

主要结构参数对直排塞式喷管性能的影响^{*}

王长辉, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 数值模拟了内喷管面积比、内喷管型式和塞锥截短对塞式喷管性能的影响, 比较了不同结构参数选择下对应的塞锥尺寸。内喷管在地面处于欠膨胀和完全膨胀时塞式喷管的性能高于内喷管在地面处于过膨胀时的性能; 内喷管为矩形喉部矩形出口二维喷管的塞式喷管效率最高, 内喷管为圆喉方型出口和圆喉矩形出口的塞式喷管性能接近, 但都比具有二维内喷管的塞式喷管效率稍低; 塞锥截得越短, 塞式喷管的效率越低, 不同塞锥截短率塞式喷管的性能差别随着压比的增加而减小; 随着塞锥长度的增加, 塞锥长度对塞式喷管性能的影响逐渐降低。

关键词: 火箭发动机; 塞式喷管; 结构参数; 数值模拟; 性能分析

中图分类号: V431

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 05-0439-05

Effects of primary configurative parameters on the performance of linear aerospoke nozzles

WANG Chang-hui, LIU Yu

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on numerical simulation, the effects of cell area ratio, cell type and plug truncation on the aerospoke nozzles performance were investigated. The plug dimensions under different configurative parameters were also compared. Aerospoke nozzles have better performance when the cell is in under-expansion or optimum expansion than in over-expansion at sea level. Aerospoke nozzles with 2-D cells (rectangle throat and exit) have the highest efficiency. Aerospoke nozzles with round throat square exit or round throat rectangle exit cells have almost the same efficiency, but their efficiency is a little lower than that of aerospoke nozzles with 2-D cells. If the truncation of plug is shorter, the aerospoke nozzles efficiency is lower. The performance differences of aerospoke nozzles with different plug truncations become less when nozzle pressure ratio is raised. The effect of plug length on the performance of aerospoke nozzles is decreased when plug length increases.

Key words: Rocket engine; Plug nozzle; Structure parameter; Numerical simulation; Performance analysis

1 引 言

塞式喷管各参数的合理选择和搭配是保证其体积小、重量轻并具有高性能的前提。塞式喷管的设计点确定后, 其总面积比是一定的, 内喷管面积比、内喷管型式和塞锥截短长度是需要确定的主要结构参数, 文献[1]对不同截短长度塞式喷管进行了实验和数值模拟研究; 文献[2]提出了一种圆转方内喷管型面的设计方法, 并对该喷管和对应参考轴对称喷管进行了

对比研究; 文献[3]以特征线法为基础, 提出以推力最大为目标, 优化内喷管倾角、内膨胀比、总膨胀比、燃气总压和飞行高度的取值。

本文通过三维数值模拟的方法, 研究了在总膨胀比、燃气总压和飞行高度由总体设计确定的前提下, 内喷管面积比、内喷管型式和塞锥截短长度对性能的影响。由于总面积比、内喷管面积比和内喷管型式确定后, 按理想膨胀特征线法设计型面时内喷管的倾角就确定了, 所以不再单独考虑内喷管倾角的影响。

^{*} 收稿日期: 2003-09-02; 修订日期: 2003-10-28。

基金项目: 国家“八六三”资助项目 (863-2-3-4-10)。

作者简介: 王长辉 (1977—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

2 数值方法

2.1 控制方程和边界条件

内喷管面积比较小,出口压强较高,环境压强一般不会影响其内部流场。本文将内喷管流场与塞锥外流场分开计算,把内喷管的出口参数当作塞锥流场的入口条件。在计算中作如下处理:(1)不计内喷管圆角可能产生的涡粘性损失;(2)自由流与主流取相同的物性参数;(3)忽略外流可能产生的流动,认为外流静止。

忽略质量力、化学反应和热辐射,在任意曲线坐标系 (ξ, η, ζ, τ) 下,三维理想气体可压缩流 N-S 方程的无量纲形式为:

