

射流角度对流体控制矢量喷管的影响

徐学邈, 王如根, 张相毅, 周敏, 周向东

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:采用基于雷诺平均的三维 N-S 方程和 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型对某型喷管射流注入时的全流场进行了数值模拟, 计算结果和试验数据符合良好。为研究射流注入角度对喷管流场的影响, 数值模拟了 9 组射流角下的喷管流场, 计算结果表明: 射流垂直壁面注入时产生的推力矢量角最大, 逆流注入气流对喷管流场的改变要明显大于顺流注入气流的影响, 但产生的损失也较大。

关键词:射流; 喷管流场; 矢量角; 数值模拟

中图分类号: V235 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2008)01-0005-04

近年来, 航空发动机推力矢量技术已成为国际航空界研究的热点^[1-2], 国内外研究人员对轴对称收敛-扩张喷管和二元收敛-扩张喷管进行了大量实验研究^[1,3-4], 同时对喷管矢量控制技术进行了不断探索^[2,4-6], 并发展了多种数值模拟的方法^[3,7-10], 取得了与实验相一致的结果。本文根据作者的最新研究成果, 以某型收敛-扩张喷管为研究对象, 得出了射流注入角度对喷管矢量角影响的规律。

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 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。

该模型的湍流动能方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j k - \frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left[\mu_t P - \frac{2}{3} \left(\mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right]$$

湍流耗散率方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \varepsilon - \frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left[\mu_t P - \frac{2}{3} \left(\mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right] - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} - C_{\varepsilon 3} \rho \varepsilon \frac{\partial u_i}{\partial x_i} - \frac{C_\mu \eta^3 (1 - \eta/\eta_0) \rho \varepsilon^2}{1 + \beta \eta^3 k}$$

式中: k 为湍流动能; ε 为湍流耗散率; $\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t$, μ_t 为湍流粘性系数。

1.2 计算区域

喷管计算区域左右对称, 因此计算时只取对称的一半。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, 全流场网格为 62 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, 见图 1。射流注入角度以垂直与壁面的法线为基准 0 度位置, 顺着主流方向注入和与主流相反方向注入的气流入射角度各取 45° 范围进行研究, 射流注入方式可参考图 2。

收稿日期: 2006-12-19

基金项目: 空军工程大学工程学院博士创新基金资助 (BC07006)

作者简介: 徐学邈 (1979-), 男, 河北秦皇岛人, 博士生, 主要从事气动热力理论与工程研究. E-mail: xuxuemiao2008@yahoo.com.cn

王如根 (1963-), 男, 浙江绍兴人, 教授, 博士生导师, 主要从事气动热力理论与工程研究.

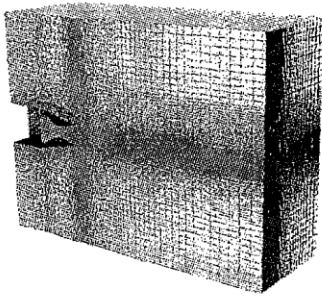


图1 喷管网格
Fig.1 Mesh of nozzle

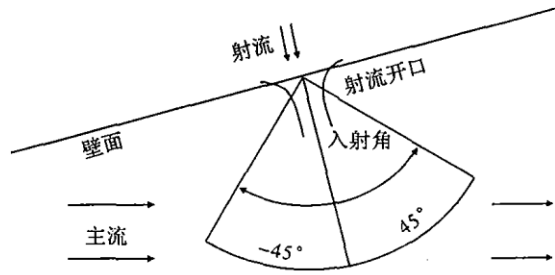


图2 射流开口示意图
Fig.2 Outlet of jet

1.3 边界条件

喷管入口来流为亚音流,设定为压力入口,进口边界热力学参数由滞止状态确定,即给定进口总压、总温,进口速度系数由下游流场外插给出,然后计算出进口处的静压和静温。出口截面条件由流动状态决定,若为亚音流,则给定反压,其余变量通过外插给出;若为超音流,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。

1.4 计算有关参数

本文的收敛-扩张喷管选自 NASA 兰利研究中心的试验喷管,喷管出口面积与喉道面积之比为 1.85,扩散段扩张角为 11°,在扩张段上壁面开一个射流口,位于 $x/x_t = 1.8$ 处。气流进口总温为 300 K,落压比 NPR 为 4.6,反压设为海平面大气条件。射流总压与主流总压比值 SPR 为 1.0。 x/x_t 表示水平坐标与喉道水平坐标的比值。

2 计算结果与分析

2.1 垂直壁面注入射流

该型喷管试验时^[4],在喷管扩散段壁面的中心线处按照规定在上下壁面布置了 82 个静压测量孔,试验数据通过流场测量系统记录下来。

固定射流位置在射流开缝 $x/x_t = 1.8$ 处垂直于壁面注入 SPR = 1.0 的射流,注入气流流量约为主流流量的 7%,计算后可得到图 3、图 4 和图 5。图 3 是数值模拟得出的喷管内流场静压云图,图 4 是喷管全流场马赫数云图,图 5 是喷管出口处速度矢量图。

