

文章编号: 1000-8055(2001) 03-0273-06

基于次流喷射控制推力矢量喷管的实验及数值研究

乔渭阳, 蔡元虎

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘要: 应用实验和数值模拟的方法, 对一种新型的推力矢量喷管—基于次流喷射控制的二维推力矢量喷管的推力矢量性能和流场进行了研究。实验是在西北工业大学小型超高速吹气式风洞中进行, 测量了在不同的二次喷流情况下, 推力矢量和流场的变化规律; 采用时间推进求解 $N-S$ 方程的方法数值模拟了二维推力矢量喷管内流场和性能。研究表明, 应用次流喷射控制主流流动可以实现较大的推力矢量转折, 但是, 二次喷流必须具有足够的压力值; 如何从推力矢量工作方式恢复到轴向流动工作方式则是需要进一步研究的问题。

关键词: 推力矢量; 矢量喷管; 流场; 数值模拟

中图分类号: $V235.11+3$

文献标识码: A

1 引言

为了改进战斗机的机动性、提高战斗机的升力及战斗机的生存能力, 新一代战斗机的发动机要求排气喷管具有推力矢量的功能, 推力矢量喷管的优劣已经成为衡量发动机技术水平的重要标志。西方国家第三代先进战斗机已广泛使用了推力矢量技术, 正在研制和发展的第四代先进战斗机发动机均把推力矢量作为基本技术要求。

但是, 传统的推力矢量喷管采用机械式控制, 往往需要可活动的襟翼叶片或者复杂的作动系统实现矢量控制。这种结构通常要使发动机增重 20%~30% 左右, 而且使得高温环境下的运动件增多, 冷却要求提高, 可靠性下降, 成本增大^[1~4]。为了突破传统技术的约束, 近年来国外许多研究机构展开了应用气流控制推力矢量喷管的研究, 这种喷管同机械式推力矢量喷管比较, 喷管的几何不需要变化、运动件减少、结构简单、重量轻, 因此得到了广泛的重视。其中, 基于次流喷射控制的推力矢量喷管是一种应用前景非常好的矢量喷管形式^[5,6]。

本文的目的是应用实验研究与数值模拟相结

合的方法探讨用次流喷射控制喷管推力矢量的途径。利用西北工业大学小型超高速吹气式风洞的实验条件, 根据数值模拟研究的结果, 选择喷管的几何形状为二元非轴对称型, 建立了推力矢量喷管的气动模型, 采用气动控制方法, 在喷管喉部下流注入次流, 强迫一侧的主气流改变方向, 实现推力矢量控制。通过在风洞中的吹风实验, 测量了在不同的二次喷流情况下, 推力矢量的变化规律以及喷管壁面的气流压力分布规律, 并且与数值模拟相结合, 研究了次流参数变化对推力矢量控制的影响, 探讨了次流喷射控制的推力矢量喷管的可行性, 并对推力矢量喷管内部的流场结构进行了分析。

2 实验装置与测量仪器

2.1 矢量喷管的型面

基于次流喷射控制二维推力矢量喷管的工作原理如图1所示, 这种喷管的轴对称工作模式类似于一个过膨胀收-扩喷管, 但是, 由于在这种喷管内部存在一个流动的增压区, 因此会产生图示的回流区。当由一端的二次喷口注入二次喷流, 喷管

收稿日期: 2000-09-05; 修订日期: 2000-11-10

基金项目: 中国航空高校自选研究课题基金资助项目

作者简介: 乔渭阳(1963-), 男, 西北工业大学航空动力与热力工程系副教授

孔针作为气流方向的测量探针, 探针结构在图3中表示, 这个尖劈型三孔针通过一个可旋转的安装支架固定在喷管出口, 采用对向式的测量方法, 通过调整探针的方向, 使得探针的两个侧孔(测孔1和3)的压力达到平衡, 这时探针的轴对称方向就是气流方向, 探针的中心测孔(测孔2)的压力就是气流经过喷管流动损失后的出口总压。

