

固体运载火箭变轨发动机喷管气流分离研究

周文清, 崔建伟, 韩小波, 朱力

(中国航天科工集团第六研究院41所, 呼和浩特 010010)

摘要: 固体运载火箭变轨发动机喷管在工作过程中可能产生气流分离问题, 为研究气流分离对喷管性能的影响, 开展了理论计算与数值模拟分析。通过分析获得了气流分离点位置、推力系数、喷管壁面的压强、对流换热系数、温度分布。结果表明: 地面推力系数是真空推力系数的73.3%, 喷管气流分离影响了发动机能量转换; 气流分离后喷管壁面压强、对流换热系数、温度存在跃变现象, 从而会对喷管扩张段产生不利影响。该分析为进一步研究固体火箭发动机高空喷管通过地面试验性能预示高空性能及喷管扩张段热防护设计提供参考。

关键词: 固体运载; 火箭发动机; 喷管; 气流分离

中图分类号: V19

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2016)02-0181-06

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2016.02.014

引用格式: 周文清, 崔建伟, 韩小波, 等. 固体运载火箭变轨发动机喷管气流分离研究[J]. 深空探测学报, 2016, 3(2): 181-186.

Reference format: Zhou W Q, Cui J W, Han X B, et al. Research for flow separating of solid launch vehicle orbit maneuver motor nozzle [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 181-186.

0 引言

深空探测又称宇宙航行, 主要包括月球探测、行星及其卫星探测和行星际探测3个方面^[1]。我国深空探测近期以月球探测为主导, 2007年10月24日“嫦娥1号”的精确变轨和成功绕月的实现, 标志着中国已经跨入深空探测能力的国家行列。2013年12月14日“嫦娥3号”的成功落月, 标志着中国成为世界上第三个有能力独立自主实施月球软着陆的国家^[2]。正如《中国的航天》发展战略所言, 我国正在逐步实现“绕”“落”“回”三部曲的月球探测发展思路, 扩展对宇宙以及地球的认识, 和平利用外层空间, 促进人类文明和社会发展、国家科技发展^[3]。

深空探测要求我们必须拥有超过当前发射地球轨道卫星或载人航天的能力, 而且要做到成本和计划风险极小化、技术风险可控化^[4]。在各种探测过程中, 推进系统与技术的发展是卫星与探测器成功发射的基础, 其中技术最为成熟、最可靠的推进系统为化学推进^[5], 而固体火箭发动机由于其成本低、反应快、易操作等优点已成为国内外深空探测火箭的发展方向^[6-9]。随着深空探测技术的发展, 助推级动力系统的喷管扩张比越来越大, 进而满足探空火箭的高比冲要求。这些火箭发动机喷管都是按照给定工作高度的环境压强下设计的, 以求在实际工作中获得最佳性能。一般地, 高

空工作的发动机是通过高模试车和地面试车获得其性能数据, 但高模试车台受发动机尺寸影响, 费用昂贵且模拟高空能力有限, 研究高空喷管地面性能与高空性能的差异对降低发动机研制成本、提高发动机可靠性具有深远意义。

深空探测研究中, 火箭喷管的地面试车环境与高空工作环境的不同主要影响高温燃气在喷管内的流动状态, 当发动机地面试车时, 燃气过度膨胀而使喷管扩张段内粘性附面层中气流的动能不足以克服激波前后的压强梯度, 使得扰动能够沿着附面层的亚声速向上游传播, 导致激波进入喷管, 从而使气流与壁面发生分离^[10-12]。流动分离会对喷管的热防护和推力稳定性带来较大影响^[13-14]。本文以某大扩张比固体火箭发动机喷管为研究对象, 采用理论分析与数值模拟方法研究其分离现象, 探讨了气流分离对推力系数的影响, 研究了高空状态与地面试验状态下沿喷管壁面的压强、对流换热系数、压强的分布情况, 为进一步研究固体火箭发动机高空喷管通过地面试验性能预示高空性能及喷管扩张段热防护设计提供参考。

1 气流分离理论分析

1.1 气流分离经验判别式

关于喷管内气流分离点, 存在以下经验公式^[15]

$$\frac{p_i}{p_a} = \frac{2}{3} \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{0.2} \text{ 或 } \frac{p_i}{p_0} = \frac{2}{3} \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{1.2} \quad (1)$$

