

文章编号: 1000-8055(2007)10-1700-04

激波诱导轴对称气动矢量喷管壁面 静压分布的试验

金捷¹, 雷金春¹, 廖华琳², 赵景芸², 刘志刚²

(1. 北京航空航天大学 航空发动机数值仿真中心, 北京 100083;

2. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 在落压比 3~10, 次流相对流量 0%~20% 的情况下, 对扩张段开缝的激波诱导轴对称气动矢量喷管模型试验件的壁面静压分布进行了试验。结果表明: 次流的注入形成了周向壁面静压差, 使喷管内流场呈现明显的三维流动特征; 落压比和次流相对流量对喷管的壁面静压分布有较大的影响, 并在一定条件下影响到收敛段的流动; 在落压比 4, 次流相对流量大于 15% 时, 激波有可能会碰到周向距次流注入最远处的壁面, 使其气流分离并引起壁面静压的升高。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 气动矢量喷管; 激波诱导; 壁面静压分布; 模型试验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigation of wall static pressure distributions of shock induced axisymmetric fluidic vectoring nozzle

JIN Jie¹, LEI Jin chun¹, LIAO Hua lin², ZHAO Jing yun², LIU Zhi gang²

(1. Aeronautics engine Numerical Simulation Research Center,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Chinese Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: A scaled experimental investigation has been conducted to determine the wall static pressure distributions of a shock induced axisymmetric fluidic vectoring nozzle with a slot in its divergent section when the nozzle pressure ratio (NPR) was 3~10 and the flow flux ratio of the secondary flow injection to the primary flow (W_s/W_p) was 0%~20%. The results indicate that the internal flow characteristics are complex 3-Dimensional, for the secondary flow injection resulting in discrepancy of the circumference wall static pressure. NPR and W_s/W_p influence greatly the wall static distributions and under certain conditions they would influence the flow of the convergent section of the nozzle. When $NPR=4$, $W_s/W_p \geq 15\%$, the shock waves may hit the lower flap which is farthest to the secondary flow injection in circumference direction, separating flows and bringing on higher wall static pressure.

Key words: aerospace propulsion system; fluidic vectoring nozzle; shock induced; wall static pressure distributions; model experimental investigation

随着飞机战术水平的提高, 对喷管功能的要求越来越多, 喷管结构设计日益复杂, 重量也越来

越重成本也越来越高, 传统的机械调节式矢量喷管已经不能满足要求。气动矢量喷管^[1]是一种先

收稿日期: 2007-03-19; 修订日期: 2007-06-01

基金项目: 航空科学基金(01C24005)

作者简介: 金捷(1968), 男, 重庆人, 高工, 博士, 主要从事航空发动机设计与分析的研究。

进的采用流体控制推力矢量和喉道/出口面积的固定几何矢量喷管, 具有结构简单、重量轻、低信号特征、费用低等特点. 与传统的机械调节式矢量喷管相比, 其重量可降低 50% 以上, 成本可降低 30% 以上, 而其性能几乎没有降低^[2]. 因此, 气动矢量喷管已成为替代机械调节式喷管的革命性的喷管技术, 成为推重比 12~ 15 一级发动机喷管的优选方案, 也是推重比 15~ 20 一级发动机喷管的首选方案, 因而得到了广泛的重视和研究^[3].

本文研究了在不同的主流落压比 NPR 和次流相对流量比 W_s/W_p 时, 扩张段周向开缝的次流(射流) 注入激波诱导式轴对称气动矢量喷管模型试验件的壁面静压分布, 分析了其内流场的流动机理, 为工程设计和数值计算软件的校核提供依据.

