

# 火箭发动机喷管分离流动仿真分析

胡海峰, 高新妮, 凌前程, 章荣军  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 采用数值方法研究在分离状态下的最大推力喷管流动状态, 讨论了不同湍流模型对分离流动的影响, 在此基础上详细分析了喷管流动中出现气流分离模态由自由激波 (FSS) 到受限激波 (RSS) 的变化情况。在稳态仿真基础上开展非稳态分析, 并综合小波分析、结构有限元方法分析了侧向载荷影响。研究结果表明, 喷管内压强脉动为低频脉动, 该脉动频率范围与喷管固有频率有交叠, 可为后续的喷管气流分离侧向载荷分析及验证试验提供基础。

**关键词:** 大膨胀比喷管; 气流分离; 小波分析; 有限元法

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2014) 06-0024-07

## Simulation analysis on separation flow in rocket engine nozzle

HU Hai-feng, GAO Xin-ni, LING Qian-cheng, ZHANG Rong-jun  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Flow status of the large expand ratio rocket engine nozzle is studied with numerical method. The influence of the different RANS turbulence models on separation flow is discussed. Based on this, the variation of flow separation modal from free shock separation (FSS) to restricted shock separation (RSS) occurred in the nozzle is analyzed in detail. The unsteady-state analysis is carried out on the basis of steady-state simulation. The effect of lateral load is also analyzed in combination with the wavelet analysis and FEM. The research result shows that the pressure intensity pulsation in the nozzle is low-frequency one, whose frequency range has resonance with inherent frequency of the nozzle. The conclusion laid a foundation for the subsequent analysis and verification test of the lateral load of flow separation in the nozzle.

**Keywords:** large expand ratio nozzle; flow separation; wavelet analysis; FEM

收稿日期: 2014-08-13; 修回日期: 2014-08-29

作者简介: 胡海峰 (1986—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机设计

## 0 引言

为发挥火箭发动机的性能潜力, 运载助推级动力系统的喷管膨胀比越来越大。这些火箭发动机是从海平面一直工作到环境压力很低的高空, 为了在整个飞行过程中获得最佳性能, 喷管都是按给定高度的环境压力设计。大膨胀比的喷管在地面试车以及发动机的起动和关机过程中, 会产生气流分离现象: 在瞬变状态下喷管内气流的分离流动通常呈现复杂的非轴对称性, 从而引发喷管侧向载荷, 严重时会造成喷管振动、发动机使用寿命缩短、喷管结构破坏等后果。

美国的 J2S 发动机、航天飞机主发动机 (SSME)、俄罗斯的 RD-120 发动机、欧洲的 Vulcain 发动机和日本的 LE-7 等发动机的研制过程中, 均遇到了比较严重的喷管侧向载荷问题, 国外对大膨胀比的喷管性能分析计算开展了大量研究, 并取得了很多有益的结论。文献 [1] 对喷管分离流的试验结果进行分析归纳, 给出了判别分离流的经验公式。文献 [2-3] 对分离流产生的侧向载荷进行了分析仿真。文献 [4-10] 对影响的分离流各个分离模式数值仿真及实验对比分析研究。文献 [11] 对分离流下的喷管热性能进行了探讨。

本文以某最大推力喷管为研究对象, 采用数值模拟方法分析其分离模式, 讨论瞬变状态下喷管内气体流动特性, 对比气流脉动与喷管结构固有频率相互影响, 为深入分析侧向载荷和影响提供了理论基础。

## 1 研究对象与研究方法

### 1.1 研究对象

本研究选取 VAC 公司的 Volvo S1 喷管为研究对象<sup>[10]</sup>。该喷管为最大推力喷管, 其扩张段内型面满足 Rao-Shmyglevsky 方程:

$$\left(\frac{r}{r_1} + b\frac{x}{r_1}\right)^2 + c\frac{x}{r_1} + d\frac{r}{r_1} + e = 0 \quad (1)$$

