

文章编号: 1000-8055(2008)11-1966-05

微喷射流强化尾喷流混合的三维数值模拟

李 挺, 额日其太, 李家军

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 尾喷流是飞行器主要的红外辐射源之一, 采用微喷射流技术能够对尾喷流红外辐射进行有效控制. 对将微喷射流技术用于尾喷流混合进行数值模拟, 研究表明: 采用微喷射流技术后, 在尾喷流中形成流向涡, 强化了尾喷流与周围空气的掺混, 高温核心区面积减小, 并且发现微喷射流的出口横向尺寸和微喷射流在主喷流中的穿透深度是影响掺混的决定性因素.

关 键 词: 微喷射流; 喷流混合; 温度分布

中图分类号: O368

文献标识码: A

Three dimensional numerical simulation of enhancing jet mixing with microjet

LI Ting, Eriqitai, LI Jia-jun

(School of jet propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191)

Abstract: Computational fluid dynamics is employed to numerically simulate the flow of round jet with microjet. With microjet technology, it's possible to control efficiently IR of jet flow. And, vortexes in flow direction are generated to enhance the mixing between jet flow and ambient air. Therefore the high temperature area of jet is decreased. The penetration and outlet width of microjet is the decisive factor to suppress the high temperature area and affect the mixing.

Key words: aerospace propulsion system; microjet; jet mixing; temperature distribution

高温尾喷流是飞行器主要的红外辐射源之一. 减小尾喷流红外辐射的途径主要是强化尾喷流与环境气流的混合. 尾喷流的强化混合技术可以分为被动控制方式和主动控制方式. 被动控制方式代表方案有波瓣喷管^[1], V 型喷管^[2] 和小突片技术^[3] 等. 主动控制方式代表方案有脉冲射流技术^[4] 和微喷射流技术^[5-6] 等.

微喷射流技术一种结构简单, 容易应用, 效果明显的喷流强化混合方法, 通常是在喷管外部通入具有一定速度、压力的多股气流, 在喷管出口处形成高强度流向涡系, 强化外界气流与主流掺混, 降低尾喷流温度, 缩短喷流核心区长度. 国外对微

喷射流技术进行了很多研究, 本文利用数值模拟的方法针对喷流红外隐身方面, 进行了不同参数的微喷射流对尾喷流进行强化混合的流场的结构及温度分布的深入研究.

1 数值计算方法的验证

CFD 算法为时间推进的有限体积方法, 控制方程选用一般曲线坐标系下三维强守恒形式的 N-S 方程, 离散格式选用隐式格式. 湍流模型选用重整化群(RNG) $k-\varepsilon$ 两方程模型.

为了验证数值模拟方法, 首先对文献[5]的收敛喷管流场进行了计算. 模型尺寸与该文献实验

收稿日期: 2007-10-31; 修订日期: 2008-04-09

作者简介: 李挺(1981-), 男, 上海人, 硕士, 主要从事喷流混合方面的研究.

装置保持一致,喷管进口直径 76.2 mm,出口直径 50.8 mm,收缩率 2.25.

与实验结果比较,计算结果虽然有一定的误差,但计算值与实验测量值的分布规律基本上一致,证明数值方法基本正确,结果对比如图 1 所示.

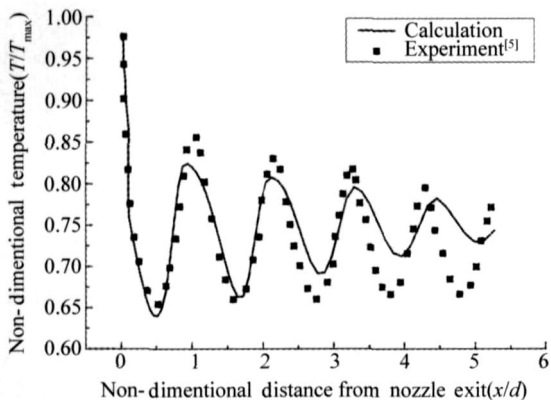


图 1 计算结果与实验结果的对比

Fig. 1 Centerline non dimensional static temperature profile

2 数值模拟与结果分析

在此项工作中,选取轴对称收敛喷管作为基准喷管,该喷管进口直径为 100 mm,等直段长度为 56 mm,收敛段长度为 124 mm,出口直径为 65 mm.

