

# 气氧/甲烷同轴剪切喷注器燃烧特性数值模拟

高玉闪, 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:** 对以气氧/甲烷为推进剂的同轴剪切喷注器进行了数值模拟, 研究了喷注器设计参数对推进剂掺混燃烧、燃烧室壁面和喷注面板热载的影响。研究结果表明: 氧喷注速度增大不利于推进剂的掺混燃烧, 降低了燃烧效率, 增大了燃烧室壁面和喷注面板的热载; 动量比增大提高了推进剂的燃烧效率, 缩短了燃烧距离, 但增大了燃烧室壁面和喷注面板的热载; 中心氧喷嘴管壁厚和氧喷嘴管的缩进, 对燃烧效率有影响, 但两者对燃烧室壁面和喷注面板热载影响不明显; 对燃烧效率而言, 特定情况下氧喷嘴缩进存在一最佳值。

**关键词:** 气氧/甲烷喷注器; 设计参数; 燃烧效率; 温度; 数值模拟

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2009) 05-0018-07

## Numerical simulation on the combustion characteristic of shear coaxial $\text{GO}_2/\text{GCH}_4$ injector

Gao Yushan, Du Zhenggang, Jin Pin, Cai Guobiao  
(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Numerical simulation of shear coaxial  $\text{GO}_2/\text{GCH}_4$  injector is conducted to study the effects of the design parameters on the combustion characteristics and the heat flux of the wall and faceplate. The results show that increasing the oxygen injected velocity is harmful to mixing and combustion and makes the combustion efficiency decreased and the heat flux of the wall and faceplate increased. Higher momentum ratio enhanced the mixing and the combustion and made a short combustion length. The higher the combustion efficiency, the higher the heat flux of the wall and faceplate. The thickness and recess of the gas oxygen post had influence on the combustion efficiency, but less influence on the heat flux of the wall and faceplate. The recess of the gas oxygen post existed an optimum value on the combustion efficiency.

**Key words:**  $\text{GO}_2/\text{GCH}_4$  injector; design parameters; combustion efficiency; temperature; numerical simulation

收稿日期: 2009-06-18; 修回日期: 2009-09-29。

作者简介: 高玉闪 (1983—), 男, 博士生, 研究领域为全流量补燃循环发动机技术。

0 引言

气-气喷注器技术是全流量补燃循环发动机的关键技术之一<sup>[1]</sup>。气-气推进剂在燃烧室中燃烧无雾化和蒸发过程,不同于传统火箭发动机中的气-液推进剂和液-液推进剂燃烧,因而火箭发动机中的气-气燃烧特点需要进行深入的研究。国外对气-气喷注器技术研究开展的较早,主要集中在美国<sup>[2,3]</sup>;国内近几年对气-气喷注器也开展了相关的研究<sup>[4,5]</sup>。但以上所采用的推进剂均为氢和氧,尚未开展应用于全流量补燃循环发动机的

的气氧/甲烷气-气喷注器技术研究。

采用甲烷作为燃料,具有很多优点,这是由甲烷本身的物性决定的:甲烷的密度约为氢的 6 倍,其贮箱远比氢贮箱体积小、重量轻;甲烷来源广泛且成本大大低于氢;在所有碳氢燃料中,甲烷可获得的比冲最高、粘性最小,基本无结焦和积碳问题,是一种很好的再生冷却剂。因而全流量补燃循环发动机采用甲烷作为燃料具有广泛的应用前景<sup>[6]</sup>。

针对气-气喷注器氧喷注速度、甲烷/氧动量比、中心氧喷嘴管的壁厚和缩进四个设计参数对推进剂掺混燃烧和燃烧室壁面及喷注面板温度的影响进行了数值模拟研究。通过分析燃烧室内温度分布、推进剂在喷管出口的含

1 物理模型

量,以及燃烧室壁面和喷注面板的温度分布揭示了这四个设计参数对气氧/甲烷燃烧特性的影响。

以常温气氧和气态甲烷为推进剂。由于没有成型的甲烷发动机可供参考,所以单喷嘴流量和燃烧室设计以性能较高的航天飞机主发动机(SSME)为参考<sup>[7]</sup>。具体是将 SSME 总流量除以其喷嘴数目,得到单喷嘴流量,再进行压力换算,得到特定室压下单喷嘴的流量。设计室压为 3MPa,混合比为 2.5,固定单喷嘴流量为 226g/s,是换算 SSME 喷注单元流量的 2 倍。

