

文章编号: 1000-8055(2009)06-1396-06

基于正交设计的气-气喷嘴数值模拟

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

摘 要: 通过应用正交表安排喷嘴的主要参数以进行设计, 并对以气氢/气氧为推进剂的同轴剪切喷嘴进行数值模拟. 选择燃烧位置为评价喷嘴性能的参数, 研究单喷嘴质量流量、氧喷嘴压降、速度比和氧喷嘴出口角度对喷嘴的燃烧位置的影响. 通过对数值模拟的结果的极差和方差分析表明: 增大流量使推进剂的燃烧位置远离喷注面, 流量是对燃烧位置影响程度最大参数; 提高速度比使燃烧位置与喷注面距离缩短, 而氧压降和氧喷嘴出口角度变化对燃烧位置的影响较小.

关 键 词: 燃烧位置; 同轴剪切喷嘴; 数值模拟; 正交表

中图分类号: V434+13

文献标识码: A

Numerical simulation of gas-gas injector based on orthogonal design

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

(School of Astronautics,

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

Abstract: The numerical simulation was performed on gaseous oxygen/gaseous hydrogen shear coaxial injector as orthogonal array was applied to guide injector design. The injector combustion location was selected as the indicator of injector performance. The effect of injector mass flowrate, oxygen pressure drop, the hydrogen to oxygen velocity ratio as well as the angle of oxygen post tip on the combustion length were investigated. The range analysis and variance analysis on the results of numerical simulation indicate that the increase of injector mass flowrate make the combustion location far away from the injector faceplate, injector mass flow plays a predominated role in combustion location; and a higher velocity ratio of hydrogen to oxygen shortens the distance between the combustion location and the injector faceplate; the oxygen element drop and the angle of oxygen post tip have minimum impact on combustion location.

Key words: combustion location; shear coaxial injector; numerical simulation; orthogonal array

应用于流量补燃循环发动机的气-气喷注器引起火箭发动机研究人员的强烈关注. 这是由于与传统的气(液)-液喷注器相比较, 气-气推进剂在燃烧室中没有雾化和蒸发, 而只有掺混与燃烧过程, 推进剂掺混过程对发动机的性能和燃气对壁面的传热有重要影响. 气-气喷注器设计者的任

务是在实现喷注面板和燃烧室壁面热负荷可控制的前提下, 使推进剂完全掺混和燃烧, 以实现高的燃烧效率^[1].

国外对气-气喷注器的研究主要集中于美国. 且主要集中在两个时间段, 第一阶段是上世纪 70 年代, Calhoon^[2]等人开展了大量氢氧掺混与燃烧

收稿日期: 2008-06-18; 修订日期: 2008-10-29

基金项目: “863” 高技术项目(2006AA702305)

作者简介: 杜正刚(1980-), 男, 博士生, 从事全流量补燃循环发动机技术研究. E-mail: dzg1980@sa.buaa.edu.cn

的实验研究,但喷嘴的设计条件来源于航天飞机的辅助动力系统. 后一阶段的研究是从上世纪 90 年代至今,将 Raman 光学测量方法和激光多普勒测速仪等先进手段,对燃烧室内的浓度场和速度场进行测量^[3-5]. 随着流体计算力学(CFD)和优化设计方法的发展,通过数值模拟^[6-7]对气-气喷嘴进行优化设计,也成为研究这一全新课题的重要手段. 文献[8-9]应用响应表面法,通过数值模拟的手段对气氢/气氧同轴剪切喷嘴进行优化设计,研究设计参数对喷嘴性能、燃烧室传热和燃烧长度影响.

国内对应用于火箭发动机的气-气喷嘴的研究起步较晚,由于气-气同轴剪切喷嘴需要研究的参数较多,若使用传统的全面研究法则需要的工作量大,正交试验设计是通过挑选出代表性强的样本点作研究,分析出试验参数对结果的影响程度和影响趋势,减少研究的工作量,是一种高效、准确的试验设计方法^[10].

本文基于正交表安排喷嘴的主要设计参数,以指导喷嘴的设计. 使用 6 组分、9 步化学的有限化学反应模型,对以气氢/气氧为推进剂的同轴剪切喷嘴进行数值模拟. 研究的设计参数有: 喷嘴流量、氧喷嘴压降、氢氧速度比和氧喷嘴出口角度. 用燃烧室轴线上氢氧根峰值表示推进剂主要燃烧位置,研究喷嘴设计参数对燃烧位置的影响,所得到的结论对气-气同轴剪切喷嘴设计有重要的参考价值.