其中: p_i 、 p_a 、 p_e 、 p_0 分别为喷管内气流分离点压强、外界环境压强、喷管出口压强与燃烧室压强。当 $(p_e/p_a) < (p_i/p_a)$ 时, 即 $(p_e/p_a) < (2/3)(p_a/p_0)^{0.2}$, 将产生气流分离。

通过一维等熵膨胀流动计算, 喷管出口压强 $p_e = 6\,900\text{ Pa}$, 在地面试验时, $p_a = 89\,800\text{ Pa}$, 满足 $(p_e/p_a) < (2/3)(p_a/p_0)^{0.2}$, 该发动机喷管在地面试车时会发生气流分离现象。

1.2 气流分离位置的确定

当喷管出口压强低于外界环境压强时, 激波有可能进入喷管内部而引起气流沿壁面分离, 因此利用一维正激波理论, 可以把激波前后的压强比用作表征喷管中气流分离的一个特征参数。喷管气流分离规律如下表达

$$(p_1/p_2)_s = f(Ma_1) \quad (2)$$

其中: p_1 、 p_2 分别代表分离点(分离点用下标 s 表示)前后的压力, Ma_1 是分离点前未扰气流的马赫数。给出特征马赫数 Ma_1^* 的表达式

$$Ma_1^* = \frac{Ma_1(u_1^*/u_1)}{\sqrt{1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2 \{1 - (u_1^*/u_1)^2\}}} \quad (3)$$

如果 $Ma_1^* \leq 1$, 则

$$(p_2/p_1)_s = \left\{ \frac{1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2 \{1 - (u_1^*/u_1)^2\}} \right\}^{\frac{k}{k-1}} \quad (4)$$

如果 $Ma_1^* > 1$, 则

$$(p_2/p_1)_s = \frac{\left\{ \frac{k+1}{2} Ma_1^2 (u_1^*/u_1)^2 \right\}^{\frac{k}{k-1}}}{\left\{ 1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2 \{1 - (u_1^*/u_1)^2\} \right\}} \quad (5)$$

$$\frac{\left\{ \frac{Ma_1^2}{2} \left\{ (k+1)(u_1^*/u_1)^2 - \frac{(k-1)^2}{k+1} \right\} - \frac{k-1}{k+1} \right\}^{\frac{k}{k-1}}}{1}$$

其中: u_1 为分离点前未扰无粘流壁面处速度; u_1^* 为附面层特征速度, $u_1^*/u_1 = 0.56 \sim 0.6$; k 为燃气比热比。

在扩张角 $2\alpha < 30^\circ$ 的锥形喷管内, 分离点后的压力 p_2 主要取决于 α 角和比值 p_a/p_e , 一般 p_2 取 $(0.3 \sim 0.9)p_a$, 计算经验公式为

$$\frac{p_a}{p_2} = 1 + \left(\frac{0.192}{\sin \alpha} - 0.7 \right) \left(1 - \frac{Ma_1}{Ma_e} \right) \quad (6)$$

得出 Ma_1 的求解方程

$$\pi(Ma_1) \left(\frac{p_2}{p_1} \right)_s \left(\frac{p_a}{p_2} \right) = \frac{p_a}{p_e} \quad (7a)$$

或

$$\left\{ \frac{\pi(Ma_1)}{\pi(Ma_e)} \right\} \left(\frac{p_2}{p_1} \right)_s \left(\frac{p_a}{p_2} \right) = \frac{p_a}{p_e} \quad (7b)$$

因此, 给出燃烧室压力 p_c (或喷管满流时的无粘流体在出口壁面处马赫数 Ma_e 和压强 p_e) 和环境压力 p_a , 就可确定分离点前的马赫数 Ma_1 , 从而确定分离点的位置。

本文研究的喷管内型面为三次多项式, 可在喷管轴线上任选一点作为分离点, 与喷管出口边缘相连, 形成一假想的锥形喷管型面, 利用式(3)~(7)确定分离点的马赫数 Ma_1 , 再与流场计算所得的壁面各点的马赫数插值得出分离点的轴向位置 x_i , 通过迭代, 直至喷管分离点轴向位置 x_i 与选定点轴向位置满足给定精度。通过计算, 喷管在地面试车时气流分离点的位置在初始扩张比26.5处。

