

文章编号: 1000-8055(2007)04-0639-06

多单元圆转方塞式喷管的性能计算 和分析

王 一 白, 王长辉, 刘 宇, 覃 粒 子
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 采用 NND 差分格式求解三维平均雷诺 N-S 方程的数值方法, 对多单元圆转方塞式喷管的性能进行了计算. 首先比较了钟型喷管、二维喷管、圆转方喷管、方形喉部方形出口喷管的流动特点和性能, 然后研究了转方位置、转方后面和出口圆角对圆转方内喷管性能的影响以及圆转方结构型式、内喷管倾角、塞锥型面变化对塞式喷管性能的影响, 并且给出了具有较高性能的多单元圆转方塞式喷管设计方案. 研究结论对于多单元圆转方塞式喷管的优化设计有一定的参考作用.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 塞式喷管; 圆转方内喷管; 塞锥型面; 性能
中图分类号: V430 **文献标识码:** A

Performance calculations and analysis of multi-module aerospike nozzles with round to rectangle inner nozzles

WANG Yi-bai, WANG Chang-hui, LIU Yu, QIN Li-zi
(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics
and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on an non-oscillatory and non-free parameters dissipation difference (NND) scheme to solve three dimensional Reynolds averaged Navier-Stokes equations, performance calculations and analysis of multi-module aerospike nozzles with round to rectangle inner nozzles were investigated. Flow characteristics and performance of four inner nozzles including bell nozzle, two dimensional nozzle, round to square inner nozzle and square throat to square exit nozzle were compared. Then performance of round to rectangle inner nozzles that have different structures such as contour changing points, contours after changing points and exit arc radiuses were discussed. The effects of different structures of inner nozzles, different nozzle obliquities and different plug contours on the multi-module linear aerospike nozzles were also presented. And a design scheme of the optimized aerospike nozzle was given. Conclusions can provide some reference for studying design of the multi-module linear aerospike nozzles with round to rectangle inner nozzles.

Key words: aerospace propulsion system; aerospike nozzle; round to rectangle inner nozzle; plug contour; performance

收稿日期: 2006-03-28; 修订日期: 2006-07-15

基金项目: 国家 863-2 高技术航天领域

作者简介: 王-白 (1976), 男, 河南新乡人, 北京航空航天大学宇航学院博士后, 主要从事塞式喷管发动机技术研究.

塞式喷管发动机的主要优点是在整个飞行高度均具有较高的性能. 考虑到内喷管加工、冷却和差分推力矢量控制等因素, 目前工程上通常采用多单元塞式喷管. 这种喷管由多个单元内喷管、塞锥和底部组成. 国外已经对不同结构组合形式(如美国 X-33 计划的直线型塞式喷管^[1]和欧洲 ARPT 计划的环簇型塞式喷管^[2])的多单元塞式喷管开展了研究, 包括多单元直线型塞式喷管的数值模拟^[3]和实验研究^[4], 多单元环簇型塞式喷管流场^[5]和单元间相互影响^[6]的研究以及圆形喉部方形出口内喷管的研究^[7]等. 本文通过三维数值计算的方法, 对多单元圆转方塞式喷管进行研究, 主要内容有: 圆转方内喷管和其他型式内喷管的比较, 转方位置、转方后型面和出口圆角变化对圆转方内喷管的影响, 内喷管结构型式、内喷管倾角、塞锥型面变化对塞式喷管性能的影响, 最后给出了一个较为合理的设计方案.

1 研究模型

1.1 四种不同型式的单元内喷管

研究中比较了四种不同型式的内喷管. 其中模型 1 是钟型喷管, 喉部直径 $d_l = 22\text{ mm}$, 出口直径 $d_e = 38\text{ mm}$, 扩张段长度 $L_1 = 36.09\text{ mm}$, 喷管总长 $L_T = 62.37\text{ mm}$; 模型 2 是圆形喉部方形出口喷管; 模型 3 是方形喉部方形出口的喷管; 模型 4 是长方形喉部方形出口的二维喷管. 后三种模型与模型 1 具有相同的特征参数: 喉部面积、膨胀比和长度. 模型 1 的型面是采用特征线法设计的, 模型 2, 3, 4 的型面是从模型 1 喷管的型面在保持面积不变的情况下压方转换得到的. 图 1 给出了四种模型 1/4 单元的计算网格划分, 燃气从左边流入, 右边流出.