1 喷嘴参数的选取

同轴剪切喷嘴形式结构简单,是目前世界上氢氧火箭发动机使用最广泛的结构之一. 本文研究同轴剪切喷嘴流量,氧喷嘴压降、氢氧喷嘴速度比和氧喷嘴出口角度对燃烧位置的影响.

这是由于提高喷嘴单元流量是火箭发动机研究者关注的问题之一^[11]. 在燃烧室不变的条件下,实现高燃烧效率的同时,通过增大喷嘴单元的流量,可以达到减少发动机头部喷嘴单元数目的目的,进而降低发动机的研制成本和提高发动机的可靠性. 氧喷嘴压降的选取不但关系到喷嘴的设计性能,而且影响到整个发动机供应系统,小的氧喷嘴压降能减少供应系统的负担. 同轴剪切喷嘴的速度比对氧化剂和燃料在剪切层内的掺混和燃烧有重要影响,速度比增大,有利于推进剂的掺混,但过大的速度比会使燃料在燃烧室内的掺混

时间变短而影响燃烧效率,此外也会导致氢喷嘴压降过大而增加供应系统的负担. 推进剂在燃烧室的燃烧过程受到喷嘴结构的控制,喷嘴结构上微小的变化,可能对燃烧过程产生影响,因此有必要开展氧喷嘴出口角度对燃烧过程影响的研究.

在实现高燃烧效率的前提下,燃烧位置靠前意味着喷嘴有较好掺混和燃烧性能,有进一步缩短燃烧室长度的空间. 对于氢氧推进剂,氢氧根是氢氧燃烧的重要中间产物,其的浓度能反应出燃烧发生的位置^[5,12]. 本文应用正交表指导喷嘴的设计,通过数值模拟的手段分析喷嘴的设计参数对燃烧位置的影响.

2 数值模拟模型介绍

2.1 物理模型介绍

本文燃烧室设计压力 p_c 为 3 MPa, 固定氢氧混合比为 6. 燃烧室特征长度为 800 mm, 与航天飞机主发动机(SSME)一致; 燃烧室收缩比为 3:1. 以 113 g/s 的流量和该流量对应的燃烧室直径为基准; 当流量变化时保证燃烧室截面的流密相同,即: 流量与燃烧室面积之比相同,当单喷嘴流量变化时,燃烧室面积与流量的比值不变. 详细的设计参数见表 1.

表 1 燃烧室参数与流量对应表

Table 1 Combustor parameters and related mass flowrate

流量/ (kg/s)	燃烧室 直径/m	喉部 直径/m	流量密度/ (kg·s ⁻¹ ·m ⁻²)
0.113	0.0184	0.0104	425
0.226	0.026	0.0148	425
0.339	0.0319	0.0181	425

为研究氧喷嘴出口角度对燃烧的影响,本文中氧喷嘴进口壁面厚度设计为 1 mm,在氧喷嘴出口处保留 0.2 mm 的直段,氧喷嘴出口型面见图 1.

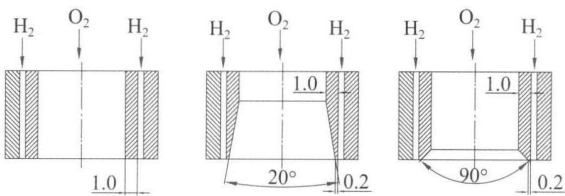


图 1 氧喷嘴出口角度变化简图

Fig. 1 Schematic of the angle of oxygen post tip

2 2 化学反应模型

氢氧火箭发动机燃烧室内存在剧烈的物理化学反应,化学过程十分复杂. 本文通过求解时间平均的 Navier Stokes 方程,采用 6 种组分、9 个主要反应的有限速率化学反应模型和 $k-\varepsilon$ 湍流模型. 化学反应速率由阿累尼乌斯(Arrhenius) 公式计算^[13], 氢氧化学反应模型见表 2, 其中 M 表示第 3 体, 没有将喷管的扩张段作为计算域.

表 2 H₂ O₂ 化学反应模型
Table 2 H₂ O₂ chemistry model

编号	化学反应
1	H ₂ + O ₂ = OH+ OH
2	OH+ H ₂ = H ₂ O+ H
3	H+ O ₂ = OH+ O
4	H ₂ + O= OH+ H
5	H ₂ O+ O= OH+ OH
6	H+ H+ M= H ₂ + M
7	H+ OH+ M= H ₂ O+ M
8	H+ O+ M= OH+ M
9	O+ O+ M= O ₂ + M

2 3 边界条件

采用轴对称结构对燃烧室进行简化. 在轴线边界上没有通量通过; 氧喷嘴和氢喷嘴入口边界为质量入口, 设定氢氧入口温度为 300 K, 指定入口水力直径和湍流强度; 燃烧室壁面假定为绝热壁面, 固壁采用无滑移条件; 出口边界条件为压力出口边界, 给定一定的压力、回流温度和水力直径等边界条件.

