

横流注入形式对发动机尾喷流红外辐射特性影响的数值研究

何哲旺¹, 张 勃¹, 吉洪湖¹, 李 伟²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳飞机设计研究所 总体部, 沈阳 110035)

摘 要: 针对轴对称收敛喷管,在其出口设计了横向射流装置,在保持横流总流量相同且进口总温为840 K的情况下,数值模拟研究了横流不同注入形式对发动机尾喷流红外辐射的抑制效果.横流的注入能够增强尾喷流与外界气流的掺混,减小高温区长度.结果表明:周向4股注入时的掺混效果要明显弱于横流单股、双股相对注入,故其红外抑制效果也较差;在侧方探测面上,方位角大于20°时,横流单股注入与双股相对注入时的抑制效果非常接近,但后者效果稍好,其最大降幅达到71.6%;在下方探测面,两者的辐射强度均要比其在侧方探测面时大,且双股相对注入时的辐射强度与周向4股注入形式相当;在上方探测面上,相对于其他注入形式,横流单股注入时的辐射强度相对较小,最大降幅达到78.4%.

关 键 词: 红外抑制;轴对称收敛喷管;尾喷流;横向射流;强化掺混

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical research on infrared radiation characteristics of plume of engine influenced by cross-flow injecting forms

HE Zhe-wang¹, ZHANG Bo¹, JI Hong-hu¹, LI Wei²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Department of Conceptual Design, Shenyang Aircraft Design and Research Institute,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shenyang 110035, China)

Abstract: Numerical study was done under the circumstances of the same total mass flow rate and the total temperature of inlet at 840 K to research the suppression effect of infrared radiation of plume of the engine in different kinds of cross-flow injecting forms. The cross-flow device was designed at the orifice of axisymmetric convergent nozzle. The injection of cross-flow intensified the mixing of plume and outer air flow and thus decreased the length of high-temperature region. It is found that the mixing effect is distinctly worse than single or double oppositely injected when cross-flow is circumferentially injected. At side detection plane, the suppression effect of infrared radiation of single and double opposite injecting comes very close when azimuthal angle is bigger than 20°, but the latter one is slightly

收稿日期: 2015-05-29

基金项目: 航空科学基金(20152752034); 南航研究生创新基地(实验室)开放基金(kfjj20150204)

作者简介: 何哲旺(1989—),男,硕士生,主要从事传热研究.

通讯作者: 张勃(1976—),男,副教授,博士,主要从事传热流动的研究.

引用格式: 何哲旺,张勃,吉洪湖,等.横流注入形式对发动机尾喷流红外辐射特性影响的数值研究[J].航空动力学报,2017,32(2):337-343. HE Zhewang, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Numerical research on infrared radiation characteristics of plume of engine influenced by cross-flow injecting forms[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 337-343.

better and has a maximum drop of 71.6%. At underneath detection plane, the infrared radiation intensity of single and double opposite injecting is stronger than that at side detection plane, and the latter has a close value when cross-flow is circumferentially injected. At above detection plane, compared with other injecting forms, the infrared radiation intensity of single injecting is relatively weak and reaches a maximum drop of 78.4%.

Key words: infrared suppression; axisymmetric convergent nozzle; plume; jet in cross-flow; mixing intensify

随着科学技术的迅速发展,机载红外搜索跟踪系统(IRST)、机载前视红外系统(FLIR)等红外探测系统的探测能力显著增强,从而对飞行器的生存构成了巨大的威胁^[1-2].这对飞行器的红外隐身技术提出了更高的要求.

