

文章编号: 1000-8055(2007)09-1435-04

二元喷管流体矢量控制方案数值研究

张相毅, 王如根, 徐学邈, 周 敏
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 采用基于雷诺平均的三维 N-S 方程和 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型对两种流体注入方式下的某型二元收敛-扩散喷管全流场进行了数值模拟. 计算结果表明: 在激波诱导和喉道倾斜矢量控制方案下, 扩散段射流位置对喷管矢量效率的影响趋势是一致的, 射流位置越靠近喷口, 喷管获得的矢量角越大. 相同射流流量在同一位置注入时, 由于喉道倾斜方案下的喷管主流可以实现亚声速偏转, 所以其总压损失较激波诱导方案要小.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 喉道倾斜; 激波诱导; 射流位置; 推力矢量

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Computational analysis of fluidic vector control concepts for binary nozzle

ZHANG Xiang-yi, WANG Ru-gen, XU Xue-miao, ZHOU Min

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The full flow field of a certain 2DCDN (2-dimensional convergence-diffusion nozzle) with two fluidic thrust vectoring concepts was simulated numerically by using 3D Reynolds average N-S equation and RNG $k-\epsilon$ turbulence model. The calculated results show that, the effect of flap injector position on the nozzle vectoring efficiency is consistent under shock vector control and fluidic throat skewing package. The bigger vector angle could be obtained as the injector position approaches the nozzle outlet. When the same jet flux is injected from the same position, the total pressure loss of throat skewing concept is less than that of shock vector control concept, since the main nozzle under throat skewing concept can achieve subsonic turning.

Key words: aerospace propulsion system; fluidic throat skewing; shock vector control; injector position; thrust vectoring

推力矢量技术已经成为近年来国内外航空技术的热点, 为保证发动机在矢量控制和喉道调节状态下都能正常工作, 传统的解决方案是采用机械调节式矢量喷管, 但这种喷管结构大大增加了推力系统的重量和造价. 为打破传统技术的约束, 近年来国外许多研究机构开展了利用流体控制实现推力矢量的喷管技术研究^[1]. 这种矢量喷管不同于机械调节式矢量喷管, 它通过气流间的相互作用实现矢量偏转和喉道调节, 喷管的几何形状是固定的, 结构简单, 重量和造价大大降低. 射流推力矢量喷管技术经过近 20 年的发展, 提出了多

种流体控制产生推力矢量的方法, 目前研究较多的是激波诱导和喉道倾斜矢量控制方案^[2].

本文通过求解三维 N-S 方程, 首先对激波诱导矢量控制的二元长扩散段喷管^[3]全流场进行了数值模拟, 并与试验结果进行了分析比较, 保证了数值模拟的可靠性. 在此基础上对小扩散角、短扩散段的二元收敛-扩散喷管的激波诱导和喉道倾斜控制方案进行了研究, 比较分析了在两种矢量控制方案下射流位置和落压比对推力矢量效率的影响.

收稿日期: 2006-09-04; 修订日期: 2007-01-09

作者简介: 张相毅(1976), 男, 江西赣州人, 博士生, 主要从事气动热力理论与工程的研究.

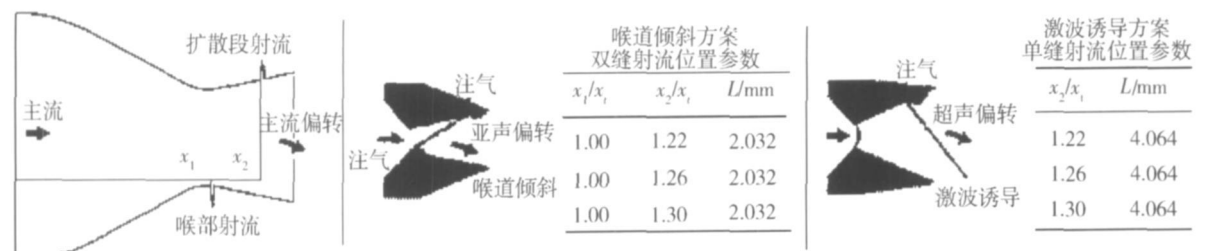


图 1 喷管结构及矢量工作方式示意图

Fig. 1 Structure and vectoring concepts of the 2DCD nozzle

1 数值方法

1.1 控制方程

本文的二元矢量喷管的内外流场由连续方程、N-S 方程、能量方程、气体状态方程和 Sutherland 公式描述。方程的封闭采用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型,用有限体积法在同位网格中对控制方程进行离散化,用 SIMPLE 方法求解离散方程。