3 喷嘴设计

正交试验法的基本思想是根据各试验因素的正交性, 本着“ 均匀分散, 齐整可比” 的原则, 从全面试验中挑选出部分有代表性的点进行研究, 分析所选择参数对试验结果的影响趋势和影响程度. 正交设计中所研究的对象叫因子, 研究水平的变化叫水平. 本文研究因子有: 喷嘴流量、氧喷嘴压降、氢氧速度比和氧喷嘴出口角度, 每个因子取 3 种水平. 喷嘴流量水平为 113, 226, 339 g/s; 氧喷嘴压降(与燃烧室压力的百分比) 为 2%, 4%, 6%; 氢氧速度比为 4, 7, 10; 氧喷嘴扩口角度为: 0°, 20°, 90°. 因此, 气-气喷嘴的研究有 4 个因子, 每个因子有 3 个水平, 选择 $L_9(3^4)$ 的正交表^[10]. 根据选择的正交表, 指导喷嘴的设计, 喷

嘴参数见表 3.

表 3 气-气喷嘴设计参数表
Table 3 Parameters of gas gas injector

编号	流量/ (g/s)	氧压降与 p_c 的比值/ %	速度比	出口角度/ (°)
1	113	2	04	00
2	113	4	7	20
3	113	6	10	90
4	226	2	7	90
5	226	4	10	0
6	226	6	4	20
7	339	2	10	20
8	339	4	4	90
9	339	6	7	0

4 结果与分析

4 1 同轴剪切喷嘴燃烧室流场分析

图 2 是一号喷嘴燃烧室压力分布图和轴线上压力曲线图. 结果显示燃烧室压力平稳, 没有明显的压力波动. 在本文的各种工况下, 燃烧室压力都约为 3 MPa, 由燃烧室压力计算的特征速度与热力计算的特征速度之比表明喷嘴的特征效率都大于 97%. 说明在该设计的工况下, 气-气喷嘴能实现高的特征效率.

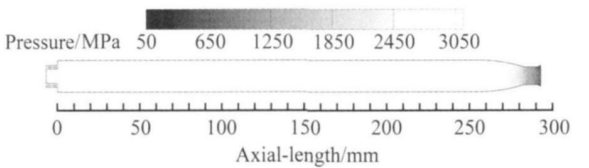


图 2 一号喷嘴燃烧室压力分布图

Fig. 2 Chamber pressure distribution in combustor of No. 1 injector

图 3 是一号喷嘴燃烧室的温度场. 由于燃烧室壁面采用绝热模型, 没有考虑热损失, 燃气直到喷管出口处仍维持高温. 表明推进剂燃烧到一定程度后, 温度分布图不能反映推进剂在燃烧室内的燃烧位置. 图 4 是一号喷嘴氢氧根分布图, 氢氧根最初出现在氢氧的剪切层内, 随着在中心的氧百分含量不断减少, 剪切层内氢氧根的质量百分含量逐渐增加. 如图 5 所示, 在氧射流的末端, 氢氧根质量浓度达到峰值, 说明推进剂在该位置处发生剧烈化学反应, 峰值过后, 由于氧含量减少, 化学反应程度变弱导致氢氧根浓度降低, 因此轴

线上氢氧根浓度的峰值能体现同轴剪切式喷嘴的燃烧位置。

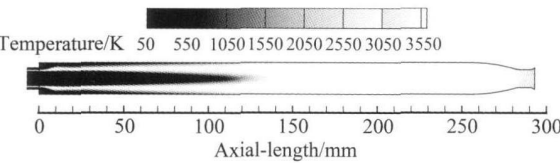


图 3 一号喷嘴燃烧室温度分布图
Fig. 3 Temperature distribution in combustor of No. 1 injector

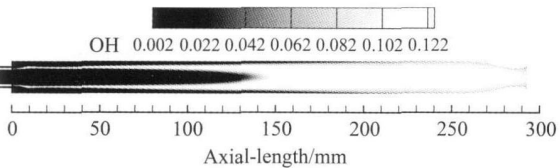


图 4 一号喷嘴燃烧室内氢氧根浓度分布图
Fig. 4 OH concentration fields in combustor of No. 1 injector