航空发动机工作时,其固体部件和尾喷流的温度很高,是飞行器 3~5 μm 波段上红外辐射的主要来源.近年来,研究人员对发动机的红外辐射抑制技术进行了大量研究.张勃等^[3-4]对矩形喷管的宽高比进行研究,发现大宽高比矩形喷管的红外抑制特性强于轴对称喷管,且随着喷管宽高比的增加而逐渐增加;探索了截锥不同冷却结构对喷管腔体红外抑制特征影响规律.李伟等^[5]研究了不同锯齿对实际圆转矩形喷管腔体红外特性的影响规律.黄宏艳等^[6]发现 V 形尾缘能明显减小喷管出口附近喷流温度,从而降低尾流红外辐射强度.文献^[7-8]研究了小突片对强化气流掺混的规律.张靖周等^[9-10]研究发现波瓣喷管有利于强化气流的引射及掺混.朱希娟、李挺等^[11-12]通过数值方法研究了横流对尾喷流的影响,发现横流的引入能够显著强化尾喷流与环境的掺混,使尾喷流的红外辐射强度得到降低.何哲旺等^[13]实验研究了横向射流对排气系统的红外辐射影响的规律.国外对横向射流的机理进行了深入研究.Davitian 等^[14]研究了横向射流中剪切层的不稳定现象;Ramya 等^[15]用大涡模拟的方法研究了其相互作用的发展过程;Chai 等^[16]对高速横向射流的现象进行了数值模拟.

本文将针对轴对称收敛喷管,通过数值模拟的方法,研究了横向射流(横流)以单股、双股相对及周向 4 股 3 种不注入形式时对发动机尾喷流在 3~5 μm 波段内的红外辐射强度的抑制规律,并与无横流状态进行了对比.

1 物理模型、计算域和边界条件

1.1 物理模型

物理模型如图 1 所示,图 1(a)是轴对称收敛

喷管的一个对称面,喷管长为 0.3 m,进口半径为 0.18 m,出口半径为 0.14 m,收敛段为 0.16 m.图 1(b)是在喷管出口处加入圆弧角均为 90°的 4 个相同结构的横流装置的示意图,每个装置的圆弧进口面积为 0.4 mm².

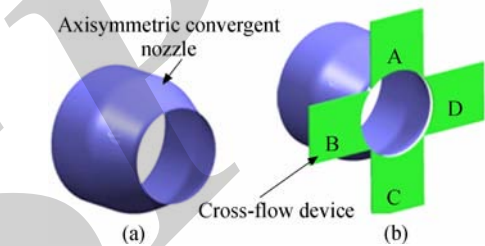


图 1 物理模型
Fig. 1 Physical model

本文设计了 4 种不同横流注入形式,分别是无横流、单股横流、双股相对横流和周向 4 股横流,并以无横流为基准状态,且保持横流总流量相同,见下表 1.

表 1 模型描述
Table 1 Illustration of models

模型 0	模型 1	模型 2	模型 3
无横流	横流从 A 注入	横流从 A, C 注入	横流从 4 个入口注入

1.2 计算域

由于计算模型具有明显的对称性,模型 1 和模型 2 取 1/2 进行计算(如图 2 所示),基准模型 0 和模型 3 只取物理模型的 1/4 进行计算.计算域的长度均为 30D,半径均为 8D,其中 D 为喷管的出口直径.

1.3 计算网格

图 3 以模型 1 为例,给出了计算域对称面上的网格,全域均采用结构化网格.在喷管内流域、横流核心区、壁面附近及横向射流出口截面等气流速度、温度梯度较大的区域内网格划分密集,其

中气流内流域及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. 网格总数约为 180 万,经验证满足网格独立性要求.

