

几何对称横向射流入射对尾喷流红外辐射特征抑制的数值研究

王 飞¹, 张 勃¹, 吉洪湖¹, 李 伟¹, 张宗斌², 罗明东²

(1. 南京航空航天大学, 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016; 2. 中航工业成都飞机设计研究所, 成都 610041)

摘要:降低高温核心区长度是减小尾喷流红外辐射的有效途径。针对某轴对称收敛喷管, 研究1种横向射流主动强化尾喷流掺混与红外抑制技术, 采用横向射流技术强化外流与热喷流的掺混, 通过数值模拟方法研究了2股横向射流喷射频率与流量变化对强化尾喷流掺混与红外抑制特性的影响规律。结果表明: 在与横向射流流动方向垂直的探测面上尾喷流辐射强度衰减明显, 探测角度为90°时红外辐射强度衰减可达48%。随着2股射流流量差的减小, 强化掺混与红外抑制效果逐渐增强。

关键词: 红外抑制; 尾喷流; 强化掺混; 轴对称收敛喷管; 横向射流; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2015.02.010

Numerical Investigation of Infrared Radiation Suppression Characteristics for Plume with Geometric Symmetrical Transverse Jets

WANG Fei¹, ZHANG Bo¹, JI Hong-hu¹, LI Wei¹, ZHANG Zong-bin², LUO Ming-dong²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610041, China)

Abstract: Decreasing the plume temperature is an effective way to reduce infrared radiation of plume. Aiming at an axisymmetric convergent nozzle, a mixing and infrared suppression technology of the plume was studied, which enhanced by a transverse jet including the outer and hot jet mixing. The influence law of the frequency and flow changing for two kinds of transverse jets on enhancing the plume mixing and infrared suppression characteristics was studied by the numerical simulation. The results show that the radiation intensity of the plume is significantly reduced on the vertical transverse jet. The intensity of infrared radiation reduced by 48% when the detection angle is 90°. The results of enhanced mixing and infrared suppression are increased gradually with the decrease of flow deviation for the two kinds of jets.

Key words: infrared suppression; plume; enhanced mixing; axisymmetric convergent nozzle; transverse jet; numerical simulation

0 引言

随着红外探测技术的发展, 为了提高战场生存力, 对飞行器的红外隐身要求逐渐提高^[1]。航空发动机高温尾喷流是飞行器3~5 μm波段上红外辐射的主要来源之一。研究者对尾喷流的红外抑制技术开展了大量研究, 张勃等^[2]发现随着矩形喷管宽高比增大, 红外抑制作用逐渐增强; 张靖周等^[3-4]对波瓣混合器的掺

混与红外抑制特性进行了研究; 刘友宏等^[5-6]对波瓣混合器的影响参数进行了深入研究; 黄勇等^[7-8]对小突片结构对喷流红外辐射特性的影响进行了研究; 邓洪伟等^[9]研究了某型发动机喷管及其喷流流场的红外辐射特征分布。上述研究主要集中于射流被动掺混技术, 而对射流主动掺混技术的研究开展较少。

文献[10-13]表明, 在喷管出口下游的剪切层内注入横向射流, 能够有效加强尾喷流与环境流体的掺

收稿日期: 2014-04-04

作者简介: 王飞(1990), 男, 硕士, 研究方向为传热物质领域; E-mail: 604994776@qq.com。

引用格式: 王飞, 张勃, 吉洪湖, 等. 几何对称横向射流入射对尾喷流红外辐射特征抑制的数值研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): 45-49. WANG Fei, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Numerical investigation of infrared radiation suppression characteristics for plume with geometric symmetrical transverse jets[J]. Aeroengine, 2015, 41(2): 45-49.

