外流对塞式喷管流场和性能的影响

王长辉 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 在四个不同高度上选择有代表性的外流马赫数,计算和对比了不同外流下塞式喷管性能的降低和塞锥表面的压强分布,数值模拟研究了外流对塞式喷管流场和性能的影响. 结果表明,外流造成的性能损失主要体现在运载器底部阻力增加和塞锥表面压强降低两方面. 在中低空以下,运载器底部推力和塞锥推力均随外流马赫数的增加而减小,飞行中外流对性能的影响随高度的增加而减弱,从低于设计点的某一高度开始塞锥推力不再受外流影响. 低马赫数亚声速外流时,性能损失随外流马赫数的增加成近似线性增加;跨声速外流时,性能损失突然出现较大幅度增加;在继续的超声速范围内,性能损失随外流马赫数增加只有小幅增长.

关 键 词: 火箭发动机; 性能分析; 塞式喷管; 外流

中图分类号: V 430

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)02-0130-05

Effects of free stream on flowfield and performance of linear aerospike nozzle

Wang Changhui Liu Yu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Numerical studies on effects of free stream on flowfield and performance of aerospike nozzle were presented. Aerospike nozzle performance losses and pressure distribution along plug surface were computed and compared at four different altitudes with typical free stream Mach numbers. It is shown that aerospike nozzle performance losses caused by free stream primarily result from increase of lift body base drag and decrease of plug pressure distribution. At mid and low altitudes, thrust of lift body base and plug ramp decreases with increasing free stream Mach number. The effects of free stream on performance decrease with increasing altitude, and from a certain altitude lower than design point thrust of plug ramp is not influenced by the free stream any more. For subsonic free stream, performance losses almost linearly increase with increasing Mach number. For transonic free stream, sudden performance degradation occurs. For the further supersonic range, performance losses increase slightly with increasing Mach number.

Key words: rocket engines; performance analysis; aerospike nozzle; free stream

气动塞式喷管具有高度补偿特性是来源于其外侧与环境大气相通的喷管结构,这种结构保证燃气能自动调节膨胀状态,在整个飞行高度上处于完全或接近完全膨胀. 但这种半开放的流动结构容易受到外流的影响,对外流影响的研究是综合评估塞式喷管性能的重要方面之一. 文献[1~3]分析了外流对塞式喷管流场结构的影响,数值模拟研究了外流对性能和塞式喷管底部开闭过渡压比值的影响. 文献[4]结合美国 60 年代的热流试验结果,分析了外流对塞式喷管性能的影响,文献[5]也从流场的角度分析了外流与喷管燃气流之间的相互作用. 欧洲对塞式喷管研究的阶段总结报告中回顾了各国对外流影响研究的总体情况[6]. 目前,专门对外流影响的研究主要是针对

收稿日期: 2004-12-10

基金项目: 国家 863 计划资助项目(863-2-3-4-10)

作者简介: 王长辉(1977-),男,辽宁盘锦人,博士后, wangchanghui@buaa.edu.cn.

塞式喷管本身进行的,均未考虑运载器型面在内. 本文结合运载器升力体外形,通过数值模拟方法研究在具有代表性的高度上,不同来流马赫数情况下,亚跨超声速外流对塞式喷管流场和性能的影响规律.

1　外流影响分析

升力体和塞式喷管所构成运载器的型面示意图如图 1 所示,外流基本不影响内喷管推力和塞锥底部推力,所引起的性能损失主要包括两部分:第一部分性能损失来源于运载器底部的阻力损失. 由于外流的作用,运载器底部 UW 的压强比外流压强低,因此底部会产生一定的阻力. 运载器底部阻力损失对以钟型喷管发动机为动力的运载器也是存在的,并不是塞式喷管所特有的. 实际上,塞式喷管相对钟型喷管可以降低运载器底部阻力损失,这也是塞式喷管的优点之一. 对后台阶流动的研究可知,运载器的底部面积越大,外流的马赫数越高,底部损失越严重.

