘴流量的选取参考美国航天飞机主发动机(space shuttle main engine,简称 SSME)的设计值.燃烧室特征长度设计为 800 mm,与 SSME 相同;喷管的收缩比为 3.1,SSME 喷注器^[8]设计参数见表 1.将 SSME 推进剂的总流量除以喷嘴数目,得到单喷嘴的流量;再进行压力转换,可知在压力为 3 MPa 时,SSME 单喷嘴的流量为 0.113 kg/s.

表 1 SSME 喷注器设计参数表
Table 1 Injector parameters of SSME

室压/ MPa	总流量/ (kg/s)	喷嘴 数目/个	单喷嘴 流量/(kg/s)
20.7	469	600	0.782

保证燃烧室截面的流量密度与 SSME 喷嘴在低压下的流量密度相同,即:双剪切喷嘴流量与燃烧室横截面面积之比与 SSME 燃烧室在低压下的流量密流相同.本文的燃烧室设计参数见表 2,对总流量为 0.678 kg/s 的同轴双剪切喷嘴燃烧室流场进行仿真,即对相当于 SSME 单喷嘴 6 倍流量的工况进行数值模拟.

表 2 燃烧室与流量参数表
Table 2 Combustor and mass flowrate parameters

流量/ (kg/s)	燃烧室 直径/m	喉部 直径/m	流量密度/ (kg/(s·m ²))
0.113	0.0184	0.0104	425
0.678	0.0451	0.0256	425

同轴双剪切气-气喷嘴的设计中,中心氢流量与外圈氢流量的比例是同轴双剪切喷嘴重要的设计参数,可以通过改变中心氢和外圈氢的喷射面

积实现对氢流量的分配.本文的研究中,中心氢流量与氢气总流量的比例固定为 0.3.在固定单喷嘴流量、混合比、喷嘴壁面厚度和同轴双剪切中心氢与外圈氢流量比例的情况下,利用气体流量公式,通过选定的氧喷注速度、氢氧速度比就能完成对同轴双剪切喷嘴的设计.

对于气氢/液氧推进剂,氧化剂的速度影响液滴的雾化质量,通常液体氧化剂喷射入燃烧室的速度小于 33 m/s.气氢/液氧推进剂的同轴剪切喷嘴需要使氢和氧射流间存在速度差,帮助液氧流束破碎成液滴.氢氧速度比是喷嘴设计的重要参数,通常其氢氧速度比大于 10^[9].

对于气-气推进剂进入燃烧室后在剪切层内掺混并发生化学反应,氧喷注速度对推进剂的燃烧有一定影响.本文对氧喷注速度的研究中,固定氢氧速度比为 9,氧喷注速度分别为:39.3,61.8,77.8,98.5,120.8 m/s.

氢氧速度比影响气体之间的掺混和燃烧过程,氢氧速度比过低使推进剂不能有效掺混,会导致燃烧效率较低;而过高的氢氧速度比增加发动机供应系统的负担,且对推进剂的掺混效果影响不大.本文中,固定氧喷注速度值为 77.8 m/s,氢氧速度比变化范围为 3,5,7,9 和 11,图 1 是同轴双剪切喷嘴的结构简图.

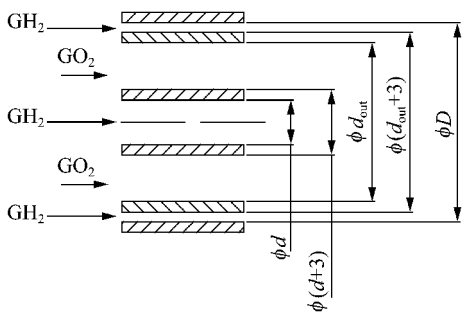


图 1 同轴双剪切喷嘴设计简图
Fig. 1 Sketch of shear dual-coaxial injector

2 数值模拟方法

2.1 边界条件和化学反应模型

本文的燃烧室和喷嘴使用轴对称模型进行简化;氢和氧喷嘴的入口采用质量入口,设定入口温度为 300 K;出口边界条件为压力出口边界;燃烧室壁面假定为绝热壁面.

氢和氧在燃烧室内燃烧是剧烈的化学反应过程.本文通过求解使用 $k-\epsilon$ 湍流模型的 Navier-

Stokes(N-S)方程组, 化学反应模型采用 6 种组分、9 个主要反应的有限速率模型. 化学反应速率由阿累尼乌斯(Arrhenius)公式计算^[10].

2.2 物理模型介绍

图 2 是同轴双剪切喷嘴燃烧室模型简图. 不同的设计参数下, 固定喷嘴壁厚为 1.5 mm 而变化喷嘴的喷射面积, 燃烧室圆柱段长度为 255 mm, 燃烧室总长为 305 mm.

