

气气喷嘴推进剂入口温度对燃烧和壁温的影响

李 茂 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:以同轴双剪切气气单喷嘴为对象,对气气燃烧流场进行了数值模拟,并进行了研究,分析了喷嘴推进剂入口温度对燃烧性能和室壁温的影响,结果表明:推进剂温度变化引起的燃氧动量比变化对燃烧和壁温起主要影响;富氢燃气状态变化对燃烧和壁温的影响大于富氧燃气状态变化.试验验证了数值模拟结果.

关 键 词:同轴双剪切喷嘴;燃烧性能;壁温;数值模拟;试验

中图分类号:V 431

文献标识码:A **文章编号:**1001-5965(2011)09-1091-04

Effects of propellants temperature in gas-gas injector inlet on combustion performance and wall temperature

Li Mao Gao Yushan Jin Ping Cai Guobiao

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

Abstract:A combustor with a shear tricoaxial gas-gas injector was researched numerically and experimentally. The influence of propellants temperature in the injector inlet on the combustion performance and wall temperature was investigated and analyzed. The numerical simulation results show that the variable momentum ratio of fuel to oxidizer which brought by the variable propellants temperature is the main factor. The influence of the fuel temperature on the combustion performance and wall temperature is more obviously than the oxidizer temperature. The experimental results validate the numerical simulation results.

Key words: shear tricoaxial injector; combustion performance; wall temperature; numerical simulation; experiment

自全流量补燃循环概念提出以后,气气燃烧技术一直是其关键技术之一^[1].从上世纪90年代至今,基于全流量补燃循环技术,火箭发动机设计者对气气燃烧开展了大量的仿真、试验及优化设计,取得了大量的研究成果,先进的光学测量技术、大涡模拟技术等被广泛的应用到气气燃烧的研究中^[2-5].

在全流量补燃循环发动机系统中,所有流量的推进剂先通过富氢和富氧两个预燃室燃烧形成富氢燃气和富氧燃气,然后驱动各自的涡轮后再进入推力室补燃,主燃烧室入口推进剂为具有较高温度的燃气.目前,对气气燃烧的研究主要以常温氢气/氧气为推进剂,以富氢/富氧燃气为推进

剂的研究很少.参考文献[6]对以富氢/富氧燃气为推进剂和常温氢气/氧气为推进剂的气气喷注器进行了对比试验研究,发现富氢/富氧燃气气气喷注器对燃烧室的热载约为常温氢气/氧气气气喷注器的两倍.这项工作的主要目的是为CFD(Computational Fluid Dynamics)计算提供基准数据.为获得改良的喷注器设计方法,该试验数据被用于验证CFD仿真^[7].以上工作并没有研究温度变化对燃烧性能的影响,实际应用的氢氧全流量补燃循环发动机中,主燃烧室入口推进剂为富氢/富氧燃气.在燃烧机理方面,燃气温度增加有利于提升燃烧性能,可提高发动机性能^[6].而另一方面,推力室入口燃气温度过高对整个发动机系统

收稿日期:2010-05-21

基金项目:国家863基金资助项目

作者简介:李 茂(1983-),男,湖南长沙人,博士生,feitian_cs@163.com.

非常不利,富氧燃气温度的增加会显著增加富氧预燃室、氧涡轮及富氧燃气路抗氧化性的设计难度,而富氢燃气温度的增加对氢涡轮的寿命、密封等都不利.因此,研究温度对燃烧的影响具有重要作用.在发动机设计中需要权衡温度对性能和结构影响,选择合适的温度参数.

同轴双剪切喷嘴具有两个燃烧剪切面,适合于应用在大流量喷注器上,在气态燃烧应用上受到了关注^[8-9].本文以同轴双剪切喷嘴为研究对象,开展喷嘴入口推进剂温度对燃烧和传热影响的研究.

1 仿真研究

1.1 计算模型及边界条件

单喷嘴燃烧室采用圆柱形结构,直径 32 mm,燃烧室总长 290 mm.不考虑推力测量,无喷管扩张段.设计工作压力 3 MPa,总质量流量 339 g/s, O/F(O 为氧化剂,F 为燃料)质量混合比为 6.

