

横向射流相位差对排气系统气动和红外特征影响 数值研究*

林子强¹, 张勃¹, 张骏¹, 杨胜¹, 李伟², 吉洪湖¹

(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, 江苏南京 210016;
2. 中航工业沈阳飞机设计研究所, 辽宁沈阳 110000)

摘要: 横向射流是降低航空发动机尾喷流在3~5 μm 波段上红外辐射特征的一种高效低阻的途径。本文以收敛喷管为对象, 在喷口下游布置了一对上下对称的扁平横向射流孔, 数值模拟研究了两股同频横向射流之间相位差(0°, 90°和180°)对下游掺混与红外抑制的影响规律。结果表明, 脉动横向射流诱导产生的流向涡强化了掺混, 不同横向射流之间的相位差会使涡对出现的时间与空间复杂交错, 可以充分卷吸气流, 加强尾喷流与外界大气的掺混。而相位差的优化设计可以进一步提高涡对之间的掺混增益, 增强红外抑制效果的作用。与 $\Delta\varphi=0$ 无相位差状态相比, 随着相位差增大, 红外抑制效果逐渐增强。相位差为 π 时, 掺混效果最好, 高温区长度降低约14%, 红外积分辐射特征最大降幅约13%, 光谱辐射降幅最大可达21%, 有效增强了对尾喷流的红外抑制。

关键词: 航空发动机; 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 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 05-2207030-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2207030

Numerical Study on Effects of Transverse Jet Phase Shift on Aerodynamic and Infrared Characteristics of Exhaust System

LIN Zi-qiang¹, ZHANG Bo¹, ZHANG Jun¹, YANG Sheng¹, LI Wei², JI Hong-hu¹

(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. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110000, China)

Abstract: Transverse jet is an efficient and low resistance method to reduce the infrared radiation characteristics of aircraft engine plume in the 3~5 μm waveband. This paper takes convergent nozzle as the object, and a pair of symmetrical horizontal jet holes are arranged downstream of the nozzle. The effects of phase shift (0°, 90° and 180°) between two transverse jets with the same frequency on downstream mixing and infrared suppression were investigated by numerical simulation. The results show that the flow direction vortices induced by the pulsating transverse jet strengthen the mixing, and the phase shift between different transverse jets makes the vortex pairs appear in complex time and space, which can fully enroll the suction flow and strengthen the mixing between the plume and the outside atmosphere. The optimal design of phase shift can further improve the mixing

* 收稿日期: 2022-07-04; 修订日期: 2022-09-15。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-III-0009-0053); 航空科学基金 (20200027052002)。

作者简介: 林子强, 硕士生, 研究领域为传热传质与红外抑制。

通讯作者: 张勃, 博士, 教授, 研究领域为红外抑制, 强化换热。E-mail: zhangbo_pe@nuaa.edu.cn

引用格式: 林子强, 张勃, 张骏, 等. 横向射流相位差对排气系统气动和红外特征影响数值研究[J]. 推进技术, 2023, 44(5):2207030. (LIN Zi-qiang, ZHANG Bo, ZHANG Jun, et al. Numerical Study on Effects of Transverse Jet Phase Shift on Aerodynamic and Infrared Characteristics of Exhaust System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(5):2207030.)

gain between vortex pairs and enhance the effects of infrared suppression. Compared with the state of $\Delta\varphi = 0$ without phase shift, the infrared suppression effect is gradually enhanced with the increase of phase shift. When the phase shift is π , the mixing effect is the best, the length of the high temperature region decreases by about 14%, the infrared integral radiation characteristic decreases by about 13%, and the spectral radiation decreases by up to 21%, which effectively enhances the infrared suppression of the plume.

