

文章编号: 1000-8055(2000) 03-0314-03

轴对称矢量喷管壁面静压分布的试验研究

金 捷^[1,2] 赵景芸² 张明恒² 赖传兴²

¹(北京航空航天大学 热动力研究所, 北京 100083)

²(中国燃气涡轮研究院, 四川 新都 610500)

摘要: 在模拟实际发动机喷管落压比的情况下, 利用轴对称矢量喷管的缩比模型, 对其壁面静压分布进行了试验研究。研究表明, 当矢量偏转后, 轴对称矢量喷管的收敛段与扩张段内流场均呈现出复杂的三维流动的特征; 当喷管落压比小于完全膨胀落压比时, 喷管内部存在周向不对称的斜激波和分离区, 且激波位置随几何矢量角的增大而前移。本文的研究结果可用于检验喷管三维流场的计算精度。

关 键 词: 矢量控制; 喷管; 静压测量; 试验研究

中图分类号: V 228.7⁺4

文献标识码: A

1 引 言

推力矢量技术作为第四代战斗机的必备技术和第三代战斗机改型的热门技术, 已经得到了越来越多的重视^[1]。矢量喷管是推力矢量技术的核心, 在各种矢量喷管方案中, 轴对称矢量喷管 (AVEN) 由于具备了结构简单、重量轻、能实现 360° 全方位连续偏转等优点^[2], 自九十年代以来得到了长足的发展, 航空发达国家对其内流特性进行了大量的模型试验研究^[3], 并已进入验证试飞阶段。

本文利用实际发动机轴对称矢量喷管的缩比模型, 对其壁面静压分布进行试验研究, 以了解喷流矢量偏转后的喷管内部流动情况, 为进一步研究轴对称矢量喷管的气动性能打下基础。

2 试验器和试验件

试验在燃气涡轮研究院的航空发动机喷管模型试验器上进行。该试验器为直排大气的连续供气式高温高速喷管试验设备, 配有四分力天平、流量喷管、温度、压力传感器及相应的微机自动数据采集/处理系统, 可对试验数据进行实时采集、处理和输出。

试验件的出口面积 (A_e) 与喉道面积 (A_t) 之比为 1.61, 收敛角 β 为 10.9° , 扩张角 α 为 9.4° , 喉道圆弧半径为 3 mm, 几何矢量角 δ 分别为 5° , 10° , 15° 和 20° ; 气流向上偏转。试验件结构如图 1

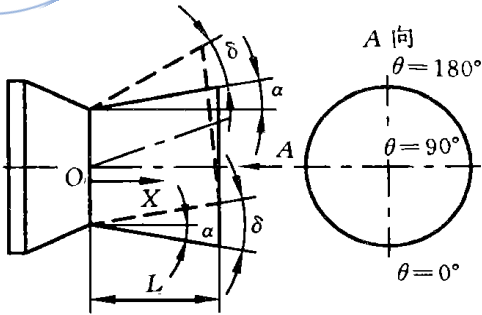


图 1 轴对称矢量喷管模型试验件示意图

所示。在试验件进口安排了 5 点总压耙测量气流总压及单点铠装热电偶测量气流总温。在喷管壁面共安排了 30 个壁面静压测点, 沿周向分为 3 组, 分别位于 $\theta = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ$ 位置 (参见图 1), 每组有 10 个测点, 其中收敛段 3 个, 喉道处 1 个, 扩张段 6 个。

3 试验结果与分析

试验时, 气流总温保持在 310 K 左右, 试验落

压比 NPR 范围为 1.5~14.1。

3.1 内流场的三维特性

图 2 给出了 $\delta=20^\circ$,落压比为 6.82 时,在不同周向位置的壁面静压分布。图中 p 为壁面静压, p_{i0} 为气流进口总压。从中可看出:(1)在同一

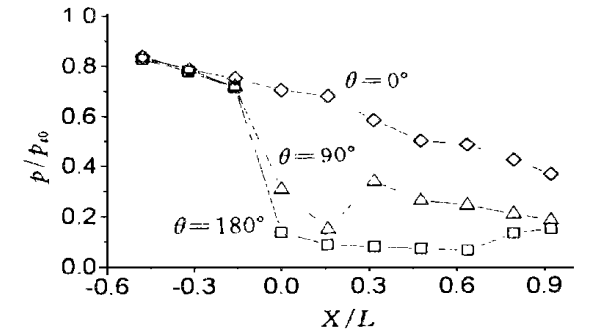


图 2 不同周向位置的壁面静压分布

工况和矢量角下,随着周向位置的变化,无论是壁面静压的数值还是其分布规律都有明显的差异,这表明,与轴对称收扩喷管相比,当矢量偏转后,喷管的内流场随之发生了相应的改变,呈现出明显的三维流动特征,已有的预估轴对称收扩喷管流动特性的一维或二维经验方法已经不再适用于轴对称矢量喷管,必须对其流动特性和气动性能重新进行分析和研究。(2)在喷管收敛段($X/L < 0$),虽然几何结构为轴对称结构,但由于受到扩张段气流偏转的影响,沿周向的静压分布也存在很大的差异。这表明,在收敛段气流已经开始偏转。同时,由于周向静压分布不均匀,作用在相邻收敛段调节片上的气动力和力矩的大小也不一致,从而会在相邻收敛段调节片之间产生扭矩。