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \right]$$

对内喷管的模拟忽略粘性使用 Euler 方程,对塞锥的模拟考虑粘性影响,湍流模型采用低雷诺数 $k-\varepsilon$ 两方程模型^[4]。计算采用 LU 时间隐式格式,对流项采用 MUSCL 方法^[5]离散,粘性项离散采用中心差分。实际使用的塞式喷管由多个内喷管单元在塞锥两侧排列而成,由于对称性,以下对内喷管单元只计算单元的四分之一,对塞锥只计算二分之一内喷管单元对应的部分,如图 1 所示,两侧平面 Gap plane 和 Central plane 按对称面处理。

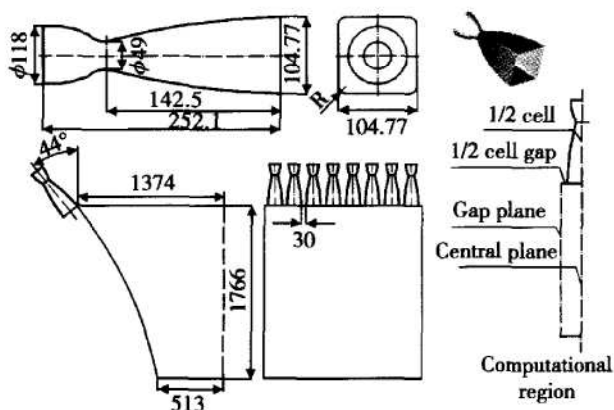


Fig. 1 Sketch of linear aerospike nozzles and computational region

由无粘计算的内喷管出口参数采用边界层过渡为塞锥入口参数。壁面采用无滑移绝热条件。自由流和侧远方采用 Riemann 边界条件。下游出口条件,如果出口为超声速,全部参数外推,如果出口为亚声

速,则给定反压,其余参数外推。在对称面上的流动参数由对称条件得出。对于 $k-\varepsilon$ 模型方程,边界条件为:入口给定,出口和对称处外推,在壁面把 k 给定为 0, ε 外推。在入口的具体形式为^[6]

$$k = 0.0006u^2 \quad \varepsilon = c_u^{3/4} k^{1.5} / L$$

式中 u 为上游平均速度, L 为一长度尺度,其取值为:

$$L = \min \begin{cases} 0.085 \delta \\ 0.4y \end{cases}$$

式中 δ 为壁面边界层厚度, y 为离开壁面的垂直距离。由于湍流动能 k 及湍流耗散率 ε 都不是可直接测量的参数,在计算过程中其值难以精确给定,在计算的初始阶段会带来一定的数值波动,严重情况下会导致发散。为了确保数值过程的稳定,对 k, ε 采取一定的限制^[7]:

(1) 如果 $k < 0$ 或 $\varepsilon < 0$ 或者 $k^{1.5} / \varepsilon > L_{T, \max}$, 则 k, ε 均赋值为 0。

(2) 湍流动能生成项限制: $P = \min \left[\frac{P}{2\rho\varepsilon} \right]$

2.2 程序验证

实验件型面如图 2 所示,为二维塞式喷管,厚度为 60mm,两侧用盖板密封。内喷管单元的喉部高度 $D_t = 4\text{mm}$,内膨胀比 $E_t = 4$,内喷管倾角 28.55° ,型面曲线按理想膨胀特征线法设计^[8],塞锥截短程度为全长的 40%,塞式喷管总面积比 $E_t = 24.05$ 。实验为空气冷流实验,实验时内喷管单元集气室总压 $p_c = 4 \sim 7\text{MPa}$,集气室总温 $T_c = 298\text{K}$ 。参照实验条件,数值模拟时,集气室总压 $p_c = 5.5\text{MPa}$,集气室总温 $T_c = 298\text{K}$, p_a 为环境反压,压比 $NPR = p_c / p_a$,空气气体常数 $R = 287\text{J/kg} \cdot \text{K}$,空气绝热指数 $k = 1.4$,自由流静止。图 3 给出了实验(EXP)和数值模拟(CFD)喷管效率的高度特性曲线,数值模拟结果较好地预示了实验塞式喷管的高度特性。