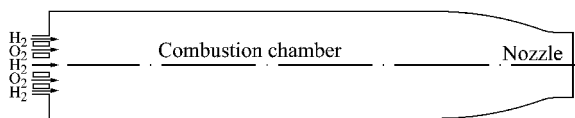


图 2 同轴双剪切喷嘴仿真模型
Fig.2 Computation model of shear dual-coaxial injector

2.3 结果分析方法

为揭示推进剂的燃烧完善程度, 需要分析燃烧室截面上组分量与组分总流量的百分比沿轴向位置的分布. 在轴向位置 x 处, 组分 i 的质量分数 $\eta_i(x)$ 可表述为

$$\eta_i(x) = \frac{\int \phi_i \rho v dA}{m_i}$$

式中 ϕ_i 表示单元中组分 i 的质量分数, ρ 表示密度, v 和 A 分别表示单元的速度和面积矢量, m_i 表示组分 i 的总流量. 氢和氧推进剂燃烧达到化学平衡后, 产物中最重要的是高温水蒸气、高温氢和氧, 这三种组分的质量分数越接近化学热力计算的平衡值, 则说明燃烧程度越完善. 热力计算的结果显示, 化学反应平衡时, 剩余氢气质量占氢气总质量的比例为 27.2%; 剩余氧质量占氧气总质量的比例为 2.0%; 生成的水质量占推进剂总流量的比例 85.2%.

3 模拟结果及分析

3.1 对氧喷注速度的数值模拟

不同氧喷注速度下, 同轴双剪切喷嘴设计参数见表 4.

图 3 是不同氧喷注速度的同轴双剪切喷嘴燃烧室内温度分布图. 可见, 燃烧发生在氢和氧相互掺混的剪切层内, 同轴双剪切喷嘴使推进剂在燃烧室内形成两个燃烧面, 推进剂在燃烧室内是逐步掺混、燃烧的过程. 在喷注面板附近氢和氧接触

即燃烧, 并且形成连续的燃烧火焰, 但最终的高温区域距喷注面较远, 对喷注面板的热防护有利.

图 3 显示小的氧喷注速度使推进剂在燃烧室内的高温位置靠后, 在氧速度由 39.3 m/s 变化到 77.8 m/s 的工况下, 这种作用较为明显. 而氧速度由 77.8 m/s 增加到 120.8 m/s 的工况下, 温度分布位置差别不大. 这是由于小的氧喷注速度使推进剂进入燃烧室的尺寸变大, 使推进剂进入燃烧室的截面积变大, 中心区域的推进剂需要更长的距离才能完成燃烧, 由表 4 可见在前三种工况下喷嘴尺寸变化较大; 而氧速度由 77.8 m/s 增加到 120.8 m/s 时, 喷嘴尺寸变化较小.

表 4 不同氧喷注速度的同轴双剪切喷嘴设计尺寸

Table 4 Shear dual-coaxial injector dimension of different oxygen injection velocities

氧喷注速度/(m/s)	d /mm	d_{out} /mm	D /mm
39.3	7.32	26.73	31.77
61.8	5.50	20.58	25.03
77.8	4.78	18.25	22.47
98.5	4.35	16.86	20.94
120.8	4.03	15.90	19.88

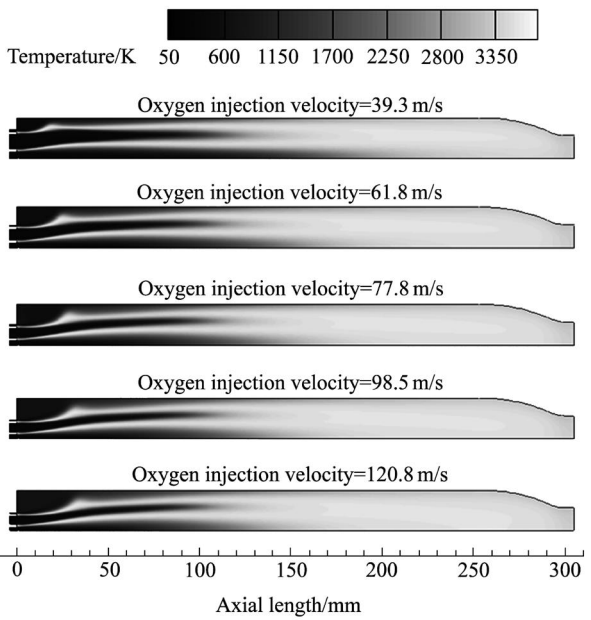


图 3 不同氧喷注速度的燃烧室内温度分布图
Fig.3 Temperature distribution in chamber of different oxygen injection velocities

图 4~图 6 是不同氧喷注速度下,主要组分沿燃烧室轴向的分布曲线,可见随着氧喷注速度增大,在同一轴向位置,氢和氧组分的质量分数降低,而水的质量分数增大,说明推进剂的燃烧位置靠前,与温度分布曲线所得结论一致.在喷管位置处,推进剂的质量分数变化不大,说明在各种氧速度下,推进剂能达到相同的燃烧效果.

