

文章编号: 1000-8055(2010)04-0835-06

富氢/富氧燃气同轴气-气喷嘴燃烧性能 仿真与分析

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

摘 要: 为研究全流量补燃循环发动机富氢/富氧燃气气-气喷嘴性能, 以 758 K 的富氢燃气为燃料、676 K 的富氧燃气为氧化剂, 对采用同轴直流喷嘴、氧喷嘴扩张同轴喷嘴、氢喷嘴收缩同轴喷嘴、氧喷嘴中心具有实心圆柱同轴喷嘴、双同轴直流喷嘴的燃烧室的燃烧流场进行了数值模拟, 并考察了流量对燃烧性能的影响。仿真结果表明双同轴直流喷嘴具有最好的燃烧性能。数值模拟结果对富氢/富氧燃气气-气喷注器设计有参考价值。

关 键 词: 全流量补燃循环; 燃烧性能; 富氢/富氧燃气; 气-气喷嘴; 仿真

中图分类号: V434⁺.13

文献标识码: A

Simulation and analysis on combustion performance of hydrogen-rich/ oxygen-rich gas-gas coaxial injectors

LI Mao, DU Zheng-gang, JIN Ping, CAI Guo-biao
(School of Astronautics,

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

Abstract: In order to investigate the performance of the hydrogen-rich/ oxygen-rich gas-gas injector in the full flow staged combustion (FFSC) engine, the combustion flow fields of the combustors with a shear coaxial injector, a coaxial injector for the oxidizer injector with expansion angle, a coaxial injector for the fuel injector with contraction angle, a coaxial injector for the oxidizer injector with a column in the center and a shear dual-coaxial injector were simulated. The propellant of the injectors was hydrogen-rich gas in temperature of 758 K and oxygen-rich gas in temperature of 676 K. The results of the numerical simulation show that, the shear dual-coaxial injector has the best combustion performance. The results can provide the reliable criterion for the design and experiment of hydrogen-rich/ oxygen-rich gas-gas injector.

Key words: full flow staged combustion; combustion performance;
hydrogen-rich/ oxygen-rich gas; gas-gas injector; simulation

在全流量补燃循环发动机中,所有流量的氧化剂和燃料分别通过富燃、富氧预燃室燃烧形成燃气驱动涡轮后再进入推力室燃烧,燃烧室喷注器为气-气喷注器,推进剂是具有一定温度的富

燃/富氧燃气。与气-液喷注器相比,气-气喷注器没有液体的雾化蒸发过程,体积流量、喷射速度相对较大,燃烧规律、热载等与气-液喷注器不同,对发动机的设计提出了新的挑战。因此,气-气喷注

收稿日期: 2009-04-18; 修订日期: 2009-10-09

基金项目: 国家 863 基金

作者简介: 李茂(1983-),男,湖南长沙人,博士生,主要从事全流量补燃循环气-气燃烧技术研究。

器技术是全流量补燃循环发动机的关键技术之一^[1].

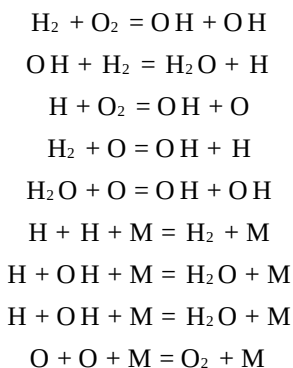
近年来,基于全流量补燃循环发动机的研究,气-气喷注器受到了火箭发动机设计者的广泛关注.90 年代后美国发展了先进 RAM(random access memory)光谱测量技术和数值燃烧模型,开展了常温 GH_2/GO_2 或是高温富氢/富氧燃气气-气喷注器的燃烧性能和热载荷研究,论证了气-气喷注器用于可重复使用液体火箭发动机的可行性^[2-8].以上大部分工作集中于以常温 GH_2/GO_2 为推进剂的气-气喷注器研究,对以富氢/富氧燃气为推进剂的气-气喷注器燃烧特性的研究较少,而实际应用于全流量补燃循环发动机中的气-气喷注器是具有一定温度的富氢/富氧燃气的气-气喷注器,与常温 GH_2/GO_2 推进剂相比,即使喷注器流量、压降保持相同,推进剂组分、温度和喷射速度都发生了变化^[9],因此,研究富氢/富氧燃气气-气喷注器具有重要意义.同时,在气-气喷注器中,富氢/富氧燃气掺混后直接燃烧,存在单喷嘴大流量条件下达到高的燃烧性能的可能,所以大流量气-气喷注器成为气-气喷注器研究的一个重要方向.