Key words: Aeroengine; Infrared suppression; Axisymmetric convergent nozzle; Plume; Transverse jet flow; Strengthening mixing

1 引言

随着红外搜索与跟踪系统的发展,飞行器面临的威胁与日俱增。为了提高飞行器战场生存能力,必须提高飞机的红外隐身能力^[1]。研究表明:固定翼飞行器的红外辐射源包括机体外表面、发动机腔体及尾喷流三个部分。其中发动机高温部件与尾喷流温度是3~5 μm 波段红外辐射的主要来源,而后者虽然量值相对较小,仅占整个红外辐射特征的10%左右,但是相比高温部件,其具有全向性特点,容易成为红外探测器从各个不同方向探测的目标。

目前针对尾喷流红外抑制的主要措施主要包括矩形喷管、锯齿喷管、波瓣喷管、S弯喷管以及小突片等^[2-4]异形喷管或扰流技术,其主要思想主要是基于通过对喷口几何形状进行修型,增大引射外界冷气的流量,从而强化尾喷流与外流的掺混,达到尾喷流红外抑制的目的,同时会造成一定的推力损失。而横向射流则是通过在喷口注入一股或多股低温流体,通过横向射流的入射加剧尾喷流剪切层的掺混,加剧尾喷流与外界环境进行能量交换,更好地达到缩短尾喷流高温区的效果。何哲旺等^[5]研究发现,横向射流方法对推力影响较小,几乎可以忽略不计。

近年来,燃烧室的横向射流结构受到国内外学者的广泛关注。Yule^[6]通过使用流动可视化技术和热线测量技术研究了圆射流混合层区后的过渡区和湍流,研究结果表明圆射流过度区域最重要的特征就是涡环核心一系列不稳定的流动,产生了三维变形的涡环,这些扭曲变形涡环的合并会产生大的涡流,可保持连贯到射流的核心区域的末端。Pack等^[7]对带有扩张段的合成射流激励器控制圆管出口流动进行了实验研究。实验结果表明,合成射流的方向会显著影响主流偏转角度。Randolph等^[8]研究了超声速来流下,横向激励射流的效果。其结果表明在相同的射流压力下,1Hz的激励射流比定常射流的穿透深度增大了12%。Murugappan等^[9]对高频激励射

流进行研究,结果表明按一定频率激励的射流对于穿透深度有着积极的影响。王家森等^[10]发现在发动机总体流量不变的条件下,喷孔孔径减小或者喷孔总数量减少可以增大液气动量通量比,有效增强掺混效果。周毅等^[11]通过PIV拍摄,发现在试验范围内,随着空气温度或压力增加,燃油穿透深度减小;随着喷油孔径或喷油压力增加,燃油穿透深度增加。顾声龙等^[12]对1kHz激励横向射流对超声速混合中流向涡的影响进行了数值模拟,通过DES模拟发现,带激励的横向射流可将射流核心中的流向涡对的能量迅速打散,底部涡对迅速扩大并且向上抬升,并夹挤射流核心涡对,最终将之取代,造成流场剧烈变化,有利于增强混合。

在尾喷流红外抑制方面,横向射流强化掺混技术也逐渐成为热点之一。Zhang等^[13]在流量比为1%状态下对不同射流入射喷口形式的强化掺混特征进行数值模拟研究,结果表明当喷口形状为矩形时,对喷流红外的抑制效果最好。何哲旺等^[14]通过实验研究发现,相比于无横向射流注入状态,采用双股、单股横向射流垂直注入时,尾喷流3~5 μm 波段上红外辐射强度分别下降了60%,45%;双股、单股横向射流水平注入时,红外辐射强度则分别下降了5.1%,5.3%;采用周向四股注入时,红外辐射强度下降了24.7%。Behrouzi等^[15-16]就横向射流对轴对称喷管流场特性的影响进行实验研究。研究结果表明,在亚声速条件下,脉冲射流的强化掺混效果强于稳态射流。王飞等^[17]研究发现,对称横向射流入射时,2股射流喷射相同流量的强化掺混效果最强,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。朱希娟等^[18]、额日其太等^[19-20]研究表明:在亚声速条件下,少量的横向射流流量就可以促进喷流有效混合,从而使得喷流温度衰减,红外辐射强度降低;相比稳态横向射流,脉冲横向射流在3~5 μm 波段的红外辐射强度衰减更多;同样Strouhal数(St)在0.2左右时强化掺混效果最好。New等^[21]利用激光诱导技术,研究横向射流注入主流

