

文章编号: 1000-8055(2004) 03-0413-06

矩形内喷管塞式喷管的数值计算 与实验研究

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

摘要: 为了了解内喷管为二维矩型的塞式喷管性能, 设计了一个二单元的实验塞式喷管, 并对模型进行了数值模拟和实验研究。数值模拟采用无波动、无自由函数耗散(NND)差分格式求解三维 NS 方程, 利用空气冷流实验方法评价了喷管性能。研究模型的内喷管喉部面积为 $4 \times 60 \text{ mm}^2$, 内喷管面积比为 4, 总面积比为 24.05, 设计压力比为 500。计算得到了正确的流场结构和塞锥表面压强分布, 结果与实验数据吻合很好, 效率数值最大相差 1%。模型的性能也比较理想: 最大的推力系数效率为 0.995, 同钟型喷管相比, 具有很好的高度补偿能力: 从地面到高空, 推力系数效率在 0.97~0.995 之间变化。不同压强比下全锥塞式喷管的塞锥表面压强分布规律, 可以作为研究截短型塞式喷管塞锥压强分布的基础。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 塞式喷管; 数值模拟; 实验研究; 推力系数效率
中图分类号: V430 文献标识码: A

Numerical and Experimental Study of a Plug Nozzle with two Rectangular Inner cells

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

Abstract: In order to exactly understand the high performance of the plug nozzle with two-dimensional rectangular inner cells, a two-cell test plug nozzle was designed, and numerical and experimental studies were conducted for such a model. The numerical simulation was based on an Non-Oscillatory and Non-Free Parameters Dissipation Difference (NND) scheme to solve the three-dimensional Navier-Stokes equations, and the cold flow experimental studies using air were performed to evaluate the nozzle performances. The model studied has a nozzle throat area of $4 \times 60 \text{ mm}^2$, with the inner nozzle area ratio of 4 and total area ratio of 24.05. The nozzle was designed for the pressure ratio about 500. The flow field and plug pressure profiles were obtained. The results show a good agreement with experimental data, and the maximum discrepancy is by 1%. The model has high nozzle performance with the maximum thrust coefficient efficiency of 0.995, and has good altitude compensation characteristic comparing with the bell nozzle that the nozzle efficiency is in the range of 0.97~0.995 with the pressure ratio changing from 45 to 600. The plug surface pressure profiles for the full-length plug nozzle at different NPR can provide valuable data for researching the truncated plug nozzle.

Key words: aerospace propulsion system; plug nozzle; numerical simulation; experimental study; thrust coefficient efficiency

塞式喷管发动机通常由多个内喷管、塞锥和底部组成, 可以有不同的结构组合形式, 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], 以及国内提出的瓦状塞式喷管^[3]。环簇型各个内喷管出口气体相互干涉, 使塞锥流场分布不均匀, 呈现复杂的三维流动, 造成喷管的性能损失^[4]。瓦状塞式喷管具有好的喷管性能, 但塞锥采用凹面结构, 工程应用上会带来冷却上的困难。直线型塞式喷管已经成功用于 XRS-2200 和 RS-2200 塞式喷管发动机, 由于内喷管不仅直接产生推力, 而且影响塞锥与底部的流场, 进而影响整个塞式喷管的性能, 因此, 内喷管的选择与设计在塞式喷管的设计中占很重要的地位。文献[5]提出了水平二维矩型喷管、垂直二维矩型喷管、方喉喷管、圆喉喷管以及钟型喷管等几种不同的内喷管概念, 考虑应用于直线型塞式喷管的曲面塞锥, 对二维矩形喷管和圆形喉部矩形出口的三维喷管进行了数值计算, 结果显示优化型面的二维喷管的性能略高于型面没有优化的三维喷管, 同时提出内喷管的设计需要考虑与塞锥的光滑连接、整个塞式喷管的性能以及系统的冷却设计和整个发动机的结构设计等诸多的因素。文献[6, 7]分别对内喷管为二维矩型的直线型塞式喷管进行了数值模拟和实验研究, 得到了很好的喷管性能。本文设计了一个二单元矩型内喷管的实验塞式喷管, 采用 NND 差分格式, 求解三维 NS 方程进行了数值模拟, 与其他类型内喷管塞式喷管的塞锥流场进行了比较, 并利用空气冷流实验方法评价了喷管性能。