3.2 落压比的影响

图 3~图 5 给出了 $\delta=20^\circ$ 时,在不同周向位置和落压比下的沿程壁面静压分布。从图 3 中可看出, $\theta=180^\circ$,即壁面单边扩张角最大处(此时扩张角为 $\delta+\alpha=29.4^\circ$),在扩张段($X/L > 0$),气流并未加速降压,沿程壁面静压基本保持稳定,在出口还略有升高。尤其当 $NPR > 4.7$ 后,壁面静压在经过喉道后有一个明显的突跃,随后继续升高直至出口,并且随着 NPR 的增加,这个突跃的位置逐渐后移。当 $NPR=4.7$ 时,突跃发生在 $X/L=0.2$ 附近;当 $NPR=5.8$ 时,突跃发生在 $X/L=0.5$ 附近;当 $NPR=7.3$ 时,突跃发生在 $X/L=0.8$ 附近,并随着 NPR 的增加不再后移,同时,在突跃发生前($X/L < 0.8$),随着 NPR 的增加,静压分布规律基本保持一致。作者认为,产生这

现象的原因是:(1)当 NPR 小于完全膨胀落压比时($NPR < 7.2$),喷管为过膨胀工况,喷管内有激波产生,出现静压突升,并且随落压比的提高,激波位置后移。(2)由于壁面扩张角很大,附面层较厚,激波与附面层相互干扰,波后附面层气流出现分离,分离区一直延续至出口,使壁面静压不降反升。(3)当 NPR 大于 7.2 后,喷管为不完全膨胀工况,喷管内部无激波、分离等,壁面静压分布规律基本一致,只不过在接近出口处($X/L > 0.8$),由于外部膨胀波的影响,气流局部分离,使壁面静压略有上升。

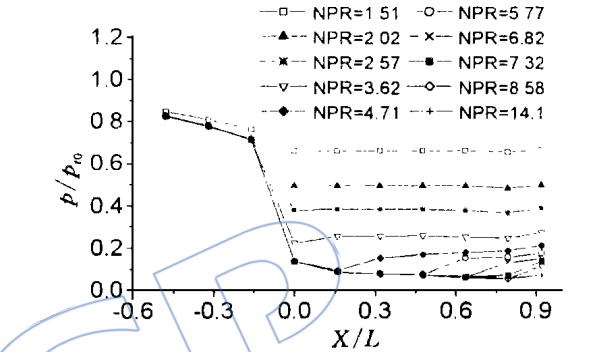


图 3 不同落压比下的壁面静压分布($\theta=180^\circ$)

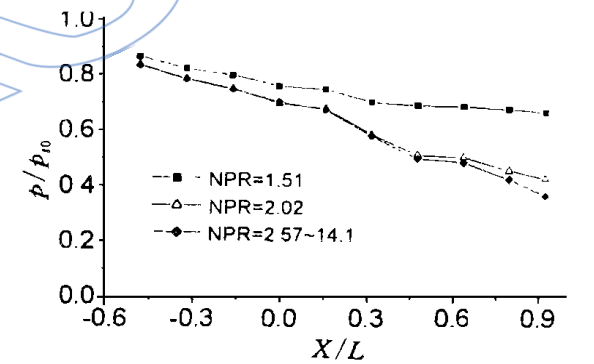


图 4 不同落压比下的壁面静压分布($\theta=0^\circ$)

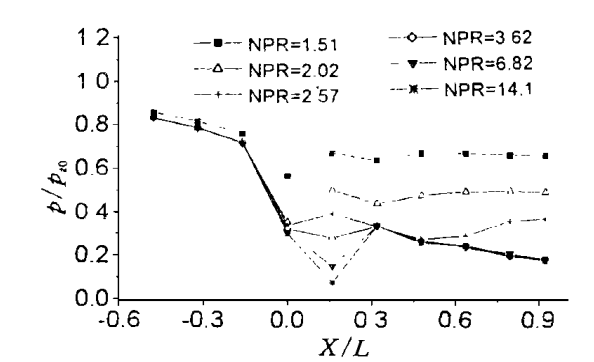


图 5 不同落压比下的壁面静压分布($\theta=90^\circ$)