如图 2 所示,在喷管出口上游 4 mm 处设置 6 个微喷射流管,射流管在圆周上等间距分布,向喷管中心射流.

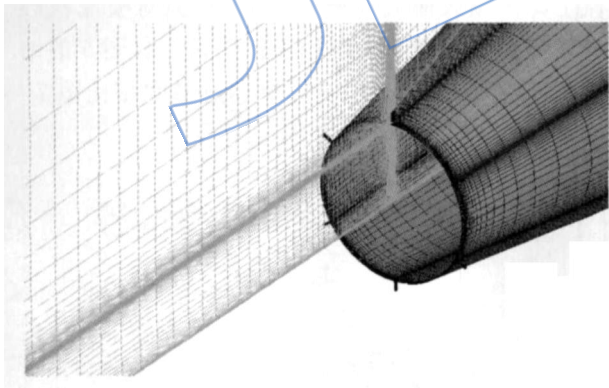


图 2 加装微喷射流的喷管网格

Fig. 2 Sketch and mesh of the microjet model

圆形微喷射流直径 d 分别为 2 mm, 3 mm. 矩形微喷射流出口尺寸为 1 mm $\times$ 3 mm, 0.5 mm $\times$ 3 mm. 在三维流场计算中,采用结构化网格,在物理量梯度大的区域进行网格加密.

主喷流工质是热态气体,总温 725 K,出口马赫数 $Ma = 0.6$,微喷射流工质为空气,流量 m_s 为主喷流的 1%~4%.

2.1 微喷射流对尾喷流流场的影响

计算结果如图 3 所示,微喷射流出口直径 2 mm 流量为主喷流 1% 的 2 d 和 3 d 处涡量图. 在尾喷流横截面上,由于微喷射流附近产生了展向的压力梯度,在剪切层中出现了强烈的流向涡,流向涡的卷吸作用使得喷管外流中的流体被卷向喷流中心,喷流的热流被导向环境气流中,从而起到了强化混合的作用.

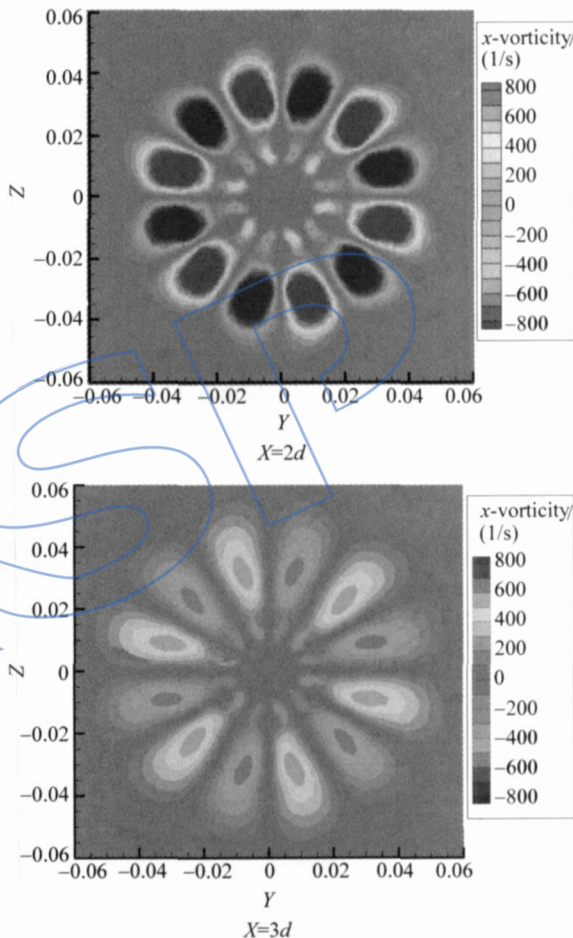


图 3 $m_s = 1\%$, $d = 2$ mm 涡量图

Fig. 3 Vorticity magnitude contours

2.2 微喷射流在主喷流中穿透深度对掺混效果的影响

在微喷射流出口直径不变的前提下,增加微喷射流流量,穿透深度将增加,流向涡的位置将发生变化,对喷流掺混效果也会随之变化. 为描述微喷射流的穿透深度,选用微喷射流与主喷流的密流比为标志参数

$$R\rho_r = \rho_{\text{micro}} V_{\text{micro}} / \rho_{\text{mainflow}} V_{\text{mainflow}}$$