1 研究模型和实验方法

1.1 实验塞式喷管

这里的研究模型是一个 2 单元塞式喷管(见图 1), 采用线切割整体一次加工, 上下表面通过盖板和橡胶圈密封。头部集气室与实验发动机焊接连接, 每个集气室有 4 个 $\Phi 20\text{ mm}$ 接管嘴, 与高压空气管路连接。推力架通过螺钉和发动机固定, 另一端和实验台架连接。塞锥型面是优化的两段曲线, 宽度 60 mm, 长度为全锥长度的 80%, 底部宽度很小, 可以忽略底部影响。单元主要参数如图 2 和表 1 所示, 内喷管面积比 $\epsilon = G_c / G_t = 4$, 总面积比 $\epsilon_t = h / G_t = 24.05$, 总面积比下喷管的设计压强比为 500。

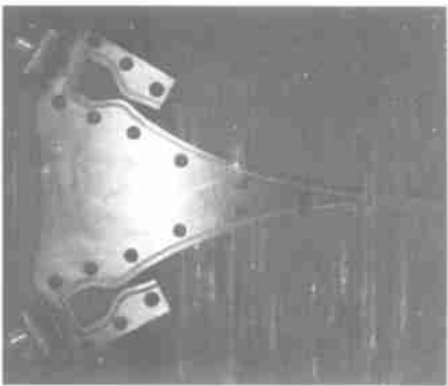


图 1 实验塞式喷管
Fig. 1 Sketch of test plug nozzle

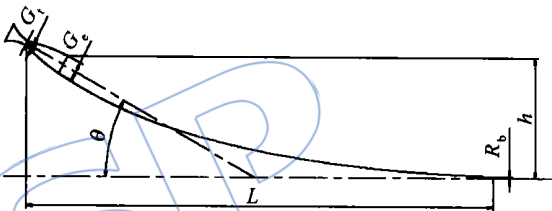


图 2 塞式喷管单元及主要参数
Fig. 2 Sketch of plug nozzle unit and its main parameters

表 1 实验塞式喷管主要设计参数

Table 1 Values of test plug nozzle parameters

喉部尺寸 G_t/mm	4
出口尺寸 G_c/mm	16
内喷管倾角 $\theta/(^\circ)$	28.55
内喷管出口高度 h/mm	96.18
塞锥长度 L/mm	401.39
底部高度 R_b/mm	1.40
截短率 $Tr/\%$	80
喉部面积 A_t/mm^2	4×60
内喷管面积比 ϵ	4
总面积比 ϵ_t	24.05

1.2 实验方法

以空气为工质的冷流实验管路系统和测量方式同文献[8], 分布在三个汇流排上的 89 个气瓶组成高压空气源, 总体积达到 3.6 m^3 。通过控制管路上气动阀和电磁阀, 使高压空气经过实验塞式喷管排至真空罐内。由于高压气源总量一定, 所以实验过程中的燃烧室压强不断下降, 同时真空

压强也不断变化,因此一次实验可以得到燃烧室压强和环境压强之比(NPR)连续变化的许多数据。改变燃烧室压强和环境压强进行多次实验可以实现大范围 NPR 的变化(50~600)。冷流实验过程中可测量多路实验参数,包括管路压强、温度、推力、燃烧室压强和真空度等,其中同喷管效率直接相关的有推力 F 和燃烧室压强 p_c 、环境压强 p_a 。各个参数单独测量误差可以保证小于1%。

2 数值模拟

2.1 控制方程、计算格式及边界条件

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

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \xi} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \xi} \right) \quad (1)$$

其中: $\hat{E}, \hat{F}$ 和 $\hat{G}$ 为对流项, $\hat{E}_v, \hat{F}_v$ 和 $\hat{G}_v$ 为粘性项。