1.2 计算区域

研究的收敛-扩散喷管选自于 NASA 兰利研究中心,喷管出口面积与喉道面积之比为 1.35,扩散角为 11° ,设计落压比为 5.0。采用喉部倾斜方案时在靠近喉部位置下壁面开缝注入一道射流,以下简称喉部射流, x_1 表示喉部距离喷管入口水平坐标, x_1 表示喉部射流开缝起始位置,缝宽 2.032 mm;在扩散段上壁面开缝注入一道射流,以下简称扩散段射流, x_2 表示扩散段射流开缝起始位置,缝宽 2.032 mm。采用激波诱导方案时在扩散段上壁面开缝注入一道射流,缝宽 4.064 mm,详细参数见图 1。

喷管计算区域左右对称,因此计算时只取对称的一半。如图 2 所示,划分网格时喷管内部采用等比法,加密了固体壁面附近的计算网格,内流场网格为 36 万个,外流场网格为 64 万个,所有的网格都是六面体结构网格,对射流入口附近进行了局部加密。

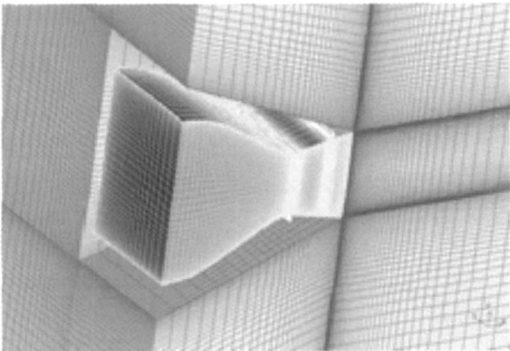


图 2 喷管全流场局部网格

Fig. 2 Computational grid of the nozzle flow field

1.3 边界条件

喷管主流与次流进口均为亚声速,设定为压力入口,给定进口总压、总温以及速度方向。出口截面条件由流动状态决定,若为亚声速流,则给定反压,其余变量通过外插给出;若为超声速流,则外插给出所有流动参数。壁面采用绝热、无滑移物面条件。对称面给定对称条件。外流的入口,采用黎曼边界条件。

气流进、出口总温设为 300 K,反压设为 101 325 Pa,射流总压与主流总压比值 SPR 设为 1.0。

2 计算结果与分析

2.1 流场计算验证

选择 NASA 同类型长扩散段二元收敛-扩散喷管进行激波诱导方案的数值验证,该喷管在扩散段上、下壁面布置了 82 个静压测量孔。对单股射流注入 $x_2/x_1 = 1.8$ 位置时的喷管流场计算后可以获得上、下壁面的静压分布,与试验数据比较后得到图 3。

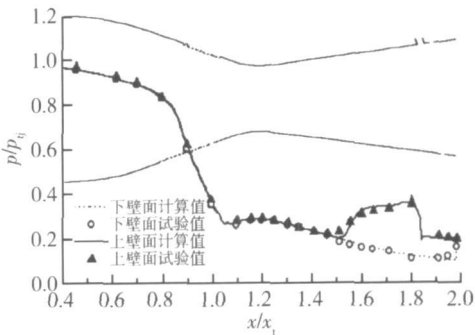


图 3 喷管对称面壁面静压分布

Fig. 3 Pressure distribution on the wall of nozzle

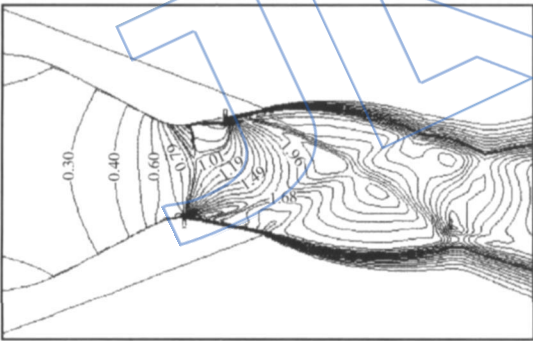
从图 3 中看到,射流注入超声速主流后,因为主流当地压强低于射流出口压强,超声速来流在射流缝上游受到阻碍,形成斜激波,斜激波的影响使得射流缝前的压力增加,使扰动通过边界层向

上游传播,并使表面压力增加. 计算得到的壁面压力和试验数据符合得很好,上下壁面激波发生位置也基本一致,说明喷管流场模拟结果是可靠的.