基于 FLUENT 商业软件,求解使用标准 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型的 Navier-Stokes 方程组,对燃烧室内稳态燃烧流场进行数值模拟.采用了 6 种组分 9 个主要化学反应的双精度湍-耗散-概念模型,化学反应速率由阿累尼乌斯公式计算^[10].几何模型二维轴对称,见图 1(计算区域为图示一半),计算网格约为 24000 个,图中 D 为直径, L 为燃烧室长度.

入口包括氧化剂入口和燃料入口,为质量流

量入口,给定初始压力、推进剂组分比例和温度、水力直径和湍流密度;出口为压力出口边界条件,给定出口水力直径和湍流密度;固体壁面绝热无滑移,包括喷嘴壁面和端面,燃烧室、喷注面板和喷管壁面;中心轴线采用轴对称边界条件.

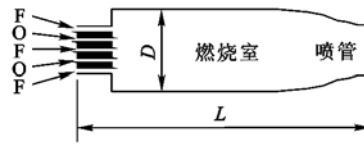


图1 燃烧室模型

计算工况 4 个,入口推进剂分别为常温氧化剂/常温燃料(case1)、富氧燃气/常温燃料(case2)、常温氧化剂/富氢燃气(case3)、富氧/富氢燃气(case4),喷嘴结构尺寸均相同.其中氧化剂和燃料由富氧/富氢预燃室提供.各种工况中,富氧预燃室总流量和混合比相同,富氢预燃室的总流量和混合比保持一致.燃气状态为预燃室内发生燃烧,常温状态预燃室内不发生燃烧,不考虑到燃烧室喷嘴前的能量损失.喷嘴详细设计参数如表 1 所示.

从表 1 中可以看到,富氧燃气温度变化对燃气组分影响较小,而富氢燃气温度变化对燃气组分影响大.两者温度变化均会对燃氧动量比产生明显影响.相比常温氧化剂,富氧燃气温度高,体积流量和喷注速度大,富氧燃气动量大;同理,富氢燃气动量也比常温燃料动量大.因此推进剂温度变化时燃氧动量比有明显变化.

表 1 喷嘴入口参数

工况	氧化剂					燃料				
	流量/(g·s ⁻¹)	温度/K	水组分/%	氧气/%	氢气/%	流量/(g·s ⁻¹)	温度/K	水组分/%	氢气/%	氧气/%
case1	270	300	0	99.69	0.31	69	300	0	68.97	31.03
case2	270	676	2.78	97.22	0	69	300	0	68.97	31.03
case3	270	300	0	99.69	0.31	69	758	65.08	34.92	0
case4	270	676	2.78	97.22	0	69	758	65.08	34.92	0

1.2 仿真结果及分析

图 2 为 4 种工况温度的分布云图.从温度分布趋势可以看到,case3 的高温区域最靠近喷注面板,case2 的高温区域距离喷注面板最远.从燃烧性能角度,工况 3 的性能最好,可以在最短的燃烧室长度内完成燃烧.

图 3 为燃烧室内水组分质量分数沿燃烧室轴向的分布.水组分是氢氧燃烧的最终产物,水组分质量反映了燃烧完成的程度.从图 3 可以看到,case3 的水组分质量分数最先达到平衡,case2 达到平衡需要的燃烧室的长度最长.比较 case1 和 case2,虽然 case2 中富氧燃气温度高,但富氧燃气

喷注动量大,燃氧动量比小,燃烧需要的长度反而长.尽管推进剂温升有利于燃烧,但燃氧动量比对掺混燃烧的影响程度明显高于富氧燃气温度.比较 case1 和 case4,两者燃氧动量比接近,但 case4 的燃烧性能显著优于 case1,而 case4 的推进剂为富氢/富氧燃气,case1 为常温推进剂,说明燃气温度增加有利于燃烧性能增加.比较 case3 和 case4,case3 的动量比显著高于 case4,但燃烧性能相差不大,说明动量比增加到一定程度后对燃烧性能提升的影响程度减小.从仿真结果可以看到,在燃烧性能方面,虽然燃气温度的提升对燃烧具有促进作用,但由于燃气温度的改变造成的动

量比改变对燃烧性能的影响远大于燃气温度本身变化的影响. 因此, 燃氧动量对燃烧性能起决定作用.