1 试验设备与实验件

1.1 试验设备

试验在中国燃气涡轮研究院的航空发动机喷

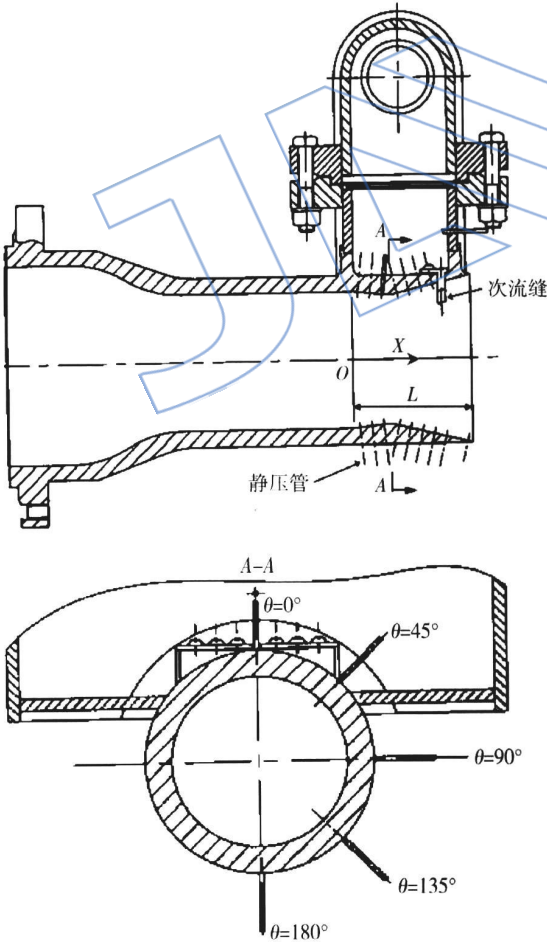


图 1 试验件及静压管分布图

Fig. 1 Model and static pressure tubes arrangement

管模型试验器上进行^[4]. 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, 其中主流流经两根主流支管, 向主流集气室径向进气. 次流由软管进入试验件的次流集气腔, 由扩张段上的周向开缝垂直进入喷管超音速主流中. 喷管壁面压力参数通过机械式压力扫描阀采集, 录取喷管稳态工作条件下的壁面静压分布数据. 试验工质为总温 280 K 的大气.

1.2 试验件

喷管试验件长为 $L = 78.4\text{ mm}$, 进口直径 $\Phi 89.3\text{ mm}$, 喉道直径 $\Phi 84.2\text{ mm}$, 出口直径 $\Phi 109.8\text{ mm}$. 在扩张段上距出口截面 19 mm 处沿周向有 75° 的垂直次流缝, 缝宽为 5 mm. 沿试验件周向角 θ 安排有 5 排壁面静压测量孔, 分别为 $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ$, 其中 $\theta = 0^\circ$ 处为次流缝中线, 如图 1.

2 试验结果与分析

2.1 周向壁面静压分布

图 2 给出了 $NPR = 4, W_s/W_p = 15\%$ 时不同周向位置的壁面静压分布. 图中 p_w 是壁面静压, p_γ 是主流总压. 从图 2 中可以看出: (1) 在同一轴向位置处, 壁面静压几乎随距次流缝周向角度 θ 的减小而逐渐提高, 在次流缝处 ($\theta = 0^\circ$) 达到最高, 在周向距次流缝最远处 ($\theta = 180^\circ$) 达到最低, 二者之间形成了较大的周向壁面静压差, 从而可在与次流注入位置相同的方向上形成侧向推力, 这也就是该类喷管在几何对称的条件下能够产生矢量推力的原因之一; (2) 在同一 NPR 下, 随着周向角和轴向位置的变化, 壁面静压的数值和分布规律都有明显的差异, 这表明由于次流的引入,

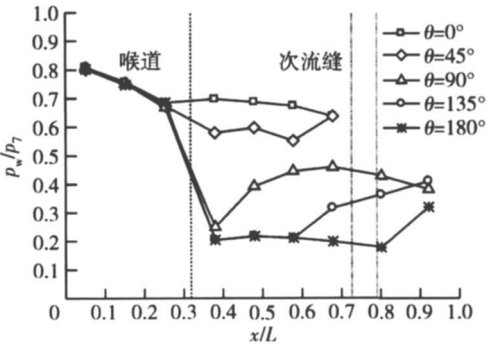


图 2 不同周向位置的壁面静压分布
($NPR = 4, W_s/W_p = 15\%$)

Fig. 2 Wall static pressure distributions of different circumferences ($NPR = 4, W_s/W_p = 15\%$)

喷管的内流场呈现了明显的三维流动特征; (3) 收敛段近喉道处的壁面静压沿周向同样有明显的差异, 表明虽然次流在扩张段引入, 但已经对收敛段的流动产生了影响.