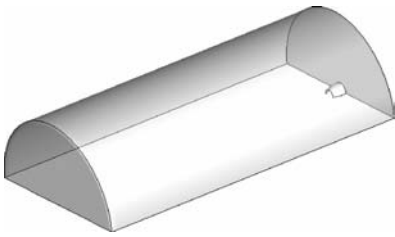


图 2 计算域
Fig. 2 Computational domain

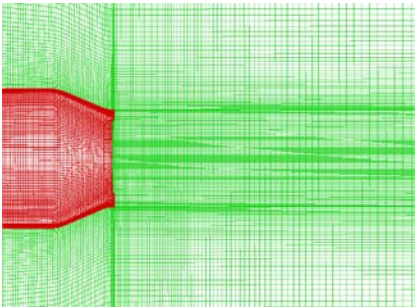


图 3 对称面上的网格分布
Fig. 3 Distribution of mesh in symmetry plane

1.4 边界条件

流场计算时,喷管进口截面设置为压力进口边界,总压为 175.8 kPa,总温为 840 K,喷管进口气体模拟发动机尾焰参数,CO₂,CO,H₂O 的质量分数分别为 4.4%,0.1%,3.0%. 流体为理想气体,外流场边界设置为压力出口,总压为 101 325 Pa,总温为 300 K. 采用 DO(discrete ordinated)模型计算辐射传热,喷管固体壁面及进口界面均设为发射率为 0.9 的灰体壁. 横流入口边界为质量流量进口,总流量为 0.32 kg/s(约占主流流量的 6.248%)总温为 350 K. 计算时保持横流总流量相同并平均分配到每个横流注入口.

2 计算方法

本文的数值计算分为流场计算和红外辐射特征计算两部分. 采用 FLUENT 软件进行流场计算,采用基于密度的稳态求解器,湍流模型选择剪切应力输运 SST $k-\omega$,流动、换热方程的离散均采用 2 阶迎风格式.

红外辐射的计算采用离散传递法^[4,17-18],燃气组分特性数据库选择 NASA3080,探测距离为

5 km,大气吸收算法为 MODTRAN,大气模型选择中纬度夏季,气溶胶吸收模型为无气溶胶和云,海拔高度为 11 km,计算尾喷流在 3~5 μm 波段上的红外辐射强度. 红外辐射探测面的分布如图 4 所示,分 3 个平面进行探测,分别为称为上方探测面、下方探测面和侧方探测面,每隔 10° 进行一次探测. 考虑到模型的对称性,基准模型 0、模型 3 只进行侧方探测面的计算,模型 1 在 3 个探测面均进行计算,模型 2 只计算下方探测面和侧方探测面. 在模型 1 上横流从上方探测面一侧注入,模型 2 上从上方探测面和下方探测面同时注入. 在数据处理时,没计算的探测面取其对称面上的数据.

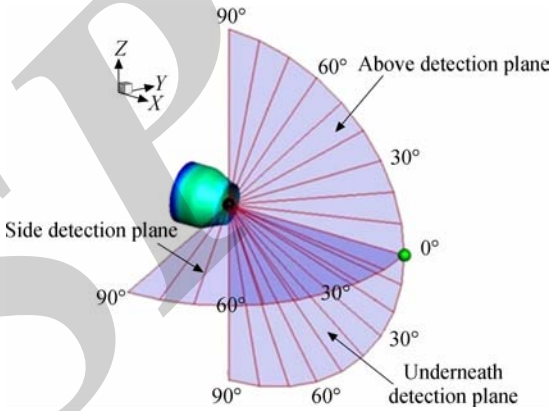


图 4 探测面分布
Fig. 4 Distribution of detection planes

3 计算结果及分析

3.1 温度分布

图 5(a)和图 5(b)分别显示了各模型在 XOZ 面和 XOY 面上的温度分布(温度标尺相同),温度图上的黑色实线标识了高温区长度(文中定义气流温度大于 700 K 的区域为高温区). 可以看出,由于横流的注入,模型 1 在 XOZ 面上的高温核心区有较大角度的倾斜;模型 2 在该平面上,受上下两侧横流注入的影响,其温度场在中心区域相对于基准模型 0 有较明显的被压缩效果,又有扩大的趋势;由于模型 3 每股横流的流量较小,且沿周向注入,其温度场相对于模型 2 的压缩效果明显降低. 在 XOY 面上,相比于基准模型 0,模型 1、模型 2 的高温区形状变化较大,尾喷流与环境的接触面积增大,加强了尾喷流与环境的能量与动量交换. 模型 2 在该平面上的温度分布有较明显的向侧面扩展的趋势,这是受到横流挤压的缘故. 由于对称性,基准模型 0、模型 3 在两个平面的温度分布一样.