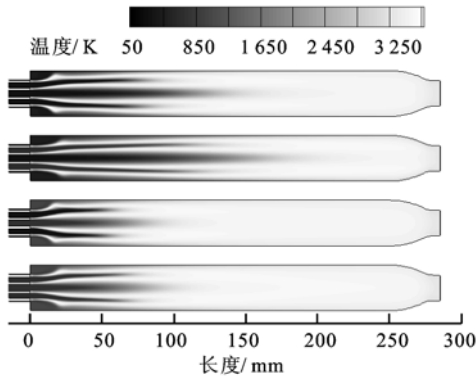


图2 燃烧室内温度分布

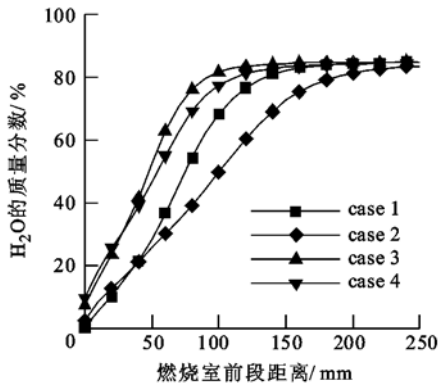


图3 燃烧室水组分质量分数分布

图4为燃烧室壁面(不包括收敛段)燃气温度. 比较 case1 和 case2, 在燃烧室前端(60 mm 以内), 两者温度壁面附近燃气温度基本相同, 由于常温燃料位于喷嘴外围, 靠近燃烧室壁面, 将中心的高温富氧燃气与室壁隔开, 因此富氧燃气温度变化没有对燃烧室前段的温度造成明显影响. 随燃烧室长度增加, 高动量比的 case1 燃烧反应更快, 壁面燃气温度增加更快. 比较 case1 和 case4, 由于外围的富氢燃气温度增加, 因此在燃烧室前端, case4 燃烧室前端壁面燃气温度显著高于 case1, 随着燃烧反应的进行, 两者区别逐渐减小, 在燃烧室后段两者温度接近. case3 和 case4 中, 两者喷嘴外围均为富氢燃气, 前端的壁面燃气温度基本一致, 而 case3 动量比更高, 燃烧反应更快, 因此 case3 在燃烧室后段的温度上升比 case4 快. 仿真结果表明, 富氢燃气对燃烧室前段壁面燃气温度影响明显, 会增加燃烧室前段的热载. 而富氧燃气温度影响很小. 另外, 动量比的增加也会使燃烧室壁面燃气温度增加.

图5为喷注面板处燃气温度(10 mm 以内为喷嘴). 结果表明, 富氧燃气对面板的温度影响不

明显, 而富氢燃气温度使喷注面板的温度显著增加. 这说明富氢燃气温度增加会增加喷注面板的热载, 而富氧燃气温度影响不明显. 另外, 较高的动量比加强了燃烧室前段的燃烧及燃气回流也是面板温度较高的一个原因.