2.2 落压比的影响

图 3 给出了 $W_s/W_p = 7.5\%$ 时, 不同周向位置处, 壁面静压分布随 NPR 的变化曲线. 从图中可以看出, 在扩张段: (1) 在次流缝处 ($\theta = 0^\circ$), 同一轴向位置, 随 NPR 升高, 壁面静压呈逐渐下降的趋势; (2) 在 $NPR < 5$ 时, 在 ($\theta = 90^\circ$) 喷管出口处出现局部静压升高的现象. 作者认为, 产生这一

现象的原因是: 由于落压比较低, 在喷管出口附近气流处于过度膨胀状态, 产生了局部激波和回流, 从而导致局部的壁面静压升高; (3) 在周向距次流缝最远处 ($\theta = 180^\circ$), 除了 $NPR = 3$ 状态外, 其余工况的壁面静压分布无论数值和分布规律都几乎不受 NPR 的影响.

2.3 次流流量的影响

图 4 给出了 NPR 为 4 时, 不同周向位置处, 沿程壁面静压分布随 W_s/W_p 的变化曲线. 从图 4 中可以看出: (1) 在次流缝处 ($\theta = 0^\circ$), 在同一轴向

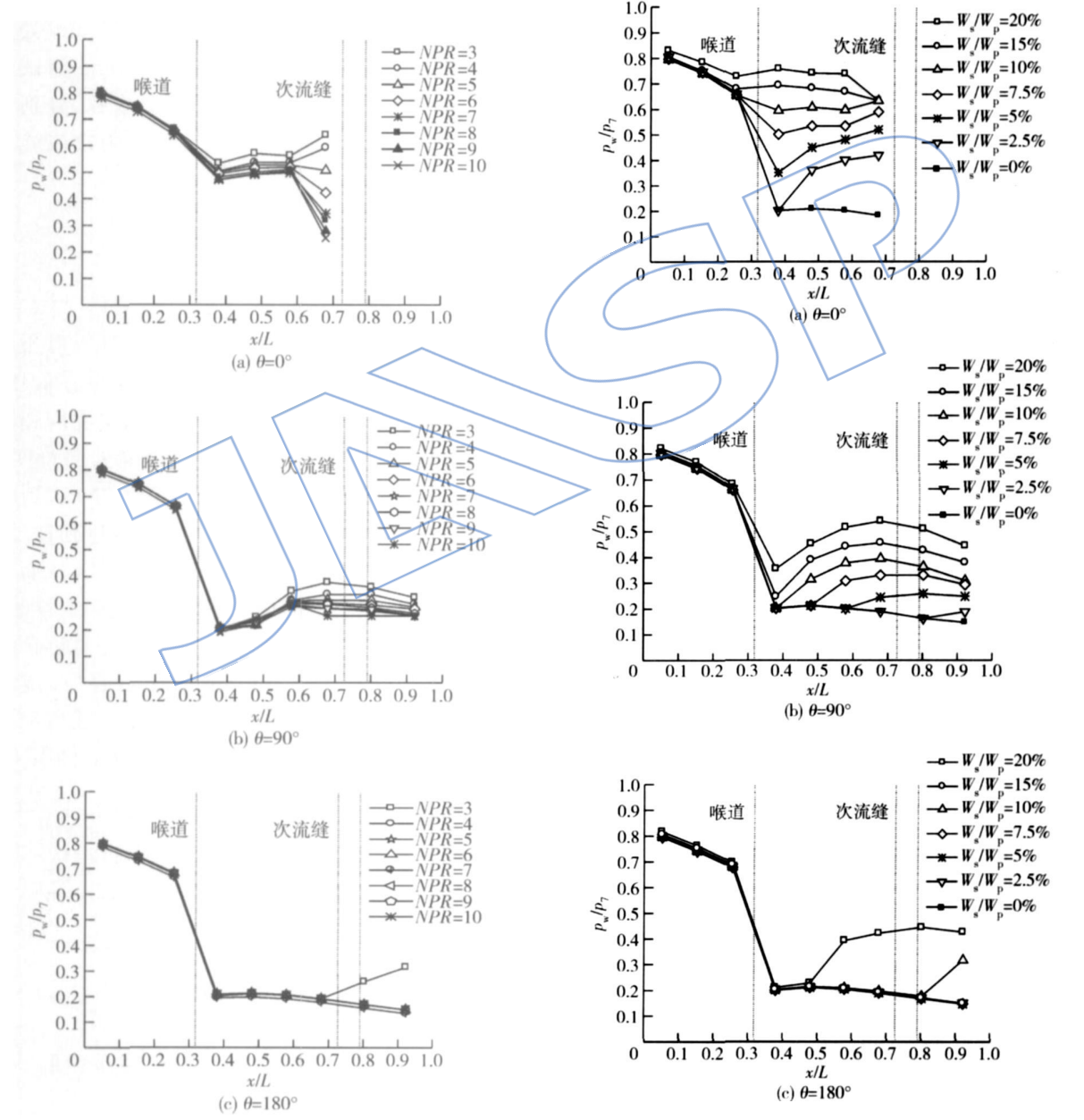


图 3 不同落压比下的壁面静压分布 ($W_s/W_p = 7.5\%$)

Fig. 3 Effect of NPR on wall static pressure distributions ($W_s/W_p = 7.5\%$)

图 4 不同次流相对流量壁面静压分布 ($NPR = 4$)

Fig. 4 Effect of W_s/W_p on wall static pressure distributions ($NPR = 4$)

位置, 随 W_s/W_p 的增大, 壁面静压几乎呈线性增大的趋势, 并且影响到收敛段的近喉道区域. (2) 从图 4(b) 可看出, 当 W_s/W_p 较小(小于 10%) 时, 次流对壁面静压的影响范围随 W_s/W_p 的增大而增大, 但仅限于扩张段; 当 $W_s/W_p \geq 15\%$ 后, 次流的注入已经影响到收敛段气流流动, 使其受到周向不均匀的气动力. (3) 从图 4(c) 可看出, 在周向距次流缝最远处($\theta = 180^\circ$), 当 W_s/W_p 较小(小于 10%) 时, 壁面静压分布与次流流量无关, 且与无次流时完全一致; 而当 $W_s/W_p \geq 15\%$ 后, 出口附近壁面静压突然有所升高. 作者认为, 产生这一现象的原因是: 在次流流量较大时, 次流引起的激波有可能碰到了下壁面, 使其产生了气流分离, 从而使得壁面静压升高; 且随着次流流量的增大, 分离点位置逐渐向上游移动, 接近喉道位置. 显然, 随着次流流量的增大, 射流的穿透力越强, 其对喷管包括收敛段在内的内部流场的影响也越大.

