

管 PN (图 1a) 和圆弧母线喷管 BN (图 1b) 的非对称内流场引起的侧向力 (矩) 以及入流倾角和气体比热比的影响程度。图中 $\rho r_i = 0.5$, $\alpha = 10^\circ$, $\theta = 18^\circ$, $R = 41.2$, 抛物线母线方程为: $y_2 + 2bxy + cx_2 + 2dx + 2ey + f = 0$, 其中 $c = b^2$, $b = 0.703264$, $d = -7.763474$, $e = 19.04395$, $f = -34.56865$

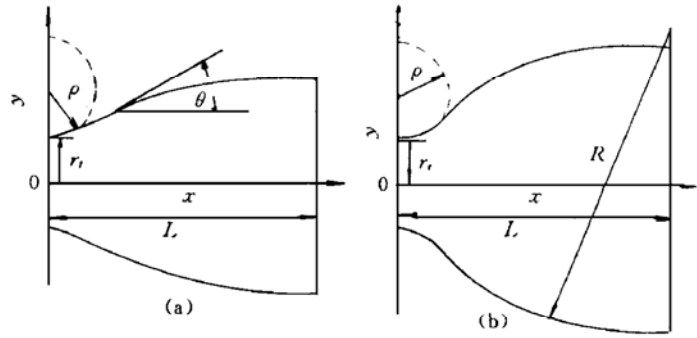


Fig. 1 Geometrical generatrix of nozzle

(a) Parabolic generatrix (b) Bi-arc generatrix

2 流场分析及数值格式

假设喷管内流动气体是无粘、绝热、定常流、等熵, 用时间相关法求解非定常流动的 Euler 守恒型控制方程, 数值方法采用三维隐式有限体积 TVD 格式, 用一种简单有效的通量分裂方法结合二阶精度 TVD 格式求数值通量, 具体形式及初边值条件见文献 [4]。

喷管力学模型见图 2, F_x, F_y 是由喉部初始力 F_{0x}, F_{0y} 同喷管超音速部分力-面积的积分得到: $F_x = F_{0x} + \int_s p ds_x$,

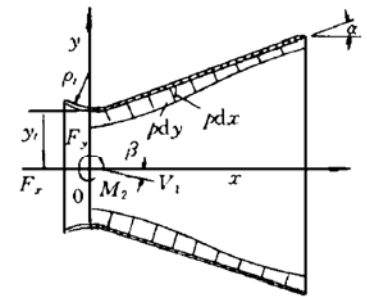


Fig. 2 Mechanics model of nozzle

$F_y = F_{0y} + \int_s p ds_y$, $M_z = F_x \cdot y + F_y \cdot x$, 其中 M_z 为侧向力矩。

3 数值模拟结果

3.1 几何结构对非对称内流场的影响

图 3 表示不同形状喷管的轴向力随几何轴线变化规律。微推偏喷管设计在保证最大推力同时力求侧向力矩最小。这几种喷管轴向力大小差异不大, 在一定程度上均能满足微推偏喷管设计要求。

图 4 和图 5 表示入流倾角为 2° 的喷管侧向力和侧向力矩随轴线方向变化特征。初始扰动在上、下边下游扩展, 当压力波达到喷管流场的每个体积单元, 侧向力矩也随之产生, 并且压力波在每次反射后的强度减弱, 这种作用减少了流场的侧向力大小 (见图 4)。但是, 由于喷管壁离轴线距离增大, 侧向力矩在流场下游增大 (见图 5)。图 5 中给出计算曲线零点位置同实验侧向零点位置的比较, 两者符合较好。

3.2 入流条件对非对称内流场的影响

图 6 和图 7 分别表示双圆弧型面喷管的入流倾角为 $1^\circ, 2^\circ, 0.15^\circ$ 时的侧向力及其力矩。入流倾角为 1° 和 2° 的侧向力和侧向力矩的零点位置没有什么差异, 但同入流倾角为 0.15° 相比零点位置有明显差异。所以, 入流倾角在一定范围内变化, 零点位置几乎不变, 但超出一定范围, 零点位置并不相同, 这对微推偏喷管设计有重要意义。

图 8 和图 9 分别表示双圆弧喷管的入流比热比为 1.226, 1.253 的侧向力和侧力矩。侧向力及侧向力矩的幅值变化不大, 但零点位置具有一定差距。比热比大, 对应的侧向力及力矩