粘性项采用中心差分格式离散,对流项采用NND格式^[9]离散。矢通量分裂采用对流迎风矢通量分裂(AUSM⁺)技术^[10]。为了简化编程,提高计算效率,应用混合通量分裂隐式算法^[11],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。

由于塞式喷管的内喷管面积比较小,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外流场分开计算,将内喷管的出口参数作为塞锥外流场的边界条件。外流场计算不考虑不平衡流动及多相流动,简化处理主流与自由流之间的湍流剪切流动,均取相同的物性参数,整个流场的粘性系数由Sutherland粘性公式计算^[12]。

边界条件主要有入口、出口、壁面对称截面四种。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。

内喷管的计算相对塞锥流场比较简单,计算内喷管流场得到出口参数,作为塞锥外流场的入口参数。塞锥外流场的塞锥和内喷管出口边缘采用壁面条件,发动机的对称面采用对称条件,下游

采用出口边界条件,对于来流和侧远方的入口,采用Riemann边界条件。

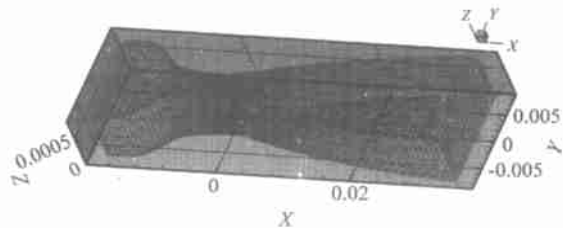


图3 内喷管计算网格

Fig. 3 Computational grid of rectangular inner nozzle

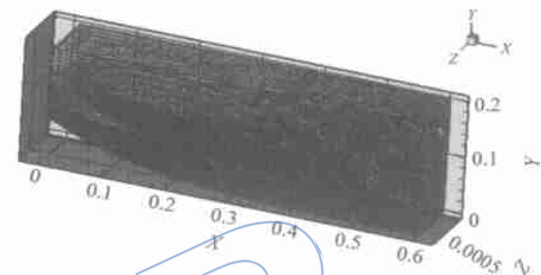


图4 塞锥外流场计算网格

Fig. 4 Computational grid for plug nozzle field

2.2 计算网格

因为矩形内喷管是二维喷管,其气流只沿一个方向膨胀,所以 z 方向的网格数比较少,并不影响计算结果却能大大简化计算。内喷管流场,网格数是 $121 \times 38 \times 5$,见图3。根据对称条件,只计算半个区域塞锥外流场,网格数是 $151 \times 63 \times 5$,见图4,采用如下计算参数:以冷流高压空气为工质,燃烧室压力 $p_c = 4.5 \text{ MPa}$, p_a 为环境压强,压强比 $NPR = p_c/p_a$,燃烧室温度 $T_c = 300 \text{ K}$,气体常数 $R = 287.04 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$,比热比 $k = 1.4$ 。

3 结果与分析

3.1 内喷管流场

这里首先给出内喷管数值模拟的结果,图5给出了其等马赫数的分布云图,正如前面提到的,后面塞锥外流场的计算结果是以其出口参数为塞锥的入口边界条件而计算得到的。

3.2 塞锥外流场

图6、图7给出了地面和设计高度的流场等马赫数图与塞锥表面压强曲线,这里塞锥表面压强采取两种表示方式,即绝对数值和无量纲压强 NDP ,即 $NDP = (p_w - p_a)/p_c$,其中 p_w 为塞锥表

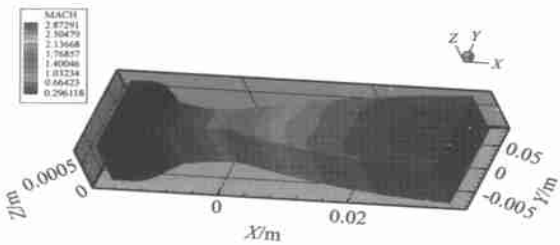


图 5 内喷管等马赫数图

Fig. 5 Mach number contours of rectangular inner nozzle

面压强。地面工况下,图 6(a)中从内喷管喷出的气体在自由边界的条件下发生膨胀与压缩、再膨胀与再压缩的过程,射流紧贴塞锥流动,没有出现分离,并在塞锥壁面上形成反射压缩波,使塞锥表面压强在此对应位置($X = 0.12\text{ m}$ 附近)出现峰值,因此塞式喷管的推力得到了补偿,这就是塞式喷管在低空的补偿特性。在设计高度情况下,图 7(a)同图 6 相比有很大的区别,主要因为高空环境压强很低,内喷管喷出的气流在塞锥上膨胀更厉