后的流动结构,认为脉动激励产生的大尺度和小尺度涡组合是加强喷流掺混的主要原因。

影响脉冲射流性能的关键参数有主射流压力比、 St 和射流间的相位差。其中,射流存在相位差可使射流流量峰值的时间错开,防止射流作用相互抵消,使喷流失稳加剧,有效提高掺混效果。Parekh等^[22]的实验结果表明,脉冲横向射流的质量流量为主射流的1%~2%时能有效提高掺混特性,同时当脉冲横向射流相位差为 π 时,主流会出现震荡,导致比对称模式更好的混合效果。Kamran等^[23]在高亚声速和高雷诺数条件下对影响横向射流强化掺混效果的关键参数进行了实验验证研究。研究表明,相位差为 π 的脉冲射流掺混效果最好。国外学者主要进行了实验研究,数值模拟较少,无法对相位差的掺混机理展开深入研究。

本文针对不同射流之间的相位差对掺混的影响开展研究,通过数值模拟的方法,研究喷管主射流在频率相等的情况下,改变射流间的相位差,对尾喷流气动和红外特性带来的影响。本文在既往研究基础上,设计上下两股入射形式,在喷管主射流频率固定的条件下,对不同入射射流的相位关系的影响开展研究,获得其对尾喷流掺混特征的影响特性,揭示其对尾喷流红外特性的抑制特征。

2 数值计算方法和仿真模型

2.1 数值计算方法

2.1.1 流场计算方法

本文采用商业CFD软件对喷管的流场特性进行分析,并选用隐式耦合求解器。湍流模型选用SST (Shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型。多组分模拟选用Species-Transport组分输运模型,对 CO_2 , H_2O , CO 等组分浓度进行计算。对连续方程、动量方程和能

量方程的离散采用2阶迎风差分格式。

2.1.2 红外辐射计算方法

首先进行喷管流场计算,提取流场计算中的压力、温度以及 CO_2 , H_2O , CO 的摩尔分数等参数,然后数值插值到红外辐射计算域中进行红外辐射特性计算,使用反向蒙特卡洛法(RMC)求解目标到探测所张的立体角内的能量。计算中考虑了固体壁面自身的发射、反射以及燃气中 CO_2 , H_2O , CO 等组分对红外辐射的吸收和发射作用,计算方法与黄伟等^[24]中采用的方法相同。

为得到目标本身的红外辐射特性分布,计算结果未考虑大气的吸收作用。研究表明^[24],在3~5 μm 波段内对涡扇发动机排气系统的红外特征进行计算时,其计算值与试验测量值吻合程度好,最大误差在10%左右。

2.2 物理模型

为了强调尾喷流的影响,本文对喷管上游热部件进行了简化,研究的排气系统包括轴对称收敛喷管及尾喷流。基准模型喷管进口直径 $D=220\text{mm}$,出口直径160mm,喷管长度220mm。在其下游布置横向射流。采用上下对称分布的扁平喷口作为横向射流的入射形式,如图1所示。横向射流管长为5mm,每个横向射流管出口面在喷管出口圆面上的跨度为 90° ,即宽度为113.137mm,上下射流入射角度相加为 180° ,入射角为 90° ,同时横向射流管宽度相同,保证横向射流出口面积相等。

2.3 计算域以及边界条件

以加装横向射流的轴对称喷管为例,给出本文的计算域如图2所示,整个计算域呈圆柱状。计算域直径为 $10D$,设置远场长度为 $25D$ 。计算域轴向方向为 Z 向,垂直于射流入射口为 Y 向,如图2所示。

