

塞锥型面简化与截短对塞式喷管性能的影响*

王长辉, 刘 宇, 戴梧叶

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 用 NND 差分格式求解 N-S 方程, 对截短直锥塞式喷管和用特征线法设计的截短型面锥塞式喷管的流场和性能进行了比较。成功地捕获了流场激波、膨胀波及反射压缩波, 计算结果与实验数据吻合较好。对不同型面塞式喷管在不同高度下的推力性能和塞锥截短对发动机性能的影响。研究表明, 相同长度的截短直锥发动机总推力比型面锥塞式喷管发动机低 1% ~ 1.5%; 相对 30% 截短型面塞锥发动机, 50% 截短型面塞锥发动机的总推力可提高约 2.5%。

关键词: 塞式喷管; 塞锥型面; 喷管效率; 性能分析

中图分类号: V435.23

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2002) 05-0438-03

Effects of plug contour simplification and truncation on linear plug nozzle

WANG Chang-hui, LIU Yu, DAI Wuyue

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

Abstract: Based on NND scheme, a program to solve N-S equations was built to predict the flow field and the performance of plug nozzle. The comparison was conducted for three types of nozzles, which were truncated line plug and truncated contour plug designed by method of characteristics. The shocks, expansion and reflected compression waves in the flow field were captured. The results show a good agreement with experiment data. The thrust performances of different plug contours under different altitudes and the effects of different truncations on plug nozzle were emphasized. The effects of plug contour on linear plug nozzle were concluded.

Key words: Plug nozzle; Plug contour; Nozzle efficiency; Performance analysis

1 引 言

特征线法^[1]设计的全长塞式喷管塞锥尺寸长、型面曲线复杂, 加工困难, 实验中常以截短塞锥和直线塞锥代替全长型面塞锥, 这将带来塞式喷管性能的损失。本文结合直排冷流直锥实验发动机, 利用数值模拟的方法, 对相同长度直线和型面塞锥的高度特性及不同截短长度型面塞锥的推力特性进行比较, 研究塞式喷管型面简化和截短对其性能的影响。

2 数值方法

塞式喷管的内喷管膨胀比较小, 出口压强较高, 环境压强一般不会影响内喷管流场, 可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当作外流场的边界条件。在外流场计算中假设: 不考虑不平

衡流动及多相流动, 将直排型塞式喷管流动简化为平面二维流动, 自由流与主流取相同的物性参数^[2]。

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

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

粘性系数 η 由 Sutherland 粘性公式计算。

粘性项采用中心差分格式离散。针对塞式喷管流场存在激波等复杂流动, 对流项采用 NND 格式^[3]离散。矢通量分裂采用 AUSM⁺ 技术^[4]。为提高计算效率, 本文采用了混合通量分裂法^[5], 这种方法稳定性好, 避免了矩阵求逆运算, 编程简单。

内喷管出口参数由计算内喷管流场决定。壁面采用无滑移绝热条件。来流和侧远方的边界条件, 对

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。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。

于亚声速流,采用 Riemann 边界条件,对于超声速流,给定外流参数。下游出口如果为超声速,全部参数外推,如果为亚声速,则给定背压,其余参数外推。在对称面上的流动参数由对称条件得出^[2]。

3 实验发动机和模拟发动机参数

图1中,实验发动机为直锥(模型1),对比用模拟发动机与实验发动机具有相同的面积比,塞锥长度为用特征线法生成全锥长度的33%(模型2)和50%(模型3),模型2与模型1具有相同的塞锥长度。下面的各个比较计算都采用如下参数:冷流实验以高压空气为工质,燃烧室压力 $p_c = 5.5 \text{ MPa}$, p_a 为环境反压,压比 $NPR = p_c/p_a$,燃烧室温度 $T_c = 300 \text{ K}$,气体常数 $R = 289 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$,绝热指数 $\gamma = 1.4$ 。

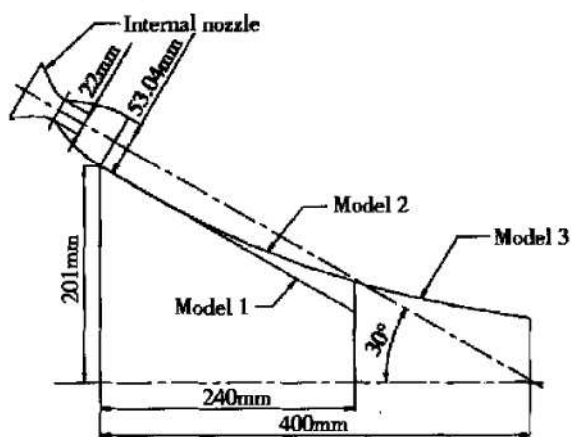


Fig. 1 Geometry of model 1~ 3

4 结果与分析

4.1 实验结果与程序验证

实验测得燃烧室压力稳定段压强为 $5 \text{ MPa} \sim 6 \text{ MPa}$,模型1,2在 $NPR = 900$ 时的等马赫线图计算结果见图2,3,程序成功捕获了斜激波、尾激波和桶状激