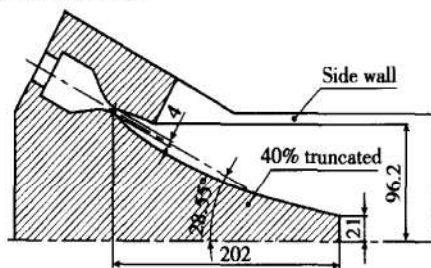


Fig. 2 Experimental linear aerospike nozzle contour

3 模型塞式喷管的参数

3.1 塞式喷管结构参数

如图1所示,内喷管单元的喉部上游为轴对称型面,喉部下游型面为圆转方结构,设计方法是确定喉部尺寸和面积比后,先用 Rao 氏方法设计轴对称钟型喷管,然后在喉部以后的扩张段“压方”,“压方”时保证喷管长度不变,轴向各个截面的面积与 Rao 氏方法设计的轴对称钟型喷管截面面积相等,转方段圆角由喉部半径沿轴线线性过渡到出口圆角半径。塞锥为曲线平板,型面曲线按理想膨胀特征线法设计,两侧各布置多个内喷管单元。塞式喷管总面积比 $E_t = 80.35$,单元推力室喷口间隙 $\Delta = 30\text{mm}$,圆转方内喷管的喉部直径为 49mm ,出口圆角半径 $R = 5\text{mm}$ 。图3以内喷管面积比为 5.81 的塞式喷管为例给出了主要结构尺寸。

3.2 燃烧室和自由流参数

燃烧室总压 $p_c = 3.67\text{MPa}$,燃烧室总温 $T_c = 3393\text{K}$,燃气气体常数 $R = 679.922\text{J/kg}\cdot\text{K}$,燃气绝热指数 $k = 1.2$ 。自由流静止,压强由 NPR 计算,自由流温度为 $T_\infty = 300\text{K}$ 。衡量喷管效率使用推力效率,即某一高度下计算推力系数与理论推力系数之比。

4 结果与分析

4.1 内喷管面积比的影响

内喷管均为圆转方型面,面积比分别取 3.0, 4.0, 5.81 和 6.5。在地面附近,面积比为 3.0 和 4.0 的内喷管处于欠膨胀,出口压强高于外界反压,面积比为 5.81 的内喷管处于接近完全膨胀,出口压强与外界反压接近,面积比为 6.5 的内喷管处于过膨胀,出口压强低于外界反压。塞锥截短率均为 30%,塞锥在燃气主膨胀平面内的尺寸如图4所示,塞式喷管的总面积比一定,大面积比内喷管对应塞锥在长度和

宽度方向上的尺寸较小,而厚度方向尺寸较大,小面积比内喷管对应塞锥在长度和宽度方向上的尺寸较大,而厚度方向尺寸较小。根据内喷管面积比特点,4个塞式喷管分别称为: E3, E4, E5.81 和 E6.5。对 E4 计算了效率的高度特性曲线,其它3个计算了包括地面 $NPR = 36.7$,设计点附近 $NPR = 1000$ 和二者之间 $NPR = 200$, $NPR = 500$ 共4个压比下的效率,不同内喷管面积比塞式喷管的效率对比如图5所示。从图上可以看到 E3, E4 和 E5.81 在对应的4个压比下效率接近,而 E6.5 的效率在各个压比下均比前面3个低,效率降低 1%~2%。可见,内喷管在地面处于欠膨胀和处于接近完全膨胀的塞式喷管性能接近,塞锥会根据环境反压要求保证燃气在内喷管之后的塞锥表面继续膨胀,如果内喷管的面积比过大,在地面已经处于过膨胀,那么会产生过膨胀损失,导致塞式喷管性能下降,应保证内喷管在地面附近不发生过膨胀的前提下选择内喷管面积比。