为保证在设置边界条件时,主流与横向射流流

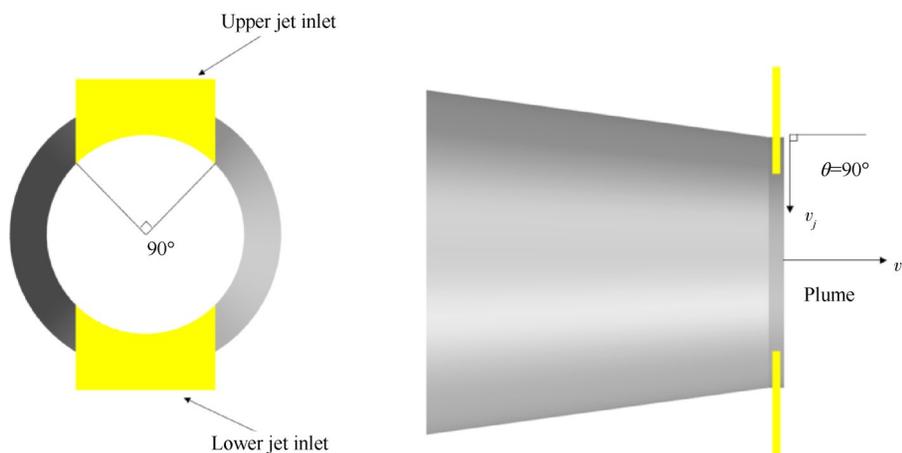


Fig. 1 Upper and lower symmetrical double flat hole model and incident angle

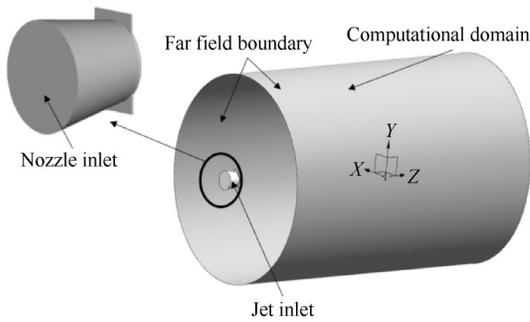


Fig. 2 Computational domain of axisymmetric nozzle with transverse jet

量比 M_f 相等, 喷管进口与横向射流进口均设置为质量流量进口, 主流与射流总流量之比为 0.02。将横向射流流量设置为随时间变化的正弦函数分布, 流量表达式为 $\dot{m}_j = m_{j0} + A_j \sin(2\pi f_j t + \varphi)$, 其幅值与稳态横向射流流量相等, $m_{j0} = 240\text{g/s}$, $A_j = 2.4\text{g/s}$, $f_j = 20\text{Hz}$, 主流的流量函数为 $\dot{m}_i = 240 + 2.4\sin(40\pi t)$ 。横向射流的 $m_{j0} = 2.4\text{g/s}$, $A_j = 2.4\text{g/s}$, $f_j = 20\text{Hz}$ 。在 Case 1 中, 上下两股射流的相位差为 0, 即 $\Delta\varphi=0$, 入射流量函数均为 $\dot{m}_i = 2.4 + 2.4\sin(40\pi t)$; 在 Case 2 中, 横向射流 1(上方)的入射规律与 Case 1 中相同, 而横向射流 2(下方)的相位 $\varphi=\pi/2$, 即 $\Delta\varphi=\pi/2$, 其入射流量函数为 $\dot{m}_i = 2.4 + 2.4\sin(40\pi t + \pi/2)$; 类似的, 在 Case 3 中, 横向射流 1(上方)的入射规律与 Case 1 中相同, 而射流 2(下方)的相位 $\varphi=\pi$, 即 $\Delta\varphi=\pi$ 。其入射流量函数为 $\dot{m}_i = 2.4 + 2.4\sin(40\pi t + \pi)$, 如表 1 所示。本文中横向射流频率 f 为 20Hz, 因此一个周期为 0.05s。图 3 表示不同 case 中下方射流的流量随时间的变化关系。

Table 1 Flow functions of sub-flows in different states

State	Upper jet flow function	Lower jet flow function
$\Delta\varphi=0$	$2.4 + 2.4\sin(40\pi t)$	$2.4 + 2.4\sin(40\pi t)$
$\Delta\varphi=\pi/2$	$2.4 + 2.4\sin(40\pi t)$	$2.4 + 2.4\sin(40\pi t + \pi/2)$
$\Delta\varphi=\pi$	$2.4 + 2.4\sin(40\pi t)$	$2.4 + 2.4\sin(40\pi t + \pi)$