尾喷流高温区面积是影响尾喷流红外辐射强度大小的重要因素之一. 本文定义高温区长度变化量

$$C = |(L_0 - L)/L_0| \times 100\% \tag{1}$$

式中 L_0, L 分别为基准模型 0 和其他模型的高温区长度. 图 6 显示了个模型下的 C 值. 可以看出模型 1 的高温核心区长度减少最多, 在 XOY 面和 XOZ 面上分别为 68.6% 和 57.1%; 模型 2 次之, 对应分别为 35.4% 和 54.2%; 而模型 3 的减少量只有 12%. 高温区实际长度在图 5 中用黑色实线标识.

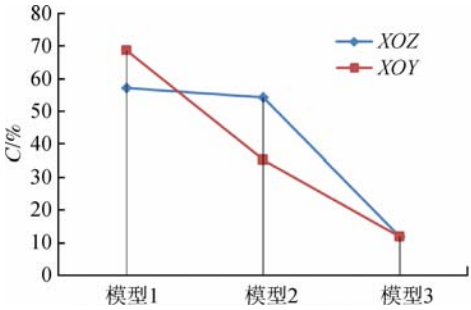


图 6 高温区长度缩量

Fig. 6 Shortening of high-temperature region's length

3.2 流线分布

图 7 给出了在沿轴向 $X = 0.35\text{ m}$ (喷口外 0.05 m) 处, 各模型在 YOZ 平面上的流线图(以温度云图标识喷流区和外界环境, 并使用相同的温度标尺). 可以看出, 由于基准模型 0 没有注入横流, 在尾喷流与外界接触的区域, 流线不连续, 被引射的外界气流到达该区域后沿圆弧方向运动, 而喷流内部的气流由于边界层的存在而向中心运动. 因而喷流与环境气流的掺混弱, 高温区域较大; 模型 1 从左侧注入横流, 其左侧及喷流内部的流线方向与模型 0 相差很大, 横流从左侧向右侧及上方运动, 最后与引射的环境气流相遇而沿接触面流动. 可以看出横流的注入明显改变了高温区的形状, 增大了喷流与外流的接触面积, 使掺混效果明显增强; 模型 2 从左右两侧同时注入横流, 横流从左右两侧对称的流向上方, 最后与外流相遇而沿接触面流动. 其高温区形状也有较大改变, 掺混效果得到增强; 在模型 3 中横流沿周向注入, 其高温区面积相对于模型 0 有少许的减小, 流线方向在接触区域有稍微的改变, 之后仍然指向喷流中心, 掺混效果较差.

3.3 光谱辐射强度分布

图 8(a)~图 8(c)显示了各模型在 40° 方位角上的 $3\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波段内经大气吸收后的尾喷流光谱辐射强度分布情况. 可以看出尾喷流产生的辐射主要分布在 $4.15\sim 4.65\text{ }\mu\text{m}$ 波段内, 由于 $\text{CO}_2, \text{H}_2\text{O}$ 等分子的吸收和发射作用而出现波峰波谷. 在侧方探测面上, 横流注入后, 不同模型辐射强度均有所下降, 模型 3 下降的幅度较小, 而模型 1 和模型 2 下降的幅度比较大, 且两者红外抑制的效果相当. 在下方探测面上, 模型 2 的降幅与模型 3 较为接近, 而模型 1 则稍大, 故相对侧方探测面, 其红外抑制效果在减弱. 在上方探测面上, 模型 1 的辐射强度明显低于其他模型.