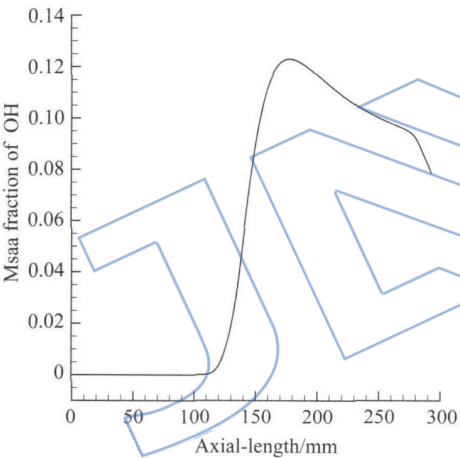


图 5 一号喷嘴轴线上氢氧根质量分数图
Fig. 5 Mass fraction of OH on axial of No. 1 injector

4.2 对燃烧位置的正交分析

正交设计能分析出对各个试验因子对评价参数的影响趋势和影响程度,具体是计算过程是通过对数值模拟结果进行级差和方差分析。

极差分析首先计算出任一列上水平号为*i* (本文中*i*= 1, 2 或 3)时所对应的数值模拟结果之和除以水平数所得到的均值 *k_i*, *j* 列的极差等于第*j* 列(即某因素)各水平对应的试验指标平均值中的最大值减最小值,即:

$$R_j = \max\{k_1, k_2, k_3\} - \min\{k_1, k_2, k_3\} \quad (1)$$

极差的大小能反应出设计参数对燃烧位置的影响程度,极差越大,对燃烧位置数影响程度越

大,该参数越重要;反之亦然.此外,以设计参数的水平作为横坐标,数值模拟结果的平均值为纵坐标,绘制趋势图,分析设计参数对燃烧位置的影响趋势。

方差分析法是通过计算结果数据的离差平方和构造 *F* 统计量,生成方差分析表,分析设计参数对燃烧位置影响的显著性.方差分析的第一步是计算所有模拟结果的平均值 $\bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i$,本文中 *n* = 9.第二步是计算总离差平方和 *S*_总 与各因素的离差平方和 *S_j*, $S_{\text{总}} = \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2$, $S_j = \sum_{i=1}^a n_i (k_i - \bar{y})^2$.本文中 *a* = 3 是因素 *j* 的水平数, *n_i* = 3 是在 *i* 水平下所做实验的次数.第三步是计算因素 *j* 的均方 *V_j*, $V_j = S_j / f_j$, *f_j* 为因素 *j* 的自由度,等于因素 *j* 的水平数减 1.第四步是求因素 *j* 的方差之比 *F_j*, $F_j = V_j / V_e$,分母 *V_e* 为误差列的均方值, $V_e = \left[S_{\text{总}} - \sum S_j \right] / \left[n - \sum f_j \right]$.最后做 *F* 检验,各因素的均方值和与误差均方值之比 *F_j* 是一个统计量,即:它服从自由度为 (*f_j*, *f_e*) 的 *F* 分布对于给定的显著性水平 α (本文中 α = 0.05),如果 *F_j* < *F_α*(*f_j*, *f_e*),则认为因素 *j* 对数值模拟结果有显著性影响,否则没有显著影响.对氢氧根峰值的数值模拟结果见表 4。

表 4 气-气喷嘴数值模拟结果表
Table 4 Simulation results of gas gas injector

编号	流量 (g/s)	氧压降与 <i>p_c</i> 的比值/%	速度 比	出口角 度/(°)	氢氧根峰值 位置/mm
1	113	2	04	00	178
2	113	4	7	20	152
3	113	6	10	90	145
4	226	2	7	90	216
5	226	4	10	0	205
6	226	6	4	20	252
7	339	2	10	20	250
8	339	4	4	90	282
9	339	6	7	0	280

表 5 是对模拟结果极差分析表,通过各个因素极差的比较,可知对喷嘴燃烧位置影响程度大小顺序依次为:流量 > 速度比 > 氧压降 > 出口角度.且氧压降和氧喷嘴出口角度变化所引起燃烧位置的变化范围较小。

表 5 喷嘴燃烧位置的极差分析

Table 5 Range analysis of combustion location

位置	流量/ (g/s)	氧压降与 p_c 的比值/%	速度 比	出口角度/ (°)
K1	475	644	712	662
K2	673	639	647	654
K3	811	676	600	643
k1	158.3	214.7	237.3	220.7
k2	224.3	213	215.7	218
k3	270.3	225.3	200	214.3
极差 R	112	12.3	37.3	6.4