本文以富氢/富氧燃气为推进剂,以主要燃烧产物达到平衡需要的燃烧室长度为判断依据,研究了不同结构的同轴喷嘴的燃烧性能,并考察了流量对燃烧性能的影响,为富氢/富氧燃气气-气喷注器设计与试验研究提供参考.

1 数值模拟仿真研究

1.1 数值模拟计算方法

本文数值计算采用 Fluent 软件,通过求解使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型的 Navier-Stokes 方程组对富氢/富氧燃气气-气喷注器进行数值模拟,采用了 6 种组分、9 个主要反应的双精度湍-耗散概念(EDC)模型,化学反应速率由阿累尼乌斯(Arrhenius)公式计算^[10-11].化学反应如下:



其中 M 为第三载体.

1.2 几何模型

1.2.1 喷嘴结构形式

计算采用的喷嘴几何结构模型如图 1(a)~(e),依次为同轴直流式、氧喷嘴扩张(扩张角 20°)的同轴式、氢喷嘴收缩(收缩角 20°)的同轴式、氧喷嘴中心带有实心圆柱的同轴式、双同轴直流式的喷嘴,其中氧化剂指富氧燃气,燃料指富氢燃气.

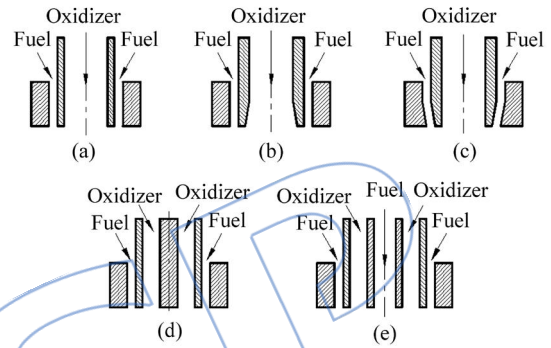


图 1 喷嘴结构形式

Fig. 1 Structures of injectors

1.3 燃烧室

本文所采用的燃烧室几何模型如图 2 所示,为二维轴对称模型,计算网格约 40 000 个,壁面区域网格加密,计算区域不包括喷管的扩张段.燃烧室特征长度为 800,收缩比为 3.1,流量密度(推进剂总质量流量/燃烧室横截面积)为 $425 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$.在大流量喷嘴燃烧室燃烧流场仿真时,燃烧室横截面积通过流量密度计算,保证不同流量条件下通过燃烧室的流量密度相同.

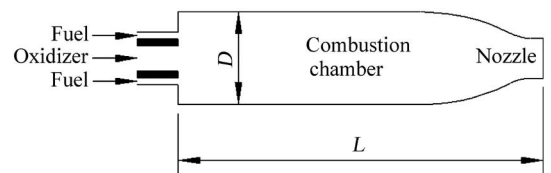


图 2 燃烧室计算模型示意图

Fig. 2 Simulation model of chamber

1.4 边界条件及参数设置

计算边界条件包括给定入口质量流量、总温、燃气成分、湍流强度及水力直径等;出口给定湍流强度和水力直径;固体壁面采用绝热处理.喷注器入口燃气分别由 GH_2/GO_2 富氧预燃室和

GH_2/GO_2 富氢预燃室燃烧产生 (混合比分别为 320 和 0.45), 富氢/ 富氧燃气参数设置如表 1 所示 (不考虑从预燃室到燃烧室的能量损失). 从表 1 中可以看到, 与常温 GH_2/GO_2 不同, 富氢/ 富氧燃气中含有水, 且富氢燃气中水组分质量百分数含量较高, 达 34.92 %.