为了研究在不同的喷管主流压力、二次喷流压力以及它们不同组合情况下的矢量喷管工作情况, 实验过程要求风洞的气源参数能够调整变化。在实验过程中, 主流压力和流量、次流压力和流量均是通过管路中的调节阀实现调节。

3 实验结果分析

本论文主要是要探讨应用次流喷射控制主流推力矢量方向的可行性及其特征, 在实验过程中, 在保证主流流动参数(即确定的主流总压和确定的主流温度)不变的条件下, 通过改变次流的压力大小, 观察其对主流流动的影响规律。

3.1 壁面静压力的变化特点

图4表示喷管壁面压力随着距离喷管喉部位

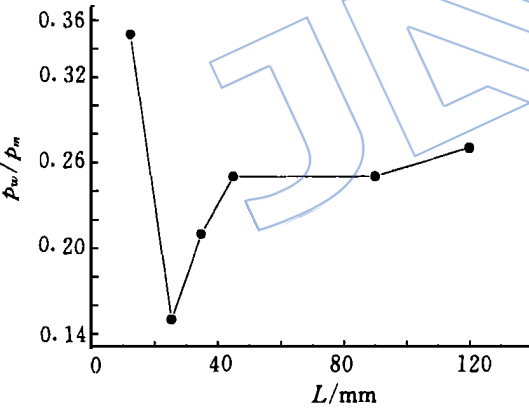


图4 喷管壁面压力随距离喷管喉部位的变化

Fig. 4 Wall static pressure distribution

置改变的变化情况, 图中横坐标 L 表示静压测点到喷管喉部的距离, 纵坐标表示壁面静压 p_w 与主流压力 p_m 之比值。由图4可以看出, 随着气流离开喉部继续膨胀, 气流的静压力迅速减小, 但是, 当气流在下游发生了与喷管壁面的分离以后, 就会导致壁面静压力的增加。

3.2 喷管的推力矢量性能

喷管产生推力矢量的能力是本实验研究的重点, 如前所述, 喷管推力矢量的能力应用喷管出口气流方向的偏斜角度进行描述, 本论文对在两种

主流参数条件下不同的次流变化范围内的喷管推力矢量的能力进行了实验, 图5表示的是推力矢量角度(用喷管出口气流方向角度表示)随着次流压力的变化规律。图中纵坐标表示的是由尖劈型三孔针测量得到的喷管出口气流方向角度, 横坐标表示的是二次流总压力 p_s 与主流总压力 p_m 的比值, 两条曲线分别表示在主流总压力为0.443 MPa和0.480 MPa条件下的实验结果。

图5表明, 只有在二次流的压力值达到一定的数值以后(由图可看出二次流总压力与主流总压力比达到约0.32), 二次流动才能推动主流向喷管的一边流动, 使得主流流动产生矢量推力。产生推力矢量所需要的二次气流与主流气流压力比值以及能够产生的推力矢量角度与喷管的型面设计相关, 例如, 文献[6]中试验编号为2, 4, 5, 6的喷管所需的这个压力比值分别为0.19, 0.47, 0.32, 0.30, 而产生的最大推力矢量角度在23~27°。

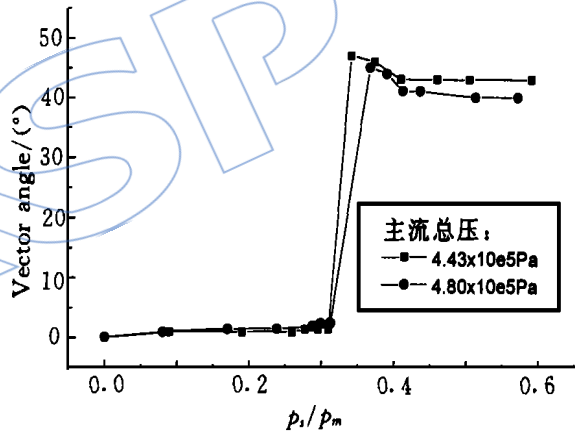


图5 推力矢量角度随着次流压力的变化规律

Fig. 5 Effect of secondary-to-primary pressure ratio on thrust angle

推力矢量角度在产生推力矢量所需要的二次气流最小气流压力比值处达到最大值, 然后随着二次气流压力的增加有较小的减小。这种推力矢量角度的减小说明, 当二次流的压力大于产生推力矢量所需的压力值以后, 二次流除了推动主流向喷管的一侧壁面流动以外, 过多的二次流实际上会对主流产生扰动。这个实验结果与文献[6]的实验结果相吻合。

