

燃气发生器喷注器内氧腔三维流动分析

石晓波, 刘占一, 郭灿琳
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 采用计算流体力学方法数值模拟了某型液体火箭发动机燃气发生器氧腔内部流动, 详细分析了氧腔内部的三维流动特性。从压力分布等方面分析了造成喷嘴流量分布不均匀的原因, 并据此对发生器结构进行了改进, 结果表明喷嘴流量分配均匀性得到了明显改善。

关键词: 燃气发生器; 氧腔; 流动特性; 流量分配

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0006-06

Analysis of three-dimensional flow in oxygen chamber in injector of gas generator

SHI Xiao-bo, LIU Zhan-yi, GUO Can-lin
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The three-dimensional flow characteristics in oxygen chamber of gas generator in a liquid rocket engine are simulated numerically and analyzed with the computational fluid dynamics (CFD) method. The uniformity of flow-rate distribution at injectors and the total/static pressure distributions in the oxygen chamber are analyzed. The structure of gas generator was modified accordingly. The result shows that the pressure distortion is reduced and the uniformity of flow-rate distribution is significantly improved.

Keywords: gas generator; oxygen chamber; flow characteristic; flow flux distribution

0 引言

在高压补燃液氧煤油发动机的设计中, 燃气发生器的主要作用是给涡轮泵提供动力, 在整个系统中有着重要的作用。燃气发生器喷注器由氧腔、煤油腔以及氧喷嘴和煤油喷嘴组成, 液氧和

煤油分别流经氧腔和煤油腔, 然后通过各自的喷嘴, 进行掺混燃烧。燃气的温度均匀性需要控制在一定范围内^[1]。为了保证燃气温度均匀性, 就必须使液氧和煤油在各个喷嘴处都能实现均匀的流量分配。

以前氧腔均流设计都依靠经验和试验验证, 费时费力且周期较长, 目前 CFD 方法已被证实

收稿日期: 2013-01-14; 修回日期: 2013-02-25

基金项目: 国家 863 项目(2009AA705211)

作者简介: 石晓波 (1977—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机气动传热

可以较好地计算液体火箭发动机内部流动^[2-6]。杨青真等采用 Navier-Stokes 方程数值模拟了某型火箭发动机推力室氧腔流动, 计算分析了节流板表面的总、静压分布及其畸变指数, 提出了氧腔均流孔板改进方法^[7]; 王晓丽同样采用 CFD 方法数值模拟了某型液体火箭发动机燃气发生器氢腔内流动状态, 计算分析了氢喷嘴流量的均匀性^[8]。本文采用 CFD 方法, 对燃气发生器喷注器内氧腔进行了仿真计算, 通过对流场的三维流动特性分析发现了影响流动均匀性的原因, 通过改进设计, 使各个喷嘴处液氧流量的分配均匀性得到了明显改善。

1 计算模型

1.1 几何模型和网格划分

燃气发生器结构如图 1 所示。煤油从顶部进入, 液氧从右侧入口进入环形腔体, 再经过腰身孔进入氧腔, 最后通过喷注器切向孔和二次喷注孔进入发生器燃烧室。喷嘴为同轴离心式结构。

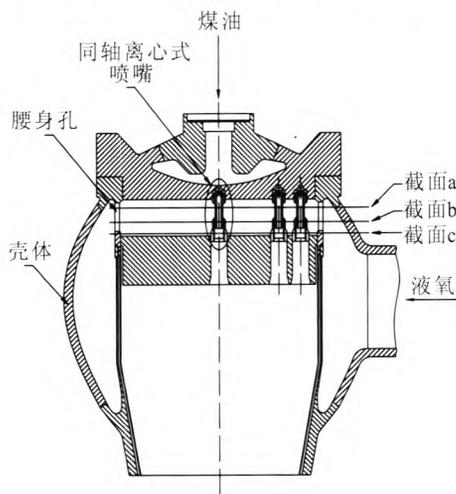


图 1 燃气发生器结构

Fig. 1 Structure of gas generator

由于计算域结构复杂, 故采用四面体网格填充, 网格工具为 ICEM CFD。在氧喷嘴切向孔和二次喷注孔等尺寸较小的区域进行了加密, 总网格数约 1 500 万, 经检查网格质量符合计算要求。图 2 为计算域网格的纵剖面图。