1.2 四种圆转方单元内喷管

上述四种喷管都可作为塞式喷管单元内喷管的候选方案. 二维喷管提供纯二维的流动, 可减少

燃气流动的损失, 也可减小出口的底部阻力. 但较大的表面积会增大热载荷和表面阻力, 喉部也会带来热变形、结构扭曲、加工困难以及流动不均等问题. 方形喉部方形出口三维喷管的喉部流动效率低, 冷却困难, 可能出现严重的烧蚀现象, 除了设计长度上缩短以外, 与二维喷管相比没有多少优势. 钟型喷管有成熟的技术和很大的优点, 但是在与塞锥的连接上, 两个相邻内喷管之间较大的间隙和面积会产生很大的阻力, 三维复杂的塞锥流动也带来较大的损失. 圆转方内喷管的喉部为圆形, 出口可以是方形或长方形, 这也是一种三维的喷管, 但弥补了方形喉部的部分缺陷. 这种喷管的喉部以上部分与钟型喷管类似, 有较轻的重量和较好的燃烧效率. 而圆形截面的冷却换热效果最好, 强度最高, 并能够保证喉部区域的热防护要求. 其方形或者矩形出口能够更好地与塞锥贴合, 还可减少多个直线排列单元之间的间隙, 减小集簇间隙损失. 此外可以采用二维平板式塞锥, 以简化塞锥的设计加工, 并把轴对称流动转变为纯二维塞锥平面流动. 美国 X-33 计划的直线型塞式喷管发动机采用的正是这种结构. 下面主要研究圆转方内喷管.

圆转方内喷管如图 2 所示, 先设计一个钟型喷管, 圆形喉部直径为 49 mm , 喉部上游圆弧段半径 58.8 mm , 喉部下游圆弧段半径 24.5 mm , 喉部下游圆弧角 18° , 扩张段长度 $L_1 = 124.3\text{ mm}$, 喷管总长 $L_T = 187.6\text{ mm}$. 然后从下游转方位置开始保持面积不变的情况下沿 Z 方向经过压方转换得到, 方段圆角由圆段末段的半径光滑过渡到出口圆角半径, Y 方向保持喷管型面不变, Z 方向型面分为直线和曲线两种. 根据不同圆转方位置对应的面积比、转方后不同型面和不同出口圆角, 共有四种圆转方结构(表 1).

1.3 四种塞锥型面曲线

圆转方内喷管和塞锥连接组成塞式喷管时,

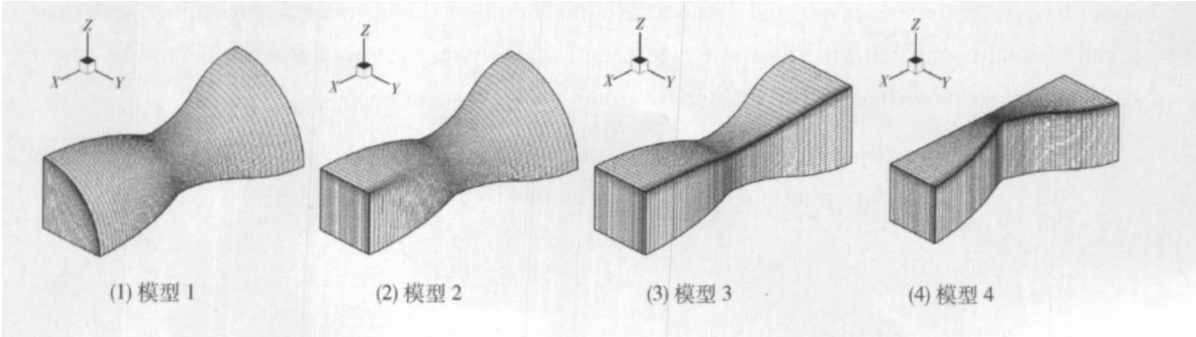


图 1 四种型式内喷管的计算网格

Fig. 1 Computational grid of four inner nozzles

表 1 四种圆转方内喷管

Table 1 Four models of round to rectangle inner nozzles

模型	喉部直径 d_t / mm	Z 方向圆转方型面类型	出口圆弧半径 R / mm	喷管面积比 e_i
L	49	直线	10	5.4
A 15	49	曲线(起始位置 $\varepsilon_i = 1.5$)	10	5.4
A 20	49	曲线(起始位置 $\varepsilon_i = 2.0$)	10	5.4
A 275	49	曲线(起始位置 $\varepsilon_i = 2.75$)	20	5.4