的振荡幅值也大。

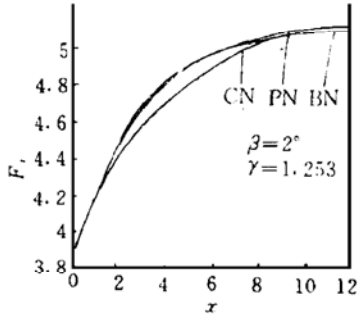


Fig. 3 Axis force

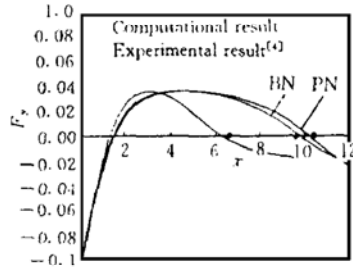


Fig. 4 Side force

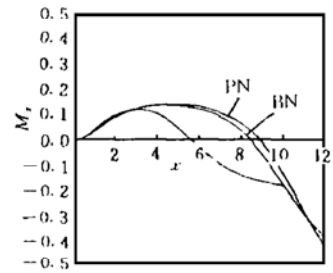


Fig. 5 Side moment

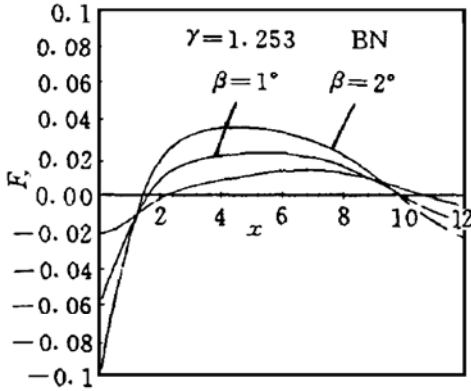


Fig. 6 Affection of inlet angle on side force

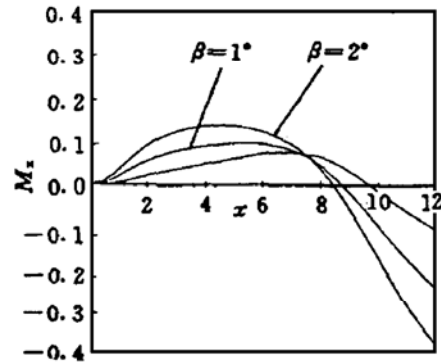


Fig. 7 Affection of inlet angle on side moment

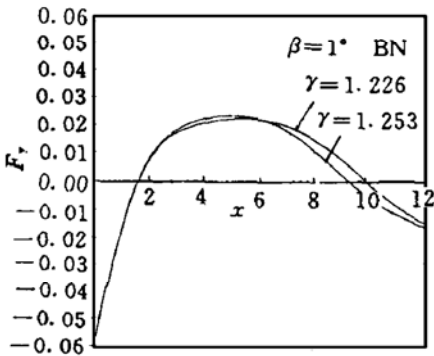


Fig. 8 Affection of specific ratio on side force

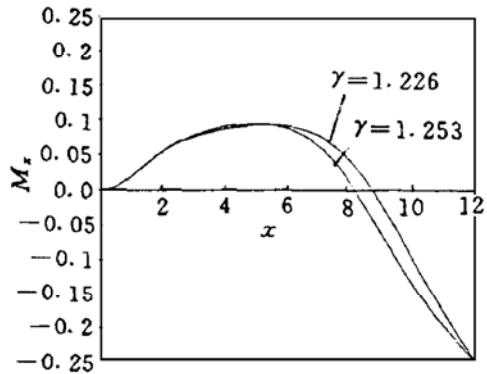


Fig. 9 Affection of specific ratio on side moment

4 结 论

(1) 钟型喷管同锥形喷管的非对称内流场引起的轴向力变化差别不很明显，但侧向力和侧向力矩有明显差别，这说明力求侧向力矩最小的微推偏设计比力求推力最大的普通喷管设计更先进、精确。

(2) 入流条件如入流倾角和比热比对侧向力及其力矩有明显影响，入流倾角在一定范围内不影响侧向力和侧向力矩的零点位置，侧向力和侧向力矩对比热比较敏感。

(3) 数值模拟得出的喷管内侧向力和侧向力矩的变化曲线，为微推偏喷管设计提供了良好的理论依据。

参 考 文 献

- 1 Walters A G. Non-symmetric flow in Laval type nozzle. Philos. Trans R Soc. London; Sev. 273, No. 1232, 1972.
- 2 Hoffman D, Maybut A R. Gas dynamic gain of supersonic thrust nozzle. J Space and Rockets, 1974, 11 (10): 697.
- 3 陈让福. 三维高超声速无粘定常绕流的数值模拟:[学位论文]. 北京:北京大学数学系, 1991.
- 4 杨余旺. 火箭喷管三维非对称内流场数值模拟及实验研究:[学位论文]. 南京:南京理工大学机械学院, 1995.