由表 5 可知,不同氧速度工况下,喷管喉部出口处主要组分的百分含量值与热力计算结果值非常接近,说明在不同的氧速度下推进剂都能达到较高的燃烧效率.

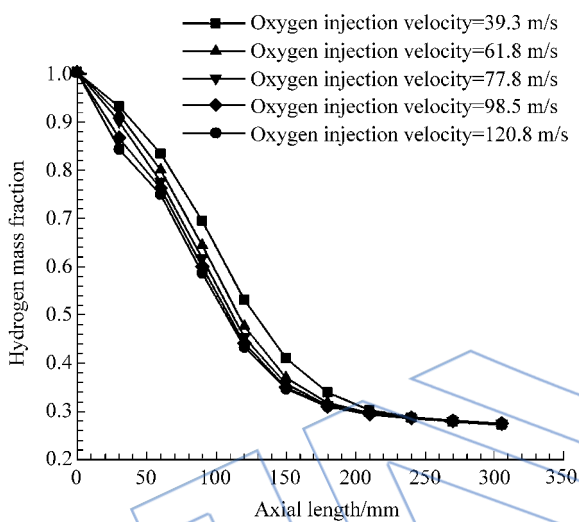


图 4 不同氧喷注速度下氢气轴向分布图
Fig. 4 Hydrogen axial distribution in chamber of different oxygen injection velocities

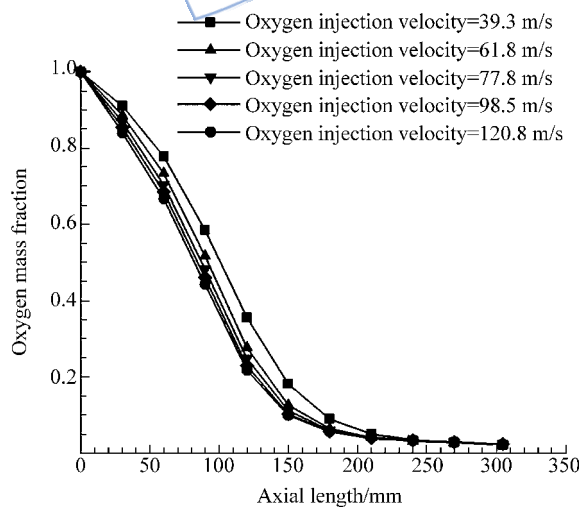


图 5 不同氧喷注速度的氧气轴向分布图
Fig. 5 Oxygen axial distribution in chamber of different oxygen injection velocities

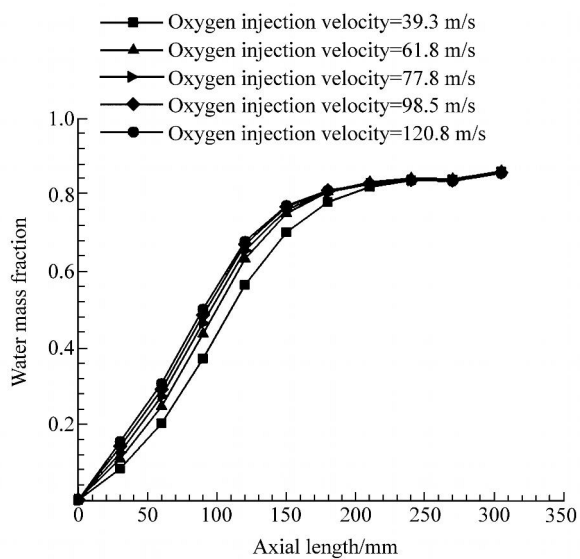


图 6 不同氧喷注速度的水轴向分布图
Fig. 6 Water axial distribution in chamber of different oxygen injection velocities

表 5 喷管出口处组分质量分数
Table 5 Main species mass fraction at the nozzle outlet of different oxygen injection velocities

氧喷注 速度/(m/s)	水	氢	氧	
计算结果	0.852	0.272	0.021	
39.3	0.858	0.272	0.022	
61.8	0.856	0.275	0.023	
仿真结果	77.8	0.856	0.274	0.023
98.5	0.856	0.274	0.023	
120.8	0.856	0.274	0.024	

3.2 对氢氧速度比的数值模拟

图 7 是不同氢氧速度比条件下燃烧室温度分布图.可见,随着氢氧速度比的提高,高温的燃烧区域向前移,燃烧室中心的低温氢和氧分布区域明显缩短.说明氢氧速度比对推进剂的掺混和燃烧有重要影响.