3.3 次流喷射控制推力矢量喷管的一个重要问题

实验发现这种喷管有一个重要的问题值得进一步的研究, 这就是喷管由推力矢量恢复到轴向

推力的问题。在进行上述实验过程中,产生推力矢量总是通过逐渐增加二次流压力来实现。但是,一旦喷管在一定的二次流作用下实现了推力矢量,如果通过逐渐减小二次流压力恢复到无二次流喷射的情况时,我们发现这种流动具有不可恢复性,即这时即使关闭二次流,原来产生的推力矢量继续保持,实验结果如图6所示,图中空心符号表示把二次流总压力从大到小减小过程时测得的推力矢量方向角度变化。这是一个令人吃惊的结果,在其它文献中未得到报道。

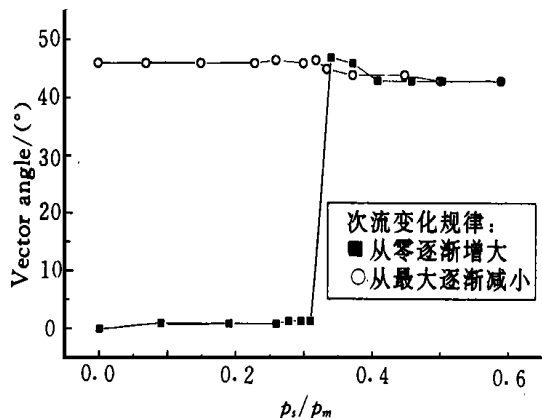


图6 推力矢量的恢复性问题

Fig. 6 Recovery performance of thrust vector

需要指出的是,上述逐渐减小二次流压力时推力矢量的不可恢复性问题,对于我们设计的喷管具有普遍性,为了防止人为实验操作上造成失误,我们特意反复进行了多次重复测量,均发现了这个问题。

从流动过程分析,产生这种现象的原因是由于二次流喷射造成的主气流在一侧壁面的流动分离将一直保持,即使二次流关闭,这种分离涡仍然

存在。这就带来一个如何进行喷管推力矢量控制的问题。在要使喷管恢复到轴对称推力状态时,仅靠关闭二次流是不行的,一个方案是在相对的壁面二次流喷孔处喷入二次流(即在喷管两个壁面都喷入二次流),那么这样是否会产生推力矢量的振荡?另一个方案是对喷管出口段重新设计,使得气流的分离区不要过于剧烈,在二次流关闭后使得主流能够自己恢复到原来的流动状态,但是这样的方案是否会造成不能够产生足够的推力矢量角度?所有这些都是需要进一步深入研究的问题。

4 矢量喷管流场数值模拟研究

在对次流喷射控制二维推力矢量喷管进行实验分析研究的同时,应用本课题组发展成熟的CFD 计算程序对矢量喷管的流场和性能进行了数值分析研究。

4.1 数值模拟的方法

目前工程上对湍流流场进行数值模拟的主要方法是求解 Reynold 平均 N-S 方程,气体分子粘性系数和导热系数可以根据 Sutherland 公式确定,湍流粘性系数和湍流导热系数由湍流模型的方程计算,本文采用了 Baldwin-Lomax 混合长度代数模型(简称 B-L 模型)。

对 N-S 方程数值求解,本文采用 Jameson 等人发展的时间推进有限体积方法,对方程中时间导项数的离散采用变步长 Runge-Kutta 显式格式,应用时间推进求解稳态流场,为了加快收敛速度,使用了局部时间步长和残差光顺技术。对方程中空间导项数的离散采用中心差分有限体方法。由于中心差分格式无偶次阶耗散项,会引起数值振荡,为此在数值计算中引入了二阶和四阶人工耗散项。详细的流场计算方法可以参见文献[10]。