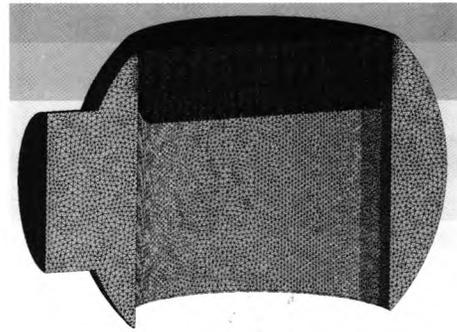


图 2 网格剖面图

Fig. 2 Cross-section of grid

1.2 控制方程

流动为不可压缩流, 需求解连续性方程和动量方程, 具体如下^[9]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} \rho \frac{du}{dt} &= \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\ \rho \frac{dv}{dt} &= \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\ \rho \frac{dw}{dt} &= \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: p 为静压; $\rho g_x, \rho g_y, \rho g_z$ 为质量力, 燃气发生器氧腔中液氧进出口的净落差与发生器工作压力相比很小, 故忽略质量力。

1.3 湍流模型

本文计算中采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型, 具体如下:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{C_{1\varepsilon} \varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (4)$$

式中: $\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$ 为湍动粘度; G_k 为湍动能 k 的产生项; 模型常数 $C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}, C_\mu, \sigma_k$ 和 σ_ε 分别取值 1.44, 1.92, 0.09, 1.0 和 1.3^[9]。

1.4 边界条件

本文采用质量流量进口条件, 进口速度方向

垂直于进口面；出口为静压条件，压强值取燃气发生器工作压强，壁面采用无滑移边界条件。

2 计算结果及分析

2.1 计算结果

氧喷嘴以同心圆方式排列，共8圈，将最外圈标记为 Loop 1，依次向内，中心孔为 Loop 8，如图3所示。

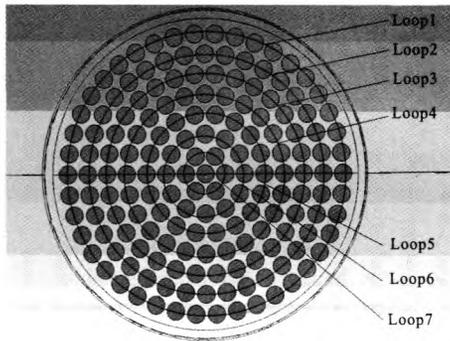


图3 喷嘴出口排列示意图

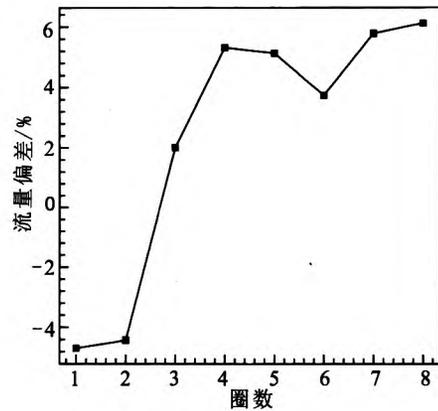
Fig. 3 Sketch map of nozzle exit array

图4给出了各圈喷嘴流量的径向分布和周向分布。为便于比较，图中以各喷嘴与理想平均流量的偏差代替各喷嘴实际流量。径向分布是各圈喷嘴流量各自进行平均之后的结果，周向分布反映的更为详细，包含每一个喷嘴的流量。图中纵坐标正值代表该喷嘴流量高于平均流量，负值代表低于平均流量。

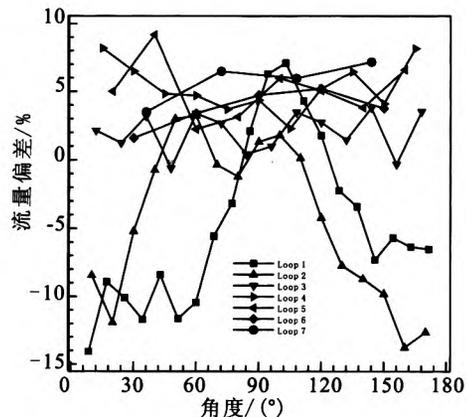
从图4可看出，喷嘴流量径向分布的偏差在 $\pm 6\%$ 以内，周向分布的偏差接近 $\pm 15\%$ ，且第1圈和第2圈（即最靠外的两圈）流量明显偏小，可能与流体通过腰身孔后形成的不均匀流场有关，因此，需对氧腔的三维流动特性进行分析。