图 8~图 10 是同轴双剪切喷嘴在不同的氢氧速度比下燃烧室内主要组分沿轴向位置分布图.可见在不同氢氧速度比下,各组分沿燃烧室轴向有不同的分布.在同一轴向位置,氢氧速度比大,氢和氧的质量分数降低,水的质量分数升高;说明氢氧速度比增大,对推进剂的掺混有利,使燃烧距离缩短.氢氧速度比由 3 增加至 7 时组分轴向位置分布变化很明显,而氢氧速度比由 7 变化

到 11 时,变化的程度较小,说明氢氧速度比继续增高对推进剂掺混和燃烧的作用效果不大.

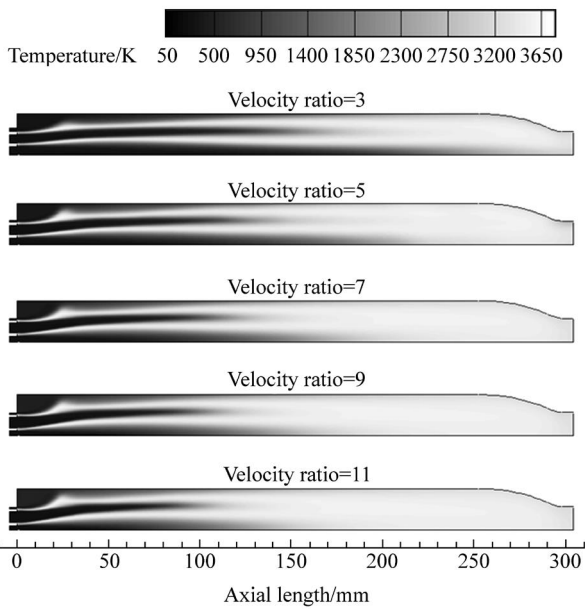


图 7 不同氢氧速度比下燃烧室内的温度分布图
Fig. 7 Temperature distribution in chamber for different velocity ratios of hydrogen to oxygen

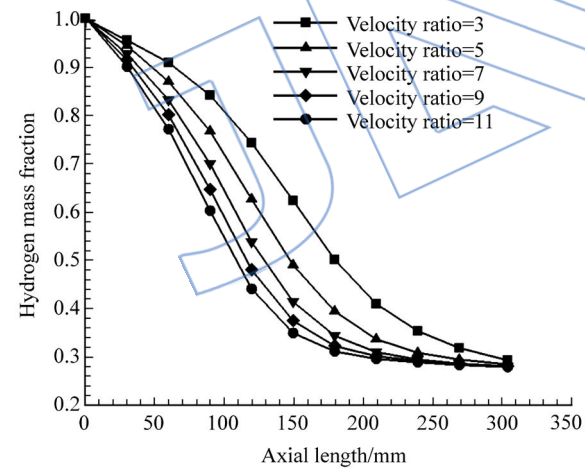


图 8 不同氢氧速度比下燃烧室氢气轴向分布图
Fig. 8 Hydrogen axial distribution in chamber of different velocity ratios of hydrogen to oxygen

表 6 的结果显示,在喷管出口处,氢氧速度比为 3 的工况下,主要组分的百分含量明显偏离热力计算值;其他的工况下,组分百分含量与热力计算值差别不大.说明氢氧速度比过小会导致推进剂不能完全燃烧就喷射出推力室,导致燃烧效率下降.氢氧速度比是同轴双剪切喷嘴的重要设计参数之一.