燃烧室及喷嘴参数设置如表 2. 混合比指两个预燃室入口氧气总质量流量与氢气总质量流量之比; 富氧燃气压降指富氧燃气压降值与燃烧室压力的比值. 在双同轴直流喷嘴中, 富氢燃气分两股进入燃烧室, 一股位于喷嘴中心, 占富氢燃气总质量流量的 30 %, 其余从外围进入喷嘴; 氧喷嘴中心带有实心圆柱的同轴喷嘴的中心实心圆柱直径与同轴双剪切喷嘴氧喷嘴内径相同. 考察不同结构喷嘴对燃烧性能影响时流量取为 226 g/s (其中富氧燃气 180 g/s, 富氢燃气 46 g/s), 考察流量对燃烧性能的影响时流量从 226 g/s 开始以 113 g/s 为公差递增, 其余参数设置相同.

表 1 燃气参数				
Table 1 Parameters of fired gas				
燃气类型	燃气温度/ K	燃气组分的质量百分数/ %		
		H_2O	O_2	H_2
富氧燃气	676	2.78	97.22	0
富氢燃气	758	34.92	0	65.08

表 2 燃烧室及喷嘴参数设置					
Table 2 Parameters of chamber and injector					
压力/ MPa	混合比	氧压 降/ %	氢氧 速度比	氧喷嘴 壁厚/ mm	氧喷嘴 缩进/ mm
3	6	6.5	6.6	1.5	0

2 计算结果分析及讨论

图 3 是采用不同结构喷嘴的燃烧室内 OH 根分布云图. OH 根是氢氧燃烧的中间产物, 能反映燃烧发生的主要位置^[12]. 从图 3 可以看出, 燃烧反应均从氧喷嘴出口端面开始, 发生在氢氧燃气接触面上. 采用双同轴直流喷嘴的燃烧室内有两个燃烧面, 推进剂主要燃烧区域在燃烧室前端; 采用氧喷嘴具有扩张角喷嘴和氧喷嘴中心具有实心圆柱喷嘴的燃烧室内推进剂主要燃烧区域比同轴直流喷嘴靠前, 而采用氢喷嘴具有收缩角喷嘴的

燃烧室内推进剂主要燃烧区域相对同轴直流喷嘴靠后.

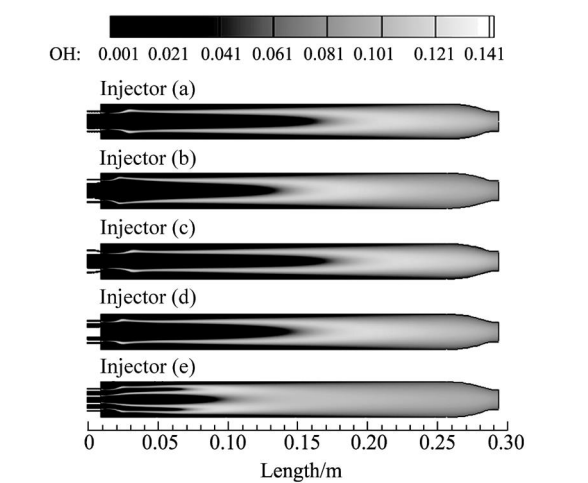


图 3 OH 根分布云图
Fig. 3 Distribution of hydroxyl in the chamber

图 4 是不同喷嘴的水组分质量分数沿燃烧室轴向的分布. 水组分是氢氧燃烧反应的最终产物, 其生成速率反映了燃烧进行的程度, 水组分达到平衡预示着燃烧反应平衡, 能体现喷嘴的燃烧性能. 从图中可以看到, 不同喷嘴结构的燃烧室内水组分质量分数都达到平衡, 表明燃烧已经在燃烧室达到化学平衡, 推进剂燃烧完全.

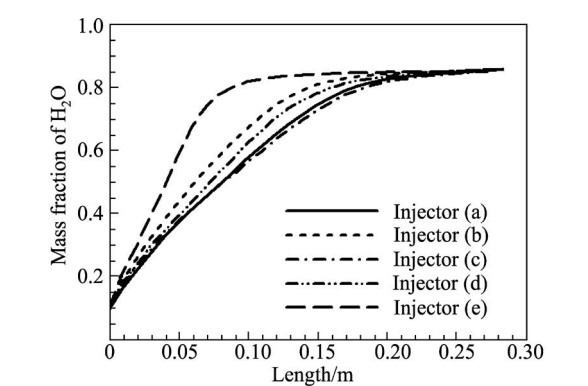


图 4 喷嘴结构对燃烧性能的影响
Fig. 4 Influence of injector types on combustion performance

双同轴直流喷嘴使推进剂具有两个剪切接触面, 燃烧面积大, 燃烧反应快, 燃烧室内水组分质量分数上升速率最快, 最先达到平衡, 表明双同轴直流喷嘴能使燃烧在最短的燃烧室长度内完成.