表 2 为边界条件设置, 模拟喷管在地面状态工作。喷管进口总压 150kPa, 总温 600K。CO₂, H₂O 和 CO 占比分别为 20%、8% 和 0.05%。横向射流进口总压为 200kPa, 总温 300K。喷管壁面与横向射流管壁面均为绝热壁面, 远场边界设置为压力出口。

在进行红外辐射研究时, 将喷管进口视为灰体壁面, 发射率 0.9, 模拟喷管上游高温部件的辐射, 喷管壁面发射率同样设为 0.9。

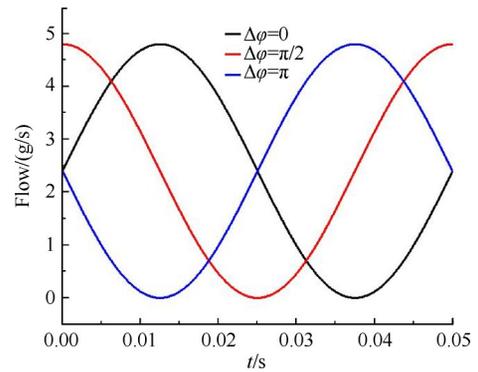


Fig. 3 Variation of discharge relationship with time of lower secondary flow

Table 2 Boundary conditions and related parameters of flow field calculation domain

Boundary condition	Total pressure/kPa	Total temperature/K
Nozzle inlet	150	600
Jet inlet	200	300
Far field	101.3	300

2.4 计算网格

图 4 和图 5 为计算域中的网格划分情况和壁面附近的网格分布。在网格划分中, 对壁面和喷管附近压力与温度变化剧烈的区域进行局部加密, 本文经过网格独立性验证, 结果如图 6 所示, 选定的网格量在 350 万左右。

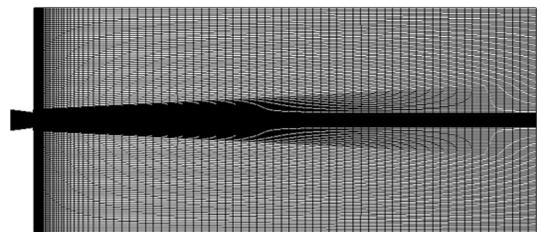


Fig. 4 Computational domain grid of axisymmetric nozzle with transverse jet

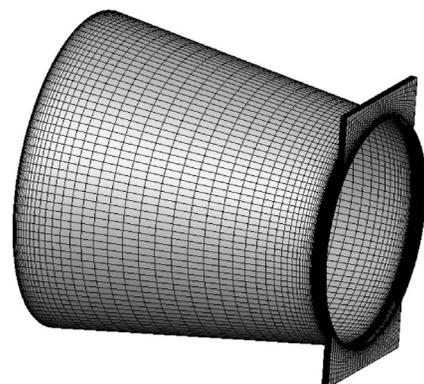


Fig. 5 Axisymmetric nozzle wall with transverse jet and its adjacent grid

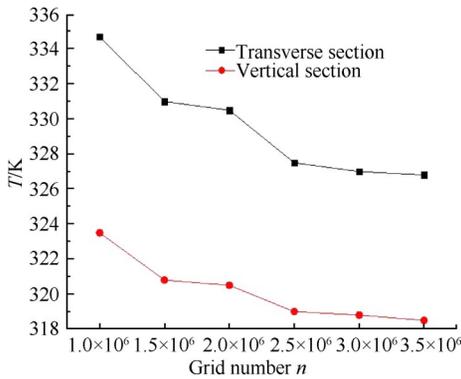


Fig. 6 Verification of grid independence of nozzle calculation domain

3 结果分析

文中将 $X=0$ 截面定义为纵截面,该截面是整个计算域的对称面;同理,取计算域中 $Y=0$ 截面为横截面;取 $Z=nD$ 的若干截面为轴向截面,其在计算域中的相对位置如图 7 所示。下文分别对三个不同截面上的流动与换热特性进行分析对比。