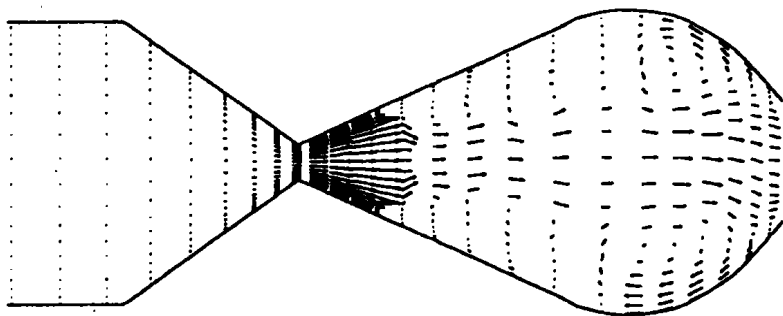


图7 轴对称喷流工作模式下喷管内部流动矢量

Fig. 7 Velocity vector distribution in the nozzle at axial operating modes

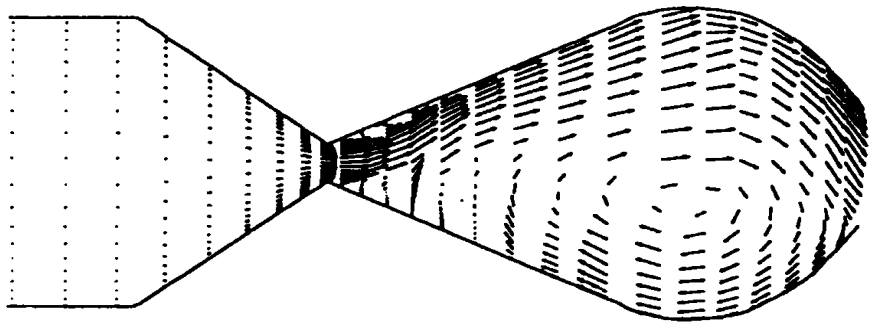


图8 矢量喷流工作模式下喷管内部流动矢量

Fig. 8 Velocity vector distribution in the nozzle at vectored operating modes

4.2 次流喷射控制的二维推力矢量喷管内流场计算结果

对上述实验的二维推力矢量喷管内流场进行了计算分析。计算网格应用代数法生成, 网格数取 181×91 。分别计算了无二次喷流和具有二次喷流且次流压力与主流压力比是0.5两种情况下的喷管内流场, 计算结果分别如图7、图8所示。轴对称喷流工作模式下在增压区处对称产生的回流区清楚的反映在图7中, 图8表明在二次喷流的作用下产生了非常大的出口气流偏转。

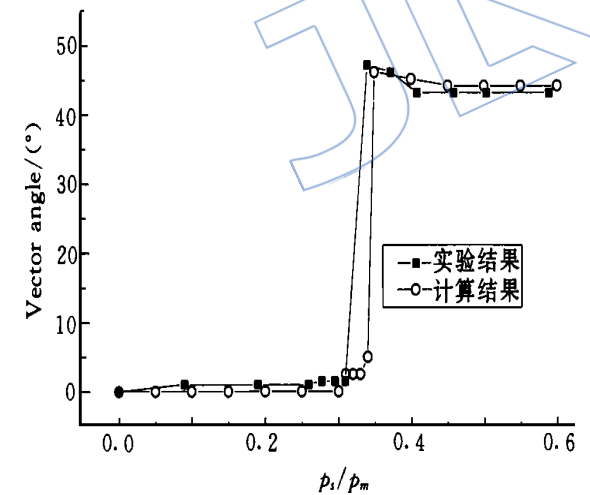


图9 二次喷流压力变化对推力矢量方向的影响

Fig. 9 Effect of secondary-to-primary pressure ratio on thrust vector angle

二次喷流压力变化对产生推力矢量方向的影响的计算结果表示在图9中。在不改变主流压力的条件下, 计算不同二次流压力引起的喷管流场变化, 应用喷管出口流动方向的质量平均值作为推力矢量角度(并应用这个角度与实验中用尖劈型三孔针测得的气流方向进行比较), 图9表明本文