具体的几何构型见图 1, 几何参数见表 1。

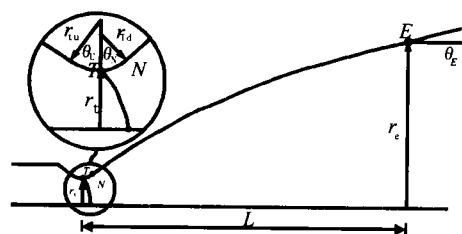


图 1 喷管基本构型简图

Fig. 1 Sketch for basic geometry of nozzle

表 1 计算几何结构基本参数

Tab. 1 Calculated basic parameters of geometric structure

参 数	值
膨胀比	20
喷管长度 (L)/mm	350
喉部直径 (D <sub>t</sub> )/mm	67.08
无量纲的扩张段入口半径 (r <sub>u</sub> /r <sub>t</sub> )	0.5
入口角 (N)/°	35.025
扩张角 (E)/°	4.0
喷管出口直径 (D <sub>e</sub> )/mm	300
燃烧室总压 (p <sub>0</sub> )/MPa	5.0
燃气总温 (T <sub>0</sub> )/K	450

### 1.2 湍流模型选择

喷管内出现的流动分离往往伴随气流的突变形成激波强间断, 由于激波和边界层的相互干扰, 对于分离流动的预示, 湍流模型的选择显得特别重要。通过比较不同的 RANS 模型仿真结果和试验结果, 选择判断适合于大膨胀比喷管分离流动模拟的合理湍流模式。计算条件: 燃烧室压强和环境压强之比 (Nozzle pressure ratio  $p_0/p_a$ , NPR) 为 16, 工作介质为空气。

图 2 所示为不同湍流模型仿真得到的稳态收敛流场云图, 由该图可以发现, 标准的  $k-\varepsilon$  模型、Realizable  $k-\varepsilon$  模型, 虽能反映出受限激波的基本形状, 但是对壁面的菱形激波信息不能清楚的表示, RSM 模型虽能反应出近壁的菱形激波区域, 但是效果没有 SA, RNG 和 SST 模型好。

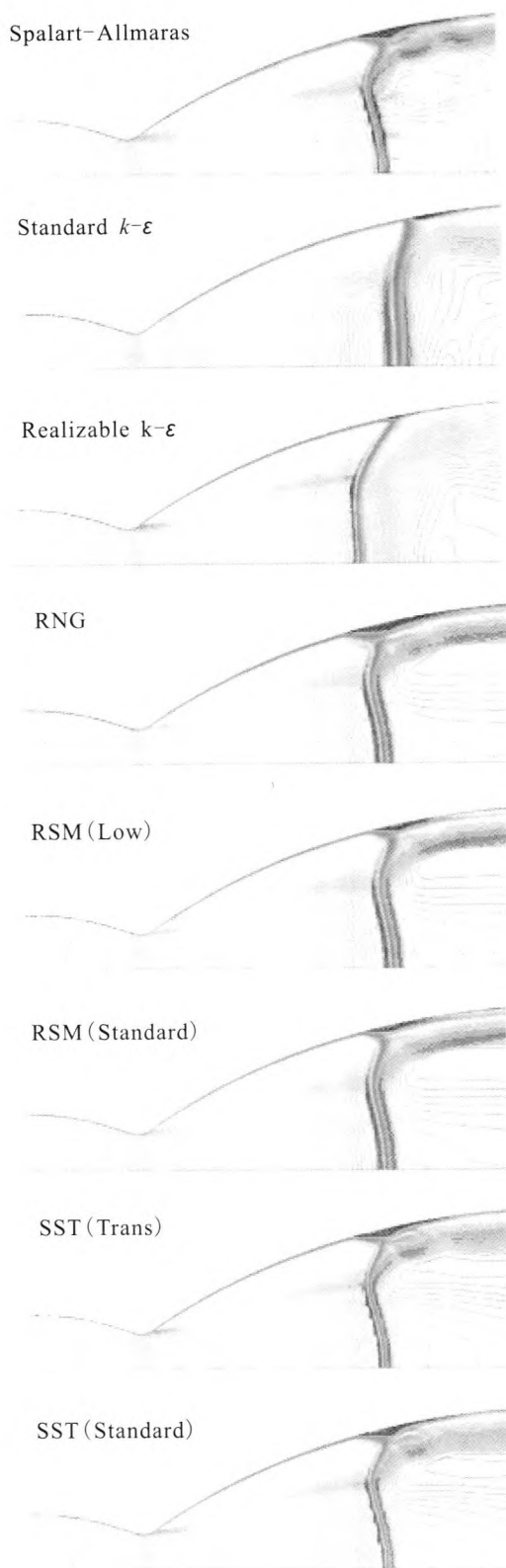


图 2 不同 RANS 湍流模拟结果云图对比

Fig. 2 Contours of results from different RANS turbulence simulation

图 3 所示为不同湍流模型条件下喷管壁面压强分布与试验结果对比图。由图中可以看到, SA 模型和 SST 模型得到的仿真结果和试验结果吻合度较高。SA 为一方程半经验湍流模型, 计算较 SST 模型简单, 因此在后续的分析过程中, 采用对流动转捩描述较好的 SA 模型展开研究。