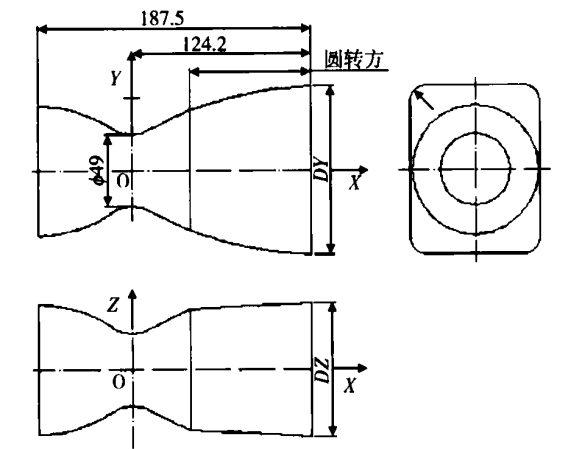


图 2 圆转方内喷管

Fig. 2 Geometry of round to rectangle inner nozzle

内喷管倾角 θ 可以是 30° , 44° , 60° . 塞锥型面曲线有四种: 直线 (Line)、圆弧 (Circle)、抛物线 (Parabola) 和优化的特型面 (Optimize). 前三种都是简化型面. 图 3 给出了 $\theta = 44^\circ$ 的塞式喷管尺寸图; 图 4 是 3 个单元内喷管和塞锥的连接示意图. 直线型塞式喷管总面积比 $e_i = 80$, 截短率 $Tr = 30\%$. 优化的特型面是按理想膨胀特征线法设计^[8] 的型面, 且 $\theta = 41.3^\circ$, $Tr = 25\%$. 本文计算模型名称的定义方法是内喷管模型、 θ 、塞锥型面和压强比 NPR (燃烧室压强 p_c 和环境压强 p_a 之比) 的组合: 如 A20_C_30_367 指的是 30° 倾角的模型 A20 圆转方内喷管和圆弧塞锥在 $NPR = 367$ 时的计算结果; A15_Op_41.3_3670 指的是 41.3° 倾角的模型 A15 圆转方内喷管和优化特型面塞锥在 $NPR = 3670$ 时的计算结果; 等等.

2 计算方法

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:

$$\frac{\partial U}{\partial \tau} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + \frac{\partial G_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