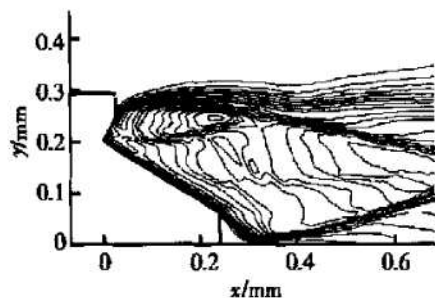


Fig. 2 Mach number contour
(Model 1, $NPR = 900$)

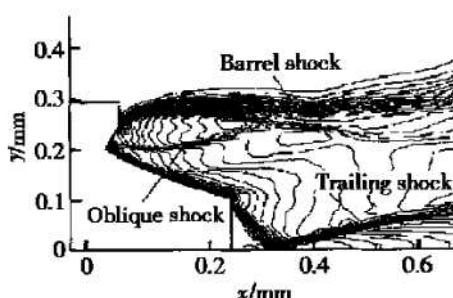


Fig. 3 Mach number contour
(Model 2, $NPR = 900$)

波,与文献[6]的结果吻合,证明 NND 可以用于对塞式喷管复杂流场的模拟。图4显示了不同压比下,模型1的推力实验测量值与计算结果吻合较好。在较高和较低压比下出现的偏差主要是实验时燃烧室压力偏离计算值所致。实验前段燃烧室压力高于计算值,此时真空度亦较高,所以高压比时计算值低于实验值。相反,实验后段燃烧室压力低于计算值,真空度却较低,所以低压比时计算值高于实验值。

4.2 相同长度直线塞锥与型面塞锥推力的比较

给定压比 $NPR = 200$,模型1,2上的等压力线如图5,6所示,塞锥表面压力分布见图7,两个壁面上的压力都在 $X = 0.12 \text{ m}$ 附近出现一个由塞锥表面反射的压缩波引起的峰值。在图5和图6上可以清楚地看到塞锥表面反射的压缩波,反射的位置与塞锥表面压力升高位置一致,这正是塞式喷管可以实现高度补偿的原因。图7说明直线塞锥和用特征线法设计的型面塞锥一样具有高度补偿能力,但其补偿作用要小于型面塞锥,直线塞锥上反射的压缩波相对弱一些(图5与图6等压线图可以发现这一点),所以型面塞锥产生的推力要大于直线塞锥。但由于型面塞锥底部压缩角小于直塞锥底部压缩角,使得型面塞锥底部压力一直低于环境压力, NPR 变化过程中,底部推力均非正推力,而直锥在大约 $NPR = 500$ 开始底部已产生正推力,加上型面塞锥底部面积较大更加重了这种底部推力损失。塞式喷管的总推力由内喷管、截短塞锥面和塞锥底部三部分推力合成,图8显示了模型1和模型2的总推力曲线。计算表明,模型2相对于模型1总推力高出 $1\% \sim 1.5\%$ 。

4.3 不同截短长度型面塞锥推力的比较

给定压比 $NPR = 200$,模型3上等压力线如图9所示,模型2和模型3塞锥上压力分布的计算结果见图7。两个壁面上的压力都在 $X = 0.12 \text{ m}$ 附近出现一

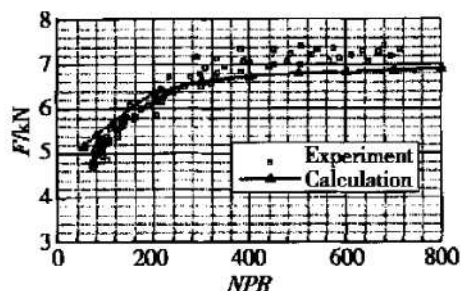


Fig. 4 Relation of the total
thrust to NPR

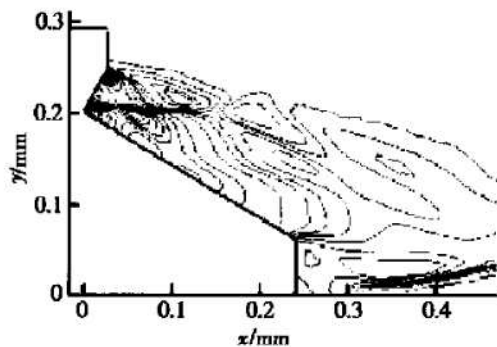


Fig. 5 Pressure contour
(Model 1, $NPR=200$)

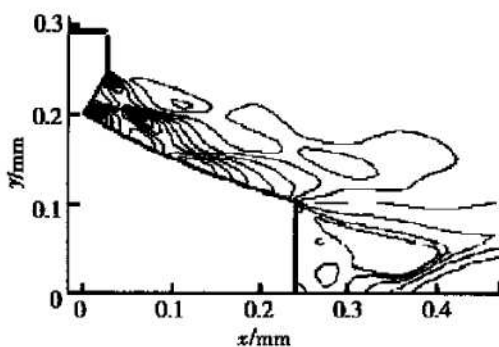


Fig. 6 Pressure contour
(Model 2, $NPR=200$)