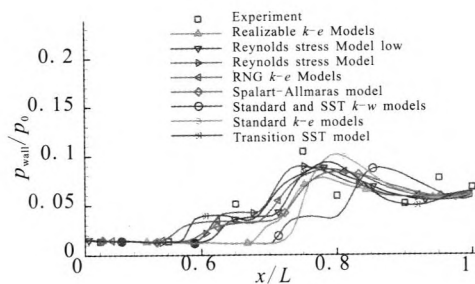


图 3 不同 RANS 湍流模拟结果线图对比

Fig. 3 Line graph of wall pressures from different RANS turbulence simulations

### 1.3 流场数值计算方法

计算采用 SA 湍流模型, 求解直角坐标系下二维稳态雷诺时均 N-S 方程。该模型相对于一般的两方程湍流模型对于逆压梯度下的分离流动有着更为准确的模拟; 该湍流模型对壁面网格节点的要求更为严格, 因此采用结构化网格。壁面网格局部加密, 保证第一层网格的  $y^+$  接近于 1, 并保证在有粘性影响的近壁面区域 ( $Re_{\tau} < 200$ ) 内至少有 10 个单元网格, 网格均匀过渡。求解采用耦合隐式求解, 对各参数的离散采用二阶精度的迎风格式。为准确描述理想气体各物性, 数值计算中根据经验多项式进行定压比热容计算, 气体粘性系数由三系数的 Sutherland 定律给定。Sutherland 定律具体形式为:

$$\mu = \mu_0 \left( \frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (2)$$

式中:  $T_0$  是参考温度取为 273.15 K;  $S$  为等效温度, 取为 110.56 K;  $\mu_0$  为  $T_0$  时的参考粘性系数值取为  $1.716E-05 \text{ kg/m} \cdot \text{s}$ 。

### 1.4 网格无关性验证

分离流对网格密度有很强的依赖性, 在计算获得稳态解的基础上, 对网格进行加密对比计算

结果, 当加密网格后计算结果不发生变化即认为计算得到的收敛解与网格无关。本文在保证壁面  $y^+$  接近 1 的前提下, 计算得到收敛解, 然后对网格加密适当调整网格间距, 为区别比较, 在流向及垂直流向方向 (径向) 加密。表 2 所示为具体的喷管区域给出网格的分布及总网格数, 外流场网格数据未列举。

表 2 NPR14 和 16 时计算模型网格数  
Tab. 2 Mesh distributions of model when NPR is 14 and 16

压比 (NPR)	计算工况	流向	径向	总网格数
14	A	200	90	50 538
	B	300	150	54 818
16	A	270	120	52 680
	B	370	180	67 658

图 4 和 5 所示分别为 NPR 为 14 和 16 时, 计算得到的两组不同疏密条件下得到的稳态收敛解中喷管壁面压力分布与试验数据的对比曲线, 计算结果和试验结果吻合度较好。在加密网格后, 壁面压强分布基本没有变化。这说明, 得到的稳态收敛解基本不受网格密度的影响, 可以反映真实的喷管内部流动。

