

环喉型塞式喷管的数值仿真研究

柳长安, 邹 宇

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 通过流场数值仿真计算方法对环喉型塞式喷管进行了研究, 对比计算了不同外流条件下塞式喷管的流场结构和性能。分析表明该塞式喷管的结构方案独特, 具有稳定的高空高速性能, 与传统的钟型喷管相比低空性能更优异。

关键词: 塞式喷管; 流场; 数值仿真; N-S 方程

中图分类号: V430

文献标识码: A

文章编号: 1672-9374 (2010) 06-0001-05

Numerical simulation of an annular throat plug nozzle

LIU Chang-an, ZOU Yu

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: An annular throat plug nozzle is studied by the calculation method of flow-field numerical simulation. The flow-field structures and the characters of the plug nozzle under the condition of different freestreams are compared and calculated. The structure design of the plug nozzle is unique. The analysis shows that the plug nozzle has stable performance at high altitude and high speed, and has more excellent low altitude performance in comparison with the bell nozzle.

Keywords: plug nozzle; flow field; numerical simulation; N-S equation

0 引言

具有塞式喷管的发动机能够自动适应飞行高度变化, 并且具有长度短、重量轻、成本低、经济效益好、可靠性高和便于实现推力矢量控制等优点, 但是由于塞式喷管流场是一个具有激波、膨胀波、漩涡、分离等复杂物理现象的三维流场, 常规的特征线法难以准确描述, 故随着流场数值仿真(CFD)技术的发展, 越来越多的相关研究和设计工作已通过 CFD 方法进行。

本文采用 CFD 技术对环喉型塞式喷管进行了相关的流场计算和分析, 研究了这种环喉型塞式喷管的特性。

1 塞式喷管的结构

塞式喷管的结构可以有多种变化形式, 如环排型、直排型、环喉型、瓦状结构和矩形结构等, 可以根据总体需要合理选择, 如美国的 X-33 计划采用了直线型塞式喷管, 而在 2007 年美国提出的网络中心机载防御系统(NACDE)二级

收稿日期: 2010-08-05; 修回日期: 2010-08-27

基金项目: 国家航天技术支撑项目

作者简介: 柳长安 (1974—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机总体设计

控制发动机中则采用了环喉型塞式喷管。

本研究中的环喉型塞式喷管参考了文献[5]中喷管的结构特点,其部分结构尺寸如图1所示。

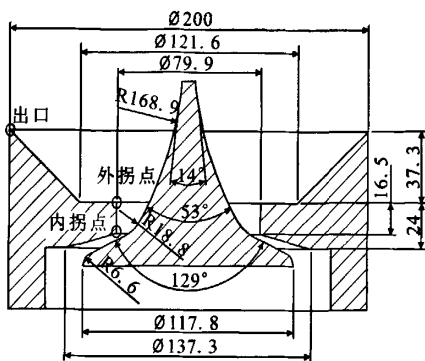


图1 环喉型塞式喷管结构图

Fig. 1 Structure of annular throat plug nozzle

2 计算模型和方法

2.1 计算模型

环喉型塞式喷管是轴对称结构,因此可将仿真计算简化为二维轴对称模型进行仿真计算,而在任意坐标系 (ξ, η) 下的控制方程可以表述为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + S = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + S_v \right) \quad (1)$$

式中: $U = J^T(\rho, \rho u, \rho v, e)^T$; E 和 F 分别是对流项通量; E_v 和 F_v 分别是粘性扩散项通量; S 和 S_v 是轴对称源项,对于二维平面流动这两个源项为零; J 是变换雅可比; Re 为雷诺数。

2.2 计算方法

采用有限体积法对该式进行空间离散并求解可以得到流场数值解,求解过程中对流通量项采用一阶迎风格式进行离散处理,粘性扩散项用二阶中心差分,时间推进采用了时间分裂技术。