图 4 中 1% 流量的微喷射流并未穿透主喷流进入核心,只作用于主喷流边界层附近;而图 5 中 2% 流量的微喷射流穿入喷流核心区域. 1% 时的

R_{ρ} 小于 2 % 时的 R_{ρ} ,因此可假设存在临界状态,即为在此状态下,微喷射流恰好未穿透主喷流未进入喷流核心,此时的 R_{ρ} 为临界 R_{ρ} .图 6 是未加微喷射流时主喷流流向 4 个截面的温度分布,位置分别为喷管出口,下游 2 倍直径,4 倍直径和 6 倍直径.

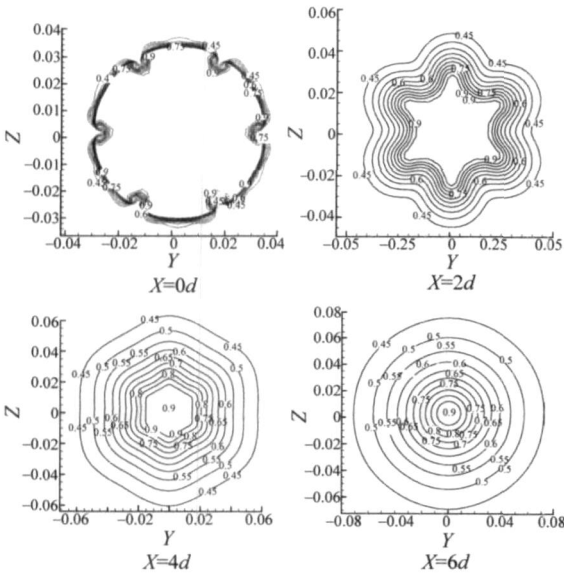


图 4 温度场结果(未加微喷射流)
Fig. 4 Contours of the static temperature(unforced)

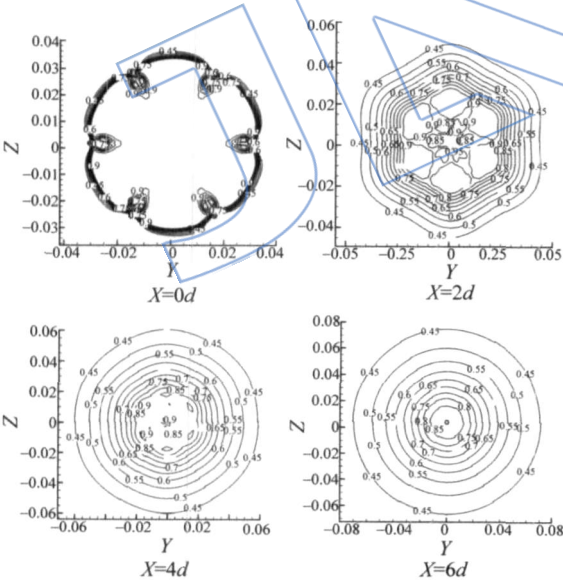


图 5 温度场结果($m_s = 1\%$, $d = 2\text{ mm}$)
Fig. 5 Contours of the static temperature
($m_s = 1\%$, $d = 2\text{ mm}$)

图 4 为微喷射流流量是主喷流的 1 % 时的尾喷流截面图.由于 R_{ρ} 较小,微喷射流作用于主喷流剪切层附近.通过卷吸作用进入的冷空气减小了主喷流高温区横截面积.

微喷射流流量增加至 1.5 % 时, R_{ρ} 增大,微

喷射流穿透深度增大,由计算结果看出,微喷射流并未穿入主喷流核心, $R_{\rho}^{1.5\%}$ 并未超过 $R_{\rho}^{\text{临界}}$.此时在减小喷流高温核心区面积方面,效果优于 1 % 流量时 $R_{\rho}^{1\%}$.