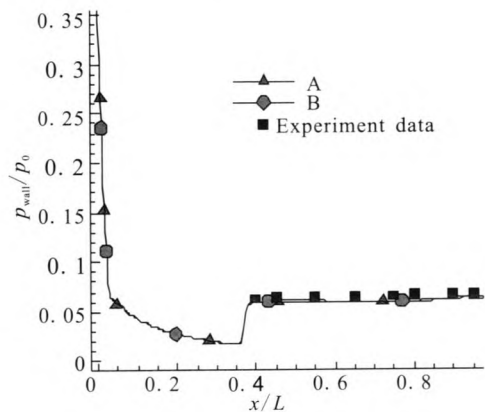


图 4 NPR=14 时不同网格类型下  
喷管壁面压力分布线图

Fig. 4 Distribution of nozzle wall pressure in different mesh types when NPR=14

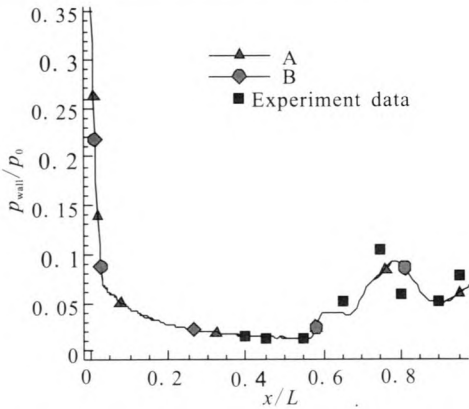


图 5 NPR=16 时不同网格类型下喷管壁面压力分布线图  
Fig. 5 Distribution of nozzle wall pressure in different mesh types when NPR=16

2 流场结构分析

采用数值模拟手段对 NPR 分别为 8, 10, 12, 14, 16.4, 21, 25, 30, 35, 40, 45, 50 共 12 种工况进行仿真分析。每个工况均以上一计算结果为初值。结果表明, 在入口压强由高到低不同工况下喷管流场先后出现两种不同的激波分离模态: 自由激波和受限激波分离, 如图 6 所示。在这两种不同激波分离模态下, 喷管内流场及压强分布情况等呈现不同特点。图 6 中 a 为马赫盘, b 为斜激波, c 为受限激波, d 为内激波。

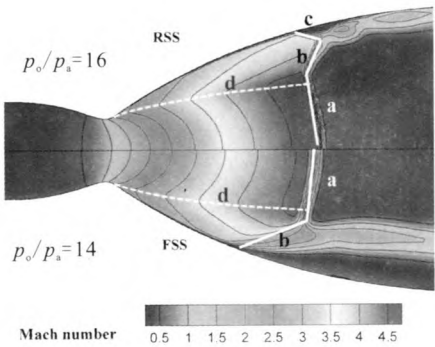


图 6 自由激波和受限激波简图  
Fig. 6 Schematic illustration of FSS and RSS

上述两种不同的分离模态下, 每种分离激波模态喷管内部都会产生一道内激波 (图 6 中 d 曲线), 这道内激波源于喷管特征线型面起始点。

最大推力喷管的设计方法决定了喷管型面在该点处为二阶不连续点，是一个流动不稳定点，容易产生激波。图 6 流场结构示意图表明，这道内激波将在很大程度上决定中心区激波的形态。中心区流场正激波后的涡流具有推动流动向壁面发展的趋势。当流体朝向壁面流动的动量达到一定程度时便产生了分离再附着现象。

### 3 侧向载荷力的计算

根据前述流场计算的方法，对于大膨胀比喷管进行三维分析，在得到收敛解的基础上，通过对喷管壁面压强积分得到喷管的各个方向力，将非轴向推力的合力表征为侧向力。

图 7 中所示是 NPR 为 20 时喷管内部流场的涡结构图，采用数值模拟中常用的  $Q$  法则 ( $Q=-1/2u_{ij}u_{ji}$ ) 作为涡识别方法， $Q$  等值面取值为 0.1。从图中可以看出，在喷管的内部靠近喉部附近，属于涡的发生、发展阶段，涡并不强烈，经过激波后，涡的尺度开始增大，数目开始增多，流场涡结构渐渐复杂。



图 7 喷管内流场相干结构图

Fig. 7 Instantaneous coherent structure of flow field in nozzle

根据侧向载荷力的定义，对不同压比下的喷管压强进行积分，计算其各个方向的分力，最终可以得到侧向载荷力。图 8 所示为侧向载荷力和压比 NPR 之间的关系曲线。由图中可看出，随着压比的增加，侧向载荷力随着增大，但是其与总推力比值没有单调性关系，同时说明了侧向载荷的随机性。