在氧喷嘴带有扩张角的同轴喷嘴中, 扩张角使氧喷嘴出口面积比同轴直流喷嘴大, 氧化剂和燃料接触面积加大, 同时出口速度低, 燃氧速度比

变大;另外,扩张角使较大动量的富氧燃气具有径向速度,容易进入周围的富氢燃气中加强掺混燃烧,所以燃烧反应快.从图4中可以看出,燃烧室内水组分生成速率相对较快,燃烧位置比较靠前,完成燃烧需要的燃烧室长度相比同轴直流喷嘴小.

氧喷嘴收缩角可使富氢燃气撞击富氧燃气,但富氢燃气动量相比富氧燃气小,难以进入富氧燃气流中心加速掺混燃烧;富氢燃气与富氧燃气撞击后具有径向速度,使氢氧轴向速度比降低,不利于燃烧,燃烧性能有所下降,因此水组分质量分数达到平衡需要的燃烧室长度相比同轴直流喷嘴大.

氧喷嘴中带有实心圆柱的同轴喷嘴相比同轴直流喷嘴,增加了富氢/富氧燃气接触面积,燃烧性能较好;相比双同轴直流喷嘴,少一个燃气接触面,性能较差.

从仿真结果可以看出,在这5种喷嘴中,双同轴直流喷嘴可使推进剂在最短的燃烧长度内完成燃烧,性能优势明显,但结构复杂.相比同轴直流喷嘴,氧喷嘴具有扩张角能使燃烧性能在较大程度上改善,结构简单.氧喷嘴中心具有实心圆柱可使燃烧性能有所改进,但结构复杂.氢喷嘴具有收缩角对燃烧长度不利.

图5~图7分别是不同富氢燃气流量分配比例下的双同轴直流喷嘴、不同氧喷嘴扩张角的同轴喷嘴、不同氢喷嘴扩张角的同轴喷嘴的燃烧室内水组分质量分数沿燃烧室轴向的分布,喷嘴角度变化时保证喷嘴出口面积不变(喷嘴基本参数设置见表2).从图5可以看出,双同轴直流喷嘴中心氢喷嘴的富氢燃气流量(m_c)对燃烧性能影

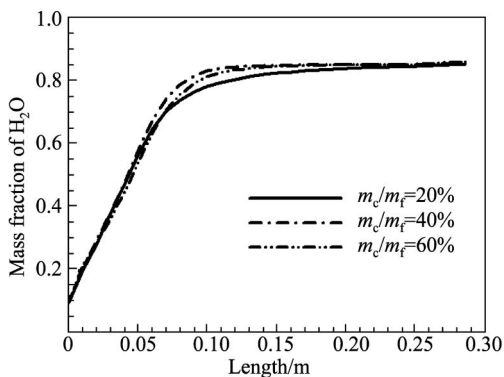


图5 中心富氢燃气流量对燃烧性能的影响

Fig. 5 Influence of mass flux of central hot fuel propellant on combustion performance

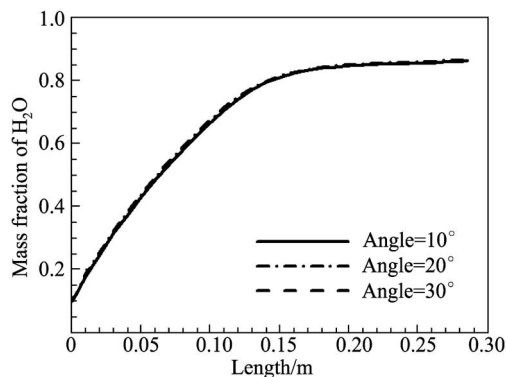


图6 氧喷嘴扩张角对燃烧性能的影响

Fig. 6 Influence of the expansion angle of oxidizer injector on combustion performance

