

文章编号: 1000-8055(2005)03-0389-05

尾缘修形的二元喷管内外流场数值研究

李荣松, 王 强, 额日其太

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 针对美国第四代战斗机F-22在二元收敛-扩喷管设计应用上的特点, 利用时间推进的有限体积法对二元喷管尾缘修形前后非矢量状态下的内外流混合流场进行了数值模拟。结果表明: 二元喷管出口尾缘修形使得喷管出口下游流场中出现了很强的流向涡, 能够促进内外流的强化混合, 对缩短高温核心区、加快尾喷流沿流向的温度衰减有明显效果, 对抑制尾喷流的红外辐射有一定好处。

关键词: 航空、航天推进系统; 二元收敛-扩喷管; 尾缘修形; 流向涡; 强化混合; 数值模拟

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Numerical Investigation of Two-Dimensional Nozzle with Trailing Edge Modification

L I Rong-song, W A N G Q iang, E r i q i t a i

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: The numerical simulation of three dimensional internal and external flows for non-vectoring two-dimensional nozzles with or without trailing edge modification was conducted by means of time marching finite volume method. The difference between the modified and unmodified nozzle was found. Two couple of counter-rotating streamline strong vortices which can enhance the jet flow mixing appeared around the modified nozzle trailing edge. And these induced vortices have greater effect on temperature distribution of the exhaust plume. The result of this research shows that the design of trailing edge modification can evidently reduce the length of high temperature domain of the exhaust plume and may be benefit to the reduction of infrared radiation.

Key words: aerospace propulsion system; 2D convergent-divergent nozzle; trailing edge modification; streamline vortex; flow mixing; numerical simulation

随着推力矢量技术和红外隐身技术的发展, 二元矢量喷管越来越引起了各国军事航空领域的关注, 具有俯仰推力矢量能力的二元收敛-扩喷管已经为美国第四代战斗机F-22系列所采用。在二元收敛-扩喷管的实际应用中, 基于对飞机隐身性

能的考虑, F-22战斗机喷口上下唇边进行了修形处理, 经过修形后的喷口上下唇边均平行于同侧或异侧机翼的前缘。这样的设计, 目的是在降低机身回波的同时, 将这些边缘在不同方位角上分散产生的回波波峰与机翼前缘产生的回波波峰合

收稿日期: 2004-07-06; 修订日期: 2004-10-11

作者简介: 李荣松(1971-), 男, 山东无棣人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究

并, 从而降低这些波峰被雷达发现的概率^[1]。同时也不难发现: 尾缘修形处理后形成的独特的喷口外形具有类似于小突片强化混合结构^[2~4]的特点, 应该能够强化热喷流与外流的掺混, 带来抑制尾喷流红外辐射的附加好处。本文通过求解三维 N-S 方程, 对二元收-扩喷管尾缘修形前后的内外混合流场进行了数值模拟研究。

1 数值计算方法

1.1 计算格式和湍流模型

CFD 算法为时间推进的有限体积法, 控制方程选用一般曲线坐标系下的三维强守恒形式的 N-S 方程。为提高收敛速度和求解精度, 空间离散格式采用二阶迎风格式。湍流模型选用标准的 $k-\epsilon$ 两方程模型。

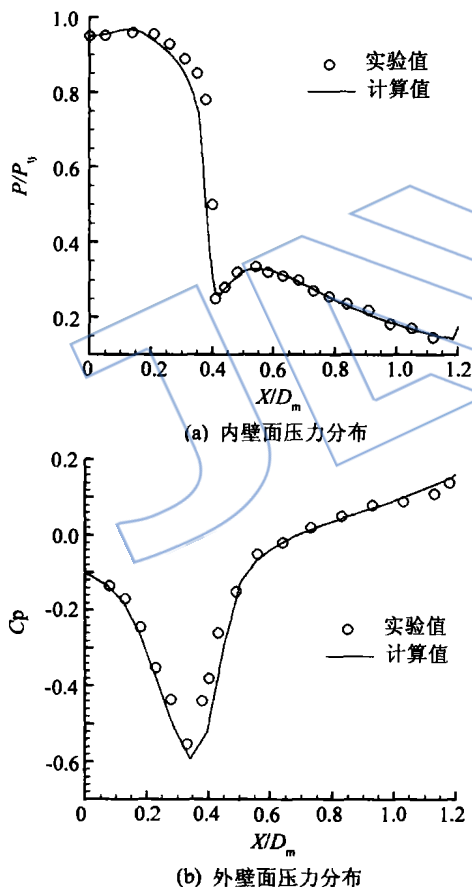


图1 对参考文献[5]中某喷管的壁面压力分布的计算结果与实验结果对比

Fig 1 Comparison of calculation and experimental data for surface pressure distribution of nozzle to ref [5]