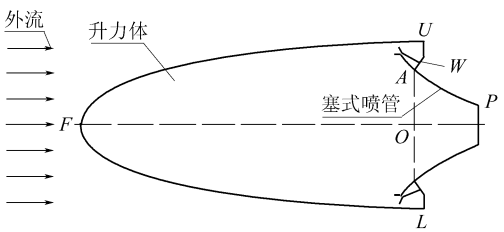


图 1　运载器型面示意图

第二部分性能损失来源于塞锥面 AP 压强分布的变化. 无外流时,塞锥燃气流的膨胀是由外界反压决定的,燃气流附近的反压与来流反压相等;有外流时,外流流动和运载器底部低压区造成在塞锥燃气流附近区域的压强低于来流压强. 也就是有外流时,相对无外流的情况燃气有一定程度的过膨胀存在,这导致燃气流在塞锥表面的膨胀相当于无外流时在更高高度上的膨胀效果,从而造成一定的性能损失,这部分损失是塞式喷管所特有的,是由塞锥半开放的流场结构所带来的,钟型喷管不存在这部分损失.

2　计算模型

2.1　运载器结构参数

如图 1,把运载器简化为二维结构,升力体型面 UFL 为二分之一椭圆,其长半轴 $a=7.87$ m,短半轴 $b=2.20$ m. 塞式喷管型面曲线按理想膨胀特征线法设计并优化[7],塞式喷管的总面积比 $E_t=57.97$,内喷管面积比 $E_i=6.82$,内喷管喉部高度 $D_t=14$ mm,内喷管倾角 $\alpha=37.8°$. 对运载器周围的网格生成结果如图 2 所示,1 区和 3 区的外边界也是一个二分之一椭圆,2 区的外边界是一个半圆. 考虑到计算区域的不同部位具有不同的网格加密要求,并且要使生成的网格光滑、正交性好,网格生成时先保证各个区域边界的加密要求,再用求解偏微分方程的 Hilgenstock 方法生成三个区域的网格.

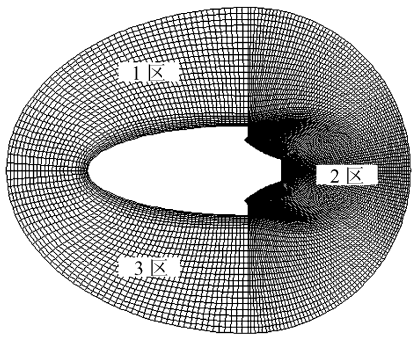


图 2　运载器周围的网格生成结果

2.2　燃烧室和外流参数

计算时燃烧室总压 $P_c=5.91$ MPa,总温 $T_c=3\,538$ K,按照氢氧热力计算结果,燃气气体常数 $R=624.9$ J/(kg·K),燃气比热比 $k=1.14$,外流马赫数为 Ma,外流压强为 P_a,外流温度为 $T_a=300$ K,压比 $C_{NPR}=P_c/P_a$ 反映飞行高度. 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[8]. 为体现外流对运载器底部推力 F_{vb} 和塞锥推力 F_p(塞锥表面压强为 P_p)的影响特点,计算的推力效率包括 η_{vb} 和 η_p,计算 η_{vb} 时的总推力包括内喷管推力、塞锥推力、塞锥底部推力和运载器底部推力,η_p 的计算中总推力不包括运载器底部推力,其它推力项与前者相同. $\Delta\eta_{vb}$ 和 $\Delta\eta_p$ 是有外流时效率相对无外流时效率的降低百分比,用来研究两种情况下外流对性能的影响.

2.3　计算方案

计算方案的确定主要是考虑运载器实际可能的飞行状况并保证计算具有一定的代表性. 在地面附近时运载器的飞行速度较低,外流速度取为低马赫数的亚声速,马赫数不超过 0.5;在中低高度时运载器的飞行速度有所增加,外流速度可能达到超声速,计算时外流马赫数最大达到 2.0;在中高高度时运载器的飞行速度较高,计算时外流马赫数取到 3.0;在设计高度时外流马赫数会更大,计算时马赫数的最大值也取到 3.0,尽管在高空时的外流马赫数可能大于 3.0,但 $Ma=3.0$ 对 $Ma>3.0$ 的外流也具有一定代表性,可通过分析

得出相关结论. 在地面附近取地面压比 C_{NPR} = 59.1,在中低高度取 C_{NPR} = 100,在中高高度取 C_{NPR} = 295.5,在设计高度取设计点压比 C_{NPR} = 591. 在本文研究中不考虑外流攻角对塞式喷管的影响.