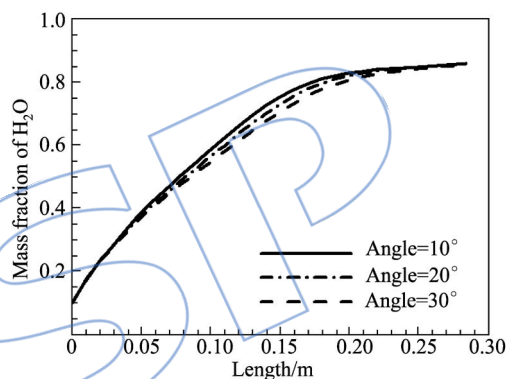


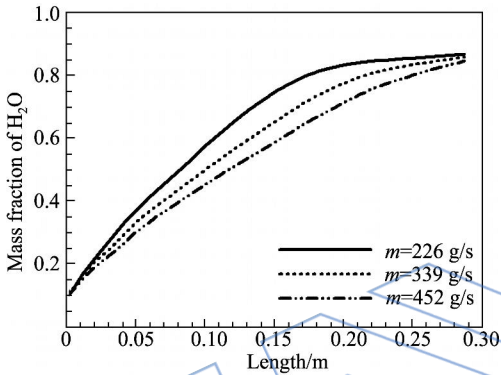
图7 氢喷嘴收缩角对燃烧性能的影响

Fig. 7 Influence of the contraction angle of fuel injector on combustion performance

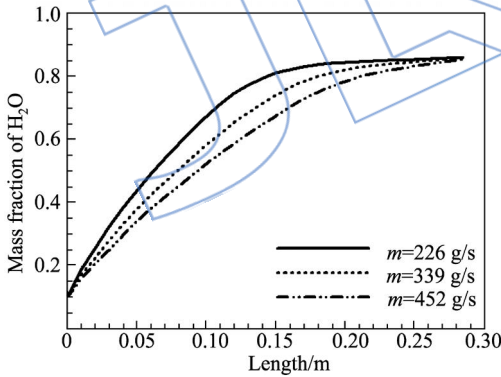
响明显,当中心氢喷嘴富氢燃气流量占富氢燃气总流量(m_t)40%左右时水组分质量分数上升速度最快,燃烧在最短燃烧室长度内完成,因此,中心富氢燃气流量存在最佳值使燃烧距离最短,燃烧性能最高.图6中,不同氧喷嘴扩张角条件下水组分质量分数曲线基本重合,说明氧喷嘴扩张角对燃烧性能影响不明显.图7中,氢喷嘴收缩角越大水组分质量分数上升速度越慢,平衡需要的燃烧室长度加长,所以氢喷嘴收缩角增加不利于燃烧.

图8是不同流量条件下各喷嘴水组分质量分数沿燃烧室轴线方向的分布(m 为总质量流量),其中双同轴直流喷嘴流量从226 g/s变化至1356 g/s,其余喷嘴流量从226 g/s变化至452 g/s.从图8(a)至图8(d)中可以看到,在质量流量为226 g/s时,各喷嘴结构的燃烧室内水组分质量分数曲线均能到达平衡,燃烧反应完全;随着流量增加,水组分质量分数曲线上升速率减慢,水组分质量分数在喷管出口处没有平衡,这说明燃

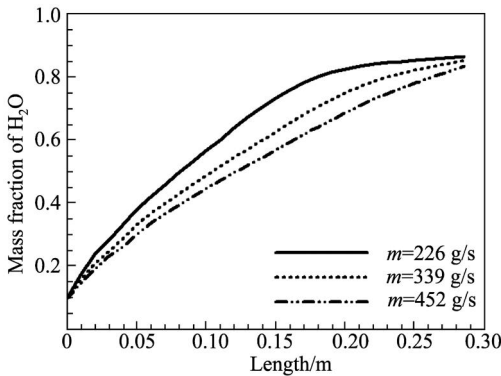
烧反应不完全,燃烧性能受到了流量影响.图8(e)中,双同轴直流喷嘴流量从 226 g/s 变化至 1356 g/s,水组分在喷管出口处都趋近平衡,说明推进剂燃烧完成,双同轴直流喷嘴结构可使大流量的推进剂在燃烧室内完成燃烧.相比液体推进剂喷嘴,在富氢/富氧气-气喷嘴中,不会因为推进剂流量过大影响到雾化和蒸发质量而影响到燃烧,同时推进剂温度高,密度小,体积流量大,喷嘴体积和尺寸也相对较大,可以一定程度的降低单喷嘴加工难度,因此,通过增加推进剂接触面积提高燃烧性能的双同轴或者多同轴结构在气-气喷嘴上相对容易实现,喷注器上喷嘴数目的减小将大大降低喷注器设计加工的难度和成本.