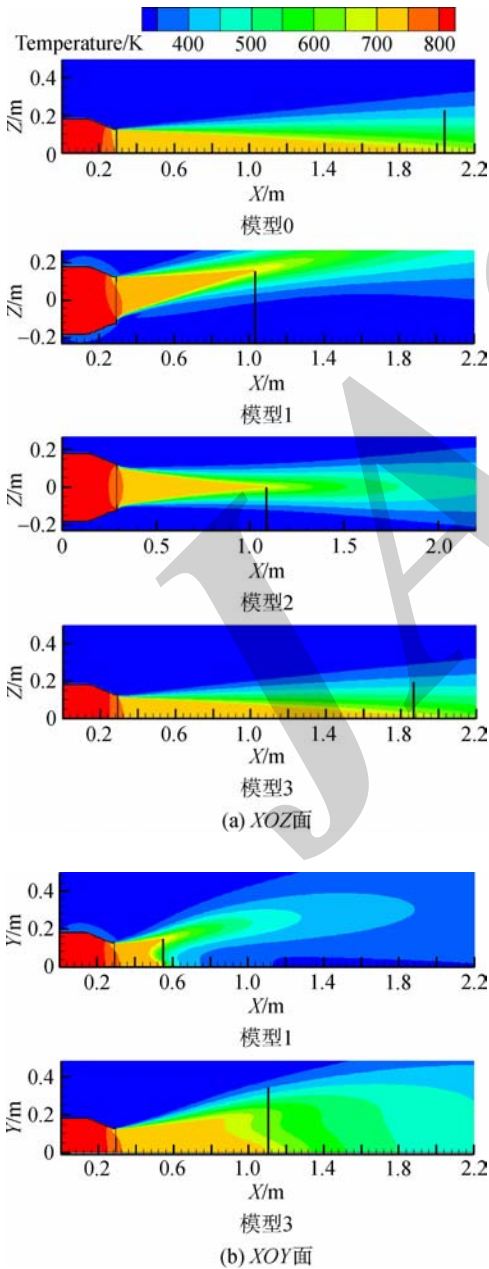


图 5 不同模型的温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of different models