图 6 和图 7 是对喷嘴流量和速度比对燃烧位置影响的趋势图。可见流量增大使氢氧根峰值位置靠后, 氢氧速度比增大使氢氧根峰值提前。这是由于流量增大后, 氢氧推进剂需要更长的距离使推进剂掺混和燃烧, 而增大速度比能提高氢氧在剪切层内的掺混, 使燃烧位置靠前。

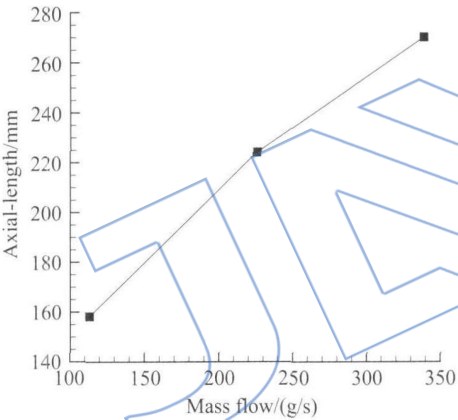


图 6 流量趋势图

Fig. 6 Current diagram of mass flowrate

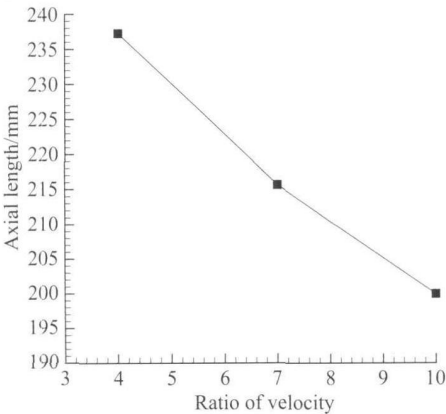


图 7 速度比趋势图

Fig. 7 Current diagram of velocity ratio

由于氧喷嘴出口角度对燃烧位置的影响最小, 在方差分析中, 将氧喷嘴出口角度因素作为误差项而进行方差分析。

通过表 6 可知, $F_{\text{流量}}$ 和 $F_{\text{速度比}} < 0.05$, 说明喷嘴流量和速度比对推进剂的燃烧位置有显著性影响。喷嘴流量和速度比是对气-气推进剂燃烧有重要影响的参数。

表 6 喷嘴燃烧位置的方差分析结果

Table 6 Variance analysis on the results of combustion location

项目	离差平方和	自由度	均方	F 值
流量	19016	2	9508	0.0032
氧压降	268.7	2	134.35	0.18
速度比	2108.7	2	1054.35	0.027
误差	60.7	2	30.35	—
总和	21454.1	8	—	—

5 结 论

将正交设计法应用于气-氢 / 气-氧同轴剪切喷嘴的数值模拟, 使数值模拟工作量大大减小。

在本文的设计工况下, 极差分析的结果表明: 流量增大使燃烧位置靠后, 速度比增大使燃烧位置靠前; 设计参数对燃烧位置影响程度大小顺序为: 流量 > 速度比 > 氧压降 > 出口角度。

方差分析结果表明: 喷嘴流量和速度比对燃烧位置有显著影响的参数; 而氧压降对燃烧位置的影响程度不大。

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.

[2] Calhoon D, Ito J, Kors D. Investigation of gaseous propellant combustion and associated injector chamber design guidelines [R]. NASA CR-121234, 1973.

[3] Foust M, Pal S, Santoro J. Gaseous propellant rocket studies using raman spectroscopy [R]. AIAA 96-2766.

[4] Jones R, Groot W. Oxygen temperature and concentration measurements in H_2/O_2 rocket engines [R]. AIAA 96-0439.

[5] Foust M, Deshpande M, Pal S. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combustor H_2/O_2 flowfield [R]. AIAA 96-0646.

[6] Archambault M, Talley D. Computational analysis of a single element shear coaxial GH_2/GO_2 engine [R]. AIAA 2002-1088.

[7] Mark R, Archambault M. Three dimensional simulation of gas hydrogen/ gas oxygen engine[R]. AIAA 2003-314

[8] Tucker P, Shyy W. An optimization based approach to injector element design[R]. AIAA 2000-3220

[9] Vaidyanathan R, Tucker P. CFD-based design optimization for a single element rocket injector [R]. AIAA 2003-0296

[10] 刘文卿. 实验设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005: 58-74

[11] Jacques B, Martin S. Tricoaxial injector technology development[R]. AIAA 99-2492

[12] Moser M, Merenich J, Paland S, et al. OH- radical imaging and velocity field measurements in a gaseous hydrogen/ oxygen rocket[R]. AIAA 93-2036

[13] Shang H, Chen Y, Paul L. Investigation of chemical kinetics integration algorithms for reacting flows[R]. AIAA 95-0806