计算过程中不考虑化学反应、非平衡流动及多相流动。

边界条件取法为:喷管进口参数取成主流条件,远场边界参数取成自由流条件,如图2所示,而流场计算网格的局部放大如图3所示。

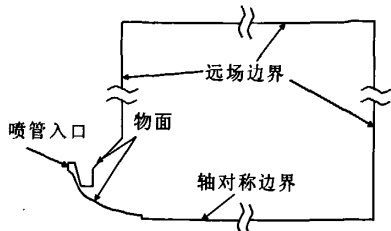


图2 流场边界条件

Fig. 2 Boundary condition of flow field for calculation

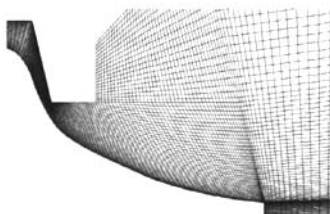


图3 计算网格局部放大

Fig. 3 Partially magnified grid

3 结果分析

喷管压比(NPR)决定了喷管的工作状态,其定义为总压与背压之比。为了方便对照大气高度环境的影响,在表1中列出了背压和温度条件随高度的变化关系。

表1 外流参数与飞行高度对应关系

Tab. 1 Far-field parameters versus flight altitude

H/km	0	10	20	30
p/Pa	101325	26500	5529.3	1197
T/K	288	223.3	216.7	226.5

其他数值仿真计算基本参数为:喷管入口总压约 4.3 MPa, 喷管入口总温约 1700 K、外流马赫数分别取 0, 1, 2, 3, 4 Ma, 计算中喷管入口和外流气体均取气体常数 378 J/(kg·K)、比热比 1.3。

3.1 流动分析

分别对地面和 20 km 高空环境、静止状态的外流参数进行了仿真计算,从仿真计算结果可以看到高、低空环境下的喷管膨胀状态存在明显差

异, 高空环境下气流膨胀更充分、波节更明显, 如图 4 所示。

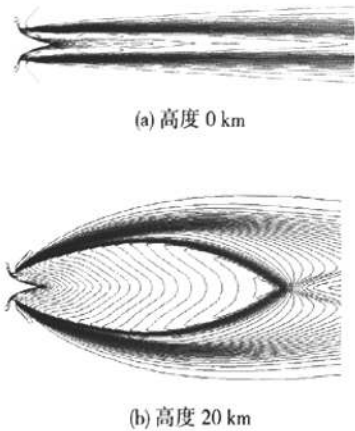


图 4 不同高度静止状态流场等马赫数图

Fig. 4 Mach number contour of static flow field on ground

计算显示当气流沿着塞锥壁面流动时受到粘性阻滞, 加上塞锥底部平台区的突扩导致逆压梯度作用的流动分离并形成驻涡区, 从而使得喷管下游流动区域出现明显的中轴线, 如图 5 所示。

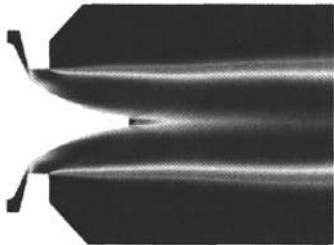


图 5 地面静止状态流场马赫数云图

Fig. 5 Mach number contour of static flow field on ground

在喷管环喉部位出现了附着于内拐点的膨胀波系, 见图 6。另外在喷管壁面外拐点后主流外侧与外流形成自适应于环境压力的自由边界并视外流条件出现不同状态, 低空状态时外拐点之后会直接形成压缩波系, 而高空状态时因膨胀不充分气流还会先经过一次膨胀后再形成压缩波系。

计算还显示喷管外拐点后的锥形壁面可在高空、高速状态下形成喷管延伸段供气流进一步膨胀以提高发动机性能, 如图 7 所示。这无疑有利于高空高速发动机的使用。

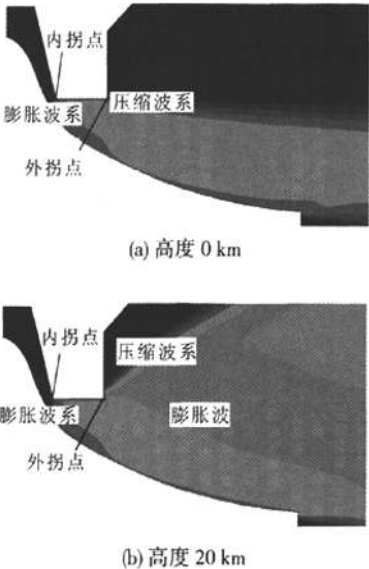
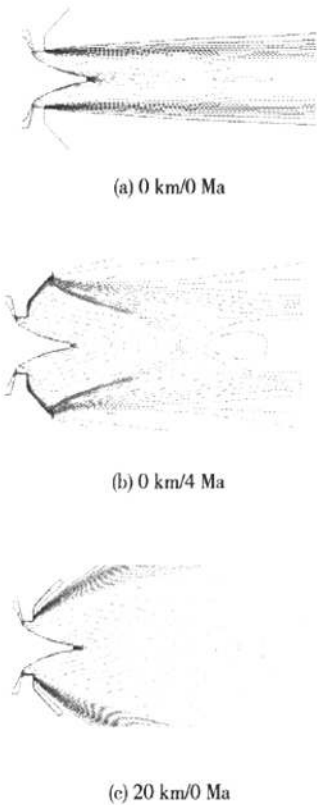