选取的燃烧室特征长度为 800mm,与 SSME

一致。燃烧室直径为 26mm,以期达到与 SSME 相同的流量密度。按上述原则,燃烧室总长 300mm,圆柱段长度为 255mm,收缩比为 3.78,燃烧室收缩段与喉部连接采用双圆弧过渡,不计喷管的扩张段。

定义无量纲缩进比为氧化剂喷嘴面相对于燃料喷嘴面的缩进尺寸与氧化剂喷嘴出口半径之比,即  $RR=L/(\Phi D/2)$ 。其中  $L$  为缩进量,  $\Phi D$  为中心氧喷嘴内径。

研究单个设计参数的影响时,固定其他设计参数,通过变化喷嘴结构尺寸来实现对参数的调整,表 1 为各设计参数取值范围。

表 1 设计参数取值范围

Tab.1 Calculation values of design parameters				
参数	参数取值			
氧喷注速度/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	38.7	60.9	76.7	89.5
甲烷/氧动量比	1.2	1.6	2.0	2.4
氧喷嘴管壁厚/mm	0.5	1.0	1.5	2.0
氧喷嘴管缩进比	0.0	0.5	1.0	1.5

2 数学模型

2.1 控制方程

采用标准的  $k-\epsilon$  湍流模型,不考虑热辐射,且认为燃烧室为绝热体系,此时带化学反应的二维轴对称可压缩的 RANS 平均的 N-S 方程可以写成如下形式:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + H = 0$$

(1)

式中符号具体含义见文献 [8]。

2.2 化学动力学模型

描述甲烷详细燃烧反应机理的化学动力学模型含有几十种组分、几百个基元反应。如此大的化学反应模型给理论分析和数值模拟带来了很大困难,当耦合到流场计算时会出现刚性和计算效率的问题。为了克服上述不足,根据甲烷与氧燃烧的特点,采用文献 [9] 提出的甲烷 13 组分 18 步简化反应模型。

燃烧模型建立的目的就是确定在湍流的情况下各组元的燃烧速率,从而得到因为化学反应而引入控制方程的源项。这里采用有限速率化学反应模型, $N$ 种化学组分, $N_R$ 个基元可逆反应的一般表达式为

$$\sum_{i=1}^N v'_{ij} A_i \xrightleftharpoons[k_j]{k'_j} \sum_{i=1}^N v''_{ij} A_i \quad j=1, \dots, N_R \quad (2)$$

式中, $v'_{ij}$ ,  $v''_{ij}$  分别是第  $j$  个基元反应中处于反应式两边的第  $i$  中组分  $A_i$  前面的化学当量系数。

将质量作用定律用于每一个基元反应,对其求和,得到第  $i$  种组分的生成率为

$$\dot{\omega}_i = M_i \sum_{j=1}^{N_R} (v''_{ij} - v'_{ij}) \left[ k'_j \prod_{k=1}^N \left( \frac{\rho_k}{M_k} \right)^{v'_{kj}} - k_j \prod_{k=1}^N \left( \frac{\rho_k}{M_k} \right)^{v''_{kj}} \right] \quad (3)$$

式中, $k'_j$ 和 $k_j$ 分别是第  $j$  个基元反应的正反应和逆反应的反应速率常数,可由 Arrhenius 公式计算得到

$$k = A_0 T^n \exp(-E/RT) \quad (4)$$

式中, $A_0$ 为指前因子; $n$ 为温度指数; $E$ 为反应活化能; $R$ 为通用气体常数; $T$ 为介质温度。

### 2.3 边界条件及物性参数

初边值条件设定如下:模型简化为二维轴对称模型,所有变量沿对称轴径向梯度为零;喷嘴进口采用质量入口,给定入口推进剂流量、总压和推进剂组分及温度,出口采用压力出口,进出口的湍动能和湍动耗散率按经验公式给定;固体壁面采用绝热、无滑移壁面条件,采用标准的壁面函数法计算近壁区流动,在壁面处径向和法向速度为零,湍流参数为零,浓度和浓度脉动均方值的法向梯度为零;忽略辐射传热对流场的影响。