用于航空航天运输的吸气式 推进系统

文森特·劳希在美国航天(1997年第7期)撰写了有关 NASA Hyper-X 计划的文章,该项目用试验机来研究高超音速飞行。唐·哈特在五月强调了当前能完成跨大气层大范围飞行的军用航天飞机的现状。

近几个月,读者已经了解到 NASA 的可重复使用的运载火箭计划:单级入轨技术 X-33 和 X-34 亚轨道验证机及其未来作战的改进型——冒险星(VentureStar)。1996年4月,我们看到 NASA 希望的商用高超音速运输机将出现在目前的高速研究计划中。

NASA 即将完成完全重复使用的空间运输研究,目的是把空间发射成本减少到 1/20 至 1/50,低于目前系统的成本。现在 NASA 正制定先进的航天运输计划,使其具有 X-37 试验机的特征。

在欧洲,德国和英国研究两级入轨 Sanger 和 HOTOL 计划已经几年了,目前欧洲的 FES-TIP 计划重点在于先进的发射技术。日本、俄罗斯和印度都在研究先进的航空航天飞行器。

这种情况是怎么回事?

确实做了许多研究工作。但最重要的问题必须指出:最终市场能承受得起这么多不同类型的运输系统吗?每个航天局或航天组织都注视着最能满足自身需要的系统。没有人为汇集航空航天运输的全部市场寻找出路,而这可能是这些新系统获得所需资金的唯一途径。

注意除了可重复使用运载火箭计划外(已被归入高风险纯火箭级入轨方案),所有计划都依赖于采用吸气式推进系统,这些是很是意义的。适于很高速度飞行的新方法正在研究。

那么,这就解决了调整所需资金的主要问题。关键是要有打开三个市场的机会。先进的吸气式发动机能为三个未来航空航天运输市场的飞行器提供动力。这三个市场是:大气层内高速飞行,跨大气层飞行和低成本可重复使用的轨道发射系统。

现在需要对所有使用吸气式发动机技术的航天运输市场的可能性作全面的基本估价。这个估价应超越各个团体目前研制新的航空航天运输系统的狭隘需求与利益,建议采取行动,以协调这些不同的计划,最好符合未来整个市场的需求。

(冯永红 供稿)

气膜孔形状对流量系数影响的实验研究*

朱惠人 许都纯 刘松龄 王宝珑

(西北工业大学航空动力与热力工程系,西安,710072)

摘要: 实验研究了气膜孔几何形状、二次流雷诺数及吹风比对流量系数的影响。所用孔形是簸箕形孔、圆锥形孔及圆柱形孔;实验的参数范围为二次流雷诺数 $Re=10000\sim 25000$,二次流吹风比 $Ma=0.3\sim 2.0$,在上述范围选取了26个工况分别对三种孔形进行了实验。得出了吹风比是影响各种孔形流量系数的重要参数及圆锥形孔流量系数最大的结论。

主题词: 航空发动机,薄膜冷却,气孔,流量系数

分类号: V223.54

THE EXPERIMENTAL INVESTIGATION IN THE EFFECTS OF FILM COOLING HOLES SHAPE ON DISCHARGE COEFFICIENT

Zhu Huiren Xu Duchun Liu Songling Wang Baolong

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: The effects of different hole shape, second flow Reynolds numbers and blowing rate on the discharge coefficient of film cooling holes have been investigated. Experiments on dust-pan shaped hole, cone-shaped hole and round hole are conducted with second flow Reynolds number ranging from 10000 to 25000 and blowing rate ranging from 0.3 to 2.0. Measurements are taken for 26 conditions.

Subject terms: Aircraft engine, Film cooling, Gas hole, Flow coefficient

1 引言

在现代高性能航空发动机中,由于燃气的温度很高,往往会对发动机中的高温部件产生不良影响,所以需要采用气膜冷却技术对高温部件表面加以保护。但冷气的使用会引起相应气动损失的增加,降低发动机的工作性能。因此在气膜冷却技术的应用中,准确的掌握气膜孔的流量系数,设计恰当的冷气流量就显得非常重要了。目前公开发表的文献中,主要研究的是圆柱形气膜孔的流量系数^[1~4]。有关簸箕形孔及圆锥形孔流量系数的研究尚未见到报道。而这两种孔形在新型航空发动机高温部件的气膜冷却设计中有较大的应用潜力。因此本文的主要内容是对这两种孔形的流量系数进行实验研究,同时也测量圆柱形孔的流量系数,用于对比研究不同气膜喷孔形状对流量系数的影响,寻找气动性能更好的气膜孔形状,为新型航

* 收稿日期:1997-04-12