1.3 地面推力系数计算

推力系数 C_F 主要表征燃气在喷管中膨胀的充分程度, 是反映喷管能量转换效率的一个重要参数。 C_F 越大, 表示燃气在喷管中膨胀越充分, 燃气的热能就更充分地转化为动能。对于大扩张比喷管地面推力系数的研究对预示高空性能有重要的作用。

假设喷管在 i 点处开始分离, 对应的压强为 p_i , 膨胀 ε_i , 流动状态见图1。在斜激波后和喷管壁面之间, 出现涡流分离区, 附面层遭破坏, 压强逐渐上升到环境压强 p_a ; p_s 为出现分离涡流的起始压强; $p_{0.95} = 0.95 p_a$, 该点为分离区结束点的压强, p_s 与 $p_{0.95}$ 相应的膨胀比为 ε_i 、 $\varepsilon_{0.95}$ 。

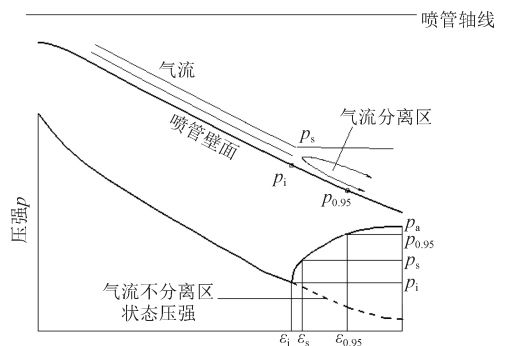


图1 燃气分离后的流动状态图

Fig. 1 Schematic diagram of flow Separating

气体分离后, 推力系数 C_F 为

$$C_F = C_{Fi} + \Delta C_{Fs} - \varepsilon_e(p_a/p_0) \quad (8)$$

式中： C_{Fi} 为分离点*i*上游喷管产生的真空推力系数； ΔC_{Fs} 为分离点下游喷管产生的推力系数；且

$$C_{Fi} = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\}} + \varepsilon_e (\pi_e - \pi_a) \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \Delta C_{Fs} = & 0.55 \left(\frac{p_i + p_{0.95}}{p_0} \right) (\varepsilon_{0.95} - \varepsilon_i) \\ & + 0.975 \frac{p_a}{p_0} (\varepsilon_e - \varepsilon_{0.95}) \end{aligned} \quad (10)$$

若 $\varepsilon_i \leq (\varepsilon_e/1.604) + 0.377$ 则 $\varepsilon_{0.95} - \varepsilon_i = (\varepsilon_i - 1)/2.4$ ；若 $\varepsilon_i > (\varepsilon_e/1.604) + 0.377$ 则 $\varepsilon_{0.95} - \varepsilon_i = (\varepsilon_e - \varepsilon_i)/1.45$ 。通过公式 (10)，求得 $C_F = 1.457$ 。

该喷管真空推力系数 C_{FV} 为 1.989，而地面推力系数仅为真空推力系数 73.3%，说明地面试验时，大扩张比喷管发生气流分离，分离点之后的燃气未能充分膨胀，造成能量损失。

2 分离气流仿真分析

2.1 湍流模型

目前，数值预测湍流的方法有数值模拟 (DNS)、雷诺平均模拟 (RANS) 与大涡数值模拟 (LES)。LES 湍流模型可以获得流动的动态特性^[6]，能够更好捕捉到激波与涡流，且计算量偏小，因此本文采用 LES 湍流模型，将比网格尺寸大的大涡运动用过数值求解 N-S 方程直接计算，对比网格尺寸小的小涡运动，通过亚格子模型 (称之为亚格子模型) 建立与大涡运动的关系。

2.2 边界条件

喷管流场计算区域简图如图 2 所示，a-b 为压力入口边界，流动方向与入口边界垂直，c-d 为压力出口边界，给定试验条件下燃气温度、燃烧室压强；a-d 是喷管轴线，取轴线为边界条件；b-c 为壁面，选用绝热无滑移壁面条件；环境压强 p_a 分别为 0.0 Pa (称满流状态) 和 89 800.0 Pa (称地面试车状态)，对应温度分别为 200.0 K 和 300.0 K。