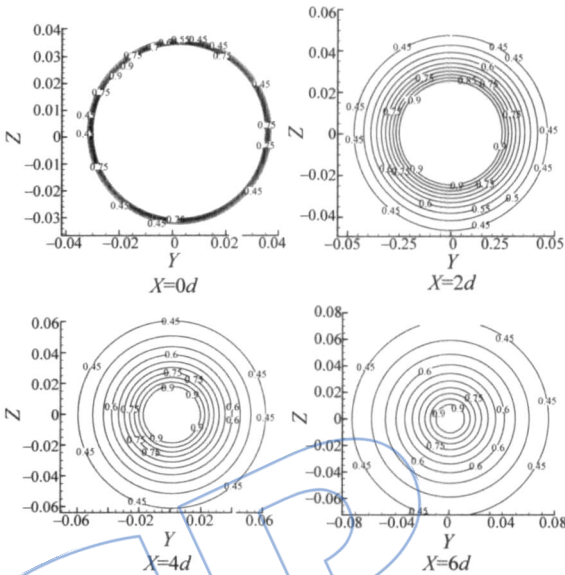


图 6 温度场结果($m_s = 1.5\%$, $d = 2\text{ mm}$)
Fig. 6 Contours of the static temperature
($m_s = 1.5\%$, $d = 2\text{ mm}$)

增大微喷射流流量至 2 % 后,射流出口速度增加, R_{ρ} 增大,超过,穿透了剪切层,进入了喷流核心,产生的流向涡跟随微喷射流进入主喷流核心,对流换热发生在主喷流核心区域.对减小主喷流上游高温区横截面积效果微弱,但对喷流核心的对流换热起到了一定积极作用,因此,图 5 的结果显示在 4 d 和 6 d 时喷流中心处温度相比图 7

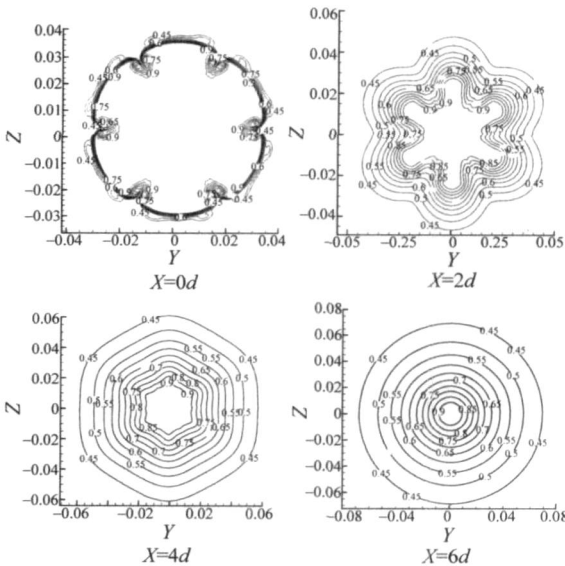


图 7 温度场结果($m_s = 2\%$, $d = 2\text{ mm}$)
Fig. 7 Contours of the static temperature
($m_s = 2\%$, $d = 2\text{ mm}$)

的结果略低.

由以上结果综合分析可得,微喷射流的穿透深度是减小喷流高温面积的主要影响因素之一,若要最大程度的减小主喷流高温核心区面积,就应尽量使 R_{ρ} 接近 $R_{\rho}^{临界}$,但不能超过 $R_{\rho}^{临界}$.若要降低喷流核心处温度,而不需要减小喷流高温区面积,则需使 R_{ρ} 超过.

2.3 微喷射流出口尺寸对掺混效果的影响

随着尺寸的增大,在主喷流中形成的低压区面积增大,气流通道加宽,由计算结果可得 $R_{\rho}^{临界}$ 增大.因此可以在较大的 R_{ρ} 条件下获得较好的掺混效果.图 8 为微喷射流出口直径为 3 mm 时的温度场.