3 数值方法

为抓住主要矛盾,减少计算量,在计算中作如下假设:外流与燃气流取相同的物性参数;不考虑燃气在流动中的化学反应;认为燃气是具有某种热力与输运性质的理想气体. 忽略质量力、化学反应和热辐射,在任意曲线坐标系(ξ,η,τ)下,二维理想气体可压缩流 N-S 方程的无量纲形式为

$$\frac{\partial \tilde{U}}{\partial t}+\frac{\partial \tilde{E}}{\partial \xi}+\frac{\partial \tilde{F}}{\partial \eta}=\frac{1}{Re}\left(\frac{\partial \tilde{E}_v}{\partial \xi}+\frac{\partial \tilde{F}_v}{\partial \eta}\right)$$

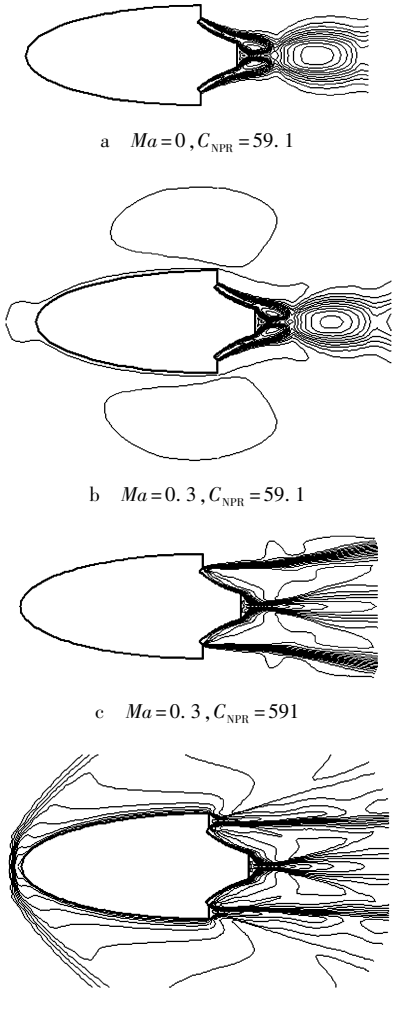
湍流模型为低雷诺数 k-ε 两方程模型[9]. 求解 N-S 方程采用上下三角分解的 LU(Lower-Upper)时间隐式算法,对流项采用 MUSCL(Monotone Upstream-centred Scheme for Conservation Laws)格式[10]离散,粘性项离散采用中心差分.

4 结果与分析

图 3 是在地面和设计压比下,有无外流时运载器的流场马赫数分布图. 可见,亚声速外流对流场结构的影响相对较小(见图 3a 和图 3b),超声速外流对流场结构的影响比较明显(见图3c 和图 3d). 下面的分析主要围绕存在外流时效率相对于无外流时降低量 $\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 的变化规律.

4.1 地面附近

图 4 是在地面(C_{NPR} = 59.1),外流 Ma = 0、0.3、0.5 时,有外流相对于无外流时塞式喷管的效率降低量 $\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$. 当外流 Ma = 0.3 时,$\Delta\eta_{vb}$ 和 $\Delta\eta_p$ 分别为 3% 和 2% 左右,当外流 Ma = 0.5 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 5.6% 和 3.7%. 可见,外流对运载器底部推力 F_{vb}和塞锥推力 F_p 的影响都比较大,随着外流马赫数的增加,二者均有所下降,导致性能 η_{vb}和 η_p也有所降低. 图 5 是外流 Ma = 0、0.3、0.5 时,无量纲的塞锥表面压强沿塞锥长度 X 方向的分布. 随着外流马赫数增加,塞锥表面压强降低,在亚声速来流条件下,虽然外流对流场结构影响不明显,但对性能的影响还是比较显著的,性能损失随外流马赫数的增加成近似线性增加. 当然,在地面附近不可能达到 0.3 ~ 0.5个马赫数的飞行速度,计算只是要得到一定的指导性的结论,即在低空较低马赫数的来流也比较大地影响塞式喷管的性能.