为了验证所采用的计算方法, 本文对文献[5]中的一种轴对称收-扩喷管(Configuration 4)落

压比 $NPR = 5.0$, 马赫数 $M_{a\infty} = 0.90$ 的工况进行了计算, 并与实验结果进行了比较。图1为该喷管内外壁面的压力分布曲线, 可以看出计算结果与实验数据吻合较好。计算所得推力系数相对于实验结果误差不超过0.5%。

1.2 计算对象及有关参数

本文计算采用的二元收-扩喷管尾缘修形前后3个方向的平面视图如图2所示。修形前喷管扩张比为1.41, 扩张角为 8.25° ; 出口宽高比为2.17, 不同位置宽度保持不变。修形方法是在二元收-扩喷管的出口位置两侧进行简单的斜切, 斜切平面与喷管出口平面的夹角参照F22机翼前缘的后掠角取为 48° 。为了达到性能指标的一致, 保证了两个喷管的出口在垂直于流动方向上具有相同的投影面积。

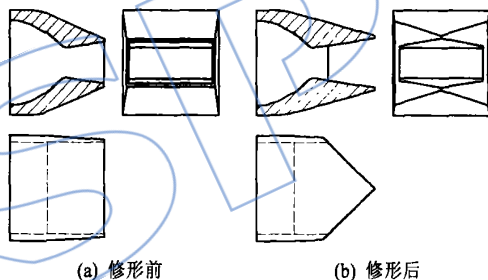


图2 喷管尾缘修形前后的平面视图

Fig 2 Views of nozzles before and after trailing edge modification

计算区域是包括喷管内外流的三维混合流场, 外流径向取4倍的喷管出口当量直径, 喷流长度取12倍的喷管出口当量直径。

本文中分别将流动方向、喷管宽度方向和高度方向取为直角坐标系的 X 轴、 Y 轴和 Z 轴。

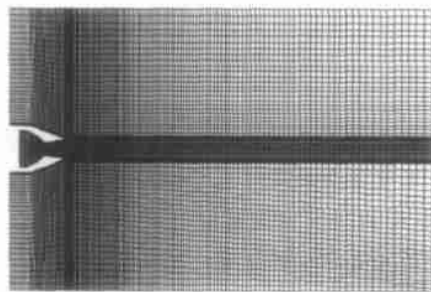


图3 尾缘修形前喷管 XZ 对称面上的计算网格

Fig 3 Computational grid of nozzle before trailing edge modification in XZ plane

1.3 计算网格和边界条件

两种喷管在YZ对称面上的内外流场计算网格及三维物面网格如图3~图6所示。本文网格

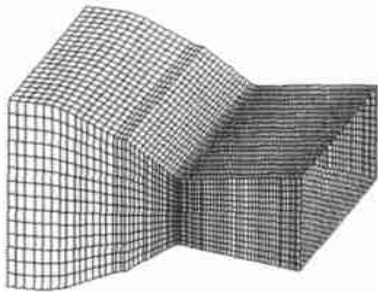


图4 尾缘修形前喷管内壁面的三维网格图
Fig 4 3-D grid of nozzle before trailing edge modification

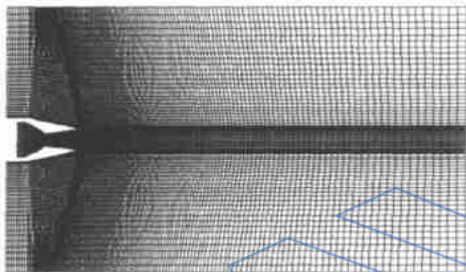


图5 尾缘修形后喷管XZ对称面上的计算网格
Fig 5 Computational grid of nozzle after trailing edge modification in XZ plain

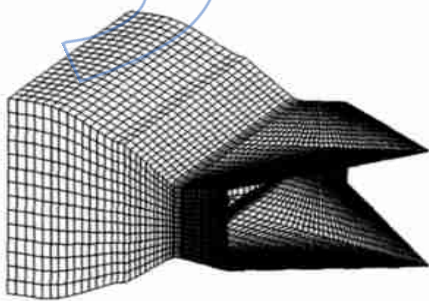


图6 尾缘修形后喷管内壁面的三维网格图
Fig 6 3-D grid of nozzle after trailing edge modification

划分采取了分区生成的方法。对于一般结构的二元喷管, 计算网格采用结构化的三维六面体网格; 而对于尾缘修形的二元喷管, 因其出口形状存在尖角, 结构化网格生成困难, 故在个别区域采用端面为三角形的三棱柱形网格, 其它区域采用结构化网格。为了模拟壁面附近的边界层流动和捕获