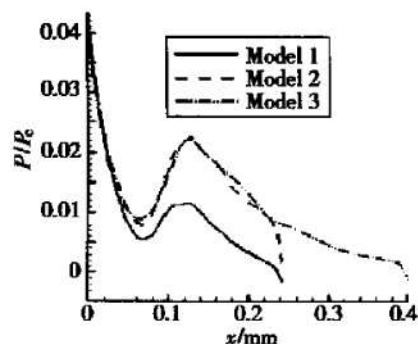


Fig. 7 Pressure distribution
on plug surfaces

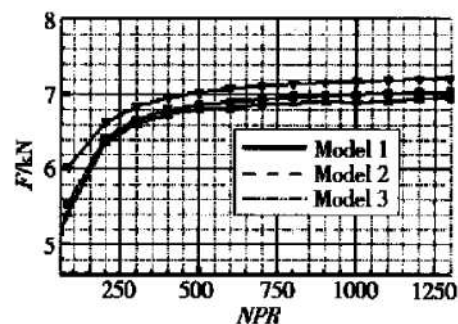


Fig. 8 Relation of the total
thrust to NPR

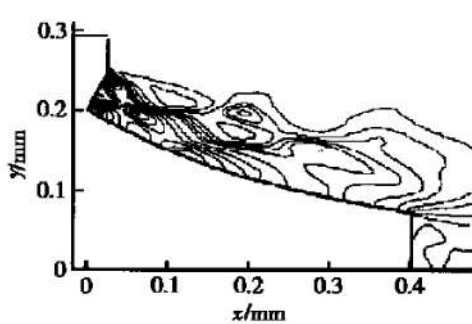


Fig. 9 Pressure contour
(Model 3, $NPR=200$)

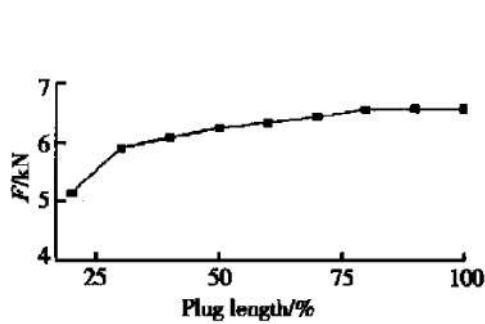


Fig. 10 Relation of the total thrust
to plug length

个峰值, 并且模型 3 塞锥前部的压力分布与模型 2 塞锥相应尺寸上的压力分布基本相同, 图 6 和图 9 等压线图也可说明这一点。但加长的塞锥型面仍然可以产生推力, 而且计算表明塞锥加长后对小喷管产生的推力影响很小^[2], 同时, 由于模型 3 的底部尺寸比模型 2 小, 基于前面的分析, 模型 3 的总推力要比模型 2 的总推力提高 2.5% 左右。二者总推力的比较如图 8 所示。NPR=200 时, 20%~100% 全锥长度发动机总推力的计算结果如图 10 所示, 随着塞锥长度减小, 发动机总推力下降, 对本文模型, 当塞锥长度小于全锥 30% 左右时推力损失加剧。

5 结 论

(1) 本文采用的数值模拟方法, 成功地捕获了流场激波、膨胀波及反射压缩波, 计算结果与实验数据吻合较好。

(2) 相同长度的截短直锥和型面锥塞式喷管均具有高度补偿性能, 直锥面上反射的压缩波较型面锥上的弱, 型面锥产生的推力虽要大一些, 但总推力只提高 1%~1.5%。

(3) 33% 和 50% 截短型面塞锥在相同尺寸上压力分布相同, 二者小喷管产生的推力差异很小。50%

截短型面塞锥发动机产生的总推力可提高约 2.5%, 塞锥长度小于 30% 全锥长时推力损失加剧。

(4) 对底部二次流和底部形状的影响虽有初步研究^[7,8], 但仍应建立更细致的底部模型, 改善底部状况。

参考文献:

- [1] Greer H. Rapid method for plug nozzle design[J]. *ARS Journal*, 1961, 31(4).
- [2] 戴梧叶, 刘 宇, 张正科, 等. 单元塞式喷管结构对性能影响的数值研究[J]. *推进技术*, 2002, 23(1).
- [3] 张涵信. 无波动无自由参数耗散差分格式[J]. *空气动力学学报*, 1988, 6(2).
- [4] Liou Meng Sing. Progress toward an improved CFD method: AUSM⁺ [R]. *AIAA 95-1701*.
- [5] 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.
- [6] ONODERA Tokua, TOMITA Takeo, TAMURA Hiroshi. Numerical investigation of the flow field around linear aerospike nozzles[R]. *AIAA 99-2588*.
- [7] 李 江, 郭唐稳, 马家欢. 气动塞式喷管底部二次流特性的数值模拟[J]. *推进技术*, 2001, 22(1).
- [8] 戴梧叶, 刘 宇, 张正科. 底部结构对塞式喷管性能影响的研究[J]. *宇航学报*, 2002, 23(2).

(编辑: 朱立影)