4.2 内喷管型式的影响

内喷管面积比均为 5.81,型式包括圆喉方型出口、圆喉矩型出口(出口宽高比为2)和矩型喉部矩型出口二维内喷管3种。二维内喷管喉部高度为 10mm ,根据内喷管特点分别称为: Square, Rectangle 和 2-D,如图6所示。塞锥截短率均为 30%,塞锥在燃气主膨胀平面内的尺寸如图7所示,2-D 的塞锥在长度和宽度方向上尺寸最小,其次是 Rectangle, Square 的塞锥在长度和宽度方向上尺寸最大,由于总面积比一定,在厚度方向上三者尺寸大小与前面正好相反。计算了包括地面 $NPR = 36.7$,设计点附近 $NPR = 1000$ 和二者之间 $NPR = 200$, $NPR = 500$ 共4个压比下的效率,不同内喷管型式塞式喷管的效率对比如图8所示。从图上可以看到 2-D 的效率最高,在地面效率为 87.5%,在设计点附近效率接近 100%,具有圆转方内喷管的塞式喷管中, Square 和 Rectangle 的性能接近,

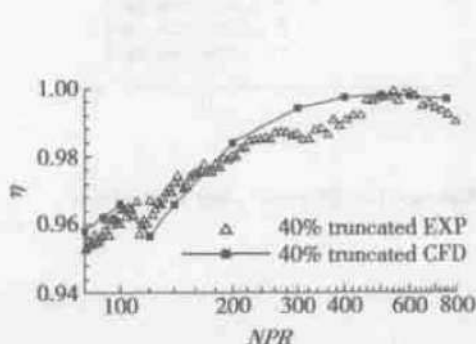


Fig.3 Altitude characteristics of aerospike nozzle

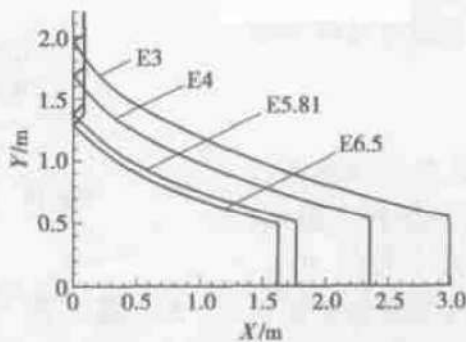


Fig.4 Plug contours for different internal area ratio

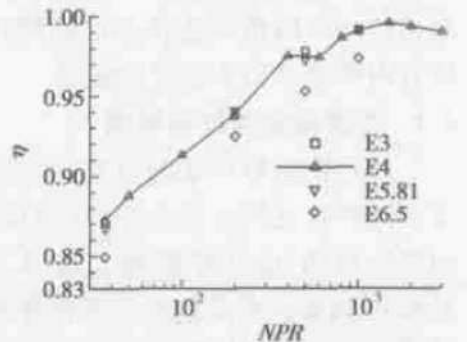


Fig.5 Efficiency for different internal area ratio

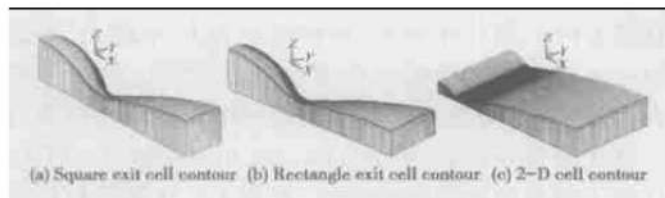


Fig. 6 Different cell contours

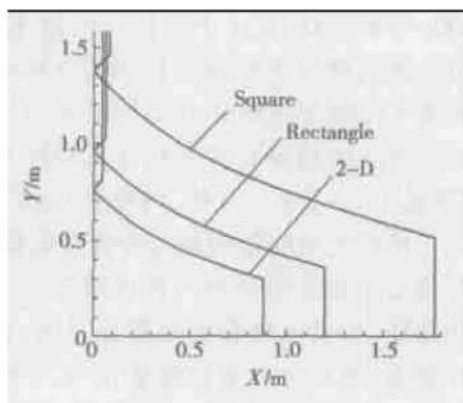


Fig. 7 Plug contours for different cell types

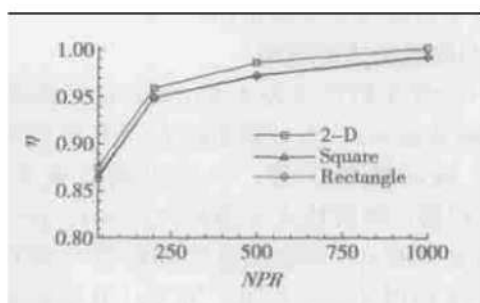


Fig. 8 Efficiency for different cell types

但都比 2-D 的效率低,在地面效率为 86.5%,在设计点附近效率为 99%,在各个压比上,效率降低在 1% 左右。不同内喷管型式塞式喷管的性能差别主要来自它们各自内喷管的损失不同,圆转方型面和出口圆角是造成损失的主要原因,圆转方型面会给内喷管带来一定的流动损失,而出口圆角的存在则使内喷管出口到塞锥入口的流动产生了一定损失。当然,设计圆转方型面和出口圆角是针对工程应用的设计,采用尽量小的出口圆角和选择合适的圆转方型面是减小圆转方内喷管所造成损失的途径。