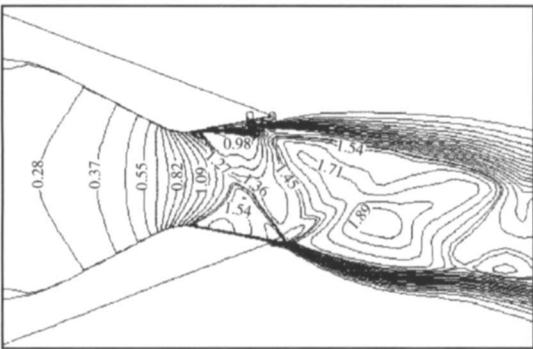
2.2 矢量控制方案比较

对喷管的两种矢量控制方案进行比较时,选用了一种具有短扩散段及小扩散比的喷管^[4]. 根据文献[5]中对前、后缝注气的研究结果^[5],针对该型喷管在扩散段尾部选择了 3 个射流位置进行讨论,分别为 $x_2/x_1 = 1.22, 1.26$ 和 1.30 ,喉道倾斜方案下的喉部射流位置选择在 $x_1/x_t = 1.00$ 处. 每个位置都选择过度膨胀($NPR = 4.0$)和完全膨胀($NPR = 5.0$)两个状态计算,两种方案下射流开缝面积一致,注入气流流量均约为主流流量的 7.3%.

图 4 显示的是 $NPR = 4.0$ 时的两种矢量控制方案下的喷管中心剖面等马赫线分布情况. 从图 4(a)中看到,由于喉部射流的注入主流在亚声速区就发生了偏转,声速线由喉部位置偏移至喉部射流和扩散段射流之间,这正是喉道倾斜矢量控制方案的特征. 从图 4(b)中看到,激波诱导方案的流场中声速线与射流未注入时基本一致,位于几何喉道附近,主流在喷管出口处发生超声速偏转.



(a) 喉道倾斜方案



(b) 激波诱导方案

图 4 喷管对称面马赫数等值线图

Fig. 4 Mach number contours of the symmetric plane

对两种方案下不同射流位置的流场计算结果统计后得到图 5 和图 6, 分别为射流位置和推力矢量效率、总压恢复系数的变化关系. 其中, $K_{ve} = \frac{\theta_{ac}}{(W_j/W_s) \times 100}$ 是一个相对指标^[2], 代表的是相对主流流量的每百分比射流流量能够产生多大的矢量角, 可用于不同方案下喷管矢量效率的比较, 其中 W_j 是射流流量, W_s 是主流流量, θ_{ac} 是喷管出口俯仰方向的矢量角.