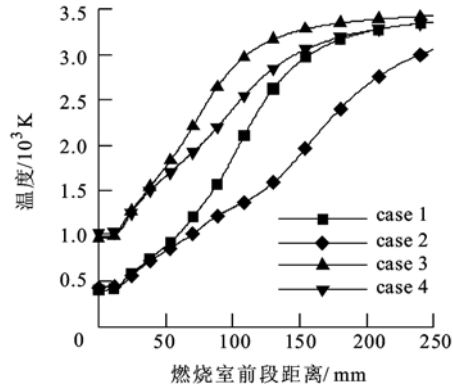


图4 燃烧室壁面燃气温度分布

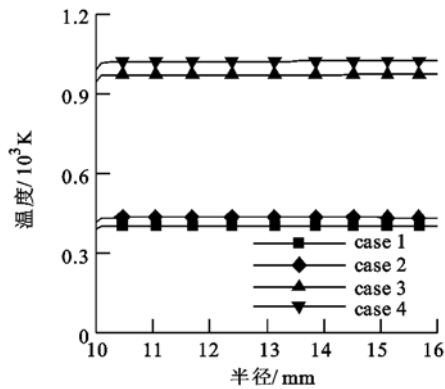


图5 喷注面板燃气温度分布

2 试验研究

2.1 试验系统

气喷嘴燃烧室结构方案如图6所示, 主燃烧室设计参数与仿真设置的主燃烧室参数一致. 富氢/富氧燃气由预燃室提供, 富氧燃气喷嘴表面化学镀镍抗氧化; 燃烧室采用热容式结构, 身部材料为紫铜, 分为内外套筒, 内套筒外径 52 mm, 外套筒上分布温度测量孔, 用于测量内套筒外壁面温度(距离燃烧室内壁面 10 mm); 喷管材料为钨

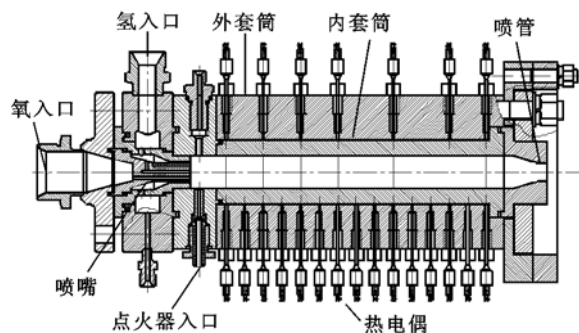


图6 试验用燃烧室示意图

渗铜, 喷管无扩张段, 采用气动谐振点火技术实施点火, 通过气动谐振加热谐振管对点火室内气氢/气氧点火形成火炬后喷入燃烧室对燃烧室点火. 试验装置如图 7 所示. 试验用温度传感器为 WR-K 型热电偶, 响应时间 0.15 s; 压力变送器为 CYB-20S, 精度等级 ±0.2%; 流量计为质量流量计, 型号为 MFS1000-40-Ex, 量程 0 ~ 500 g/s, 精度等级为 ±0.5%.

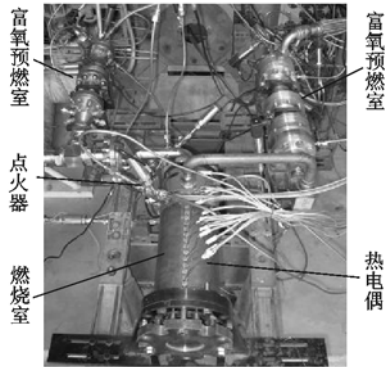


图 7 试验装置

2.2 试验结果及分析

表 2 为试验结果. 试验过程中保持喷嘴结构不变, 关闭富氧预燃室点火器或者富氢预燃室点火器可以使氧化剂或者燃料保持为常温状态. 由于从预燃室到燃烧室存在传热等能量损失, 且测点位于燃气管路中, 因此试验采集的温度比设计值低. 通过试验获得的特征速度与热力计算获得理论特征速度相比得到燃烧效率, 计算方法如下:

$$C_{Exp}^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_c} \quad (1)$$

$$C_{Th}^* = \frac{\sqrt{k_{Th} R_{Th} T_{Th}}}{k_{Th} \sqrt{\left[\frac{2}{k_{Th} + 1} \right]^{k_{Th} + 1}}} \quad (2)$$

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{Exp}^*}{C_{Th}^*} \quad (3)$$

式中, C_{Exp}^* 为试验特征速度; p_c 为试验获得的燃烧室压力; 为燃烧室喷管喉部面积; \dot{m}_c 为试验时燃烧室入口质量流量; C_{Th}^* 为理论特征速度; k_{Th} 为理论平衡常数; R_{Th} 为理论气体常数; T_{Th} 为理论计算温度; η_{C^*} 为燃烧效率.