4.3 塞锥截短长度的影响

对塞锥截短长度的研究用塞式喷管除塞锥长度不同外其它部分完全一致,内喷管为圆转方型面,面积比均为 4,塞锥截短长度分别为全长的 20%, 30% 和 40%。不同截短率塞锥在燃气主膨胀平面内的尺寸如图 9 所示,塞锥越长,底部面积越小。对 30% 塞式喷管计算了效率的高度特性曲线,对 20%

和 40% 塞式喷管效率的计算包括地面 $NPR = 36.7$, 设计点附近 $NPR = 1000$ 和二者之间 $NPR = 200$, $NPR = 500$ 共 4 个压比,不同塞锥截短长度塞式喷管的效率对比如图 10 所示。从图上可以看到,塞锥截得越短,塞式喷管的效率越低,不同塞锥长度塞式喷管的性能差别随着压比的增加而减小,压比越低性能差别越大。在 $NPR = 36.7$ 时,20% 塞式喷管比 30% 塞式喷管的效率降低约 2.7%,而在 $NPR = 1000$ 时,效率降低只有约 1.1%。另外,随着塞锥长度的增加,因塞锥长短而造成的性能差别在减小,在 $NPR = 36.7$ 时,30% 塞式喷管比 40% 塞式喷管的效率降低约 1.6%,在 $NPR = 1000$ 时,效率降低约 0.4%,均比 20% 与 30% 塞式喷管的效率差别小。所以不能把塞锥截得太短,否则塞式喷管性能损失会较大,也不要把塞锥保留得过长,过长会使塞锥的重量和体积增大,而性能提高却不明显。对于塞锥截短长度的确定,要看塞锥表面压强的分布情况,可以参考全锥表面的压强分布,使被截断的部分压强分布较低且变化梯度较小,同时考虑塞锥的重量和体积等因素,一般在 20% ~ 40% 截短率范围内取值。

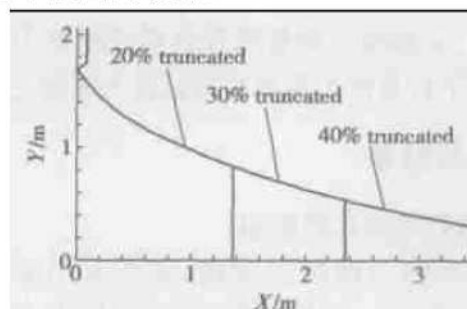


Fig. 9 Plug contours for different plug truncations

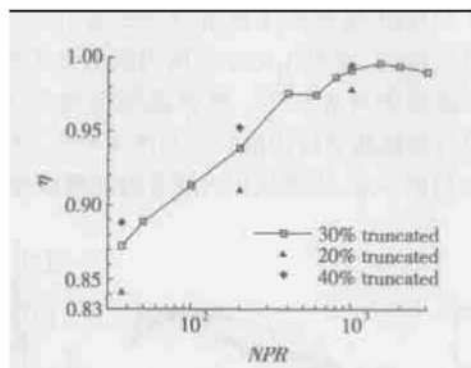


Fig. 10 Efficiency for different plug truncations

5 结 论

(1) 内喷管在地面处于欠膨胀和完全膨胀的塞式

喷管性能接近,内喷管在地面处于过膨胀会因过膨胀损失而导致塞式喷管性能下降。

(2) 内喷管为矩型喉部矩型出口二维喷管的塞式喷管效率最高,内喷管为圆喉方型出口和圆喉矩型出口的塞式喷管性能接近,但都比具有二维内喷管塞式喷管的效率稍低,不同内喷管型式塞式喷管的性能差别主要来自它们各自的内喷管损失不同。