图 6 不同高度静止状态流场马赫数云图

Fig. 6 Mach number contours of static flow fields at different altitudes



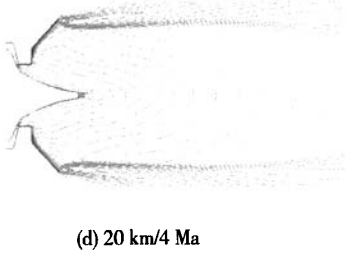
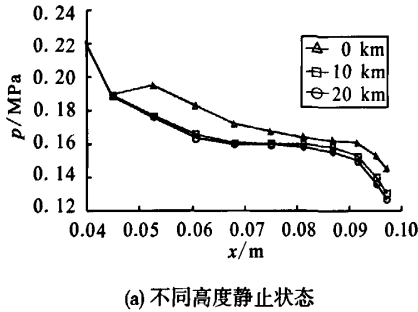


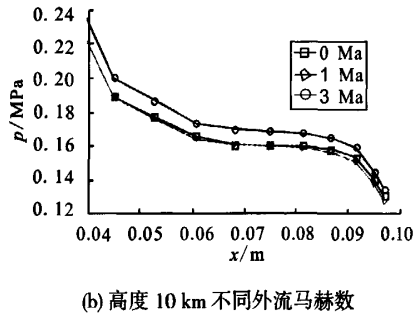
图 7 不同高度和外流马赫数流场等马赫数图

Fig. 7 Contours of flow-field equal-Mach numbers at different altitudes and freestream Mach numbers

图 8 给出了不同高度和外流马赫数条件下的塞锥壁面压力分布情况。从图 8 可以看到在轴向距离 0.05 m 之前壁面压力不变，基本由喷管入口条件确定。



(a) 不同高度静止状态



(b) 高度 10 km 不同外流马赫数

图 8 塞锥壁面压力分布

Fig. 8 Pressure distribution on plug wall

由图 8(a)可以看到塞锥型面和流场的相互干扰使得轴向距离 0.05 m~0.06 m 处壁面压力在低空状态下有所波动，而在高空状态下基本是单调减小。由图 8(b)还可以看到马赫数对塞锥壁面压

力分布影响不大。

3.2 性能分析

在流场仿真计算结果的基础上进一步对喷管性能进行了计算，如图 9 所示。

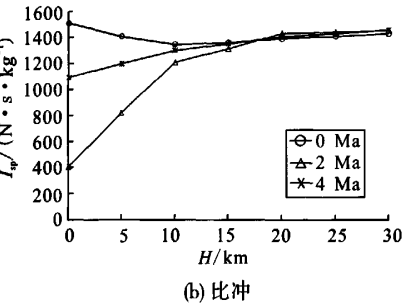
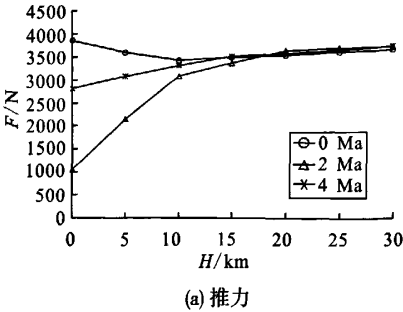


图 9 不同高度环境和外流条件的喷管性能
Fig. 9 Nozzle performance at different altitudes and under the condition of freestream

由性能曲线可以看到在低空、跨音速段范围内大气高度环境和外流条件对喷管性能有较大的影响，而当喷管处于 15 km 以上高度环境、外流马赫数超过 2 Ma 时该喷管推力和比冲随高度环境、外流马赫数的变化不超过 10%，并且推力和比冲变化的线性度较好。