3 结 论

(1) 次流的注入使几何对称的喷管形成了较大的周向壁面静压差, 喷管的内流场呈现了明显的三维流动特征, 并在一定条件下影响到收敛段的流动.

(2) 壁面静压在次流注入处达到最高, 在周向距次流注入最远处达到最低, 二者之差使得在与次流注入位置相同的方向上形成了侧向推力.

(3) 在次流注入处的同一轴向位置, 壁面静

压随 NPR 升高呈逐渐下降的趋势; 而在周向距次流注入最远处, 当 $NPR > 3$ 时, 壁面静压分布几乎不受 NPR 的影响.

(4) 在同一轴向位置处, 随次流流量的增加, 壁面静压呈现增大的趋势, 射流穿透力逐渐增强; 在次流流量增加到一定程度时, 次流引起的激波有可能会碰到周向距次流注入最远处的壁面, 使其气流分离并引起壁面静压的升高.

参考文献:

- [1] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed geometry nozzles using fluidic injection for throat area control[R]. AIAA95-2603.
- [2] Anderson C J, Giuliano V J, Wing D J, et al. Investigation of hybrid fluidic/mechanical thrust vectoring for fixed exit exhaust nozzles[R]. AIAA97-3148.
- [3] 张群峰, 吕志咏, 王戈一, 等. 轴对称射流矢量喷管的试验与数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 139-143.
ZHANG Qunfeng, LU Zhiyong, WANG Geyi, et al. Numerical simulation of an axisymmetric fluidic vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 139-143.
- [4] 金捷, 赵景芸, 张明恒, 等. 轴对称矢量喷管壁面静压分布的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 314-316.
JIN Jie, ZHAO Jingyun, ZHANG Mingheng, et al. Experimental investigation on AVEN wall static pressure distributions[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 314-316.