所模拟的多组分子物性参数按下述方法给定:混合气体密度按理想气体处理,热传导系数和粘性按理想气体混合定律给定,质量扩散按动能理论进行计算;对每一种组分,其热传导系数和粘性按动能理论给定,而其定压比热容均按分段多项式处理。

## 3 结果分析

燃烧室内温度分布能够揭示燃烧室内化学反应的主要分布区域,可以判断火焰的形状及燃烧距离;燃烧室出口氧化剂和燃料含量占总推进剂质量百分比的高低可以揭示推进剂的燃烧效率;壁面绝热情况下,壁温的高低能够反应燃烧室内推进剂释放能量的情况,可以评估燃烧室热载的大小。

### 3.1 氧喷注速度对燃烧的影响

固定甲烷/氧的动量比为 1.6,氧喷嘴无缩进,氧喷嘴管的壁厚固定为 1mm。氧喷注速度所对应的氧喷嘴压降与燃烧室压力的比值分为:1%、2.5%、4%和 5.5%,此时对应的甲烷喷注压降与燃烧室压力的比值为:8.4%、22.3%、38.4%和 56.7%。

图 1 为不同氧喷注速度下同轴剪切喷嘴燃烧室内温度分布图。可见,随着氧喷注速度的增大,喷注面下游的火焰锋明显后移,燃烧距离加长。同轴剪切喷嘴在燃烧室内形成了一环形剪切层,推进剂在剪切层内掺混燃烧,外围的燃料无法穿越剪切层影响中心氧喷嘴核心区域的氧化剂,因而核心区域的氧化剂在燃烧室后段才参与掺混燃烧。随着氧喷注速度的增大,核心区域的氧喷射距离加长,因而导致其燃烧距离加长。

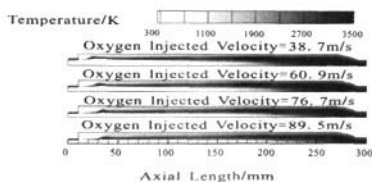


图 1 不同氧喷注速度燃烧室内温度分布

Fig.1 Temperature distribution in chamber for different oxygen injecting velocity

图 2 为不同氧喷注速度下燃烧室壁面和喷注面板的温度分布。随着氧喷注速度的增大,燃烧室前段壁温和喷注面板的温度明显升高,说明氧喷注速度对燃烧室及壁面温度影响明显。固定甲

烷/氧动量比不变, 随着氧喷注速度的增大, 剪切层内甲烷与氧掺混燃烧加强, 因而在燃烧室前段释放较多的热量, 导致燃烧室前段壁面和喷注面板的温度较高、热载较大。但在燃烧室前段参与燃烧的推进剂只是很少的一部分, 大部分推进剂在燃烧室后段燃烧, 由于氧喷射距离随氧喷注速度的增大而加长, 因而其在燃烧室后段达到相同的燃烧程度所需的燃烧距离较长, 燃烧室壁面温度的分布很好的说明了这点。

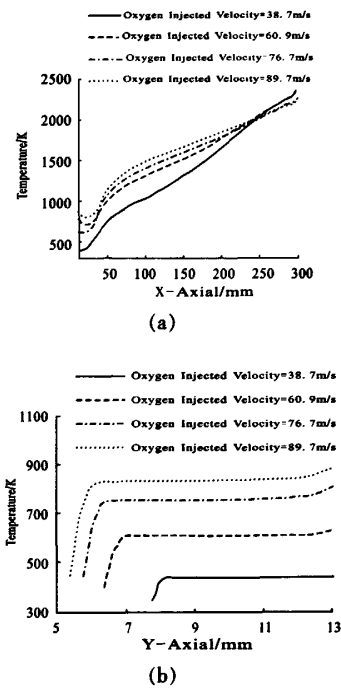


图 2 不同氧喷注速度燃烧室壁面及喷注面板温度分布  
Fig.2 Temperature distribution of wall and faceplate for different oxygen injecting velocity

表 2 不同氧喷注速度燃烧室出口处推进剂质量分数  
Tab.2 Propellants mass fraction at the nozzle outlet for different oxygen inject velocity

研究参数	甲烷	氧
氧喷注速度: 38.7m/s	2.12%	2.43%
氧喷注速度: 60.9m/s	2.58%	2.98%
氧喷注速度: 76.7m/s	3.32%	4.18%
氧喷注速度: 89.5m/s	3.76%	5.01%