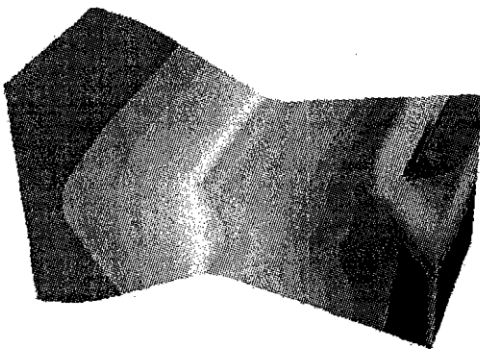


图3 喷管内流场静压云
Fig.3 Static pressure of nozzle flow field with jet injection

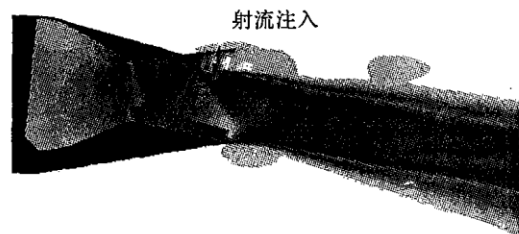


图4 喷管全流场马赫数云
Fig.4 Mach number of nozzle flow field with jet injection

从图 3 和图 4 可见到,在喷管扩张段不对称注入射流,对喷管扩张段流场影响较大,压力分布变化明显,会在射流缝前形成激波,激波向下壁面延伸形成一道斜激波,主流流过斜激波后在喷管出口处发生了明显的偏转。从图 5 可以明显地看到气流向右下方偏转流动,从而产生了矢量推力,最大推力矢量角可以达到 19°。由于射流的强烈掺混作用^[3],可以在射流开缝两侧看到明显的涡,这将带来一定的推力损失。

将计算和试验得到的静压值进行比较,见图 6。可以看到试验数据和计算值符合得很好,充分说明喷管

流场模拟结果是可靠的,对于实际试验具有很好的参考价值。计算得到的上、下壁面激波位置分别为 1.58 和 1.96,比试验值 1.53 和 1.89 均要靠后一些,说明计算得到的激波强度要偏大一点^[4]。

2.2 改变射流注入角度

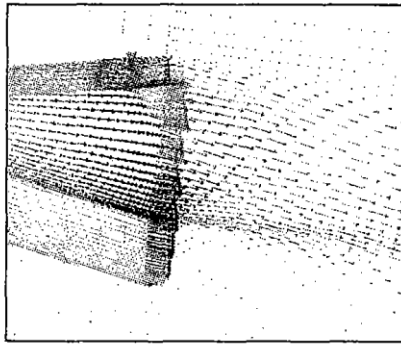


图5 喷管出口速度矢量

Fig. 5 Vectors of nozzle outlet

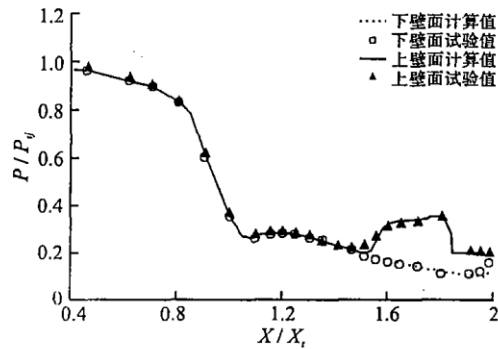


图6 喷管壁面中心线静压分布图

Fig. 6 Static pressure on the nozzle solid

考虑到射流注入角度改变将对主流的流场产生相应的变化,固定射流位置和流量后选择图2中所示的射流注入方式以 -45° 、 -30° 、 -15° 、 -11° 、 0° 、 11° 、 15° 、 30° 和 45° 共9个状态进行数值模拟研究,其中 0° 即为垂直壁面注入, -11° 是垂直主流方向注入。

经过数值模拟,可以得到图7和图8所示的计算结果。从逆流方向开始增大入射角,推力矢量角也逐渐增大,在 0° 时达到最大值,再迅速减小,逆流注入时产生的矢量角要明显大于顺流注入产生的矢量角,且变化比较平缓;推力系数和总压恢复系数变化趋势是一致的,从逆流方向开始增大入射角,总压损失减小,推力增大,推力损失减少。