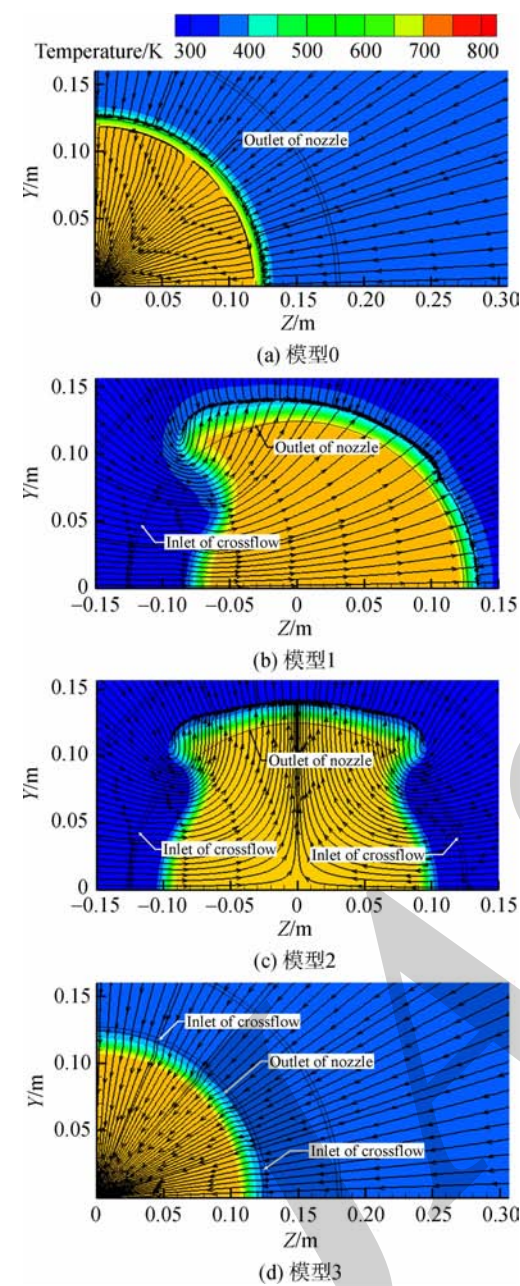


图 7 不同模型的流线分布

Fig. 7 Streamline distribution of different models

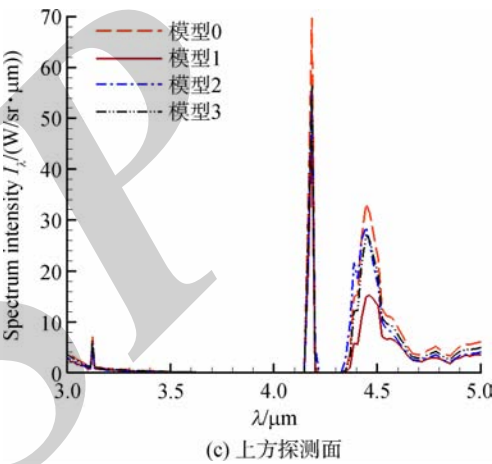
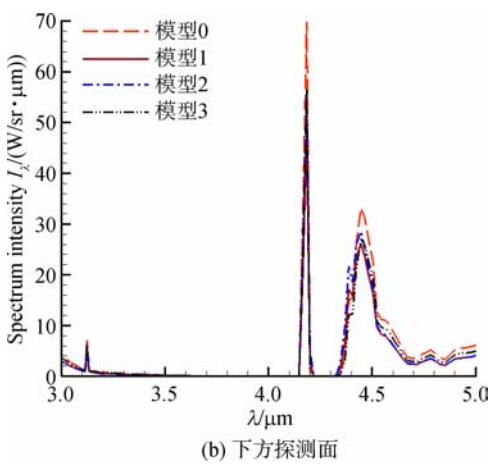
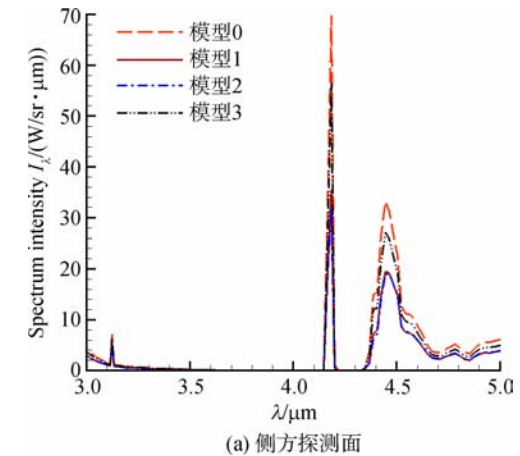


图 8 不同探测平面的光谱辐射强度分布

Fig. 8 Distribution of spectral radiant intensity at different detection plane

3.4 红外辐射强度分布

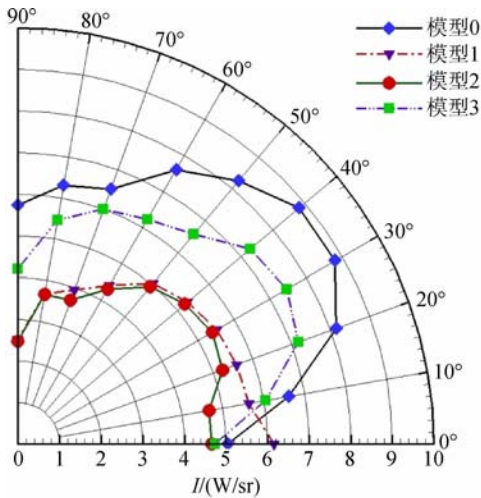
为了研究在不同模型尾喷流的红外辐射强度的变化,定义红外辐射强度

$$I = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{\lambda} d\lambda \tag{2}$$

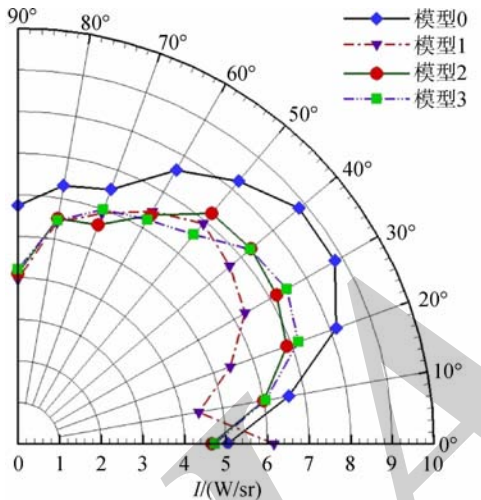
式中 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 为积分波段,分别取为 $3\mu\text{m}$ 和 $5\mu\text{m}$.