表 2 是不同氧喷注速度下氧化剂和燃料在燃烧室出口的质量分数。随着氧喷注速度的增大, 氧化剂和燃料在燃烧室出口的含量有所增大, 说明推进剂燃烧的越不充分, 燃烧效率下降。

3.2 甲烷/氧动量比对燃烧的影响

固定氧喷注速度为 47.3m/s, 对应的氧压降比为 1.5%, 氧喷嘴无缩进, 氧喷嘴管的壁厚固定为 1mm。设计甲烷/氧的动量比为 1.2、1.6、2.0、2.4、2.8, 对应的甲烷/氧喷注速度比分别为 3、4、5、6、7, 而甲烷的喷注压降与燃烧室压力的比值为 7.0%、12.8%、21.0%、32.0%、46.4%。

图 3 是甲烷/氧不同动量比下燃烧室温度分布图。可见随着动量比的提高, 燃烧室内燃烧距离明显缩短。由于固定氧的喷注速度, 氧出口直径不变, 动量比的提高增强了燃料和氧化剂在环形剪切层内的掺混效果, 同时增强了燃料穿越剪切层影响核心区域氧化剂的能力, 缩短了核心区域氧化剂的喷射距离, 使更多的燃料和氧化剂在燃烧室前端进行燃烧, 释放更多的热量, 从而使高温区域前移, 燃烧距离缩短。

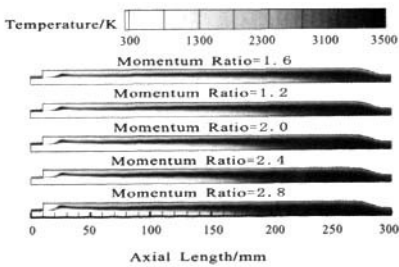


图 3 不同动量比下燃烧室温度分布  
Fig.3 Temperature distribution in chamber for different momentum ratio

动量比对燃烧室壁面和喷注面板温度分布的影响见图 4。随着动量比的提高, 整个燃烧室壁面和喷注面板的温度均有所提高, 但当动量比为 2.4 和 2.8 时, 燃烧室壁面温度变化不明显而喷注面板温度变化依然明显, 说明动量比的继续提高对燃烧室头部推进剂的掺混燃烧影响依然明显, 但对整个燃烧室内推进剂的燃烧影响已不明显。

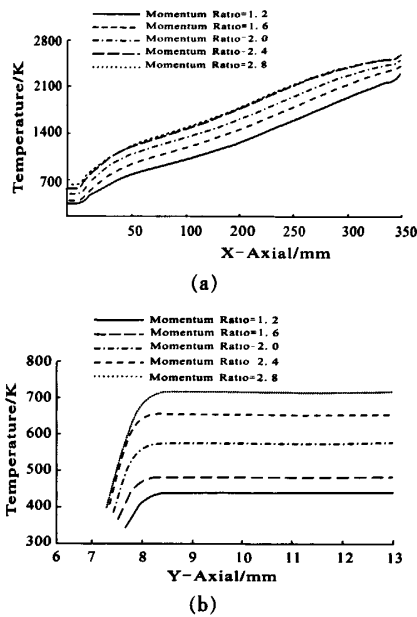


图 4 不同动量比燃烧室壁面及喷注面板温度分布  
Fig.4 Temperature distribution of wall and injecting faceplate for different momentum ratio

表 3 不同动量比燃烧室出口推进剂质量分数  
Tab.3 Propellants mass fraction at the nozzle outlet for different momentum ratio

研究参数	甲烷	氧
动量比: 1.2	2.82%	2.39%
动量比: 1.6	1.94%	2.12%
动量比: 2.0	1.44%	1.55%
动量比: 2.4	0.95%	1.10%
动量比: 2.8	0.92	1.05%

表 3 给出了不同动量比氧化剂和燃料在燃烧室出口的质量分数。可以看出，甲烷/氧动量比越大，喷管出口推进剂含量越少，说明动量比的增大提高了推进剂的燃烧效率，但这种增强趋势随着动量比的增大有所减缓。

3.3 壁厚的影响

固定氧喷注速度为 66.6m/s，对应的氧压降比为 3%，保持甲烷/氧的动量比为 1.6，氧喷嘴无缩进，氧喷嘴管的壁厚取值变化为：0.5mm、1mm、1.5mm、2mm。