从图 4 中可看出, $\theta=0^\circ$,即壁面单边扩张角最小处(此时扩张角为 $\alpha-\delta=-10.6^\circ$),一旦喷管

达到临界后($NPR > 2$), 壁面静压分布规律即基本保持一致, 均随 X/L 的增大而单调下降, 且不随 NPR 的增加而变化。这表明: (1) 在该周向位置, 气流流动稳定, 在壁面附近没有激波、分离等现象出现。(2) 结合图 3 的试验结果分析可知, 在喷管过膨胀工况下, 管内激波为周向不对称的斜激波, 与此相对应的近壁处气流分离区也周向不对称, 这与轴对称喷管相比有着明显的差异。

图 5 为 $\theta = 90^\circ$, 即喷管侧壁的静压分布。此时壁面单边扩张角不受矢量角的影响, 仍为 9.4° 。从图中可看出, 其壁面静压分布与典型的轴对称收扩喷管的壁面静压分布规律一致。但随着 NPR 的增加, 喉道位置明显后移, 当 NPR 大于 3.6 以后, 喉道位置保持在 $X/L = 0.18$ 附近。

3.3 几何矢量角的影响

图 6 给出了同一落压比和周向位置下, 不同

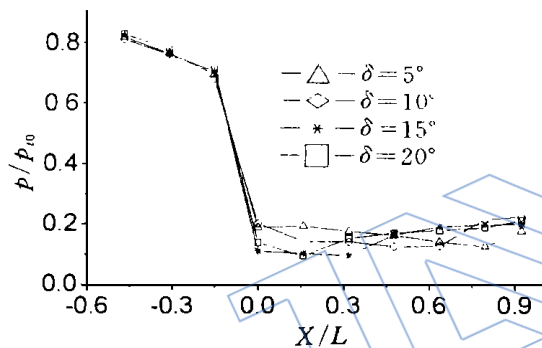


图 6 不同几何矢量角下的壁面静压分布
($\theta = 180^\circ$; $NPR = 4.7$)

几何矢量角的壁面静压分布。图中, 随着几何矢量

角增大, 静压突跃的位置逐渐前移, 当 $\delta = 5^\circ$ 时, 静压突升出现在 $X/L = 0.8$ 附近, 当 $\delta = 20^\circ$ 时, 静压突升位置已前移至 $X/L = 0.2$ 附近, 这是因为在同一周向位置处, 矢量角较小时, 壁面的单边扩张角也较小, 从而使激波位置后移, 分离区减小。

4 结 论

(1) 喷管矢量偏转后, 轴对称矢量喷管的收敛段与扩张段内流动均呈复杂的三维流动的特征, 已不能用一维或二维经验方法预估其流动特性。

(2) 在扩张段矢量偏转时, 收敛段气流受其影响也会发生偏转, 从而使收敛段受到沿周向不均匀的气动力。

(3) 喷管落压比小于完全膨胀落压比时, 由于存在周向不对称的斜激波和分离区, 使轴对称矢量喷管内部流动十分复杂, 且随 NPR 变化而改变; 当大于完全膨胀落压比后, 流场趋于稳定。

(4) 喷管落压比小于完全膨胀落压比时, 随着几何矢量角增加, 激波位置前移, 分离区加大。

参 考 文 献

- 1 Mace J etc. Advanced Thrust Vectoring Nozzles for Supersonic Fighter Aircraft[P]. AIAA-89-2816
- 2 Capone F etc. Comparative Investigation of Multiplane Thrust vectoring Nozzles[P]. AIAA-92-3263
- 3 Geroge T C etc. Static Internal Performance of an Axisymmetric Nozzle with Mutiaxis Thrust-Vectoring Capability[P]. NASA TM 4237, 1991

(责任编辑 王震华)

Experimental Investigation on AVEN Wall Static Pressure Distributions

Jin Jie¹, Zhao Jingyun², Zhang Mingheng², Lai Chuanxing²

¹(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

²(China Gas Turbine Establishment, Xindu 610500, China)

Abstract: An experimental investigation has been conducted with a scale model to determine the wall static pressure distributions of an axisymmetric vectoring thrust nozzle (AVEN) with different nozzle pressure ratios (NPR). The results indicate that the internal flow characteristics is complex 3-Dimensional in convergent and divergent sections at flow vectoring, and the shock waves as well as flow separations appear non-symmetrical and vary with the geometric vector angle while the NPR was less than design pressure ratio.

Key words: nozzles vector control; static pressure distributions; experimental investigation