流体从腰身孔进入氧腔内部时，由于孔的周向排列，流体具有较大径向速度，同时又会朝氧喷嘴出口方向即轴向流动，因此氧腔内部流动是复杂的三维流动，几乎在每一个截面上都同时存在三个自由度方向上的流动。但在对特定区域进行分析时，应抓住流动的主要特征。图5~7分别给出了截面a、b和c的总压和速度分布云图

（截面a、b和c位置如图1所示）。为便于比较，统一了参数的度量标尺（包括云图）。



(a) 径向分布



(b) 各圈周向分布

图4 喷嘴流量分布

Fig. 4 Flow-rate distribution of nozzle

从截面a和b流场可以看出，这两个截面都没有“脱离”腰身孔，流体具有较大的径向速度，径向流动是这两个截面的主要流动特征。流体刚进入氧腔内部，总压、速度均较大，沿径向往内，流体受到燃料喷嘴的层层“阻截”，总压及速度均越来越小。而外围（第1和2圈喷嘴附近）流体由于速度较大，造成该区域局部阻力损失也较大，经过轴向迁移，在c截面，加上较大的径向速度的消失，总压减小更为明显，这也是外圈喷嘴流量偏低的重要原因。而内圈（3~8圈）附近流体本身速度较小，加上远离腰身孔，压力、速度分布在轴向没有明显变化，流动较为均匀，故该区域喷嘴流量分配也较为均匀。