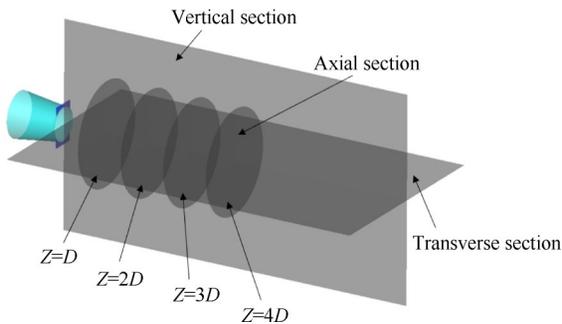


Fig. 7 Section of calculation domain

3.1 纵截面尾喷流温度场分布

图 8 展示了 $t=0, 1/4T, 1/2T$ 和 $3/4T$ 四个典型时刻,对 Case 1 模型 ($\Delta\varphi=0$) 在射流作用下,一个周期内尾喷流纵截面的温度场变化进行分析。0~ $1/4T$ 周期

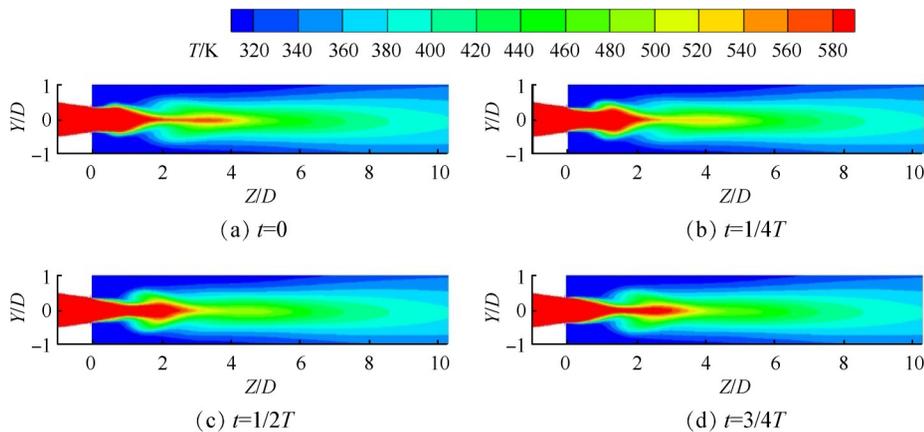


Fig. 8 Temperature diagram of vertical section of plume $\Delta\varphi=0$

内,随着时间的推移,射流流量增大,对尾喷流的掺混逐渐增强,如图 8(b) 所示,尾喷流高温区在上下两股射流的挤压下,核心区变窄,整体长度相比 0 时刻明显减小。综合图 8,可以发现,在无相位差射流的影响下,温度云图始终呈对称分布。

图 9 展示了 Case 2 ($\Delta\varphi=\pi/2$),即上下两股射流存在 90° 相位差,在一个周期内的温度分布。在相位差的作用下,尾喷流呈 S 型的扭曲形状,使喷流与外界气流的掺混大幅度加强,高温区长度与 Case 1 相比略有缩短。

图 10 为 Case 3 ($\Delta\varphi=\pi$) 上下两股射流存在 180° 相位差,在一个周期内的温度分布结果。与 Case 2 相同,射流使尾喷流形状出现明显扭曲。同时, 180° 的相位差削弱了由两股射流同时注入导致的能量抵消,使尾喷流呈现完全一致的偏折方向,出现高频抖动,强化了掺混,如图 10(b) 所示,让外界冷流更充分地参与到掺混过程中,对高温区的缩短效果更明显。

3.2 横截面尾喷流温度场分布

图 11 为 Case 1 模型 ($\Delta\varphi=0$) 尾喷流横截面温度在一个周期内的温度云图,选取四个典型时刻进行分析。可以看出, $0T$ 时刻由于两股射流入射规律相同,横截面上的温度与纵截面一样,呈对称分布。在 $1/4T$ 时刻,即射流流量最大的时候,尾喷流的高温区长度显著缩短,且其轮廓出现双峰分布,有利于增加尾喷流与低温环境气流的接触面积,强化尾喷流掺混。