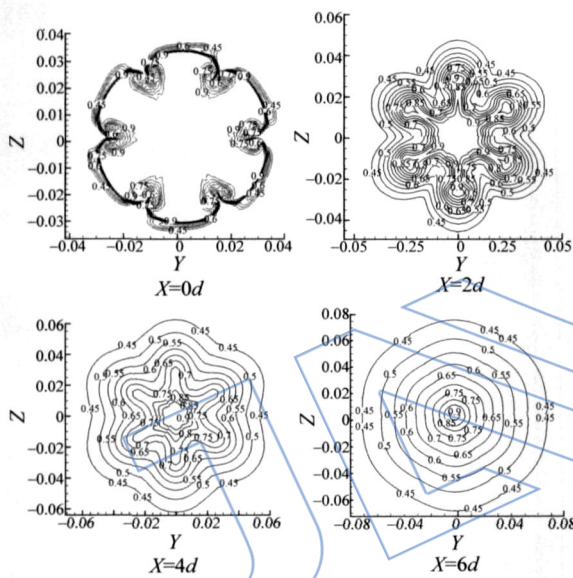


图 8 温度场结果 ($m_s = 4.5\%$, $d = 3\text{ mm}$)

Fig. 8 Contours of the static temperature ($m_s = 4.5\%$, $d = 3\text{ mm}$)

二次流气流通道进一步增大, $R_{\rho}^{临界}$ 增大,即使流量增加至 4.5%, R_{ρ} 大于 2 mm 微喷射流 2% 的 $R_{\rho}^{2\%}$ 也大于 2 mm 微喷射流时的 $R_{\rho}^{临界}$,但微喷射流并未穿透主喷流进入核心,而是保持在亚临界状态.对进一步压缩喷流高温核心区横截面起到了积极意义.高温核心区面积相比于前三种状态有较大缩减,相比于未加射流的尾喷流效果显著.根据大于 4.5% 流量的计算结果可知,在 7% 流量左右 R_{ρ} 达到临界状态,但由于微喷射流流量超过主喷流流量 4%,就失去了工程实用价值,因此结果没有列出.

通过进一步的研究发现,微喷射流的横向尺寸起到了决定性作用,流向尺寸作用微弱.以下的

结果是采用长方型微喷射流的计算结果,分别采用 1 mm $\times$ 3 mm 和 0.5 mm $\times$ 3 mm 的出口参数.

相比于 3 mm 圆射流,1 mm $\times$ 3 mm 矩形射流缩减了流向尺寸,而保持了横向尺寸.由图 8 和图 9 的计算结果比较可得,4% 流量的圆射流与 3% 流量的矩形射流产生的效果基本一样.此时的 $R_{\rho}^{临界}$ 与 3 mm 圆微喷射流时的 $R_{\rho}^{临界}$ 相近.由于出口面积相比 3 mm 圆射流大幅减小,因此以较高的 R_{ρ} 减小喷流高温区面积.同时由于二元射流相比于圆射流损失较大,因此需要比圆射流略高的 R_{ρ} 才能达到与圆射流相似的穿透深度.但由于微喷射流需要很少的流量就能获得较高的 R_{ρ} ,达到和圆射流相似的掺混效果.因此相同横向尺寸的二元微喷射流优于圆射流.

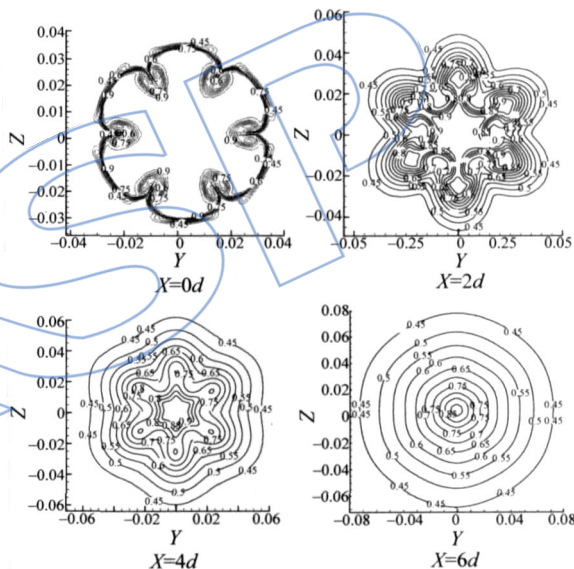


图 9 温度场结果 ($m_s = 3\%$, 1 mm $\times$ 3 mm)

Fig. 9 Contours of the static temperature ($m_s = 3\%$, 1 mm $\times$ 3 mm)

图 10 所示计算结果为微喷射流的出口尺寸为 0.5 mm $\times$ 3 mm.进一步说明了微喷射流的横向尺寸是影响掺混效果的决定因素之一.