表 2 试验结果

工况	氧化剂		燃料		总混合 占比	燃烧 效率/%
	流量/ (g · s ⁻¹)	温度/ K	流量/ (g · s ⁻¹)	温度/ K		
case2	276.1	530	74.5	295	5.71	98.6
case3	275.4	293	74.4	630	5.69	98.5
case4	274.8	532	74.3	631	5.68	98.3

从燃烧效率可以看到, 燃气温度变化对燃烧效率影响不明显. 从仿真结果可知, 燃烧生成的水组分在燃烧室内均达到平衡, 说明燃烧反应完全, 而传热损失相对较小, 因此对燃烧效率没有明显的影响.

图 8 为试验获得的燃烧室壁面温度, 从试验结果可以看到, case2 的燃烧室内套筒外壁面温度明显低于 case2 和 case3. 一方面由于 case2 动量比较低, 燃烧长度相对较长, 另一方面, case2 喷嘴外围为常温燃料, 对燃烧室前端壁面的传热相对较小. case3 和 case4 两者温度区别不明显; 当燃烧室内燃烧反应充分后, 对壁面的传热减小, 燃烧室壁面温度呈下降趋势; 而 case2 温度开始下降的燃烧室相比 case3 和 case4 靠后, 同样说明 case2 的燃烧长度较长. 在靠近喷注面板处各温度曲线均存在一个峰值, 这是因为在喷嘴出口存在一个明显的高温燃烧区(见图 2). 另外 case3 和 case4 的温度峰值比 case2 靠前, 说明 case3 和 case4 反应更加迅速, 高温燃烧区域靠近喷注面板, 会增加喷注面板的热载.

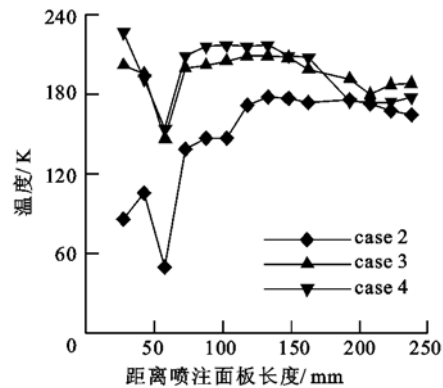


图 8 燃烧室内套筒外壁面温度分布

3 结束语

结合数值模拟和试验研究了推进剂温度变化对燃烧性能和传热的影响, 相对而言, 富氢燃气温度对燃烧室壁面和喷注面板的热载影响明显, 富氧燃气温度影响不明显. 在相同喷嘴结构尺寸、相同流量和相同混合比条件下, 改变入口燃气温度会引起入口推进剂之间的动量比变化, 动量比变化对燃烧性能的影响大于燃气温度本身变化对燃烧性能的影响.

参考文献 (References)

[1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system[R]. AIAA 97-3318, 1997

苛刻的网格要求 $(\Delta x^+, \Delta y^+, \Delta z^+) = (100, 1, 10)$, Hybrid 方法只要满足近壁面法向第一层高度 Δy^+ , 其他方向要求满足 RANS 要求即可, 本例中甚至达到了 $(\Delta x^+, \Delta y^+, \Delta z^+) = (800, 1, 1000)$, 这对工程中的 LES 应用提供了有效的解决办法。

参考文献 (References)