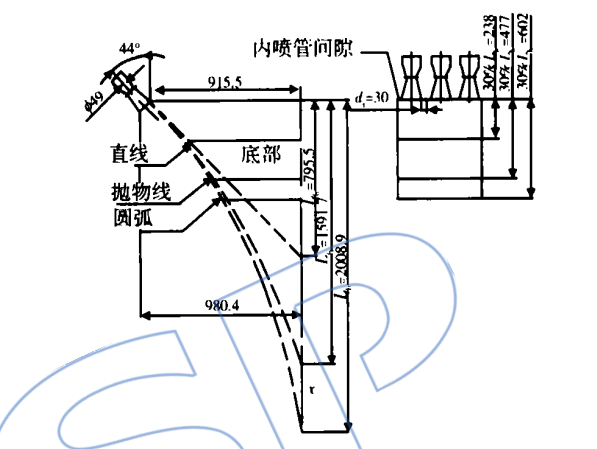


图 3 直线型塞式喷管

Fig. 3 Geometry of linear aerospike nozzles

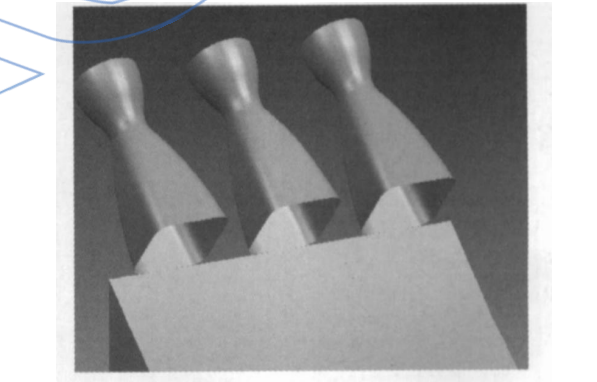


图 4 圆转方内喷管与塞锥的连接示意

Fig. 4 Interface of round to rectangle inner nozzles and plug

其中, E, F, G 为对流项, E_v, F_v, G_v 为粘性项, 湍流模型采用低雷诺数 $k-\varepsilon$ 两方程 L-B 模型.

粘性项采用中心差分格式离散, 对流项采用 NND 格式^[9]. 为了简化编程, 提高计算效率, 应用混合通量分裂隐式算法^[10]. 该方法不仅稳定性好, 而且避免了矩阵求逆运算. 采用来回追赶法求解, 计算相当简便.

由于圆转方内喷管面积比较小, 出口压强较高, 环境压强一般不会影响其内部流场, 因此本文

和其他参考文献一样,把内喷管流场与塞锥流场分开计算,将内喷管的出口参数作为塞锥流场的入口参数.塞锥流场计算不考虑不平衡流动及多相流动,主流与自由流均取相同的物性参数.

边界条件主要有入口、出口、壁面和对称截面四种.对于入口条件,如果为超声速,则给定所有外流参数;如果为亚声速,给定总压、总温和速度方向;其它参数利用 Riemann 不变量和等熵关系式等气动条件求得.出口条件,如果是超声速,全部参数外推;而亚声速则给定压强,其余参数外推.壁面采用无滑移绝热条件.对称截面的流动参数由对称条件得到.

3 结果与分析

3.1 四种不同型式的单元内喷管

基本计算参数是: $p_c = 2.0 \text{ MPa}$, $T_c = 3\ 000$

表 2 四种不同型式的单元内喷管的计算结果
Table 2 Performance calculation of four models

模型	推力 F/N	质量流量 (kg/s)	推力系数 C_f	比冲 $I_s/(\text{m/s})$	效率 η
1	1 057.7	0.476 0	1.391 2	2 222.1	0.987 8
2	1 006.6	0.453 2	1.324 0	2 220.5	0.940 1
3	1 010.2	0.454 4	1.328 8	2 222.7	0.943 5
4	1 038.2	0.463 2	1.365 6	2 240.2	0.969 6

3.2 四种圆转方结构的单元内喷管

这时,以氢氧为燃烧工质, $p_c = 3.67 \text{ MPa}$, p_a 由 NPR 计算得到,燃烧室温度 $T_c = 3\ 393 \text{ K}$, 气体常数 $R = 679.86 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, 比热比 $k = 1.198$.

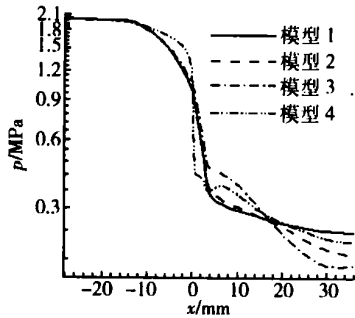


图 5 四种不同型式内喷管的壁面压强分布
Fig. 5 Wall pressure distribution of four models

四种圆转方内喷管的壁面压强的分布如图 6 所示, Y 方向上型面没有变化, 四条曲线大体重合; Z 方向由于压方原因造成型面不是光滑过渡, 超声速燃气流在转方位置受到压缩产生了压缩