由以上计算结果比较可得,0.5 mm $\times$ 3 mm 出口的微喷射流效果与 1 mm $\times$ 3 mm 出口的微喷射流效果基本一致.这进一步说明了,在减小主喷流高温核心区面积方面,微喷射流的横向尺寸起到了主导作用.通过缩小微喷射流的流向尺寸,减小出口面积,可以在保证掺混效果的前提下,减少微喷射流的流量,从而降低由于从压气机引气而造成的发动机的推力损失.

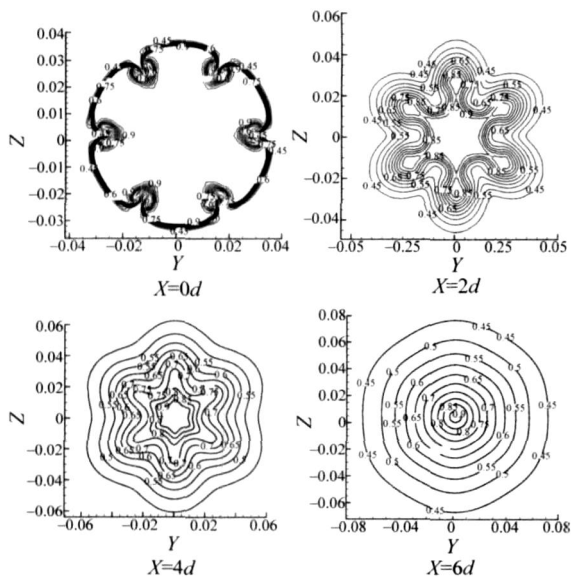


图 10 温度场结果 ($m_s = 2\%$, $0.5\text{ mm} \times 3\text{ mm}$)
Fig. 10 Contours of the static temperature
($m_s = 2\%$, $0.5\text{ mm} \times 3\text{ mm}$)

3 结 论

对有/无微喷射流的收敛喷管进行了内外流场计算,结果表明微喷射流在尾喷流中产生了强烈的流向涡,促进了内外流的强化混合,明显缩减了喷管出口附近喷流的高温部分面积,并且降低了喷流的温度。

研究发现微喷射流的穿透深度和出口横向尺寸在压缩尾喷流高温核心区面积方面起主导作用,而流向尺寸作用微弱。

优化设计时,可以在保证掺混效果不变的基

础上,通过缩减微喷射流流向尺寸来达到降低微喷射流流量的目的,从而降低发动机由于压气机引气而造成的推力损失,实现较小推力损失下的效果明显的尾喷流红外隐身效果。

参考文献:

[1] Hu Hui, Saga T, Kobayashi T. Simultaneous measurements of all three components of velocity and vorticity vectors in a lobed jet flow by means of dual-plane stereoscopic particle image velocimetry [J]. Physics of Fluids, 2002, 14(7) : 2128-2138.

[2] Callender B, Gutmark E. A near-field investigation of chevron nozzle mechanisms [C]//9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina: AIAA 2003-3210.

[3] 王强, 额日其太, 杨勇. 小尖片强化混合结构三维流场数值模拟[J]. 推进技术, 2001, 22(3) : 215-218.

WANG Qiang, Eriqitai, YANG Yong. Numerical simulation on three dimensional nozzle flowfield with tabs [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3) : 215-218. (in Chinese)

[4] 李家军, 额日其太. 脉冲射流强化圆柱喷流混合的三维数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(7) : 773-776.

LI Jiajun, Eriqitai. Mixing enhancement in round jet exhaust using pulsed blowing: 3-D numerical simulations [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(7) : 773-776. (in Chinese)

[5] Greska B, Krothapalli A. High-speed jet noise reduction using microjets on a jet engine [R]. AIAA Paper, 2004-2969.

[6] 李挺, 额日其太. 采用微喷射流技术抑制民用涡扇发动机排气噪声[C]//中国航空学会 2007 学术年会论文集. 广东 深圳: 中国航空学会, 2007: 166-171.