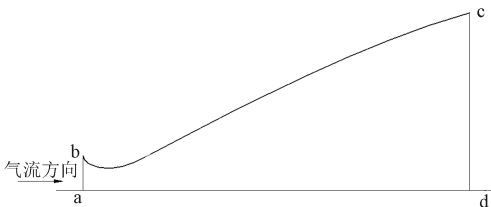
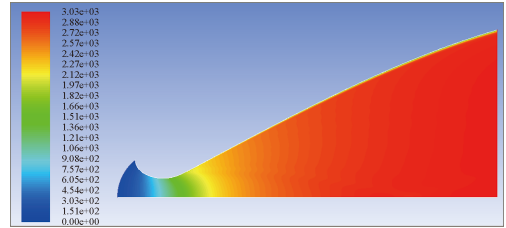


图 2 流场计算区域简图

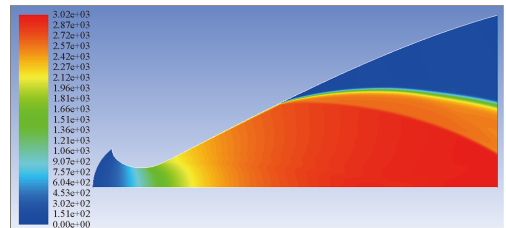
Fig. 2 Diagram of the calculation field of flow

2.3 计算结果

高空喷管内流场分析采用结构化网格模型^[17-19]，在喷管壁面处施加边界层，2 种工作环境下的喷管速度、温度分布见图 3 和图 4 所示。



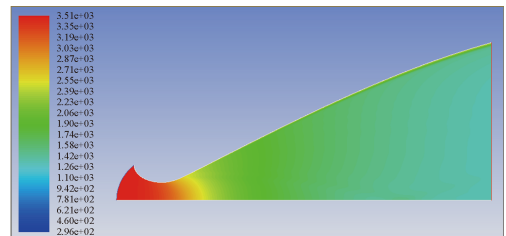
(a) $P_a = 0.0 \text{ Pa}$



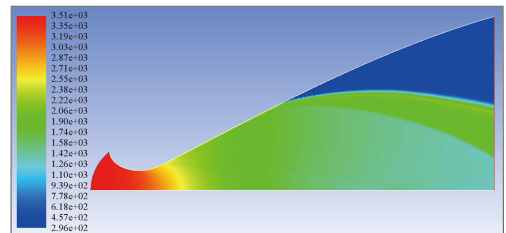
(b) $P_a = 89\ 800.0 \text{ Pa}$

图 3 不同环境压强下速度分布/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$

Fig. 3 Distribution of velocity on different environmental pressure/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$



(a) $P_a = 0.0 \text{ Pa}$



(b) $P_a = 89\ 800.0 \text{ Pa}$

图 4 不同环境压强下温度分布/K

Fig. 4 Distribution of temperature on different environmental pressure/K

当 $p_a = 0.0 \text{ Pa}$ 时，喷管内流场处于满流状态，燃气充分膨胀，当 $p_a = 89\ 800.0 \text{ Pa}$ 时，喷管在初始扩张比 21.2 ($x = 5.45 \text{ m}$ 左右，距离喷管入口 0.52 m) 时燃气

过度膨胀，气流与喷管壁面分离，分离后形成了回流区，回流区的速度很低，如图5所示。数值模拟所得分离点扩张比对应的喷管轴线位置较经验公式计算位置

靠近喉部，这主要是由于仿真分析过程中忽略了喷管内的化学反应、气流粘性、混合气体等多种因素对喷管内燃气流动的影响^[20-21]。

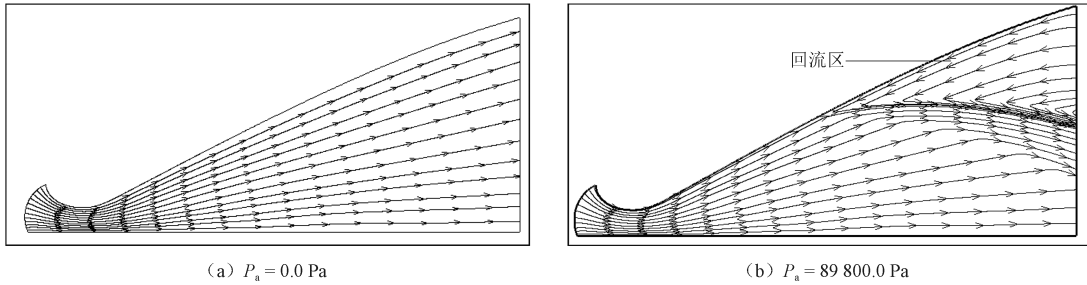


图5 不同环境压强下喷管内流线分布
Fig. 5 Distribution of streamline on different environmental pressure