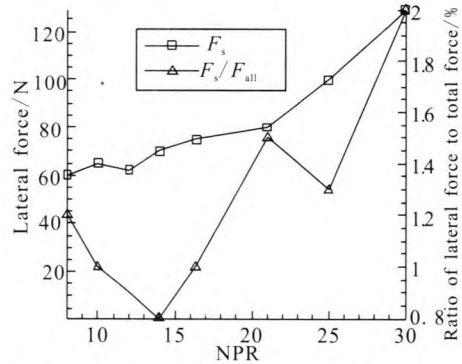


图 8 侧向载荷力与压比 NPR 关系曲线

Fig. 8 Relation of lateral loading force with NPR

为进一步分析侧向载荷力的影响，在稳态计算基础上开展了非稳态的仿真计算，以 NPR 为 16 时作为工况条件。同时监测喷管中的一系列点的压强分布，具体的点列位置如表 3 所示。

表 3 喷管中监测点坐标位置

Tab. 3 Coordinate position of different monitoring points in nozzle

	mm			
编号	1	2	3	4
X	210	250	280	320
Y	88	105	116	128
Z	0	0	0	0
编号	5	6	7	8
X	360	400	440	460
Y	137	144	148	150
Z	0	0	0	0

通过对该工况进行非稳态仿真，各点的压强变化如图 9 所示。图中为了反映监测量的变化规律，对其进行了重整化，具体采用方法是用各个监测值除以该组数据中最大值，使得所有的监测变量变化范围都在 0~1 之间。

由图 9 中可以看到，流动开始阶段，各个监测点的压强值都较高，同时变化规律都基本类似，但是随着时间的推移，流场的推进在不同的监测点得到不同的压强变化规律。在分离点之前的各个监测点 (Point 1~Point 5)，在一定时间内压强达到平衡，基本处于一个稳定的状态，这是

因为在分离激波之前, 流动趋于稳态, 各个参数基本保持不变; 在激波后的不同监测点 (Point 6~Point 8), 在流动初始时期和其它监测点变化趋势基本一致, 但是随着时间的推移, 流动的发展, 其压强的变化出现波动。这主要是因为流动出现分离后, 建立的瞬态流场内出现分离激波间断, 经过激波后参数剧烈变化, 同时由于高速流动、近壁激波与边界层的相互干扰和低温空气的卷吸掺混导致在激波后形成复杂的湍流脉动。受限激波后涡的变化影响导致压强处于波动状态。

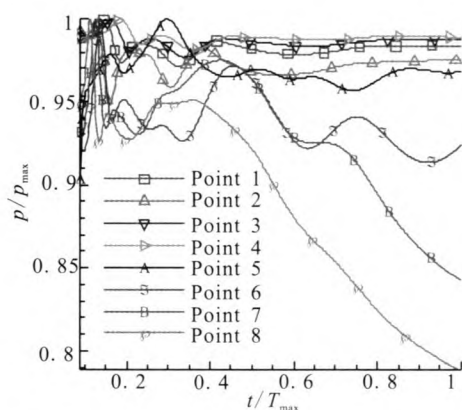


图 9 喷管中各监测点压强随时间变化曲线

Fig. 9 Variation of pressure at different monitoring points in nozzle with time

在对前述非稳态仿真的基础上, 对各个监测点的数据进行小波分析, 讨论其脉动特性。小波变换的主要特点是通过变化能够充分突出数据的某些方面的特征。以五号监测点得到的数据为分析对象, 采用 5 组 Haar 基对给定的监测点进行频域分解, 具体计算结果如图 10 所示。由图可以看到,  $d_1, d_2, d_3, d_4, d_5$  五组基所示均为低频脉动曲线, 压强脉动的频率范围主要在 0~100 Hz 之间。这些脉动的主要原因就是流动过程中, 激波导致的流动分离。分离后激波在近壁区域形成菱形激波, 但是这些菱形激波有很强的脉动性, 同时复杂激波系和边界层的干扰导致近壁湍流涡的强度很大, 涡的运动耗散导致流场的整体变化, 从而引起整体的流动脉动。

压强的脉动频率如果和喷管的固有频率一致, 会出现共振现象导致更为复杂的情况出现,

甚至会导致结构的失效。本文对采用特征值分析方法对喷管的静模态进行分析, 取前 30 阶模态, 其模态频率具体如图 11 所示。由图 11 可以得出, 喷管的固有频率在 100 Hz 以下有 11 阶振型。即在这个频率范围内喷管有可能与流动压强脉动耦合。因此对于发动机设计而言, 流动分离下结构性能分析考虑因素需要更为全面。