- [1] 薛帮猛, 杨永. 基于两方程湍流模型的 DES 方法在超音速圆柱底部流动计算中的应用[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(5): 544 - 547
Xue Bangmeng, Yang Yong, Technical details in applying DES method to computing supersonic cylinder-base flow[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(5): 544 - 547 (in Chinese)
- [2] Fujii K. Progress and future prospects of CFD in aerospace-wind tunnel and beyond [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(6): 455 - 470
- [3] Chuang C C, Chieng C C. Supersonic base-flow computation using higher-order closure turbulence models[J]. AIAA Journal of Spacecraft and Rocket, 1996, 33(3): 374 - 380
- [4] 肖志祥, 符松. RANS/LES 方法在 LAST 中的研究与应用 [C]//第 14 届全国计算流体力学会议. 贵州: [s. n.], 2009: 140 - 146
Xiao Zhixiang, Fu Song. Studies and applications on RANS/LES methods in LAST [C]//14th National Conference on CFD. Guizhou: [s. n.], 2009: 140 - 146 (in Chinese)
- [5] Xiao X D. Large-eddy simulation/Reynolds-averaged Navier-Stokes hybrid schemes for high speed flows [D]. Raleigh: Department of Mechanical and Aerospace Engineering, North Carolina State University, 2002
- [6] Spalart P R, Jou W H, Strelets M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach [C]//Liu C, Liu Z. 1st AFOSR Int Conf on DNS/LES. Columbus, OH: Greyden Press, 1997: 137 - 147
- [7] Piomelli U, Balaras E. Wall-layer models for large-eddy simulations [J]. Annu Rev Fluid Mech, 2002(34): 349 - 374
- [8] Speziale C. Computing non-equilibrium flows with time-dependent RANS and VLES [C]//Proceedings of the 15th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics. Monterey: Springer-Verlag, 1996: 123 - 129
- [9] Fan C C, Xiao X D, Edwards J R, et al. Hybrid large-eddy/Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of shock-separated flows [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004; 41(6): 897 - 906
- [10] Georgiadis J N, Iwan J, Alexander D, et al. Hybrid Reynolds-averaged Navier-Stokes/large-eddy simulations of supersonic turbulent mixing [J]. AIAA Journal, 2003, 41(2): 218 - 229
- [11] Frohlich J, von Terzi D. Hybrid LES/RANS methods for the simulation of turbulent flows [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(5): 349 - 377
- [12] Kawai S. Computational analysis of the characteristics of high speed base flows [D]. Tokyo: School of Engineering, University of Tokyo, 2005
- [13] Georgiadis N J. A hybrid numerical method for turbulent mixing layers [R]. NASA/TM-2001-210811, 2001
- [14] Baldwin B S, Lomax H. Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [R]. AIAA paper 78-257, 1978
- [15] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application [R]. AIAA 99-2757, 1999
- [16] Hueter U, Hutt J J. NASA's Next generation launch technology program-next generation space access roadmap [R]. AIAA 2003-6941, 2003
- [17] Vaidyanathan A, Gustavsson J, Segal C. Oxygen/Hydrogen-planar-laser-induced fluorescence measurements and accuracy investigation in high-pressure combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(4): 864 - 874
- [18] Lian C, Merkle C L. Contrast between steady and time-averaged unsteady combustion simulation [R]. AIAA 2010-371, 2010
- [19] Marshall W M, Pal S, Woodward R D, et al. Benchmark wall heat flux data for a GO2/GH2 single element combustor [R]. AIAA 2005-3572, 2005
- [20] Lin J, West J S, Williams R W, et al. CFD code validation of wall heat fluxes for a GO2/GH2 single element combustor [R]. AIAA 2005-4524, 2005
- [21] 杜正刚, 高玉闪, 李茂, 等. 同轴双剪切气-气喷嘴数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 683 - 686
Du Zhenggang, Gao Yushan, Li Mao, et al. Numerical simulation of dual shear coaxial gas-gas injector [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 683 - 686 (in Chinese)
- [22] 杜正刚, 李茂, 金平, 等. 大流量气气喷嘴响应面法优化设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 395 - 398
Du Zhenggang, Li Mao, Jin Ping, et al. Large mass flowrate gas-gas injector optimization design with response surface methodology [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 395 - 398 (in Chinese)
- [23] Shang M, Chen Y, Paul L. Investigation of chemical kinetics integration algorithms for reacting flows [R]. AIAA 95-0806, 1995

(编辑:李晶)

(编辑:张嵘)

(上接第 1094 页)