害,塞锥壁面膨胀后产生压缩波的位置已经出了塞锥,对塞锥压强已没有影响,也就是说已经和钟型喷管在高空的特性完全一样。和文献[3]中内喷管为轴对称喷管的瓦状和平板式塞式喷管流场相比,气流膨胀得更为充分,流场的马赫线更加规则和流畅。从塞锥表面压强分布(b)可以明显地看出采用矩形内喷管的塞式喷管流动呈现出很好的二维特征,而内喷管为轴对称喷管或圆转方三维喷管的塞式喷管流场是三维流动,中心截面和边缘截面的流动有很大的区别,其三维效应会给推力带来一定的损失。文献[6]中的研究模型也是一个 80% 全锥长度的 2 单元塞式喷管,类似于本文中的实验塞式喷管,不同的是内喷管不是对称结构,可以认为是半个矩形喷管,而且总面积比较小,其设计压强比只有 97.87。本文结果和文献[6]中流场相比,流场结构比较一致,但塞锥壁面产生的反射压缩波强度要弱一些,不像文献[6]中可以明显地看出很强的激波,反映在无量纲塞锥表面压强(NDP)的曲线波动峰值小一些。从能量转换的角度分析,如果产生较强的激波会减弱气

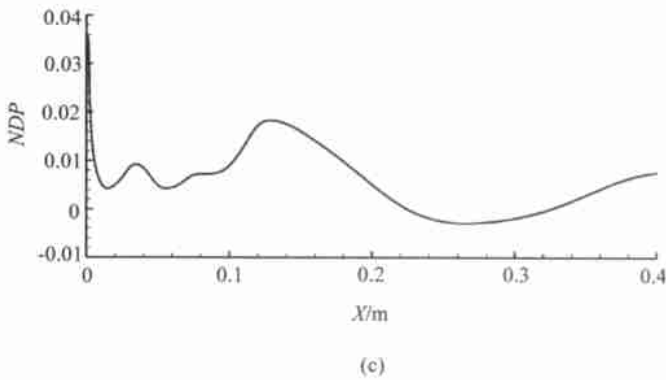
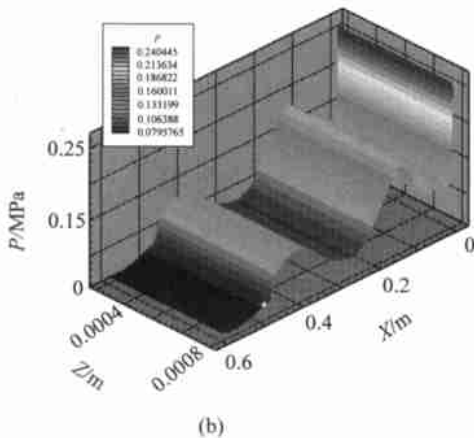
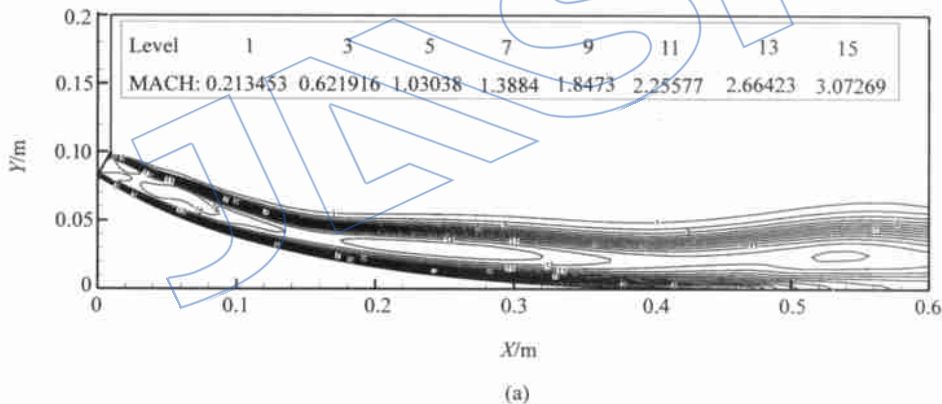