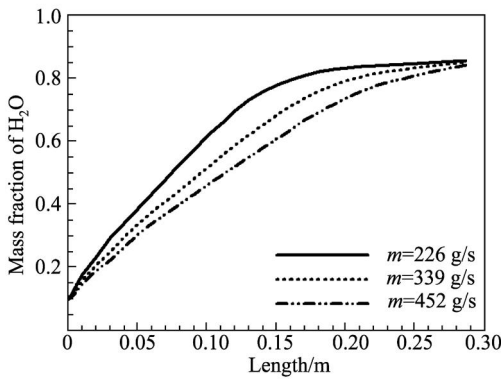
(a) 同轴直流喷嘴



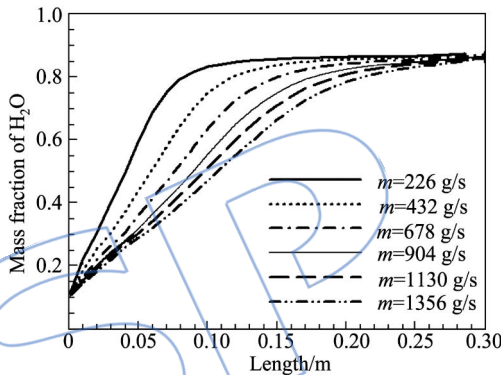
(b) 氧喷嘴扩张同轴喷嘴



(c) 氢喷嘴收缩同轴喷嘴



(d) 氧喷嘴具有实心圆柱同轴喷嘴



(e) 双同轴直流喷嘴

图 8 质量流量对燃烧性能的影响

Fig. 8 Influence of mass flux on combustion performance

3 结 论

通过对富氢/富氧燃气同轴喷嘴进行数值仿真,得到的结论如下:

相比同轴直流喷嘴,双同轴直流喷嘴具有两个燃烧面,燃烧性能好;氧喷嘴扩张角有利于提高燃烧性能;氢喷嘴收缩角不利于掺混燃烧;氧喷嘴中心具有实心圆柱可以增加推进剂接触面积改善燃烧性能,但效果不如双同轴直流喷嘴明显.

双同轴直流喷嘴中心富氢燃气流量占总流量 40 % 左右时,燃烧性能较高;氧喷嘴扩张角大小对燃烧性能影响不明显;氢喷嘴收缩角越大完成燃烧的长度越长.

在相同的密流和燃烧室特征长度条件下,双同轴直流喷嘴可以大流量的推进剂在燃烧室内完成燃烧.

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] 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 ,1996.
- [3] Schley C A ,Hagemann G ,Tucker P K. Comparison of calculation codes for modeling hydrogen-oxygen injectors [R]. AIAA 1997-3302 ,1997.
- [4] Tucker P K ,Klemm M D ,Smith T D. Design of efficient GO_2/GH_2 injector :a NASA ,industry and university cooperative effort[R]. AIAA 1997-3350 ,1997.
- [5] Duthoit V ,Rene-Corail M ,Sion M ,et al. Ten years of research on $\text{H}_2\text{-O}_2$ injection[R]. AIAA 99-2493 ,1999.
- [6] Archambault M ,Talley D ,Peromian O. Computational analysis of a single-element ,shear-coaxial , GH_2/GO_2 engine [R]. AIAA 2002-1088 ,2002.
- [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] Lin J ,West J S ,Williams 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.
- [9] Marshall W M ,Pal S. Benchmark wall heat flux data for a GO_2/GH_2 single element combustor [R]. AIAA 2005-3572 ,2005.
- [10] Sozer E ,Vaidyanathan A ,Segal C ,et al. Computational assessment of gaseous reacting flows in single element injector[R]. AIAA 2009-449 ,2009.
- [11] Shang M ,Chen Y ,Paul L. Investigation of chemical kinetics integration algorithms for reacting flows[R]. AIAA 95-0806 ,1995.
- [12] Moser M D ,Merenich J J ,Pal S ,et al. OH-radical imaging and velocity field measurements in a gaseous hydrogen/ oxygen rocket[R]. AIAA 93-2036 ,1993.