混效果,抑制噪声;尚守堂等^[14-15]研究表明,降低发动机热喷流气体辐射较为有效的手段是降低其温度(如加强冷热气流掺混);朱希娟等^[16]发现在亚声速条件下,少量横向射流射入尾喷流后与环境流体混合,高温核心区长度及红外辐射强度均有大幅衰减;美国 Flint 计划研究表明,当横向射流流量占主流 3% 时,可以缩小尾喷流高温区 50% 以上。

本文研究了横向射流流量与喷射频率的变化对尾喷流强化掺混与红外抑制特征的影响规律,以增强尾喷流掺混与红外抑制效果。

1 物理模型

以某轴对称收敛喷管为基础,在出口下游设置 2 股横向射流,其中横向射流与尾喷流流动方向夹角为 90° ,射流喷射结构的物理模型如图 1 所示。

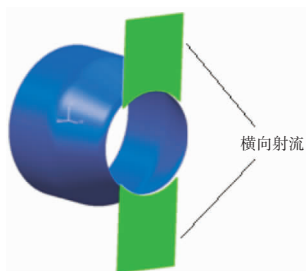


图 1 物理模型

由于计算模型具有对称性,计算时采用 1/2 模型,其 2 维结构如图 2 所示。

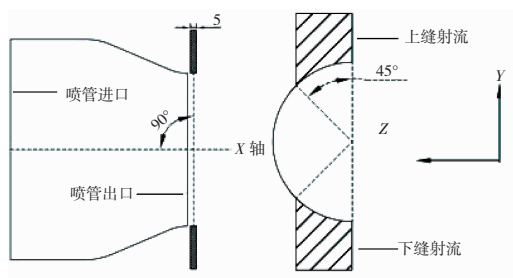


图 2 计算模型 2 维结构

2 计算域、网格及边界条件

设定计算模型喷管出口直径为 D , 整个计算域长、宽分别为 $30D$ 、 $8D$ 。模型计算域对称面网格分布如图 3 所示。从图中可见,在喷管内流域、射流核心区以及壁面附近,气流速度、温度梯度较大的区域内网格划分比较密集,其中气流内、外流域向贴近壁面处逐渐加密,气流外流场下游网格间距沿程逐渐增大。整体网格数为 180 万,经过网格独立性验证,满足设计要求。

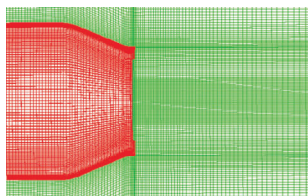
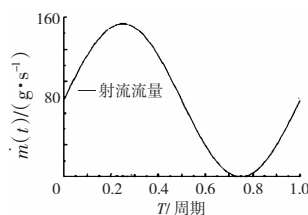


图 3 计算域对称面网格

动机地面工作状态,在喷管出口引入横向射流,研究其对尾喷流气动与红外辐射特性的影响。边界参数条件见表 1。 CO_2 、 CO 、 H_2O 的质量分数分别为 6%、0.05%、3%,红外辐射计算在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波长范围内展开。

表 1 边界条件

	总压 / Pa	总温 / K
喷管进口	175800	840
外场	101325	300



横向射流以质量流量进口为条件,随着时间变化呈正弦分布,上下 2 股横向射流出口截面上流量峰值均为 $0.16\ \text{kg/s}$ (约占尾喷流流量的 3%)。随着时间的变化,上下横向射流流量之和保持恒定,均为 $0.16\ \text{kg/s}$,如图 4 所示。

射流流量为

$$\dot{m}=0.08+0.08 \times \sin (0.5 \times \pi \times t)(\text{kg/s}) \quad (1)$$

3 计算方法

本文利用 FLUENT 软件对流场与温度场进行模拟,采用耦合隐式求解器分别计算连续、动量和能量方程。利用 2 阶迎风差分格式进行离散,湍流模型运用 SST 2 方程模型,采用组分输运模型计算各组分质量分数,采用 DO 模型计算辐射换热的影响。