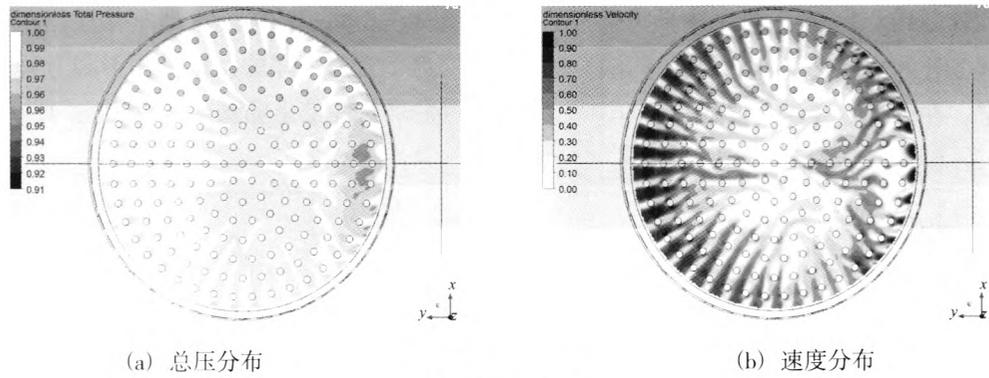


图 5 截面 a 流场

Fig. 5 Flow field of section plane a

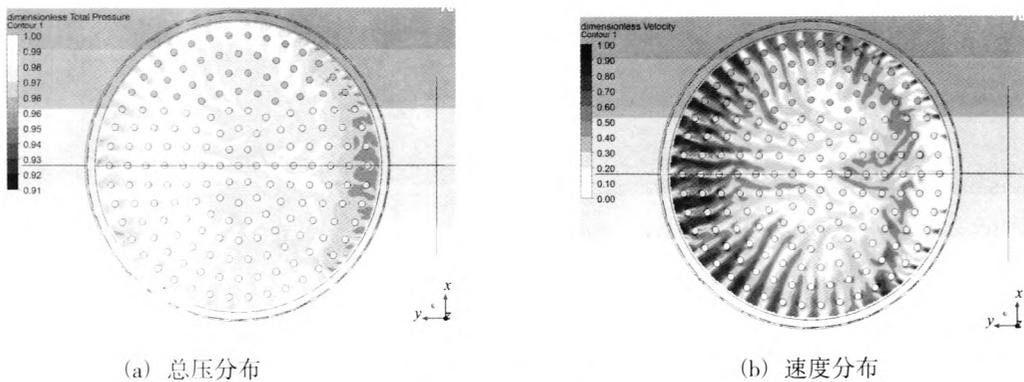


图 6 截面 b 流场

Fig. 6 Flow field of section plane b

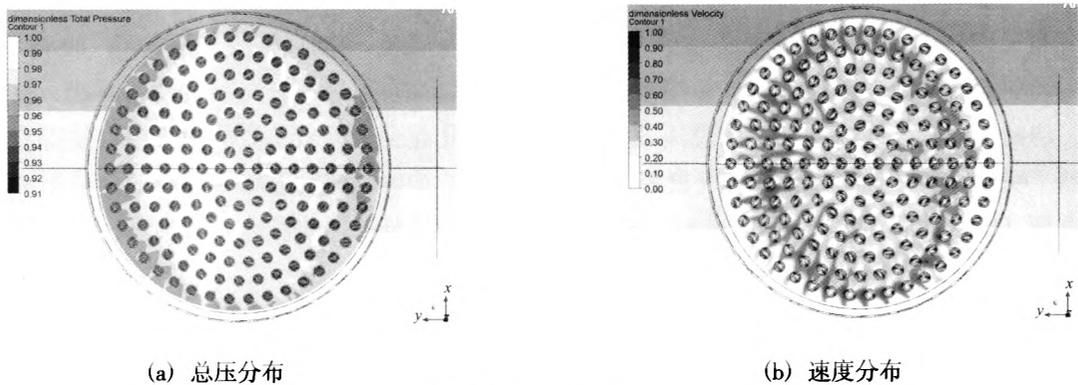


图 7 截面 c 流场

Fig. 7 Flow field of section plane c

由此可见,降低流体进入氧腔内部时径向流动带来的冲击损失是改善氧腔流场均匀性的重要方式,据此,在保证通流面积基本不变的前提下,将腰身孔改进为蜂窝孔。

重新进行建模,网格划分,求解,得到改进后的喷嘴流量分布如图 8 所示。喷嘴流量径向分布的偏差减小到 ±4% 以内,而周向分布的偏差

减小到 ±6.5% 以内,喷嘴流量分配的均匀性得到了明显改善,而由蜂窝孔带来的压降的增加量仅为发生器工作压强的 1%。

2.2 改进前后的流场对比分析

假设流体从 1 处流向 2 处,则有总流伯努利方程^[10]: $p_1^* = p_2 + \frac{1}{2}(1 + \varepsilon)\rho V_2^2$, 式中: p_1^* 为 1 处总

压; p_2 为 2 处静压; V_2 为 2 处流体平均速度; ϵ 为从 1 处到 2 处的水力损失系数, 主要由流道几何结构决定。在燃气发生器氧腔的结构中, 各喷