图 9 为各个模型尾喷流的红外辐射强度随探测角度分布,从图 9(a)可以看出,在侧方探测面上,基准模型 0 的辐射强度较大,随方位角均是先增大再减小的变化趋势,在 30° 时达到最大值.模型 3 有一定的抑制效果,其变化规律与基准模型 0 相同,模型 2 的红外辐射强度最低,相对于模型 0 的最大降幅达到了约 71.6%(定义见下文公式(3)),模型 1 的辐射强度在方位角大于 20° 后与模型 2 非常接近,而模型 3 与模型 1、模型 2 相比,辐射强度较大.

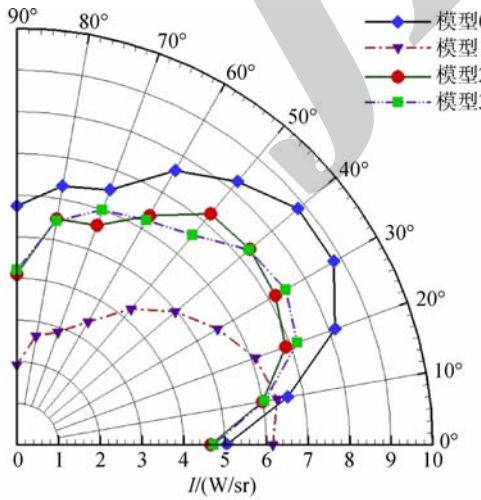
图 9(b)所示为下方探测面上的红外辐射强度随方位角的分布.可以看出,模型 2 的辐射强度



(a) 侧方探测面



(b) 下方探测面



(c) 上方探测面

图 9 不同探测面的辐射强度分布

Fig. 9 Distribution of radiant intensity at different detection plane

相比其在侧方探测面时明显增大,量值与模型 3 较为接近,这是由于模型 2 受横流作用,高温区向侧面扩展,导致投影面积明显增大的缘故.模型 1 由于横流作用,尾喷流向该探测面的那一侧倾斜,投影面积增大,故其辐射强度也比其在侧方探测面时要大.

图 9(c)所示为上方探测面上的红外辐射强度随方位角的分布.可以看出,模型 1 在方位角大于 10° 以后,表现出最小的辐射强度,因为尾喷流向该探测面的对侧倾斜,其最大降幅达到了 78.4%(定义见公式(3)).

本文定义的辐射强度变化量

$$\eta = \left| \frac{I - I_{0,\max}}{I_{0,\max}} \right| \times 100\% \quad (3)$$

式中 I 为各模型红外辐射强度值, $I_{0,\max}$ 为基准模型 0 的尾喷流最大辐射强度值.

4 结 论

本文比较研究了在喷管出口下游注入不同形式的横流(包括无横流、单股横流、双股相对横流及周向 4 股横流等形式)后,对尾喷流流场与 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段内红外辐射强度特征的影响.研究在保证横流总流量相同的条件下进行,得出了以下结论:

1) 横流的注入能够挤压尾喷流,较大的改变横截面上的气流流动情况,增大尾喷流与环境的接触面积,增强尾喷流与外界气流的掺混,缩短高温区长度,从而降低尾喷流的红外辐射强度.横流单股、双股注入时的掺混效果要明显强于周向 4 股注入.

2) 在侧方探测面上,横流双股相对注入时,对尾喷流的红外抑制效果最好,最大降幅达到 71.6%.方位角大于 20° 时,横流单股注入与双股相对注入时的抑制效果非常接近.