a Ma = 0, C_{NPR} = 59.1

b Ma = 0.3, C_{NPR} = 59.1

c Ma = 0.3, C_{NPR} = 591

d Ma = 3.0, C_{NPR} = 591

图 3 运载器流场等马赫数图

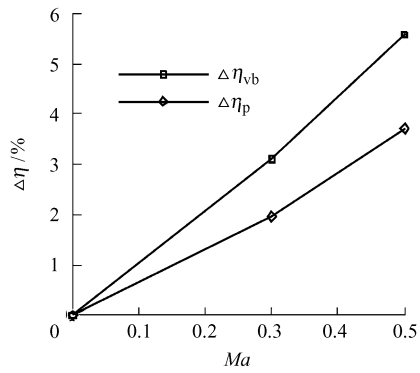


图 4 $\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$(C_{NPR} = 59.1)

4.2 中低空高度

图 6 是在中低空(C_{NPR} = 100),外流 Ma = 0 ~ 2.0 时,外流引起的塞式喷管效率降低量 $\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 随马赫数变化的曲线,与 C_{NPR} = 59.1 的结果类似,外流使运载器底部推力 F_{vb}和塞锥推力 F_p 均有降低. 当外流 Ma = 0.3 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 0.96% 和 0.43%,当外流 Ma = 0.5 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 2.23% 和 1.22%,这两个马赫数下的

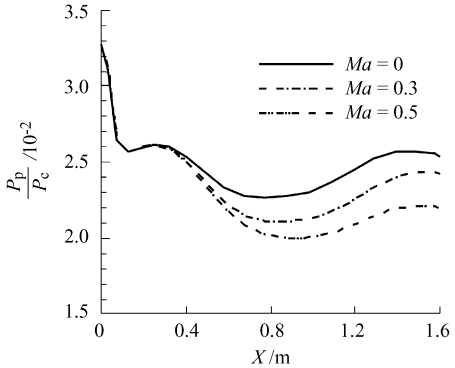


图 5　塞锥表面压强分布($C_{NPR}=59.1$)

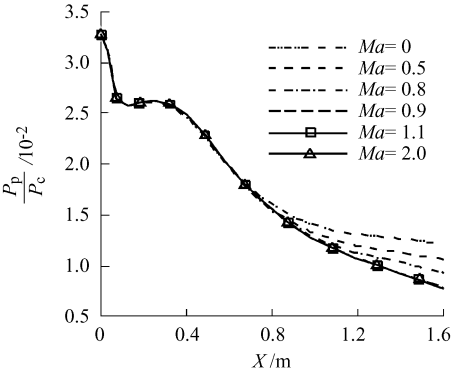


图 7　塞锥表面压强分布($C_{NPR}=100$)

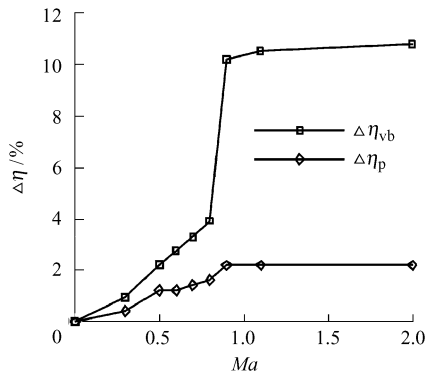


图 6　$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$($C_{NPR}=100$)

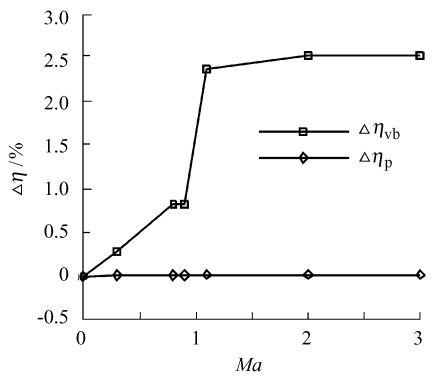


图 8　$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$($C_{NPR}=295.5$)