红外辐射特征计算采用本文自主研发的基于离散传递法的 NUAA-IR 软件进行。

红外辐射特征探测面如图 5 所示。从图中可见次流入射喷口形状与入射位置, XOZ 、 XOY 探测面分别与横向射流入射方向垂直、平行。其中探测角为 0° 、 90° 分别在喷管正后方和垂直于喷管轴线的位置。

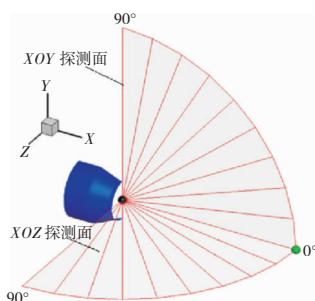


图 5 探测面

4 计算结果及分析

由式(1)可知,横向射流流量随时间呈周期性变化,1 个循环周期 $T=4\text{s}$ 。根据气流量变化规律,在 1 个循环周期内,选取 $t=0.25T$ 、 $0.50T$ 以及 $0.75T$ 3 个典型时间点分别进行分析,见表 2。

为便于比较,本文定义无横向射流的状态为基准模型,有喷流的状态根据其喷射时间分别以 $0.25T$ 、 $0.50T$ 和 $0.75T$ 模型命名。

表 2 横向射流流量分布			
	$0.25T$	$0.50T$	$0.75T$
上缝流量 / (kg/s)	0.16	0.08	0
下缝流量 / (kg/s)	0.16	0.08	0

不同时刻尾喷流流场对称面(XOY 面)温度分布如图 6 所示。图中横坐标为无量纲长度(x/D)。在不同时刻,尾喷流高温区均呈锥形分布。当 $t=0.25T$ 时,上、下横向射流流量均达到峰值,高温区长度为 $4.4D$;当 $t=0.50T$ 时,上、下横向射流流量均为峰值的一半,高温区长度为 $5.05D$;当 $t=0.75T$ 时,上、下横向射流流量均为 0,高温区长度增大为 $7.8D$,高温区宽度也明显增大。可见横向射流单侧射入时,掺混效果最好;两侧等流量射入时,掺混效果明显下降。

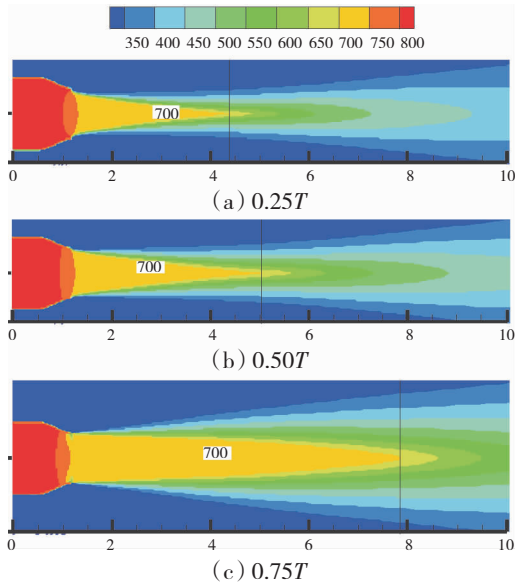


图 6 不同时刻尾喷流流场对称面(XOY 平面)温度分布

不同时刻 XOZ 平面温度分布如图 7 所示。图中横坐标为无量纲长度(x/D)。该平面上高温区长度与 XOY 平面上所示相同,但形状发生了明显改变。当 $t=0.25T$ 和 $t=0.50T$ 时,射流高温区横向扩张增强,呈多峰现象,其射流结构类似于矩形喷管射流结构。射流的横向扩张强化了其与外流掺混效果,缩短了高温区长度。

4.1 模型光谱强度分布

在 $t=0.25T$ 时刻光谱辐射强度分布如图 8 所示。图中给出了 $t=0.25T$ 时刻、 $3\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波段上的光谱辐射强度随波长的变化规律。其中,横、纵坐标分别为波