图 6 NPR 为 45 时的流场等马赫线及塞锥表面压强

Fig. 6 Mach number contours of plug nozzle field and plug surface pressure ($NPR = 45$)

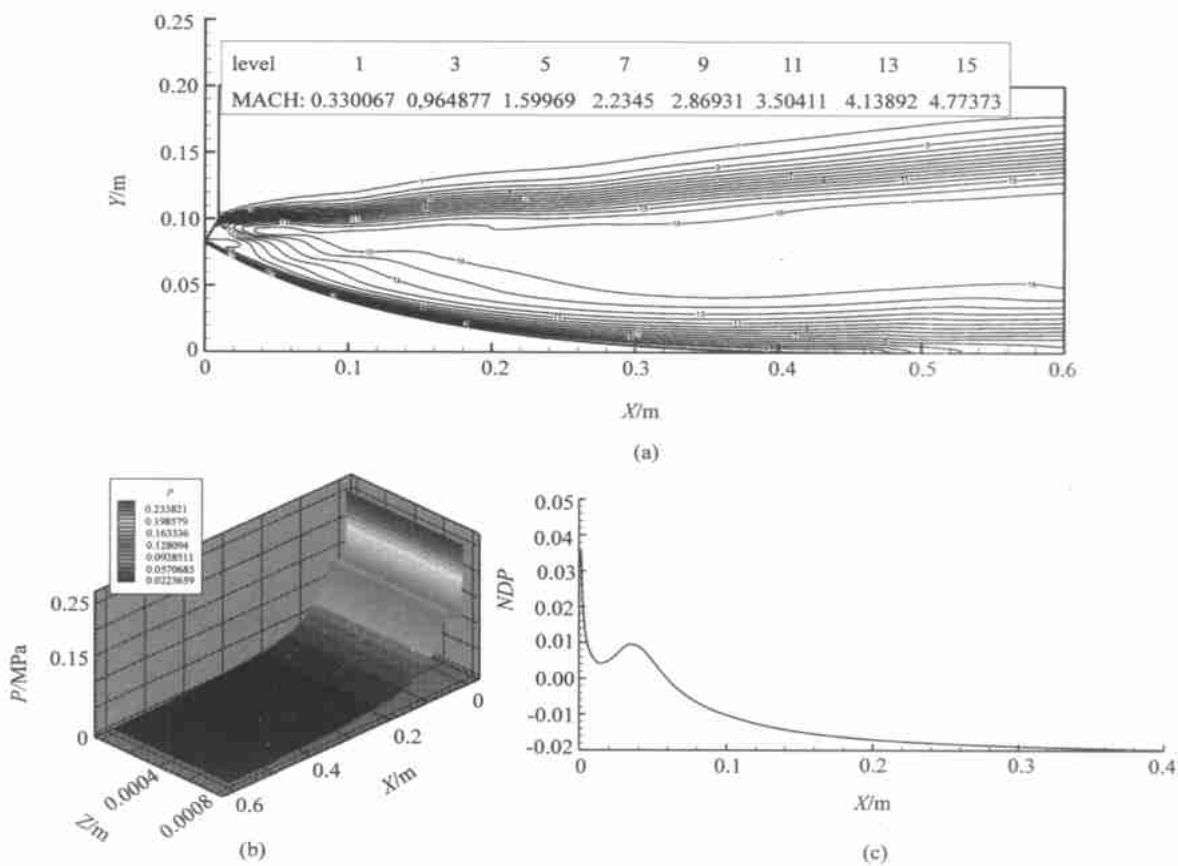


图 7 设计压强比下的流场等马赫线及塞锥表面压强

Fig. 7 Mach number contours of plug nozzle field and plug surface pressure ($NPR=500$)