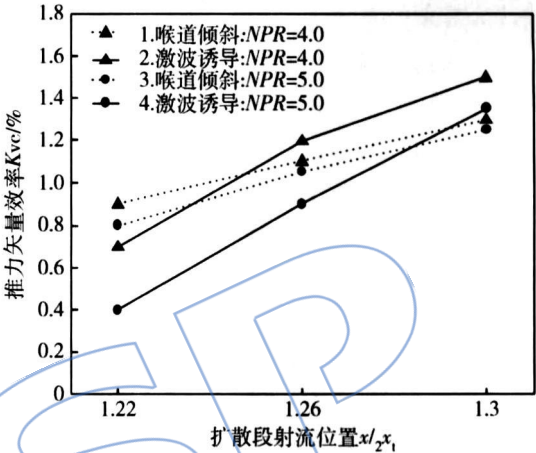


图 5 推力矢量效率

Fig. 5 Thrust vectoring efficiency

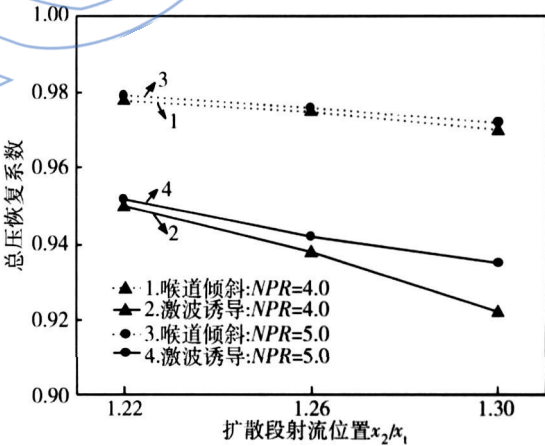


图 6 总压恢复系数

Fig. 6 Coefficient of total pressure recovery

从图中看出随着扩散段射流位置的后移, 两种矢量控制方案下的喷管矢量效率都呈上升趋势, 喉道倾斜方案带来的矢量效率上升速度慢, 受落压比影响小, 总压损失小; 激波诱导方案带来的矢量效率上升速度快, 受落压比影响大, 能够得到更大的矢量角, 但总压损失大.

分析可知, 喉道倾斜矢量控制方案由声速线偏转和激波诱导迫使主流偏转共同作用来实现推力矢量的控制, 当喉部射流位置越接近喉部, 扩散

段射流位置越接近出口时,声速线可以倾斜的角度就越大,因此喷管可以获得的推力矢量越大;同时,随着扩散段射流位置的后移,射流缝处的当地静压降低,使得射流的实际工作落压比增大,射流的穿透能力增强,推力矢量作用增强.二者的综合作用,使得喷管获得的推力矢量效率随着扩散段射流位置的后移而增大.另外,扩散段射流推力矢量作用的增强,使得壁面分离加大,总压损失有所增大,但由于在喉道倾斜方案中主流实现了亚声速偏转,带来的总压损失较小,所以落压比变化对总压损失的影响较小,使得喷管获得的推力矢量效率比较稳定.

激波诱导方案通过在喷管内产生较强的斜激波^[6],主流流经斜激波迫使其超声速偏转而得到推力矢量,斜激波的强度控制着总压损失的大小和矢量偏转的效率.当扩散段射流位置越接近出口时,射流位置处的主流马赫数越大,可以产生的斜激波越强,因此主流偏转角度越大,总压损失也越大.另外,当落压比减小时,主流膨胀能力下降,射流缝处的当地静压减小,射流注入后为达到与周围环境压强的平衡而迅速膨胀形成的压缩波区域增大,使得主流受到影响的区域加大,分离激波的强度增加,所以喷管获得的推力矢量效率增大.同时,由于分离流动和激波强度的增大使得激波诱导方案下喷管的总压损失较大,并且明显高于喉道倾斜方案.

3 结 论

通过计算,对两种矢量控制方案下的小扩散比、短扩散段二元喷管流场进行分析,可以得到如下结论:

(1) 对激波诱导矢量控制的长扩散段二元喷管流场计算结果与试验数据进行了比较,二者的吻合说明采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型能够很好的模

拟喷管内部流动情况.

(2) 两种矢量控制方案下,扩散段射流位置对喷管矢量效率的影响趋势是一致的,即射流位置越靠近喷口,得到的矢量角越大.

(3) 在激波诱导方案下,喷管获得的推力矢量效率受射流位置和落压比的影响较大,而喉道倾斜方案比较适用于该型小扩散比、短扩散段结构的喷管.在喉道倾斜方案下,由于主流在亚音速段实现了偏转,使得射流注入喷管后的掺混气流总压损失较小,喷管获得的推力矢量效率比较稳定.

参考文献:

[1] Kowal H J. Advances in thrust vectoring and the application of low-control technology[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2002, 48(1): 145-151.

[2] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle[R]. AIAA-2003-3803.

[3] Waithe K A, Deere K A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent divergent nozzle for fluidic thrust vectoring[R]. AIAA-2003-3802.

[4] Miller D N, Yagle P J, Hamstra J W. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed geometry nozzles[R]. AIAA-99-0365.

[5] 罗静,王强,额日其太.两种流体控制方案矢量喷管内流场计算及分析[J].北京航空航天大学学报,2004,30(7): 597-601.

LUO Jing, WANG Qiang, Eriqitai. Computational analysis of two fluidic thrust-vectoring concepts on nozzle flow field[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(7): 597-601.

[6] 赖川,郜冶,陈步学.喷管内二次喷射的激波测量与分析[J].推进技术,2000,21(3): 26-29.

LAI Chuang, GAO Ye, CHENG Buxue. Measurement and analysis for shock due to the secondary gas injection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(3): 26-29.