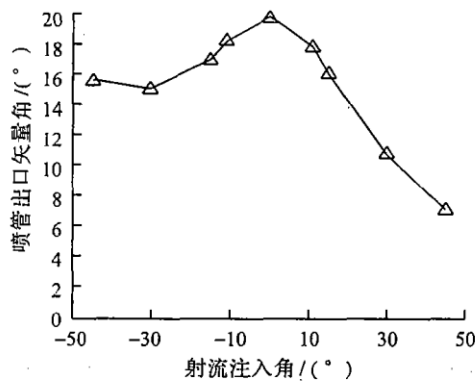


图7 推力矢量角随射流入射角变化图

Fig. 7 Thrust vector angle versus injection angle

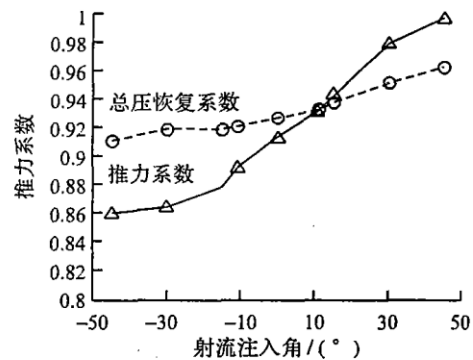


图8 总压恢复系数、推力系数随射流入射角变化

Fig. 8 Total pressure recovery coefficient and thrust coefficient versus injection angle

由于射流注入,使得在喷管内产生了斜激波,激波带来一定的总压损失,从而带来推力损失,逆流注入时,射流和主流的掺混作用很强,回流区较大,所以产生的损失要明显大于顺流注入时产生的损失。由于掺混作用的影响,使得逆流注入时产生的斜激波强度增大,所以气流偏转要剧烈一些,从而带来更大的气动矢量角^[5]。

3 结论

1) 射流注入喷管流场的计算结果说明射流的注入将对喷管流场产生较大的影响,矢量推力可由此方式产生,但会带来较大的推力损失。

2) 射流注入角度的变化将影响推力矢量角的变化,逆流注入时产生的推力矢量角较大,但损失也较大,在给定的落压比下垂直壁面注入射流时产生的推力矢量角最大,总压损失相对较小。

3) 相比顺流注入方式,逆流注入方式能够产生更大的矢量角,且产生的矢量角相对稳定,因此射流注入

时应该选择 $-30^\circ - 0^\circ$ 的注入角度范围。

4) 要对射流注入喷管流场进行更仔细的研究, 还须进行更多的相关试验, 再以试验结果来检验数值模拟结果, 进一步加强数值模拟技术的准确性。

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] Lord W K, Pratt Whitney. Flow Control Opportunities in Gas Turbine Engines [R]. AIAA, 2000 - 2234.
- [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 99 - 2669.
- [4] 张相毅. 某型发动机轴对称喷管特性和矢量模型研究 [D]. 西安: 空军工程大学, 2006.
ZHANG Xiangyi. The Research on the Characteristic of Axisymmetric Nozzle and Vectoring Model [D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2006. (in Chinese)
- [5] George T. Carson Jr, Francis J Capone. Static Internal Performance of Axisymmetric Nozzle with Multiaxis Thrust - Vectoring Capability [R]. TM - 4237, NASN, 1990.
- [6] Re R J, Leavitt L D. Static Internal Performance Including Thrust Vectoring Reversing of Two - Dimensional Convergent - Divergent Nozzles [R]. TP - 2253, NASA, 1984.
- [7] 王 强, 付晓明, 额日其太. 流体注入的轴对称矢量喷管三维流场计算 [J]. 推进技术, 2002, 23(6) : 441 - 444.
WANG Qiang, FU Xiaoming, Eriqitai. Computation of Three Dimensional Nozzle Flow Field With Fluidic Injection [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(6) : 441 - 444. (in Chinese)
- [8] 邓远灏, 钟梓鹏, 宋文艳. 收敛 - 扩张喷管中运用次流推力矢量控制技术的计算研究 [J]. 固体火箭技术, 2004, 28(1) : 29 - 32.
DENG Yuanhao, ZHONG Xinpeng, SONG Wenyan. Computational Investigation in Secondary Flow Thrust Vector Control Technology Used in Convergent - divergent Nozzle [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 28(1) : 29 - 32. (in Chinese)
- [9] Yoon S, Jameson A. Symmetric - Gauss - Seidel Method for the Euler and Navier - Stokes Equations [J]. AIAA Journal, 1988, 26(9) : 1025 - 1026.
- [10] 孙得川. 二次射流流场及其干扰参数研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2002.
SUN Dechuan. Study on Supersonic Flowfield With Secondary Injection and Its Control Parameters [D]. Xi'an: Dissertation of North Western Polytechnical University, 2002. (in Chinese)

(编辑: 姚树峰)

Research on the Influence of the Jet Injection Angle on Nozzle Flow Field

XU Xue - miao, WANG Ru - gen, ZHANG Xiang - yi, ZHOU Min, ZHOU Xiang - dong
(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The finite volume method is used to solve 3D Reynolds average N - S equation by RNG k - Σ turbulence model. Flow phenomena in nozzle using secondary flow thrust vector control technology with the change of the jet flow angle are numerically simulated. The result indicates that the vector angle of thrust is maximal with the injection flow plumbing at the wall. The angle of injection flow has a significant effect on the thrust vector angle, and the reversed jet flow can produce greater thrust vector angle and thrust loss than the parallel jet flow.

Key words: jet flow; nozzle flow field; vector angle; numerical simulation