K , $p_a = 0.1 \text{ MPa}$. 表 2 给出了四种模型的性能计算结果, 计算的推力与流量是在出口截面上积分得到的, 计算理论推力系数时假定在地面处于完全膨胀情况. 图 5 是四个模型的壁面压强分布曲线. 由于内喷管型面的不同, 气流的膨胀角也不一样, 所以气流在喷管壁面的压强分布也是不同的. 模型 1 的效率 η 比其他三个喷管的效率都要高, 其原因, 一方面如前所述, 型面比较优化; 另一方面是其质量流量相对其他模型要大. 在模型 2, 3, 4 中, 模型 4 (二维喷管) 的效率最高, 比模型 2, 3 (圆转方或方转方喷管) 高出 $1.6\% \sim 2.0\%$. 从比冲来看, 模型 1, 2, 3 差不多, 均比模型 4 低约 0.9% . 总的说来, 二维喷管比三维喷管性能高, 这与预计的一致. 但是, 圆转方内喷管有更好的应用前景, 很有必要进行喷管型面设计参数对性能影响的研究, 提高喷管性能.

表 3 四种不同圆转方的单元内喷管的计算结果
Table 3 Performance calculation of four round to rectangle inner nozzles

模型	F/N	$I_s/(\text{m/s})$	η
L	9 542.4	3 353.2	0.916 4
A 15	9 571.0	3 356.0	0.919 2
A 20	9 565.0	3 351.7	0.918 6
A 275	9 598.5	3 356.4	0.921 8

波, 都出现了一个局部压强峰.

表 3 给出了四种圆转方内喷管的性能计算结果, 可以看出圆转方结构使得喷管效率有较大地降低, 只有 $91\% \sim 92\%$ 左右, 主要原因是 Z 方向转方不是光滑的. 由于内喷管面积比小, 转方后型面差别不大, 四种喷管的性能差别很小. 模型 A 275 的比冲和效率最高, 因为出口圆角最大, 流动损失小. 具有相同出口圆角的前三种模型中, 模型 A 15 转方最早, 且转方后是曲线型面, 减少了

流动损失, 因此比冲和效率较高.

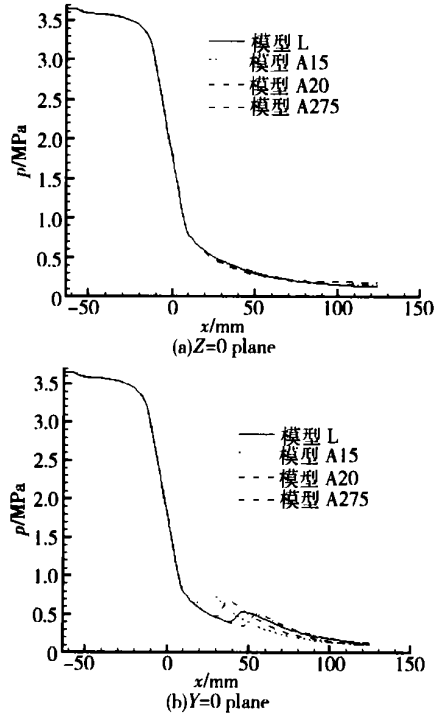


图 6 四种圆转方内喷管的壁面压强分布
Fig. 6 Wall pressure distribution of four round to rectangle nozzles

3.3 不同圆转方结构单元内喷管的塞式喷管性能

表 4 列出了四种不同圆转方结构单元内喷管的塞式喷管在 $NPR=367$ 时的性能计算结果. 分别选择 $\theta=44^\circ$ 、圆弧塞锥型面和 $\theta=30^\circ$ 、抛物线塞锥型面, 相同塞锥下模型 L, A15 和 A20 的效率比 A275 高出一个多百分点. 其中模型 A15 和 A20 的效率和比冲较高, 和 3.2 中计算得到的内喷管效率较高是一致的. 虽然 3.2 中模型 A275 的内喷管效率最高, 但出口较大的圆角会增大与塞锥的连接间隙, 造成损失, 塞式喷管的效率反而降低. 说明在不同圆转方结构单元内喷管的内喷管效率相差不大的情况下, 必须与塞锥连接后, 才能得到正确的塞式喷管性能.