(3) 塞锥截得越短,塞式喷管的效率越低,不同塞锥截短率塞式喷管的性能差别随着压比的增加而减小。随着塞锥长度的增加,塞锥长度对塞式喷管性能的影响逐渐降低。

(4) 塞式喷管内喷管面积比、内喷管型式和塞锥截短长度的选择也将影响塞锥在长度、宽度和厚度方向上的尺寸。工程应用时要合理建立塞锥体积和重量与尺寸的关系模型,结合飞行器底部的具体情况并综合考虑塞式喷管的性能、体积和重量等因素,对以上结构参数作出优化选择。

参考文献:

- [1] Immich H, Nasuti F, Onofri M, et al. Experimental and numerical analysis of linear plug nozzles[R]. AIAA 98-1603.

- [2] Hagemann G, Immich H, Dumnov G. Critical assessment of the linear plug nozzle concept[R]. AIAA 2001-3683.
- [3] 覃粒子,刘宇,王-白. 塞式喷管多参数性能优化计算[J]. 宇航学报, 2002, 23(2).
- [4] Lam C K G, Bremhorst K A. Modified form of the $k-\epsilon$ model for predicting wall turbulence[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1981, 103(3): 456~460.
- [5] 朱自强,吴子牛,李津,等. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 43~58.
- [6] Lee J. An application of a two equations model of turbulence to three dimensional chemically reacting flows[R]. AIAA 95-0734.
- [7] Gerolymos G A, Vallet I. Implicit computation of three dimensional compressible Navier-Stokes equations using $k-\epsilon$ closure[J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(7): 1321~1330.
- [8] 戴梧叶,刘宇. 塞式喷管型面优化[J]. 推进技术, 2000, 21(5). (DAI Wuyue, LIU Yu. Optimum contour of aerospikes nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(5).)

(编辑: 朱立影)

(上接第400页)

参考文献:

- [1] 李录贤,叶天麒,沈亚鹏,等. 三维药柱的热粘弹性有限元分析[J]. 推进技术, 1997, 18(3). (LI Lurxian, YE Tianqi, SHEN Yaping, et al. A finite element analysis for thermoviscoelastic grains[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(3).)
- [2] 王 钊,田维平. 固体火箭发动机前、后翼药柱三维有限元分析[J]. 推进技术, 1997, 18(4). (WANG Kun, TIAN Weiping. Three-dimensional finite element analysis for fore and aft finocyl grain of solid rocket motor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(4).)
- [3] Jana M K, Rengathan K, Venkateswara R G. A method of nonlinear viscoelastic analysis of solid propellant grains for pressure load[J]. *Computers and Structures*, 1994, 52(1): 61~67.
- [4] Jana M K, Rengathan K, Venkateswara R G. The effect of nonlinearities on the strain concentration factors in solid propellant grains[J]. *Computers and Structures*, 1996, 58(2).

- [5] 韩小云. 固体推进剂燃烧断裂研究和固体火箭发动机结构完整性分析[D]. 长沙: 国防科技大学, 1999.
- [6] 朱智春,蔡 峨. 固体火箭发动机药柱三维温度场应力场有限元分析[J]. 推进技术, 1997, 18(2). (ZHU Zhichun, CAI E. A finite element analysis of three dimensional temperature and stress fields for solid rocket motor grain[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(2).)
- [7] 蒙上阳,唐国金,雷勇军. 固体发动机药柱的裂纹稳定性分析[J]. 推进技术, 2002, 23(4). (MENG Shangyang, TANG Guojin, LEI Yongjun. Stability analysis of the crack in solid rocket motor grain[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(4).)
- [8] Sang H L. MSC/NASTRAN nonlinear analysis[M]. *The MacNeal-Schwengler Corporation*, 1992.
- [9] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.

(编辑: 梅 瑛)