数值模拟结果显示，高速流动的甲烷卷吸低速流动的氧，在紧贴气-气喷注器中心氧喷嘴管壁的下游形成回流区，回流区压力较低，不断卷吸周围的氧与甲烷，使两者在该区域内掺混燃烧。这种回流区可以建立稳定的高温火焰源，为下游推进剂提供稳定的点火能量，有利于维持火焰。

在喷嘴其他设计参数相同的情况下，壁厚的增加使回流区增大，增强了推进剂在回流区的掺混燃烧，给喷嘴热防护带来问题。如图 5 所示，当壁厚为 0.5mm 时，火焰没有附着在氧喷嘴管壁上，随着壁厚的增大，火焰在壁上的附着能力增强，导致管壁温度升高。

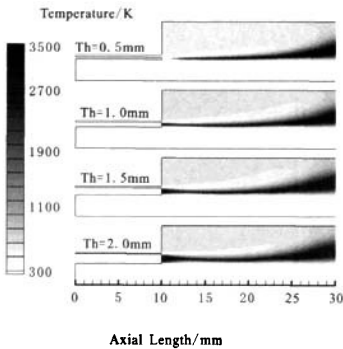


图 5 不同壁厚氧喷嘴出口处温度分布  
Fig.5 Temperature distribution in the injector for different wall thickness

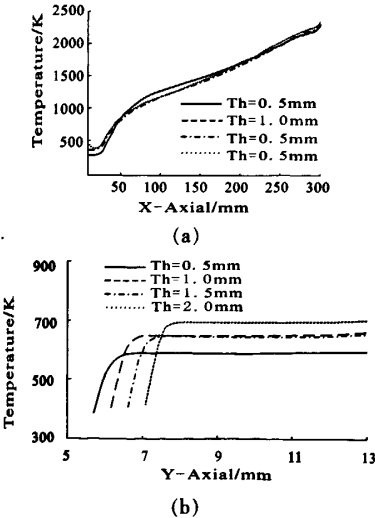


图 6 不同氧喷嘴壁厚燃烧室壁面及喷注面板温度分布  
Fig.6 Temperature distribution of wall and injecting faceplate for different wall thickness

如图 6 所示,壁厚变化对燃烧室壁面和喷注面板的温度分布影响不明显,说明壁厚的变化对推进剂在燃烧室内主要燃烧区域没有明显影响。

由表 4 可以看出,氧化剂和燃料在燃烧室喷嘴出口的含量随着壁厚的增大而降低,说明氧喷嘴管壁厚的增加有利于提高推进剂的燃烧效率。

表 4 不同壁厚燃烧室出口推进剂质量分数  
Tab.4 Propellants mass fraction at the nozzle outlet for different wall thickness

研究参数	甲烷	氧
壁厚: 0.5mm	2.80%	3.31%
壁厚: 1.0mm	2.68%	3.16%
壁厚: 1.5mm	2.48%	2.87%
壁厚: 2.0mm	2.36%	2.72%

3.4 缩进的影响

固定氧喷注速度为 66.6m/s, 对应的氧压比为 3%, 保持甲烷/氧的动量比为 1.6, 氧喷嘴管的壁厚为 1mm, 氧喷嘴的缩进比取值变化为: 0.5、1.0、1.5、2.0。

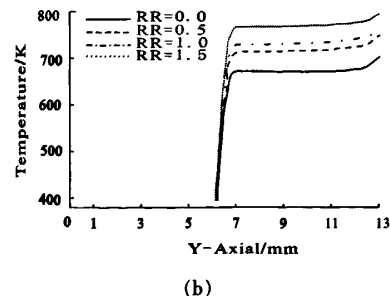
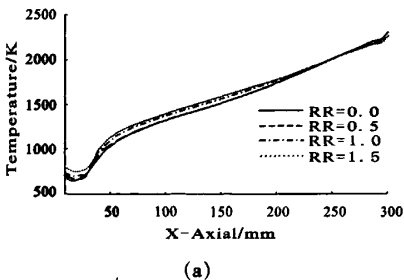


图 7 不同缩进比燃烧室壁面及喷注面板温度分布  
Fig.7 Temperature distribution of wall and injecting faceplate for different recess ratio