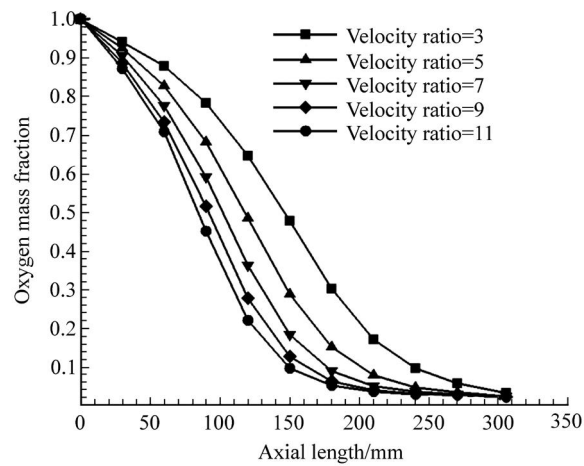


图 9 不同氢氧速度比下燃烧室氧气轴向分布图
Fig. 9 Oxygen axial distribution in chamber of different velocity ratios of hydrogen to oxygen

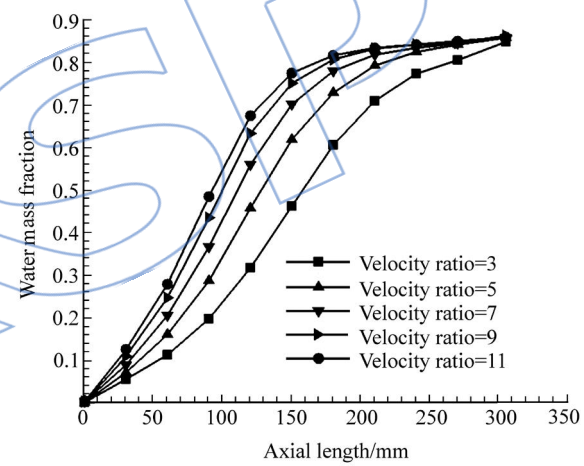


图 10 不同氢氧速度比下燃烧室水轴向分布图
Fig. 10 Water axial distribution in chamber of different velocity ratios of hydrogen to oxygen

表 6 不同氢氧速度比下喷管出口处的主要质量分数表
Table 6 Main species mass fraction at the nozzle outlet of different velocity ratios of hydrogen to oxygen

氢氧 速度比	水	氢	氧	
计算结果	0.852	0.272	0.021	
3	0.846	0.287	0.032	
5	0.856	0.278	0.024	
仿真结果	7	0.856	0.274	0.023
9	0.856	0.274	0.022	
11	0.857	0.272	0.022	

通过对同轴双剪切喷嘴的数值模拟研究,与传统的气-液喷嘴相比较,同轴双剪切喷嘴的设计可以取较大的氧喷注速度,使推进剂的燃烧位置靠前;提高氢氧速度比有利于其掺混和燃烧,但过大的氢氧速度比对燃烧过程的影响较小,且会增加氢气供应系统的负担,同轴双剪切喷嘴的设计可以取适合的氢氧速度比。

4 结 论

对同轴双剪切喷嘴进行数值模拟,研究单喷嘴流量在大流量的工况下,同轴双剪切喷嘴的设计参数对氢氧推进剂燃烧过程的影响。结果表明同轴双剪切喷嘴能使推进剂达到较高的燃烧效率;氧喷注速度和氢氧速度比增加使推进剂燃烧位置靠前;同轴双剪切喷嘴的设计可以取较大的氧喷注速度和适合的氢氧速度比。

参考文献:

- [1] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow combustion cycle application[R]. AIAA 99-2757, 1999.
- [2] Foust M J, Pal S, Santoro R J. Gaseous propellant rocket studies using raman spectroscopy[R]. AIAA 96-2766, 1996.
- [3] Moser M D, Merenich J, Paland S, et al. OH-radical imaging and velocity field measurements in a gaseous hydrogen/oxygen rocket[R]. AIAA 93-2036, 1993.
- [4] Marshall W M, Pal S, Santoro R J. Benchmark wall heat flux data for a GO_2/GH_2 single element combustor[R]. AIAA 2005-3572, 2005.
- [5] 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.
- [6] CAI Guobiao, DU Zhenggang, JIN Ping. Experimental investigation of gaseous hydrogen/ gaseous oxygen shear coaxial injector[R]. IAC-2007-C4. 3. 05, 2007.
- [7] Fournet A, Lonchard J M, Thomas J L. Technological demonstration for low cost gas generator[R]. AIAA 2004-4006, 2004.
- [8] Yang V, Anderson W E. 液体火箭发动机燃烧不稳定性[M]. 北京:科学出版社, 2001.
Yang V, Anderson W E. The unsteady combustion of liquid rocket engine [M]. Beijing: Science Press, 2001. (in Chinese)
- [9] 萨顿 G P, 比布拉兹 O. 火箭发动机基础[M]. 北京:科学出版社, 2003.
Sutton G P, Biblarz O. Rocket propulsion elements [M]. Beijing: Science Press, 2003. (in Chinese)
- [10] Shang H M, Chen Y S, Paul L. Investigation of chemical kinetics integration algorithms for reacting flows [R]. AIAA 95-0806, 1995.