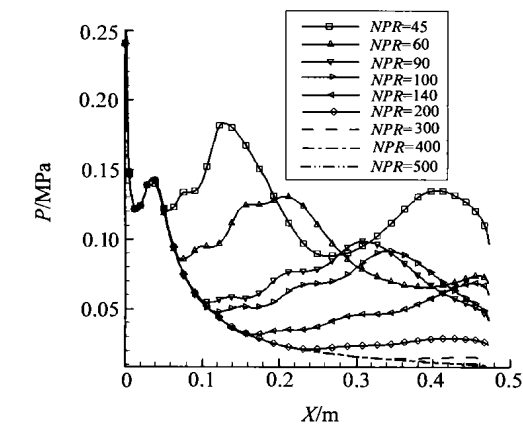


图 8 不同压强比下实验塞式喷管发动机塞锥表面压强分布

Fig. 8 Plug surface pressure profiles for test plug nozzle

流的膨胀作用,降低气流的马赫数,其最终效果是带来推力损失。激波会使塞锥表面压强波动较大,如果只考虑塞锥表面压强对推力的补偿作用,应该是波动峰值越大越好,但这在整个塞式喷管推力中只是一个很小的部分,虽然这方面有一定的增加,但如果使整体性能减低也是不合适的,同时

塞锥表面压强波动过大对塞锥的承载和受力都会带来更严的要求,所以在喷管整体性能很好的同时,塞锥表面压强产生一定的波动对推力进行补偿,应该是一个更好的设计,后面会给出本文实验塞式喷管的性能数据。

实验塞式喷管塞锥表面压强分布如图 8 所示,本模型底部非常小,可以认为是全锥塞式喷管,压强分布现象如下:在靠近内喷管出口附近,各压强比下塞锥表面压强分布一致(曲线重合)。压强比越低,压强峰值越大,数目越多,位置越靠前。当压强比相对较大时压强峰转变为压强回升。当压强比达到 400 以后,表面压强分布不再发生变化。相对于设计压强比($NPR=500$),各个 NPR 的压强分布曲线在轴向不同的位置从 $NPR=500$ 的压强分布曲线分离出来产生压强回升或压强峰。计算结果表明了塞式喷管流场和塞锥表面压强分布受外界反压的影响情况,这种规律与文献[6]给出的数据结果相一致,全锥在设计压比下完全膨胀,此时在全锥出口的压强应该等于外界反压。而低于设计压强比时,根据外界反压的不同,在全锥的不同位置出现气流膨胀到接近环境

反压时与环境反压相互作用产生压缩和膨胀及再压缩的过程,从而在塞锥表面上出现压强波动,实现在低于设计压强比时推力的补偿。

3.3 性能计算

计算推力系数效率 η 来考察喷管性能,定义 $\eta = C_F / C_{F_{ideal}}$,同时与相同面积比钟型喷管的性能进行比较。其中, C_F 是实验或计算得到的推力系数,定义为 $C_F = F / p_c A_t$, $C_{F_{ideal}}$ 是当地背压下理想喷管的理论推力系数:

$$C_{F_{ideal}} = \frac{\overline{k}}{\left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \cdot \frac{1}{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2)$$

计算相同面积比的钟型喷管在不考虑任何损失的一维理论推力系数效率,即 $C_{F_{bell}}$ 用如下公式计算而 $C_{F_{ideal}}$ 与公式(2)定义相同:

$$C_{F_{bell}} = \frac{\overline{k}}{\left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \cdot \frac{1}{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + \epsilon \left[\frac{p_c}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right]} \quad (3)$$