的计算结果与实验结果有满意的一致性。

5 结 论

(1) 实验和数值模拟研究表明, 采用气动控制方案, 在喷管喉部下游喷入二次流, 强迫喷管的主气流从喷管一侧壁面流出, 可以实现推力矢量。本论文研究的实验模型最大可以实现46°的推力矢量偏转。这种喷管同机械式推力矢量喷管比较具有结构简单, 无活动件等优点。

(2) 次流喷射控制的二维推力矢量喷管为了实现推力矢量工作模式, 二次喷流必须具有足够的压力值。本论文研究的喷管二次流总压力与主流总压力比值为0.32时开始实现推力矢量工作模式。与文献[6]的结果比较可知, 对于不同结构型面的喷管, 开始能够实现推力矢量的喷管二次流总压力与主流总压力比值是不相同的。

(3) 由于在实现推力矢量工作模式时, 喷管内的主流发生了较大的气流分离, 因此必然产生较大的流动损失, 使得喷管的推力系数减小。由于实验条件的限制, 本论文未进行推力系数的测量分析。

(4) 如何从推力矢量工作模式恢复到轴对称工作模式是本论文所发现的一个重要问题, 在其它文献中未见有报道, 对这种现象需要进一步深入的研究。

致谢: 西北工业大学航空动力与热力工程系唐明教授、吴二平、陈炳禄高级工程师参加了本文的实验工作。

参考文献:

[1] Harris M J. Development of a Pneumatic Thrust Deflecting Nozzle[R]. AIAA 84- 2456, 1984.
[2] Ryan R W, Franke M E. Dynamic Response of an

Axisymmetric Thrust Vector Control Nozzle[R]. AIAA 91-0344, 1991.

- [3] Hammond D A, Lim D, Redekopp L G. Aerodynamic Thrust Vectoring of Jets[R]. AIAA 95-2190, 1995.
- [4] Abdol-Hamid K S, Carlson J R, Paul Pao S. Computational Analysis of Vented Supersonic Exhaust Nozzles Using a Multiblock/Multizone Strategy[R]. AIAA 91-0125, 1991.
- [5] Talda T, Frank M E. Two-Dimensional Confined Jet Thrust Vector Control[R]. AIAA paper 89-2813, 1989.
- [6] Hawkes T M, Franke M E. Design Variables for Two-Dimensional Confined Jet Thrust Vector Control Nozzle[R]. AIAA 95-0646, 1995.
- [7] Cheatham P L, Walker S H, Gridley M C. Computation of

Vectoring Nozzle Performance[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(11): 768-773.

- [8] Jamson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes[R]. AIAA 81-1259, 1981.
- [9] Baldwin B S, Lomax H. Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows[R]. AIAA 78-0257, 1978.
- [10] 王建峰. 矢量喷管流场及冷却研究: [学位论文][D]. 西北工业大学, 2000.

(责任编辑 杨再荣)

A Study on the Two-Dimensional Thrust Vectoring Nozzle with Secondary Flow Injection

QIAO Wei-yang, CAI Yuan-hu

(7th Dept., Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The new type of two-dimensional thrust vectoring nozzle with the secondary flow injection was studied by using experimental method and CFD method. The experiments were finished in a supersonic wind tunnel in NPU. The wall pressure and the thrust vector angle were measured for the different secondary flow pressure under the constant main flow pressure. The flow field and performance of the nozzle were also analyzed by the computation of Reynolds averaging N-S equations with the time marching finite volume method. The computed results were compared to experimental data in a good agreement. Both the experimental and computational results showed that the pressure of secondary injection flow should be large enough to create a vectoring thrust. In our case the threshold ratio of the total pressure of the second flow to that of main flow was 0.32 and the maximum deflection of the thrust vector was 46° .

Key words: vectoring thrust; vectoring nozzle; flow field; numerical simulation