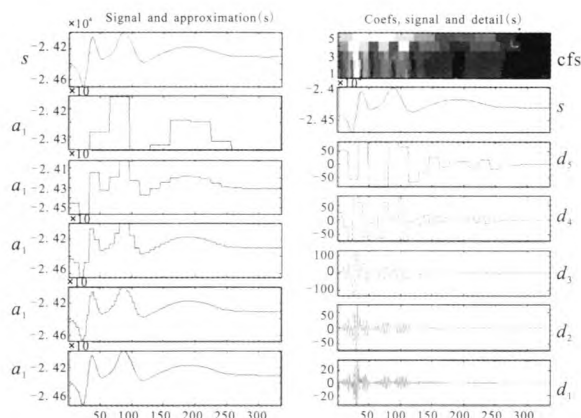


图 10 五号监测点数据小波分析结果示意图

Fig. 10 Wavelet analysis results of data got at No. 5 monitoring point

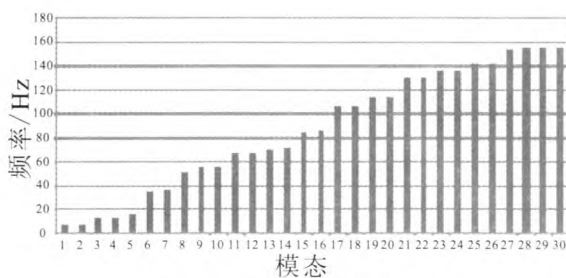


图 11 喷管模态频率分析结果

Fig. 11 Analysis results of modal frequency of nozzle

## 4 结论

本文采用数值方法分析了喷管流动过程中的气流分离现象。对在分离状态下的喷管壁面气动响应进行了模拟, 得到如下结论:

1) 对于给定的喷管构型, 湍流模型对仿真结果有很大影响, 其中 SA, RNG 和 SST 模型对分离点预示较为准确, 同时能够较为真实地反映流场结构。



2) 对于本文计算的给定喷管构型, 在燃烧室与喷管出口压强之比 (NPR) 变化过程中, 喷管内出现了自由激波和受限激波两种分离模态, 不同的分离模态导致喷管壁面承受不同的压力分布。

3) 本文计算的给定喷管构型, 在 NPR 变化过程中, 侧向载荷绝对值增大, 但是其与主推力比值并没有单调的变化关系, 在一定程度上说明侧向载荷力的随机性。同时分析表明, 分离状态下流场脉动为低频脉动, 脉动频率与喷管固有频率范围有交叠, 因此流动分离可能会导致结构共振而造成结构的失稳或破坏。

#### 参考文献:

- [1] FREY M, HAGEMANN G. Status of flow separation pre-diction in rocket nozzles[C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cleveland, Oh, USA: AIAA, 1998: 13-15.
- [2] SMALLEY K B, BROWN A M, RUF J. Flow separation side-loads excitation of rocket nozzle FEM [C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, USA: AIAA, 2007: 23-26.
- [3] TERHARD M T, HAGEMANN G, FREY M. Flow separation and side-load behavior of truncated ideal rocket nozzles[C]//35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City, UT, USA: AIAA, 1999: 8-11.
- [4] 刘亚冰, 王长辉, 许晓勇. 喷管分离流动与侧向载荷定常数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2115-2118.
- [5] 林震, 王长辉, 刘宇, 许晓勇. 喷管分离流动及其侧向载荷[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(3): 307-310.
- [6] 吴朋朋, 杨月诚, 高双武, 等. 大面积比喷管侧向载荷流固耦合数值仿真[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(2): 75-78.
- [7] MARTELLI E, NASUTI F, ONOFRI M. Numerical calculation of FSS/RSS transition in highly overexpanded rocket nozzle flows[J]. Shock Waves, 2010, 20: 139-146.
- [8] LIJO V, KIM H D, SETOGUCHI T, et al. Numerical simulation of transient flows in a rocket propulsion nozzle[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2010, 31: 409-417.
- [9] STARK R, HAGEMANN G. Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows[R]. Brussels: 2nd European Conference for Aerospace Sciences, 2007.
- [10] STLUND J. Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads[R]. [S.l.]: TRITAMEK, 2002.
- [11] 王艺杰, 鲍廷, 杜佳佳. 固体火箭发动机喷管分离流流动数值模拟及实验研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 406-408.

(编辑: 陈红霞)