3) 在下方探测面,横流单股、双股相对注入时的值均要比两者在侧方探测面时大,其中后者的辐射强度值与周向 4 股注入形式相当;在上方探测面上,相对于其他注入形式,横流单股注入时的值有较大的减小量,最大降幅达到 78.4%.

4) 横流周向 4 股注入时,有一定的抑制效果,但与单股、双股注入时相比较弱.

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. Research of infrared technology of aeroengine exhaust system[J]. Stealth Technology, 2009(3):2-4. (in Chinese)

[2] 桑建华, 张宗斌. 红外隐身技术的发展[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(1):14-20.

SANG Jianhua, ZHANG Zongbin. Development trends of infrared stealth technology[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(1):14-20. (in Chinese)

[3] 张勃, 吉洪湖, 罗明东, 等. 宽高比对尾向可见明火矩形喷管红外抑制特性影响研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11):1820-1825.

ZHANG Bo, JI Honghu, LUO Mingdong, et al. Research of the influence of aspect ratio on infrared suppressing characteristics of rectangular nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11):1820-1825. (in Chinese)

[4] 张勃, 吉洪湖, 张宗斌, 等. 中心锥冷却对喷管腔体红外辐射的抑制作用数值分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3):560-565.

ZHANG Bo, JI Honghu, ZHANG Zongbin, et al. Numerical investigation of thermal radiation characteristics of nozzle cavities with center cone cooled[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3):560-565. (in Chinese)

[5] 李伟, 张勃, 王飞, 等. 不同锯齿对圆转矩形喷管红外辐射特性影响数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8):1810-1816.

LI Wei, ZHANG Bo, WANG Fei, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of round to rectangular nozzles with different chevrons considering engine components[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8):1810-1816. (in Chinese)

[6] 黄宏艳, 王强. V形尾缘喷管流场与红外特性的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(2):158-161.

HUANG Hongyan, WANG Qiang. Numerical simulation on flow field and infrared characteristics of chevron nozzles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(2):158-161. (in Chinese)

[7] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对热横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] 朱英, 黄勇. 小突片红外抑制效应的实验研究[J]. 推进技术, 2007, 28(4):413-416.

ZHU Ying, HUANG Yong. Experiment on infrared suppression with small tabs[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4):413-416.

[9] 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, 2007, 28(1):32-36.

ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Investigation on lobed nozzle mixer ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1):32-36. (in Chinese)

[10] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2):212-214.

ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao, et al. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2):212-214. (in Chinese)

[11] 朱希娟, 额日其太, 李家军, 等. 微横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(4):483-491.

ZHU Xijuan, Eriqitai, LI Jiajun, et al. Effect of micro-jets mixing enhancement on infrared radiation of plume[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(4):483-491. (in Chinese)

[12] 李挺, 额日其太, 李家军, 等. 微喷横流强化尾喷流混合的三维数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11):1966-1970.

LI Ting, Eriqitai, LI Jiajun, et al. Three dimensional numerical simulation of enhancing jet mixing with microjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11):1966-1970. (in Chinese)

[13] 何哲旺, 张勃, 吉洪湖, 等. 横向射流对排气系统红外辐射影响的实验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(6):1030-1036.

HE Zhewang, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Experimental research on infrared radiation characteristics of exhaust system with jet in cross-flow injecting[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(6):1030-1036. (in Chinese)

[14] Davitian J, Getsinger D, Hendrickson C, et al. Transition to global instability in transverse-jet shear layers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 661(4):294-315.

[15] Ramya P, Joseph S, Jerry S, et al. Large eddy simulation of pulsed jets in high speed turbulent crossow[R]. AIAA-2010-1288, 2010.

[16] Chai X C, Krishnan M. Simulations of high speed turbulent jets in crossow[R]. AIAA-2010-4603, 2010.

[17] 余其铮. 辐射换热原理[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2000.

[18] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer[M]. New York: McGraw Hill Book Company, 1990.

(编辑: 叶 青)