嘴背压相同, 均为发生器工作压力, 而各喷嘴结构也是完全一样的, 根据伯努利方程, 各喷嘴流量的均匀性是由喷嘴前的总压均匀性所决定的。

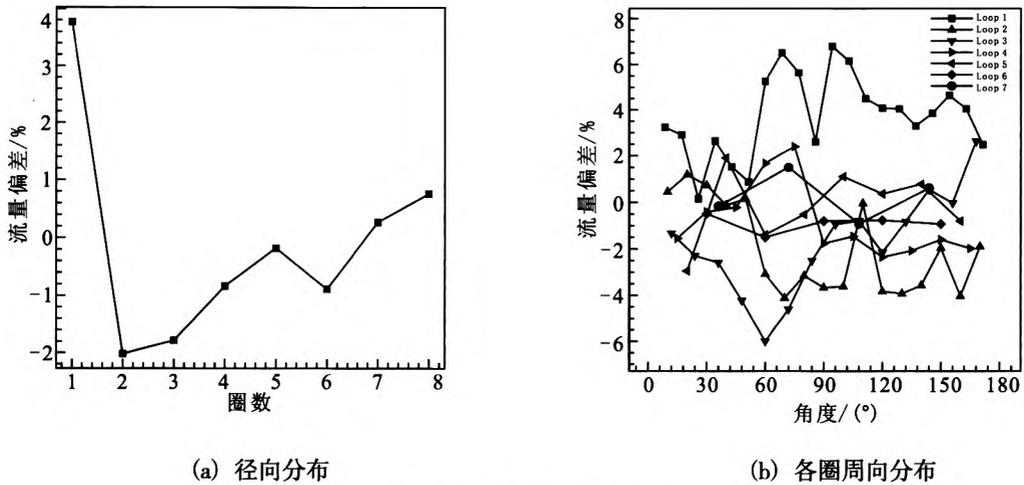


图 8 改进后喷嘴流量分布

Fig. 8 Flow-rate distribution of improved nozzle

氧化剂分两部分进入喷嘴 (见图 1), 一部分从切向孔进入, 另一部分从二次喷注孔进入。以下分别从切向孔前的总压分布和二次喷注孔前的总压分布比较改进前后的变化。

图 9 为发生器结构改进前后切向孔前的流场总压分布云图, 图 10 为发生器结构改进前后二次喷注孔前的流场总压分布云图。由图可见, 改进后, 切向孔前和二次喷注孔前的总压分布均匀性得到了明显改善, 各喷嘴流量分配更为均匀。

由图 11 所示发生器结构改进前后腰身孔

(蜂窝孔) 后的流场总压分布云图可看出, 改进前腰身孔后总压分布并不均匀, 意味着该区域存在较大的速度梯度和压力梯度, 能量损失较大。

对于一个流动通道来说, 大的长径比是有助于约束流动方向的。从几何结构上来看, 蜂窝孔的长径比 (0.9) 远大于腰身孔 (0.18), 流体在出口具有更好的方向一致性, 因此, 改进后的蜂窝孔起到了类似整流器的作用, 使得流场更为均匀, 均匀的流动意味着较小的能量损失, 所以喷嘴流量分配均匀性也大为改善。