两种环境压强下喷管壁面的压强、对流换热系数、温度分布对比见图6~8。满流条件下，喷管壁面压强、对流换热系数、温度是单调下降的。在地面试

车条件下，壁面压强、对流换热系数、温度会在分离点处急剧变化。

喷管壁面压强、对流换热系数与温度在气流分离

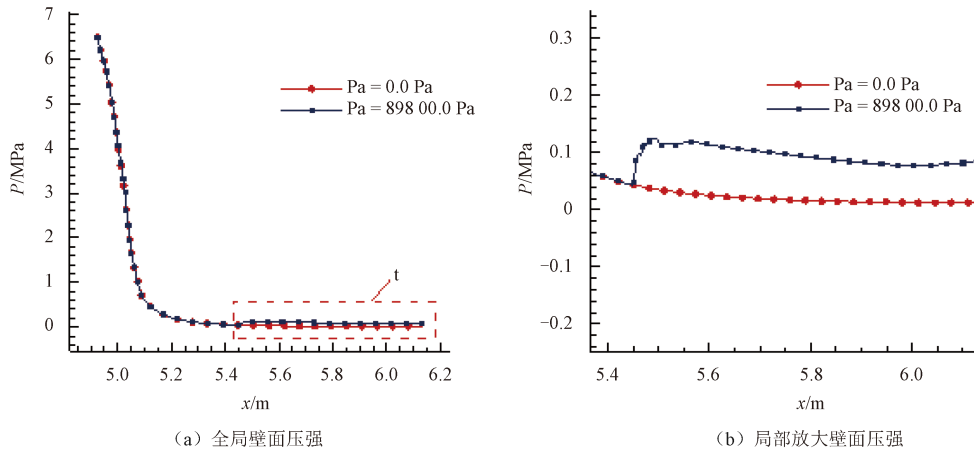


图6 不同环境压强下喷管壁面压强曲线
Fig. 6 Distribution of wall pressure on different environmental pressure

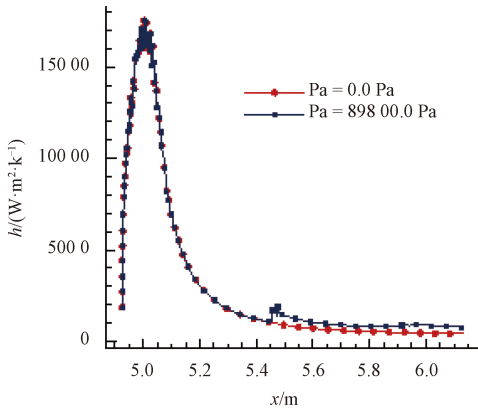


图7 不同环境压强下喷管壁面对流换热系数曲线
Fig. 7 Distribution of coefficient of convective heat transfer on different environmental pressure

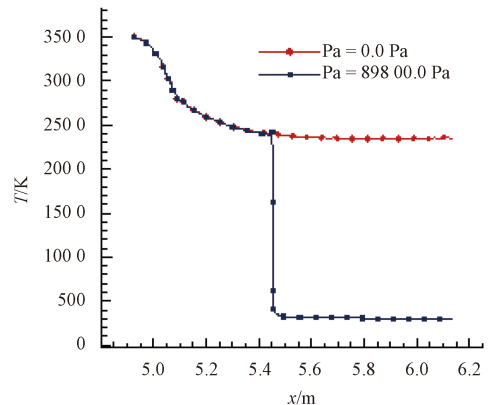


图8 不同环境压强下喷管壁面温度曲线
Fig. 8 Distribution of wall temperature on different environmental pressure

点前后数值见表1。在气流分离点前, 喷管沿壁面的压强、对流换热系数、温度与满流状态下基本相同。气流分离后, 压强由47 861.4 Pa升高至87 669.3 Pa, 接近于当前环境压强89 800.0 Pa; 对流换热系数由1 022.55 W/m²

阶跃变化至2 052.33 W/m² ($x = 5.468$ m) 后逐渐下降至655.009 W/m²; 温度由2 415.23 K降至624.797 K, 逐渐稳定在300 K左右。