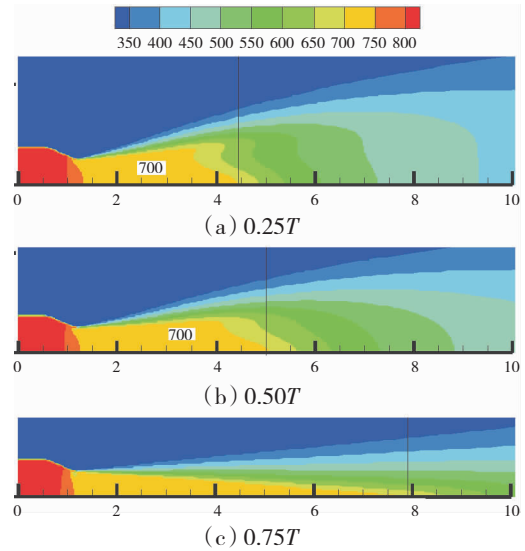


图 7 不同时刻 XOZ 平面温度分布

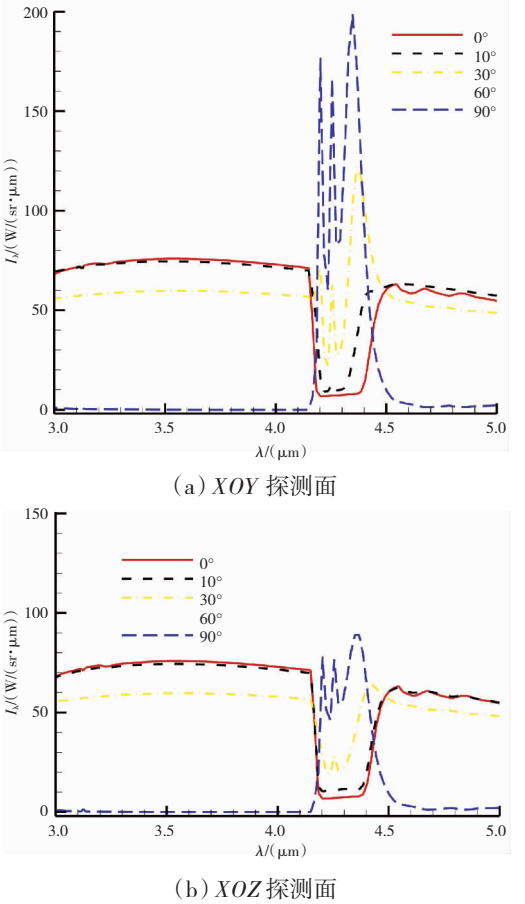


图 8 在 $t=0.25T$ 时刻光谱辐射强度分布

长和光谱辐射强度 I_λ , 单位分别为 μm 、 $\text{W}/(\text{sr}\cdot\mu\text{m})$ 。
基于 XOY 与 XOZ 探测面,给出了探测角度为 0° 、 10° 、 30° 、 60° 、 90° 时的光谱曲线。以 XOY 探测面上 0° 探测结果为例,在 $3\sim 4.16\text{ }\mu\text{m}$ 和 $4.6\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波长范围内,由于高温固体壁面的光谱辐射导致辐射强度较大;而在 $4.16\sim 4.6\text{ }\mu\text{m}$ 范围内,由于对应波段上 CO_2 与

CO 气体的吸收与放射,导致辐射强度出现波峰、波谷分布。结果表明, XOY 与 XOZ 探测面的光谱辐射强度分布规律相同,但是在 $4.16\sim 4.6\ \mu\text{m}$ 范围内 CO_2 与 CO 气体的吸收与放射较少。

在不同探测角度下,红外光谱辐射强度曲线规律相同,但是在 $3\sim 4.16\ \mu\text{m}$ 和 $4.6\sim 5\ \mu\text{m}$ 波长范围内的辐射随着探测角度的增大而减小,而在 $4.16\sim 4.6\ \mu\text{m}$ 范围内则逐渐增大,这是由于固体壁面与气体辐射的不同特征导致的。