效率降低量比 $C_{NPR}=59.1$ 时要小. 当外流 $Ma=0.8$ 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 3.93% 和 1.63%,而当外流 $Ma=0.9\sim2.0$ 变化时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 10.19% ~ 10.81% 和 2.22% ~ 2.21%. 可见,在亚声速范围,性能损失随外流马赫数成近似线性增加;在跨声速范围,外流造成 F_{vb}突然大幅降低;在继续的超声速范围内 F_{vb}随外流马赫数增加只有小幅变化,而 F_p 达到最小值后就不再变化. 图 7 是外流 $Ma=0\sim2.0$ 时,无量纲的塞锥表面压强分布. 随着外流马赫数的增加,塞锥表面的压强分布降低,这种由于外流所导致的过膨胀现象使塞锥的推力有所降低. 在外流 $Ma>0.9$ 后,例如 $Ma=1.1$、2.0 时,塞锥表面压强分布不再发生变化.

4.3　中高空高度

图 8 是在中高空($C_{NPR}=295.5$),外流 $Ma=0\sim3.0$ 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 随马赫数变化的曲线. 这与 $C_{NPR}=59.1$ 和 $C_{NPR}=100$ 的结果不完全相同,外流虽然仍对运载器底部推力 F_{vb}有影响,但不再影响塞锥推力 F_p. 随着外流马赫数的增加,F_{vb}有所下降,导致 $\Delta\eta_{vb}$的增加,而 F_p 不随外流马赫数的变化而变化,$\Delta\eta_p$ 接近于 0. 当外流 $Ma=0.3$ 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 0.28% 和 0.01%,当外流 $Ma=0.8$ 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 0.82% 和0.01%,这两个马赫数下的效率降低量均比 $C_{NPR}=100$ 时低. 当外流 $Ma=0.9$ 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 0.82% 和 0.01%,而当外流 $Ma=1.1\sim3.0$ 变化时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 分别为 2.37% ~ 2.53% 和0.02%. 可见,在亚声速范围,性能损失随外流马赫数成近似线性增加;在跨声速范围,外流引起 F_{vb}较大幅度降低;而各马赫数外流都不对 F_p 产生影响. 图 9 是外流 $Ma=0\sim3.0$ 时,无量纲的塞锥表面压强分布,在此高度上,尽管外流马赫数增加,塞锥表面的压强不再发生变化.

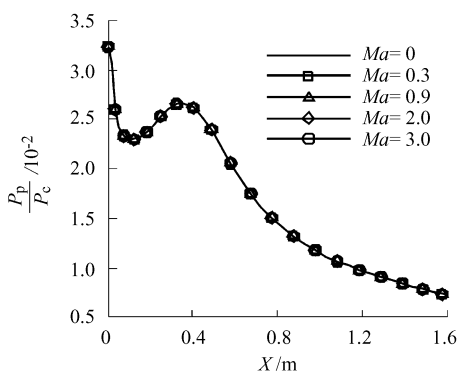


图 9　塞锥表面压强分布($C_{NPR}=295.5$)

4.4　设计高度

图 10 是在设计高度($C_{NPR}=591$),外流 $Ma=0\sim3.0$ 时,$\Delta\eta_{vb}$和 $\Delta\eta_p$ 随马赫数变化的曲线,与

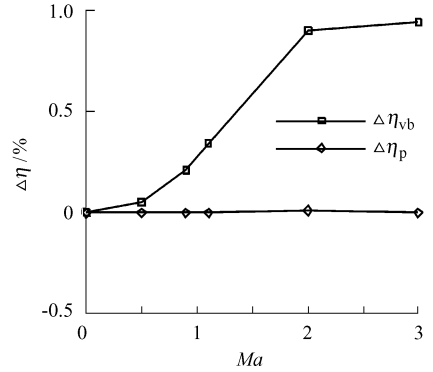


图 10 $\Delta\eta_{vb}$ 和 $\Delta\eta_p$($C_{NPR}=591$)