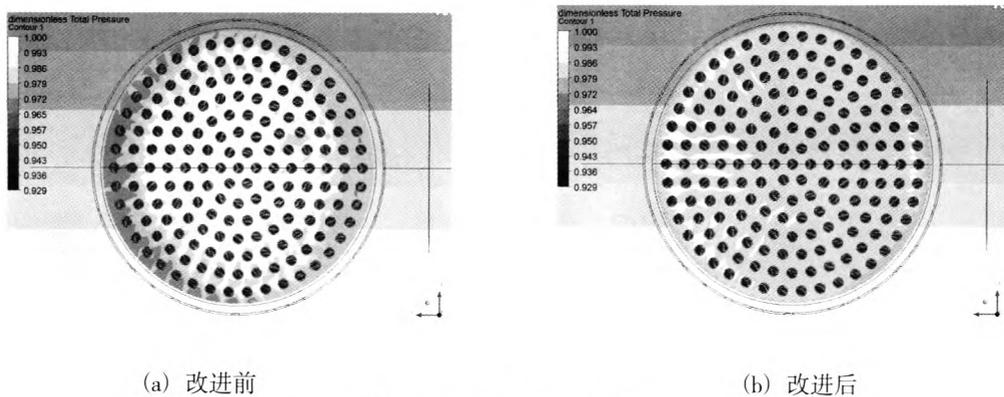


图 9 切向孔前总压分布云图

Fig. 9 Nephogram of total pressure distribution at tangential aperture

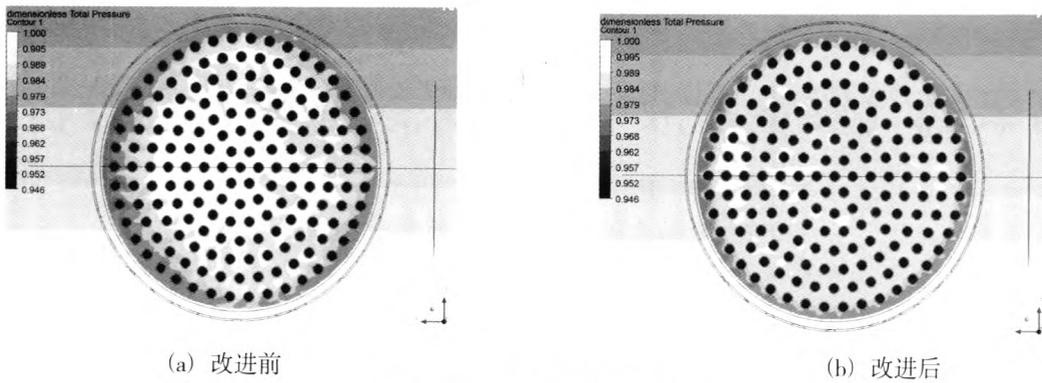


图 10 二次喷注孔前总压分布云图

Fig. 10 Nephogram of total pressure distribution in front of secondary injection aperture

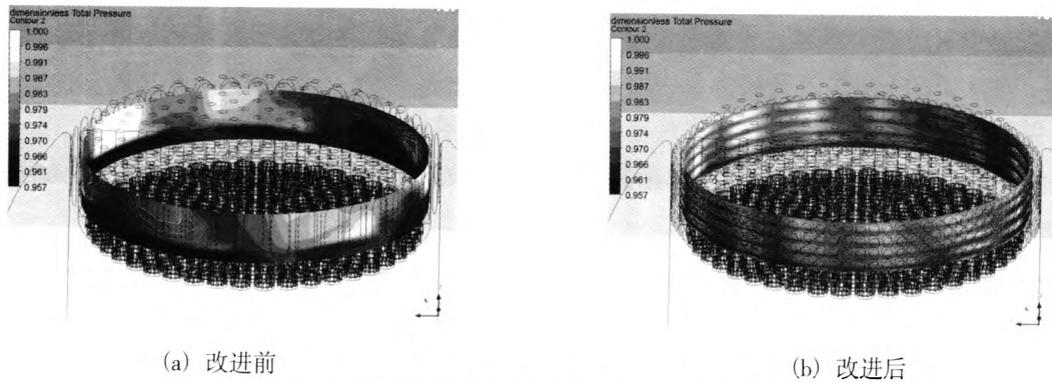


图 11 腰身孔(蜂窝孔)后总压分布云图

Fig. 11 Nephogram of total pressure distribution behind lumbar aperture (cellular aperture)

3 结论

对某火箭发动机燃气发生器的氧腔内流场进行了仿真计算, 分析了氧腔内部的三维流动特性, 从压力分布等方面分析了喷嘴流量分配不均的原因, 发现液氧进入氧腔内部时的流动均匀性对整个流场有着决定性的作用, 通过改进设计, 最终使得喷嘴流量分配均匀性得到了明显改善。

参考文献:

- [1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005, 8.
- [2] 赵文涛, 聂万胜, 庄逢辰. 有隔板和无隔板的液体火箭发动机冷态全流场数值模拟[J]. 推进技术, 1997, 18(2): 16-20.
- [3] 李小平, 葛李虎, 吴宝元. 富氧发生器喷注单元二次喷注后的流场研究[J]. 火箭推进, 2002, 28(4): 14-19.
- [4] 冯喜平, 何洪庆, 葛李虎. 预燃室三维湍流和燃烧过程的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 121-125.
- [5] 费继友, 俞炳丰, 张杰, 等. 液体火箭发动机推力室粘性流场数值模拟和实验验证[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 292-295.
- [6] SALVADOR N M C, MORALES M M, MIGUEIS C E S S, et al. Numerical simulation of a liquid propellant rocket motor [J]. Journal of Thermal Science, 2000, 10(1): 83-86.
- [7] 杨青真, 王红梅, 张银波. 液态火箭发动机氧腔流动分析及均流板设计研究[J]. 宇航学报, 2005, 6(26): 698-701.
- [8] 王晓丽, 燃气发生器氧腔均流改进设计及试验研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(2): 38-42.
- [9] 王福军. 计算流体动力学分析 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
- [10] 景思睿, 张鸣远. 流体力学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.

(编辑: 陈红霞)