4.2 积分辐射强度分布

对光谱红外辐射强度进行积分,得到红外辐射强度分布为

$$I = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{\lambda} d\lambda \quad (2)$$

式中: I 、 I_{λ} 分别为红外、光谱辐射强度; λ_1 、 λ_2 为本文研究波段的下限与上限,取值分别为 3 、 $5\ \mu\text{m}$ 。

在不同时刻、探测面上,尾喷流辐射强度分布如图 9 所示。从图 9(a)中可见,加入次流前,基准模型中尾喷流积分辐射强度总体上随着探测角度的增大而增大;加入次流后,其随探测角度变化规律与基准模型相似,但是量值减小,且随着探测角度增大,减小值逐渐增大。在 $t=0.25T$ 、 $0.50T$ 、 $0.75T$ 时刻得到的红外辐射强度分布规律相同,但是在 $0.25T$ 与 $0.75T$ 时刻的结果相近,而在 $0.25T$ 时的红外辐射强度最小,这与图 6 中所示尾喷流温度场变化是吻合的。在该探测平面内,射入横向射流以后,加强了尾喷流与环境流体的掺混能力,引起高温区长度大幅度衰减,导致各探测角度上积分辐射强度均有一定程度的减小。随着探测角度的增大,尾喷流辐射强度衰减愈加明显。在 $0.25T$ 时刻尾喷流积分辐射强度降幅达 48%,而在 $0.50T$ 时刻降幅则为 41%。

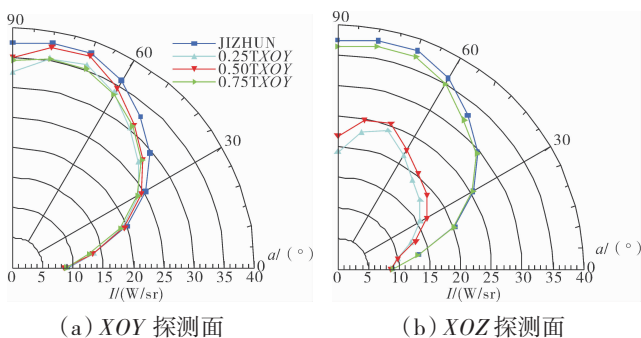


图 9 不同探测面、时刻上尾喷流积分辐射强度分布

从图 9(b)中可见,随角度分布规律与 XOY 面上的相同,但是不同时刻积分辐射强度变化较大。以 90° 探测结果为例,相比基准喷管,采用横向射流时, $0.25T$ 时刻尾喷流积分辐射强度降幅达 48%, $0.50T$ 时刻降幅则为 41%。这是由于在此探测平面测到的尾喷流受到两侧横向射流“挤压”,引起高温区长度缩短而导致的。

5 结论

本文对横向射流入射对发动机尾喷流温度场以及红外辐射特性的影响进行了数值模拟。在保持入射流量和喷射规律一定的情况下,比较研究不同时刻尾喷流掺混与红外抑制特性随时间的变化特征。

(1) 采用横向射流入射,能够显著强化尾喷流掺混效果。当横向射流流量为主流 3% 时,尾喷流高温区长度明显缩短,与横向射流流动方向垂直的探测面上尾喷流辐射强度降低可达 48%。

(2) 在对称横向射流入射时,尾喷流掺混效果随时间变化较大。当 2 股射流喷射相同流量时,强化掺混效果最强,红外抑制效果最佳;而随着两侧喷射流流量差别增大,尾喷流强化掺混效果逐渐减弱。

参考文献:

- [1] 张宗斌,桑建华. 发动机排气系统红外隐身技术研究[J]. 隐身技术, 2009(3):2-4.
ZHANG Zongbin, SANG Jianhua. Investigation of infrared stealth technology on engine exhaust system[J]. Stealth Technology, 2009(3):2-4. (in Chinese)
- [2] 张勃,吉洪湖. 大宽高比矩形喷管的射流与外流的掺混特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1):104-110.
ZHANG Bo, JI Honghu. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1):104-110. (in Chinese)
- [3] 张靖周,单勇. 波瓣喷管引射混合器涡结构的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(3): 355-359.
ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical investigation of vortical structures in the lobed mixer-ejector [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(3): 355-359. (in Chinese)
- [4] 张靖周,单勇,李立国. 直升机排气系统用波瓣喷管引射-混合式红外抑制器研究[J]. 航空学报, 2002, 28(7):32-37.
ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Investigation on lobed nozzle mixer-ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 28(7):32-37. (in Chinese)
- [5] 刘友宏,李立国. 有无中心锥圆排波瓣喷管引射器内流场模拟与比较[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3):280-286.

- LIU Youhong, LI Ligu. Numerical simulation of flow field in circularly lobed exhaust-ejector mixer with /without a central plug [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 280-286. (in Chinese)
- [6] 刘友宏, 樊超, 谢奕, 等. 波瓣数对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1683-1689.
- LIU Youhong, FAN Chao, XIE Yi, et al. Effect of lobe numbers on the performance of a lobed mixer in the forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1683-1689. (in Chinese)
- [7] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对热射流红外辐射的影响研究[J]. 推进技术, 2001, 22(2): 122-125.
- HUANG Yong, GUO Zhihui, WEI Fuqing, et al. Effect of tabs fixed on a convergent nozzle to the infrared radiation of the exhausting hot jet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2): 122-125. (in Chinese)
- [8] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 收扩喷管加小突片对尾喷流红外辐射的影响[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 19-22.
- HUANG Yong, GUO Zhihui, WEI Fuqing, et al. Effect of tabs fixed on a convergent divergent nozzle on infrared radiation of exhausting Jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1): 19-22. (in Chinese)
- [9] 邓洪伟, 邵万仁, 周胜田, 等. 某型航空发动机喷管红外辐射特征数值模拟和实验研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 44-49.
- DENG Hongwei, SHAO Wanren, ZHOU Shengtian, et al. Numerical simulation and experimental investigation of infrared radiation characteristics of an aeroengine exhaust nozzle [J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 44-49. (in Chinese)
- [10] Ragaller P A. Supersonic jet noise reduction via pulsed micro-jet injection[R]. AIAA-2009-3224.
- [11] Castelian T. Noise reduction by impinging microjets: an aerodynamic investigation testing microjet parameters[R]. AIAA-2007-3419.
- [12] Brenton G. Jet noise reduction using aqueous microjet injection[R]. AIAA-2004-2971.
- [13] Mehmet, Bahadir A. Significant improvements on jet noise reduction by Chevron-Microjet combination [R]. AIAA-2007-359.
- [14] 尚守堂, 张青藩. 波反射激励效应抑制超声速射流红外辐射的试验研究[J]. 航空发动机, 2001(3): 25-28.
- SHANG Shoutang, ZHANG Qingfan. Experimental study of wave reflection incentive effect of inhibition of supersonic flow of infrared radiation [J]. Aeroengine, 2001(3): 25-28. (in Chinese)
- [15] 尚守堂, 曹茂国, 邓洪伟, 等. 航空发动机隐身技术研究及管理工作探讨[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 6-9.
- SHANG Shoutang, CAO MAOguo, DENG Hongwei, et al. Discuss on aeroengine stealth technology research and management [J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 6-9. (in Chinese)
- [16] 朱希娟, 额日其太, 李家军, 等. 脉冲射流强化混合对喷流红外辐射特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(5): 551-555.
- ZHU Xijuan, Eriqitai, LI Jiajun, et al. Effect of jet mixing enhancement by pulsed blowing on infrared radiation of plume [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(5): 551-555. (in Chinese)

(编辑: 肖磊)