图 7 为不同缩进比下, 燃烧室壁面和喷注面板的温度分布。可见缩进比的变化对燃烧室壁面和喷注面板的温度影响不明显, 喷注面板大部分区域温度主要分布于 700K 到 800K 之间。

表 5 不同缩进比燃烧室出口推进剂质量分数  
Tab.5 Propellants mass fraction at the nozzle outlet for different recess ratio

研究参数	甲烷	氧
缩进比: 0.0mm	2.89%	3.51%
缩进比: 0.5mm	2.75%	3.25%
缩进比: 1.0mm	3.05%	3.80%
缩进比: 1.5mm	3.26%	4.17%

从数值仿真的结果来看, 特定工况下缩进比对推进剂燃烧效率的影响存在一最佳值。如表 5 所示, 随着氧喷嘴管由无缩进变化为缩进比为 0.5, 推进剂的燃烧效率有所提高, 但当缩进比继续增大时, 推进剂的燃烧效率却有所降低。

4 结论

数值仿真揭示了设计参数对气氧/甲烷气-气喷注器燃烧特性的影响, 结果表明:

- (1) 氧喷注速度增大, 使燃烧距离加长, 降低了推进剂的燃烧效率, 并且增大了燃烧室前段和喷注面板的热载;
- (2) 动量比的增大有利于推进剂的掺混燃烧, 缩短燃烧距离, 提高燃烧效率, 但增大了燃烧室和喷注面板的热载;
- (3) 增大中心氧喷嘴的壁厚, 可以提高推进剂的燃烧效率; 变化中心氧喷嘴的壁厚, 对燃烧室壁面温度和喷注面板的温度影响都不明显; 较大的氧喷嘴壁厚增强了喷嘴出口火焰的附着能力, 但增大了氧喷嘴管的热载;
- (4) 特定工况下, 中心氧喷嘴缩进对推进剂燃烧效率的影响存在一最佳值, 缩进的变化对燃烧室壁面和喷注面板温度影响不明显。

在工程应用中需要综合考虑上述因素的影响程度, 确定合适的喷嘴设计参数。

(下转第 33 页)

# 涡轮泵环形颗粒阻尼器设计

邓长华, 周云端

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 设计了一种用于液体火箭发动机涡轮泵减振的环形颗粒阻尼器。为研究颗粒阻尼器的减振性能, 基于有限元法建立了附加颗粒阻尼器以及不加颗粒阻尼器的涡轮泵模型, 计算过程中采用结构阻尼系数来描述颗粒阻尼器的阻尼特性。仿真结果表明, 颗粒阻尼器能够显著降低涡轮泵的振动, 并且对涡轮泵的动态特性影响很小。

**关键词:** 颗粒阻尼器; 涡轮泵; 减振

(编辑: 王建喜)

(上接第 23 页)

## 参考文献:

- [1] Farhangi S, Yu T, Rojas L. Gas-Gas injector technology for full flow combustion cycle application[R]. AIAA 1999-2757.
- [2] Tucker P K, Klemm M D, Smith T D. Design of efficient  $\text{GO}_2/\text{GH}_2$  injectors[R]. A NASA, industry and university cooperative effort, AIAA 1997.
- [3] Marshall W M, Pal S, Santoro R J. Benchmark wall heat flux data for a  $\text{GO}_2/\text{GH}_2$  single element combustor[R]. AIAA 2005-3572.
- [4] 杜正刚, 金平, 杨立军, 蔡国飙, 等. 气-气喷注器流量特性实验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 500-504.
- [5] 汪小卫, 金平, 杜正刚, 蔡国飙. 氢/氧-气-气喷注器冷流掺混与燃烧比较的仿真研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1737-1742.
- [6] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述 [J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.
- [7] 杨 V, 安德松 W W E. 液体火箭发动机燃烧不稳定性 [M]. 北京: 科学出版社, 2001, P37.
- [8] 蔡国飙, 张化照, 庄逢甘. 氢氧发动机推力室化学反应流场计算 [J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(6): 671-675.
- [9] 董刚, 黄鹰, 陈义良. 不同化学反应机理对甲烷射流湍流火焰计算结果影响的研究[J]. 燃料化学学报, 2000, 28(1): 49-54.

(编辑: 王建喜)