3.4 不同内喷管倾角的塞式喷管性能

图 7 给出了 $NPR=367$ 时不同 θ 的塞式喷管(圆转方单元内喷管选用模型 A15)的性能计算结果. 对于三种塞锥型面曲线, $\theta=30^\circ$ 的塞式喷管 F, I_s, η 都是最高. θ 对整个塞式喷管性能的影响主要表现在三个方面: 一是 θ 越大, 内喷管推力的轴向分量越小, 而内喷管轴向推力占整个塞式喷管推力的大部分; 二是气流从内喷管流出沿塞锥

表 4 四种不同圆转方单元内喷管的塞式喷管性能
Table 4 Performance calculation of aerospikes with four different round to rectangle inner nozzles

模型	F/N	$I_s/(m/s)$	η
L_C_44_367	10 431. 6	3 597. 9	0. 847 8
A 15_C_44_367	10 460. 6	3 612. 8	0. 850 2
A 20_C_44_367	10 458. 6	3 612. 6	0. 850 0
A 275_C_44_367	10 290. 1	3 572. 5	0. 836 3
L_P_30_367	10 699. 0	3 690. 2	0. 869 5
A 15_P_30_367	10 743. 1	3 710. 4	0. 873 1
A 20_P_30_367	10 738. 4	3 709. 3	0. 872 7
A 275_P_30_367	10 560. 1	3 666. 3	0. 858 3

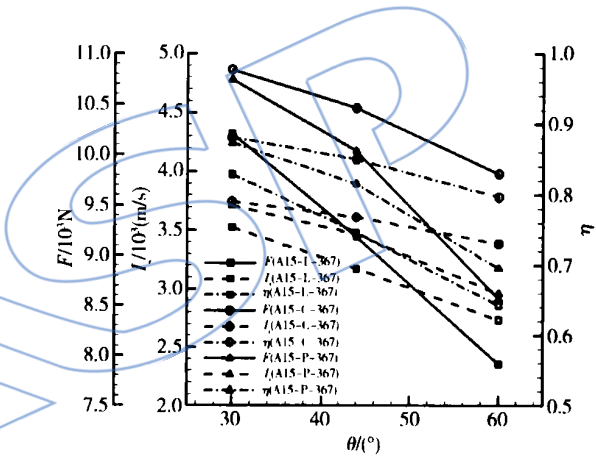


图 7 不同内喷管倾角的塞式喷管性能
Fig. 7 Performance calculation of aerospikes with different inner nozzle angles

壁面膨胀时, 产生表面反射激波的位置, θ 越大, 反射激波的位置越靠近内喷管出口, 反射波强度越大; 另一方面是对底部的压缩作用, θ 越大, 压缩作用越强, 提高底部压强, 而且底部推力会随着工作高度变化而呈现由负推力向正推力的转变. 为此, 必须综合考虑整个飞行高度(从低空到高空)的塞式喷管性能, 才能正确选取 θ .

3.5 不同塞锥型面的塞式喷管性能

表 5 给出了不同塞锥型面的塞式喷管(圆转方单元内喷管选用模型 A15)在 $NPR=367, 3670$ 时的性能计算结果, 圆弧型面塞锥的性能高于直线和抛物线型面, 但低于优化的特型面塞锥. θ 为 44° 和 60° 时不同塞锥型面的塞式喷管性能变化规律与 $\theta=30^\circ$ 相似, 鉴于篇幅原因不再详细给出. 总之, θ 越大, 性能之间的差异越大. 图 8 是具有优化特型面塞锥的塞式喷管(圆转方单元内喷管选

表 5 不同塞锥型面的塞式喷管性能

Table 5 Performance calculation of aerospikes with different plug contours

模型	F / N	$I_s / (m/s)$	η
A15_L_30_367	10 202.7	3 523.8	0.829 2
A15_P_30_367	10 743.1	3 710.4	0.873 1
A15_C_30_367	10 843.0	3 744.8	0.881 2
A15_L_30_3670	11 773.6	4 066.3	0.877 1
A15_P_30_3670	12 332.4	4 259.3	0.918 7
A15_C_30_3670	12 427.5	4 292.1	0.925 8
A15_Op_41.3_3670	13 147.1	4 616.3	0.979 4