通过对比, 气流分离后压强与对流换热系数均为

表1 气流参数变化
Table 1 Parameter varying of the flow

环境压强/Pa	压强/Pa			对流换热系数/(W·m ⁻²)			温度/K		
	$x = 5.448$	$x = 5.450$	$x = 5.455$	$x = 5.448$	$x = 5.450$	$x = 5.468$	$x = 5.448$	$x = 5.450$	$x = 5.455$
0.0	43 691.8	43 749	43 443.6	1 041.83	1 033.66	982.55	2 397.77	2 400.88	2 400.8
89 800.0	42 692.2	47 861.4	87 669.3	1 054.36	1 022.55	2 052.33	2 378.43	2 415.23	624.797

备注: $x = 5.455$ m 位置距喷管入口 0.52 mm, 扩张比 21.2。

分离前2倍左右, 温度梯度变化较大, 约为4倍, 因此, 高空喷管在地面试车时必须考虑扩张段的热防护。

3 结论

高空喷管地面试车时气流分离现象影响发动机能量转换效率, 地面推力系数仅为真空推力系数的73.3%。通过仿真分析, 高空喷管在地面试车时出现气流分离现象, 喷管壁面的压强、换热系数与温度在分离点附近变化明显, 容易加剧扩张段烧蚀碳化, 因此, 在高空喷管设计时应考虑气流分离对热防护的影响。

应当指出, 固体运载火箭变轨发动机喷管气流分离特性是一个相当复杂的问题, 后续应通过相关试验不断进行深入分析, 为以地面试车结果准确表征发动机高空性能、节省发动机高模试车研制费用打下基础。

参 考 文 献

[1] 郑文波, 黄志勇, 吴知非, 等. 放射性同位素热源与空间反应堆在深空探测领域的应用[C]//中国宇航会深空探测技术专业委员会第一届学术会议. 哈尔滨: 中国宇航学会, 2005.
Zheng W B, Huang Z Y, Wu R Z, et al. Radioactive isotope reactor heat source and space application in the field of deep space exploration[C]//Committee of Deep Space Exploration Technology Chinese Society of Astronautics Conference. Harbin: Chinese Society of Astronautics, 2005.

[2] 尹怀勤. 我国的嫦娥工程和探月卫星[J]. 天津科技, 2007, (4): 4-8.
Yin H Q. Chang-E lunar exploration and satcllitc in China[J]. Tian Jin Science & Technology, 2007, (4): 4-8.

[3] 白皮书: 2011年中国的航天, EB2[R]. 北京: 人民共和国国务院新闻办公室. 2011.
White Papers: China's space activities in 2011, EB2[R]. Beijing: The State Council Information Office of the People's Republic of China, 2011.

[4] 赵晨露, 赵瑞安. 深空探测的几个问题[J]. 中国航天, 2009 (6): 38-41.
Zhao C L, Zhao R A. Some problems of deep space[J]. Aerospace China, 2009 (6): 38-41.

[5] 龚景松, 钟北京, 侯凌云, 等. 深空探测推进系统的发展现状和发展趋势[C]//中国宇航会深空探测技术专业委员会第二届学术会议. 北京: 中国宇航学会, 2005.
Gong J S, Zhong B J, Hou L Y, et al. Present situation and development trend of propulsion system for deep space[C]//Committee of Deep Space Exploration Technology Chinese Society of Astronautics Conference. Beijing: Chinese Society of Astronautics, 2005.

[6] 雷宁, 单建胜. 深空探测火箭的发展及应用[J]. 固体火箭技术, 1999, 22 (3): 1-5.
Lei N, San J S. Development and application of deep space sounding rocket[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1999, 22 (3): 1-5.

[7] 姜秀杰, 刘波, 于世强, 等. 探空火箭的发展现状及趋势[J]. 科技导报, 2009, 27 (23): 101-110.
Jiang X J, Liu B, Yu S Q, et al. Development status and trend of sounding rocket[J]. Science & Technology Review, 2009, 27 (23): 101-110.

[8] 李宇飞, 高朝辉, 刘伟. 重型运载火箭在深空探测领域的应用[C]//中国宇航会深空探测技术专业委员会学术年会. 上海: 中国宇航学会, 2011.
Li Y F, Gao Z H, Liu W. Application of heavy launch vehicle for deep space exploration[C]//Committee of Deep Space Exploration Technology Chinese Society of Astronautics Conference. Shanghai: Chinese Society of Astronautics, 2011.