激波, 在喷管近壁区域、喉道及出口附近进行了网格的局部加密。另外, 本文在计算过程中采用了网格自适应技术。

流场计算的边界条件为:

- (1) 内流进口边界: 内流来流为亚声速, 热力学参数由滞止状态确定, 给定为压力进口边界条件。
- (2) 外流进口和外流外边界均给定为压力远场边界条件。
- (3) 混合流场出口边界条件将根据亚、超声速出口流态分别考虑。对亚声速状态, 给定为压力出口边界条件; 对超声速状态, 则外插给出所有流动参数。
- (4) 壁面边界给定为无滑移边界条件。

2 计算结果与分析

本文计算了飞行高度为10 km, 马赫数 Ma 为0.8时常规二元收-扩喷管与尾缘修形的二元收-扩喷管的内外混合流场。喷管落压比为4.94, 进口总温为1 982.7 K。

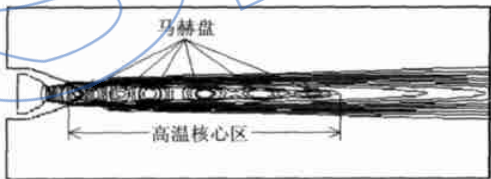


图7 修形前喷管流场在XZ对称平面的温度等值线图
Fig 7 Temperature contours of nozzle before trailing edge modification in XZ plain

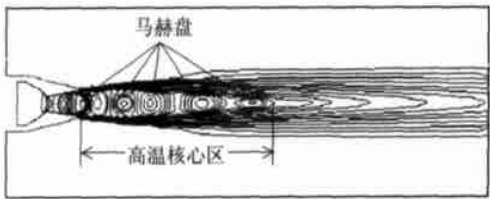


图8 修形后喷管流场在XZ对称平面的温度等值线图
Fig 8 Temperature contours of nozzle after trailing edge modification in XZ plain

常规二元收-扩喷管与尾缘修形的二元收-扩喷管的内外流场XZ对称面的等温度线图见图7和图8。可以看出, 后者的高温核心区相对要短,

马赫盘的数目要少。这说明后者对于内外流混合来说效果更好。

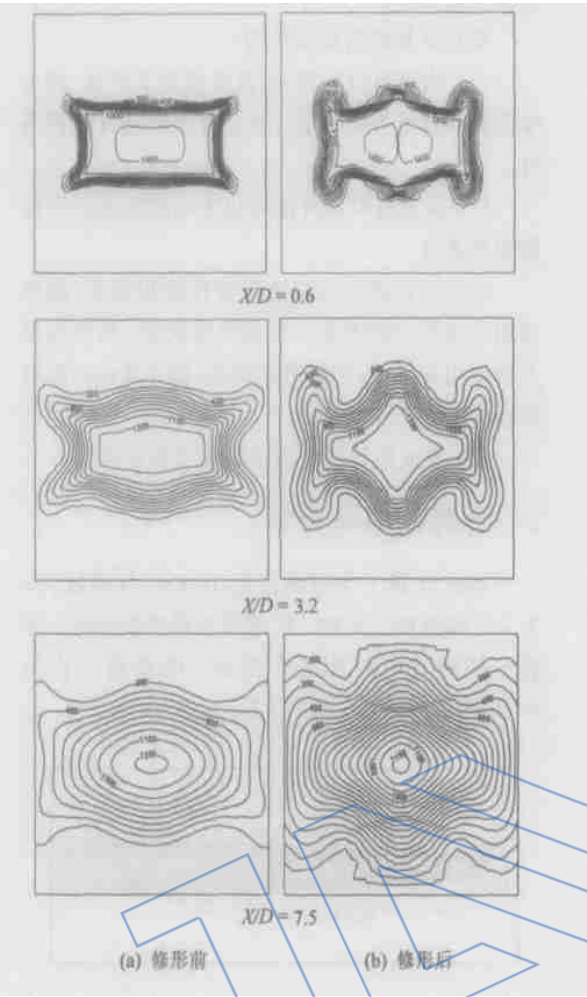


图9 喷管流场在不同流向位置的YZ 截面等温度图
Fig 9 Temperature contours at different downstream locations in YZ plane

从2种喷管喷流区YZ 切面的等温度线图(图9)可以更清晰地看出温度分布沿流向的变化存在很大的差异: 相比之下尾缘修形的喷管等温度线图在斜切位置附近有明显的内凹特征; 随着流动距离的增加, 尾缘修形的二元喷管沿Z 向的混合层厚度增加更快, 温度衰减也更快。这是由于尾缘修形的二元喷管在出口下游的上、下方分别出现了一对旋转方向相反的流向涡, 正是由于这两对流向涡的存在, 加强了喷流与喷管外流体之间的掺混。图10 是2种喷管出口附近喷流流场YZ 切面的等涡量图。可以看出, 除了跟常规收-扩喷管一样在出口4个直角位置分别出现了2个涡团以外, 尾缘修形的二元喷管在斜切形成的尖形尾锥两侧也出现了很强的漩涡。这两对流向涡的出现主要是由于在修形后的尾缘附近产生了展向的压力梯