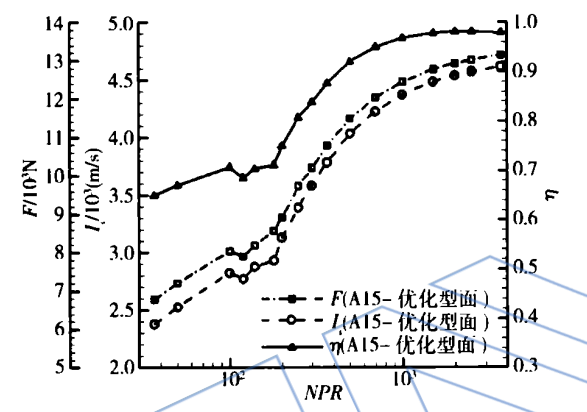


图 8 具有优化塞锥型面塞式喷管的高度特性

Fig. 8 Altitude characteristics of aerospikes with optimize plug contours

用模型A15, $\theta=41.3^\circ$) 性能的高度特性曲线, 在整个飞行高度均体现了较高的性能, 推力系数效率 η 在 0.65~0.98. 和其他三种塞锥型面相比, 虽然以圆弧或抛物线设计的塞锥型面也可以得到较好的塞式喷管性能, 但用特征线法设计的优化塞锥型面的塞式喷管具有最好的性能. 有关更为优化的圆转方单元内喷管和塞锥型面设计与实验验证的内容会在今后的文章中给出.

4 结 论

本文着重对多单元圆转方塞式喷管的性能进行了计算和比较分析. 首先比较了钟型喷管、二维喷管、圆转方喷管、方形喉部方形出口喷管的流动特点和性能. 圆转方内喷管的效率低于二维喷管和钟型喷管, 但其结合了二者的优点, 具有较好的燃烧效率和较高的喉部热强度, 出口结构更适合于直线型塞式喷管的工程应用. 由于内喷管面积

比不大, 圆转方内喷管结构型式(转方位置、转方后面型和出口圆角) 对效率影响的差别也不大, 但转方位置越靠近喉部、转方后面型越光滑、出口圆角越大, 喷管性能越好. 另外出口圆角还会影响多单元内喷管和塞锥的连接间隙, 太大也不合适. 塞式喷管的性能必须综合考虑圆转方内喷管和塞锥的影响. 内喷管倾角的影响主要表现在轴向力和侧向力的分配、塞锥壁面反射波的强度以及对底部的压缩作用. 这三个方面互相制约, 整个飞行高度上存在着最优的取值. 塞锥型面对于塞式喷管性能的影响也很显著, 圆弧型面塞锥的性能高于直线和抛物线型面, 但低于优化的特型面塞锥. 具有优化特型面塞锥的塞式喷管(圆转方单元内喷管选用模型 A15, $\theta=41.3^\circ$) 在整个飞行高度都具有很好的性能, 推力系数效率最高可达 0.98. 下一步的工作是继续进行多单元圆转方塞式喷管的优化设计, 并开展相应的实验验证.

参考文献:

[1] Bokulich E. X-33 advanced technology demonstrator scheduled to fly in 1999[J]. Aerospace Engineering, 1998, 18(3): 18-27.

[2] Vuilamy D, Duthoit V, Berry W. European investigation of clustered plug nozzles[R]. AIAA 99-2350.

[3] Ododera T, Tomita T, Tamura H. Numerical investigation of the flow field around linear aerospike nozzles[R]. AIAA 99-2588.

[4] Sakamoto H, Takahashi M, Sasaki M, et al. An experimental study on a 14 kN linear aerospike nozzle combustor[R]. AIAA 99-2761.

[5] Takashi I, Kozo F. Flow field and performance analysis of the simplified clustered aerospike nozzles[R]. AIAA 2001-2861.

[6] Nasuti F, Onofri M. Theoretical analysis and engineering modeling of flowfields in clustered module plug nozzles[R]. AIAA 98-3524.

[7] Hagemann G, Immich H, Dumnov G. Critical assessment of the linear plug nozzle concept[R]. AIAA 2001-3683.

[8] 覃粒子. 塞式喷管型面设计与优化[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.

[9] 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.

[10] 张涵信. 计算流体力学-差分方法的原理和应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.

[11] 陈坚强. 超音速燃烧流动及旋涡运动的数值模拟[D]. 北京: 中国空气动力研究与发展中心, 1995.