[9] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究[J]. 火箭推进, 2011, 37 (1): 1-6.
Tan Y H. Research on power system of heavy launch vehicle in China[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37 (1): 1-6.

[10] 梁国柱, 张中钦, 安联, 等. 近地点变轨发动机高空喷管性能预示研究[J]. 推进技术, 2002, 23 (5): 415-419.
Liang G Z, Zhang Z Q, An L, et al. Altitude performance prediction of perigee kick motor nozzle[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2002, 23 (5): 415-419.

[11] Ralf H, Stark. Flow separation in rocket nozzles, a simple criteria[C]//The 41th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion

- Conference & Exhibit. Tucson, USA: AIAA, 2005.
- [12] Frey M, Hagemann G. Status of flow separation prediction in rocket nozzles[C]//The 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cleveland, USA: AIAA, 1998.
- [13] 王艺杰, 鲍福廷, 杜佳佳. 固体火箭发动机喷管分离流动数值模拟及试验研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 406-408.
Wang Y J, Bao F T, Du J J. Numerical simulation and experiment of flow separation in SRM nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(4): 406-408.
- [14] 李耿, 侯晓, 陈慧, 等. 固体火箭发动机喷管分离流场数值模拟及试验研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(3): 324-328.
Li G, Hou X, Chen H, et al. Analysis of numerical Simulation and test of separated flow field in solid rocket motor nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(3): 324-328
- [15] 董师颜. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996.
Dong S Y. Principle of solid rocket motor[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1996.
- [16] 戴正元. 大涡模拟滤波网格尺度研究及其应用[D]. 上海: 上海交通大学, 2007.
Dai Z Y. Large eddy simulation filter grid analysis and its application[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2007.
- [17] 戴林泉, 侯晓. 喷管分离流场计算[J]. 固体火箭技术, 1996(4): 18-23.
Chen L Q, Hou X. Analysis of the separated flow field in nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1996(4): 18-23.
- [18] Yaravintelimath A, Raghunandan B N, MoñNigo J A. Numerical prediction of nozzle flow separation: issue of turbulence modeling[J]. Aerospace Science & Technology, 2015(50): 31-43.
- [19] 胡海峰, 高新妮, 凌前程, 等. 火箭发动机喷管分离流动仿真分析[J]. 火箭推进, 2014, 40(6): 24-30.
Hu H F, Gao X N, Ling Q C, et al. Simulation analysis on separation flow in rocket engine nozzle[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(6): 24-30.
- [20] 彭祺攀, 贺波勇, 张海联. 地月转移自由返回轨道偏差传播分析[J]. 深空探测学报, 2016, 3(1): 56-60.
Peng Q B, He B Y, Zhang H L. Analysis of deviation propagation for translunar free return orbit[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(1): 56-60.
- [21] Haidinger F, Goergen J, Haeseler D. Numerical prediction of flow separation for advanced nozzle concepts[C]//The 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cleveland, U. S. A. : AIAA, 2000.
- 作者简介:
周文清(1989-), 女, 工程师, 主要研究方向: 航空航天固体动力与先进推进技术。
通信地址: 呼和浩特市1055信箱(010010)
电话: (0471) 4944449
E-mail: zhouwenqing1989@126.com

Research for Flow Separating of Solid Launch Vehicle Orbit Maneuver Motor Nozzle

ZHOU Wenqing, CUI Jianwei, HAN Xiaobo, ZHU Li

(The 41st Institute of the Sixth Academy of China Aerospace Science & Industry Corp, Hohhot 010010, China)

Abstract: A researching method for flow separating of solid launch vehicle orbit maneuver motor nozzle is proposed in this paper. The theoretical calculation is carried out for studying the influence of flow separating on the nozzle performance. The numerical simulation analysis is done to obtain the flow separating location, thrust coefficient, wall-surface static pressure, coefficient of convective heat transfer and distribution of temperature field. Results indicate that the ground thrust coefficient is 73.3% of the vacuum thrust coefficient for the engine energy conversion efficiency reduced. Parameter jumping caused by flow separation is harmful to nozzle working. Flow separating research based on using the ground test indicating altitude performance of nozzle gives some suggestion of nozzle thermal protection design for reference.

Key words: solid launch vehicle; rocket motor; nozzle; flow separating

[责任编辑: 宋宏]