其中: p_c 为面积比为 ϵ 的钟型喷管出口压强。

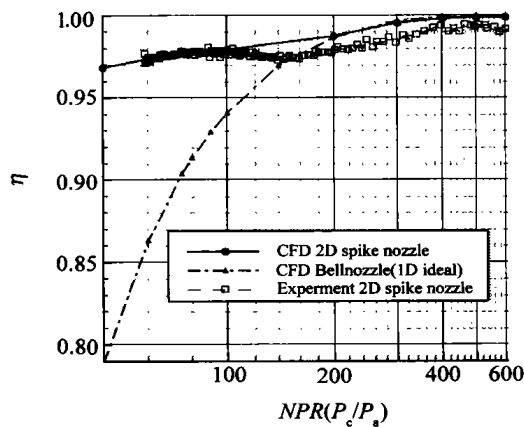


图9 推力系数效率高度特性曲线

Fig. 9 Thrust coefficient η as a function of NPR

实验与数值模拟的 η 随 NPR 变化的曲线如图9所示,图中的虚线是相同设计面积比的钟型喷管不考虑任何损失的一维理论效率。曲线显示,不论在地面还是在高空,计算结果与实验结果很好地吻合,数值最大相差1%。实验最大的推力系数效率约为0.995($NPR=500$),最小的为0.975($NPR=80$);计算结果在设计压比附近效率接近于1,地面为0.97($NPR=45$)。同钟型喷管相比,具有很好的高度补偿能力:从地面到高空(NPR

$=45\sim600$), 喷管推力系数效率在0.97~0.995之间变化,其喷管性能均比文献[3]和文献[6]给出的结果要好,说明这种型面设计更充分体现了塞式喷管的高度补偿特性。

4 结 论

本文通过利用数值模拟和实验方法对内喷管为矩形的塞式喷管模型进行了研究,采用的数值模拟方法计算得到了正确的流场结构和塞锥表面压强分布,计算结果与实验数据吻合很好,效率数值最大相差1%。研究模型的性能也比较理想:最大的喷管推力系数效率为0.995,高于文献中其他型面的塞式喷管性能,并且同钟型喷管相比,具有很好的高度补偿能力:从地面到设计高度,推力系数效率在0.97~0.995之间变化。同时给出了不同压强比下全锥塞式喷管的塞锥表面压强分布规律,可以作为研究截短型塞式喷管塞锥压强分布的基础,继续研究不同截短长度的模型,利用实验测量塞锥壁面和底部压强分布,修正计算结果,建立正确的底部模型,正确掌握截短型塞式喷管的性能。

参考文献:

- [1] Bokulich F. X-33 Advanced Technology Demonstrator Scheduled to Fly in 1999[J]. Aerospace Engineering, 1998, 18(3): 18.
- [2] Vuilamy D, Duthoit V, Berry W. European Investigation of Clustered Plug Nozzles[R]. AIAA 99-2350.
- [3] 戴梧叶,刘宇,马彬,程显辰."瓦"状塞式喷管的数值模拟与实验[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 292~297.
- [4] Hagemann G, Immich H, Terhardt M. Flow Phenomena in Advanced Rocket Nozzles- the Plug Nozzle[R]. AIAA 98-3522.
- [5] Booth T E, Vilja J O, Cap D P, McGill R J. The Design of Linear Aerospike Thrust Cells[R]. AIAA 93-2562.
- [6] Ododera T, Tomita T, Tamura H. Numerical Investigation of the Flow Field around Linear Aerospike Nozzles[R]. AIAA 99-2588.
- [7] Sakamoto H, Takahashi M, Sasaki M, Tomita T, et al. An Experimental Study on a 14 KN Linear Aerospike-Nozzle Combustor[R]. AIAA 99-2761.
- [8] 王-白,刘宇,覃粒子. 塞式喷管与当量钟型喷管性能的实验测定和分析[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 428~432.
- [9] 张涵信. 无波动无自由参数耗散差分格式[J]. 空气动力学报, 1988, 6(2): 143~165.
- [10] Meng-Sing Liou. Progress toward an improved CFD method: AUSM+ [R]. AIAA 95-1701.
- [11] 陈坚强. 超音速燃烧流动及旋涡运动的数值模拟[D]. 中国空气动力研究与发展中心, 1995.
- [12] 王长辉,刘宇,戴梧叶. 塞锥型面简化与截短对塞式喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 438~440.