$C_{NPR}=295.5$ 的结果类似,外流只对运载器底部推力 F_{vb} 产生影响,不再影响塞锥推力 F_p. 随着外流马赫数的增加,F_{vb} 有所下降,但下降的幅度不及 $C_{NPR}=295.5$ 时大. 当外流 $Ma=0.5$ 时,$\Delta\eta_{vb}$ 和 $\Delta\eta_p$ 分别为 0.05% 和 0%,当外流 $Ma=0.9$ 时,$\Delta\eta_{vb}$ 和 $\Delta\eta_p$ 分别为 0.21% 和 0%,这两个马赫数下的效率降低量均比 $C_{NPR}=100$ 和 $C_{NPR}=295.5$ 时低. 当外流 $Ma=1.1$ 时,$\Delta\eta_{vb}$ 和 $\Delta\eta_p$ 分别为 0.34% 和 0.01%,而当外流 $Ma=2.0\sim3.0$ 变化时,$\Delta\eta_{vb}$ 和 $\Delta\eta_p$ 分别为 0.9% ~0.94% 和 0.01%. 可见,尽管在设计高度上外流仍对性能产生影响,但此时的影响已经十分有限. 图 11 是外流 $Ma=0\sim3.0$ 时塞锥表面压强分布. 参照图 3,在设计高度尽管外流使流场结构发生较大变化,但塞锥表面压强不随外流马赫数的变化而变化.

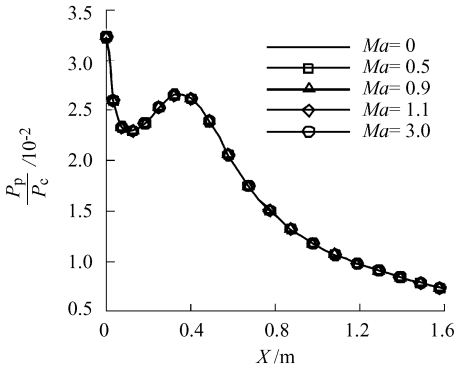


图 11 塞锥表面压强分布($C_{NPR}=591$)

5 结束语

外流对塞式喷管性能的影响主要在两方面,即运载器底部压强降低带来的底部阻力损失和塞锥表面压强降低造成的过膨胀损失,其中塞锥过膨胀损失是塞式喷管所特有的,但损失程度有限. 结合可能的外流状况,本算例计算的塞锥推力损失在 2.0% 以内.

在中低空以下,运载器底部推力和塞锥推力均随外流马赫数的增加而减小;外流对塞式喷管性能的影响随高度的增加而减弱;从低于设计高度的某一高度开始,塞锥推力不再受外流影响,外流只影响运载器底部推力且影响的程度也越来越弱.

低马赫数亚声速外流时,塞式喷管的性能损失随外流马赫数的增加成近似线性增加;外流达到跨声速时,性能损失突然出现较大幅度增加;在继续的超声速范围内,性能损失随外流马赫数增加只有小幅增长.

参考文献(**References**)

[1] Nasuti F, Onofri M. Analysis of in-flight behavior of truncated plug nozzles[R]. AIAA 2000-3289, 2000

[2] Nasuti F, Onofri M. A numerical study of wake behavior in plug nozzles[R]. AIAA 2001-1894, 2001

[3] Paciorri R, Nasuti F, Sabetta F. Evaluation of turbulance modeling in supersonic afterbody computations[R]. AIAA 2001-3039, 2001

[4] Ruf J H, McConnaughey P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect[R]. AIAA 97-3218, 1997

[5] Hagemann G, Immich H, Terhardt M. Flow phenomena in advanced rocket nozzles – the plug nozzle[R]. AIAA 98-3522, 1998

[6] Onofri M. Features of plug nozzle flows[R]. AIAA 2002-4034, 2002

[7] 戴梧叶,刘 宇. 塞式喷管型面优化[J]. 推进技术, 2000,21(5): 26 ~30
Dai Wuye, Liu Yu. Optimum contour of aerospike nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 26 ~30 (in Chinese)

[8] Dai W Y, Liu Y, Cheng X C, *et al*. Analytical and experimental studies of tile-shaped aerospike nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4): 640 ~645

[9] Lam C K G, Bremhorst K A. Modified form of the k-ε model for predicting wall turbulence[J]. Journal of Fluids Engineering, 1981, 103(3): 456 ~460

[10] Van Leer B. Towards the ultimate conservative difference scheme V: a second-order sequel to Godunov's method[J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32: 101 ~136