度。由于流向涡的卷吸作用^[6], 使得喷管外流中的流体被卷向喷流中心, 喷流中心的热

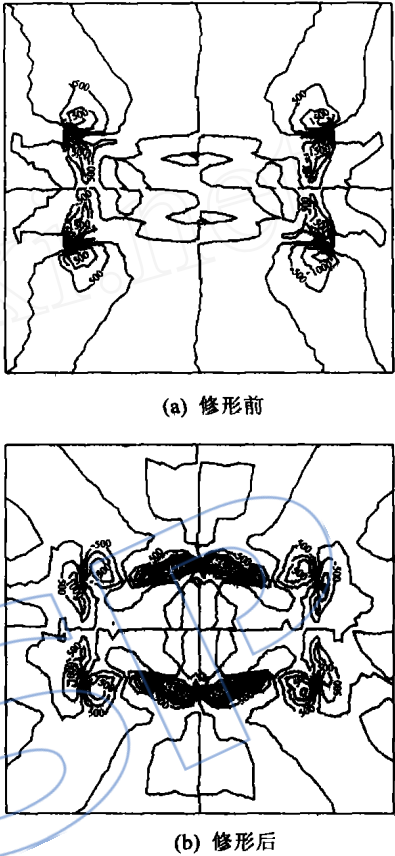


图10 喷管流场在 $X/D = 0.6$ 流向位置的YZ 截面等涡量图

Fig 10 Vorticity contours of nozzle at $X/D = 0.6$ in YZ plane

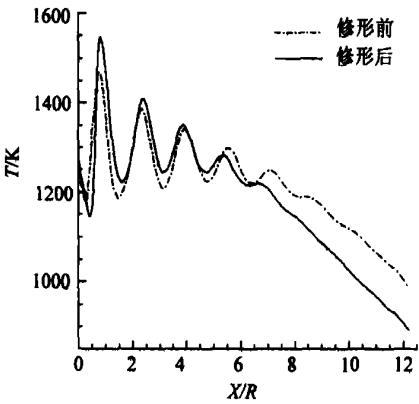


图11 喷管尾缘修形前后尾喷流中心线的温度分布
Fig 11 Comparison of centerline temperature distribution of nozzle before and after trailing edge modification

喷流被导向喷管外流中,从而起到了强化混合的作用。

比较 2 种喷管喷流区沿流动方向的中心线的温度变化规律(图 11)可以看出: 7.5 倍直径以后,尾缘修形的二元喷管喷流中心线温度较常规二元喷管温度大约低 100°C 。由于红外辐射强度跟温度成 3~5 次方的比例关系,可见尾缘修形对于降低尾喷流红外辐射的作用不可低估。

3 结 论

本文采用数值方法对二元收-扩喷管尾缘修形前后的三维内外混合流场进行了研究。结果表明: 二元喷管尾缘修形使得在两个尖形尾锥下游流场中分别出现了两对旋转方向相反的流向涡。这两对流向涡能够有效地强化内外流的混合,缩短掺混距离,使得核心区的温度分布有明显改变。二元收-扩喷管的尾缘修形处理对于加快尾喷流温度沿流动方向的衰减具有明显的效果,将对抑制尾喷流的红外辐射带来一定好处。

参考文献

- [1] 张考,马东立. 军用飞机生存力与隐身设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002
- [2] Steffen C J, Reddy D R Jr, Zaman K B M Q. Numerical Modeling of Jet Enhancement for Nozzle Fitted with Delta Tabs[R]. AIAA Paper 97-0709
- [3] John M. Seiner. Mixing Enhancement by Tabs in Round Supersonic Jets[R]. AIAA Paper 98-2326
- [4] 王强, 额日其太, 杨勇. 小突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, Erigitai, Yang Yong. Numerical Simulation on Three Dimensional Nozzle Flowfield with Tabs[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 215~218
- [5] Carson George T Jr, Lee Edwin E Jr. Experimental and Analytical Investigation of Axisymmetric Supersonic Cruise Nozzle Geometry at Mach Numbers From 0.60 to 1.30 [R]. NASA TP-1953, 1981
- [6] Lipmann D. Why Do Streamwise Vortices form at the Top and Bottom of a Round Jet Moving Parallel to a Free Surface[J]. J. of Fluids Eng, 1995, 117: 205~207