3.3 与钟型喷管的对比

根据流场计算结果可以得到塞式喷管入口流量约为 2.56 kg/s，按出口直径 $\Phi 200$ mm 计算相同流量和总温、总压条件下的钟型喷管性能，可以得到钟型喷管的地面静止状态的性能约为推力 2342 N、比冲 911 (N·s)/kg，出口压力约 5573 Pa，若考虑满流条件则钟型喷管只能工作在 20 km 以上高度，工作范围与塞式喷管相比会大大减小。塞式喷管与钟型喷管的对比见表 2。

表 2 塞式喷管与钟型喷管的对比(0 km 高度环境)

Tab. 2 Comparison between plug nozzle and bell nozzle (0 km altitude)

类型	钟型喷管	塞式喷管
F/N	2342	3853
$I_{\eta}/(N \cdot s \cdot kg^{-1})$	911	1504

4 结论

分析了环喉型塞式喷管的复杂流场结构及其高度/速度特性, 进一步探讨了该喷管的特点。研究表明: 该喷管可自动利用喷管延伸段实现高空、高速状态下的气流膨胀, 使得喷管具有一定的自适应能力; 该喷管的工作包线大于钟型喷管, 且低空性能优于同尺寸的钟型喷管, 有利于大空域工作; 该喷管的高空、高速性能稳定。

参考文献:

[1] IMMICH H, NASUTI F, ONOFRI M, et al. Experimental and numerical analysis of linear plug nozzles, AIAA 98-1603 [R]. USA: AIAA, 1998.

[2] 郑孟伟, 张扬军, 诸葛伟林, 等. 气动塞式喷管的流场数值模拟和设计参数探讨[J]. 航空动力学报, 2002, 17 (2): 7-11.

[3] 戴梧叶, 刘宇, 马彬. 塞式喷管三维流场的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28 (5): 126-129.

[4] POWELL R W. The road from NASA access to space study to a reusable launch vehicle [R]. USA: IAF, 1998.

[5] 钱钹. 雷神公司研制低成本空基反导和反卫星武器[J]. 国际航空, 2008 (12): 24-26.

[6] 汪明生, 杨建军. 几何参数对逆流矢量喷管性能的影响研究[J]. 火箭推进, 2009, 35 (2): 30-36.

[7] 王一白, 刘宇, 覃粒子. 瓦状塞式喷管的设计和试验分析[J]. 火箭推进, 2008, 34 (1): 1-7.

[8] 吴雄, 焦绍球, 张为华, 等. 燃气推力矢量控制发动机内流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2007, 30 (3): 191-195.

[9] RUF J H, MACONNAUGHEY P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slip-stream effect, AIAA 97-3218 [R]. USA: AIAA, 1997.

[10] NASUTI F, ONOFRI M. Analysis of in-flight behavior of truncated plug nozzles, AIAA 2000-3289 [R]. USA: AIAA, 2000.

[11] NASUTI F, ONOFRI M. A numerical study of wake behavior in plug nozzles, AIAA 2001-1894 [R]. USA: AIAA, 2001.

[12] PACIORRI R, NASUTI F, SABETTA F. Evaluation of turbulence modeling in supersonic afterbody computations, AIAA 2001-3039 [R]. USA: AIAA, 2001.

[13] 琚春光, 刘宇, 王长辉, 等. 塞式喷管二次喷射推力矢量控制研究[J]. 推进技术, 2009, 30 (1): 67-71.

[14] 王长辉, 刘宇, 覃粒子. 塞式喷管设计和性能验证[J]. 空气动力学学报, 2008, 26 (2): 139-144.

[15] 覃粒子, 刘宇, 王一白. 塞式喷管多参数性能优化计算[J]. 宇航学报, 2002, 23 (2): 28-33.

[16] 王长辉, 刘宇. 塞式喷管化学反应非平衡流动的数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25 (6): 561-565.

[17] 琚春光, 刘宇. 环喉环簇塞式喷管推力矢量控制研究[J]. 固体火箭技术, 2007, 30 (4): 306-310.

[18] 王成鹏, 杨永阳, 刘晨, 等. 超燃燃烧室流场计算方法比较分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24 (5): 963-969.

[19] RYAN P S, MARK J L. Sensitivity of hydrocarbon combustion modeling for hypersonic missile design [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19 (1): 89-97.

(编辑: 陈红霞)