图 12 为 Case 2 模型 ($\Delta\varphi=\pi/2$) 尾喷流横截面温度云图,可以观察到,在 $0T$ 时刻, $Z/D=5$ 附近高温区骤然收缩(如图 12(a) 所示),出现断层, $Z/D=2.5\sim 3$ 区域,出现一个低温区(如图 12(b) 所示)与图 9 所示的高温区沿 Y 方向的摆动规律是吻合的。说明尾流的偏转影响了相应位置的掺混,在此方向上的尾喷流

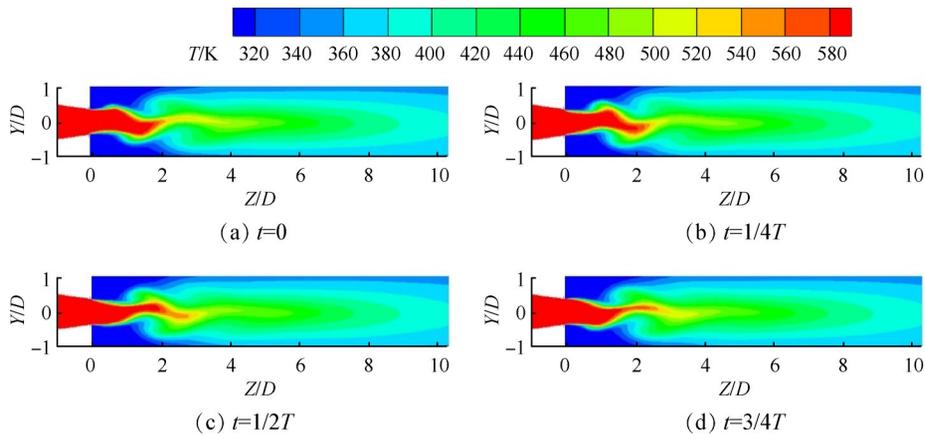


Fig. 9 Temperature diagram of vertical section of plume $\Delta\phi=\pi/2$

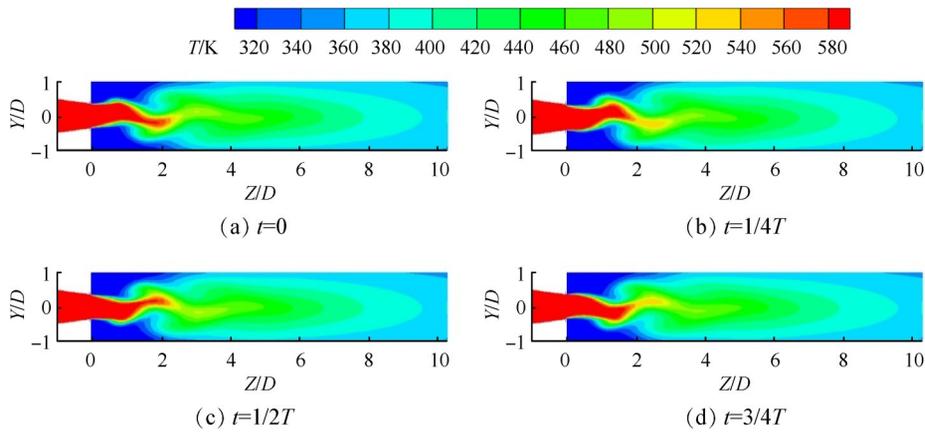


Fig. 10 Temperature diagram of vertical section of plume $\Delta\phi=\pi$

高温区明显缩短。在其他三个时刻的温度云图上也可以观察到类似的温度变化。由于四个典型时刻下两股射流流量差的绝对值为定值,因此其高温区长度差别不是很明显,后端的差别主要还是因吹向导致的喷流上下移动引起的,与图9的尾喷流纵截面温度云图相对应。

图13为Case 3模型($\Delta\phi=\pi$)尾喷流横截面温度图,尾喷流高温区的长度大幅缩短,与 $\Delta\phi=\pi/2$ 相比,射流的流量差值更大,因此尾流被吹离中心的距离

更远。由于其滞后性,在图13(c)和图13(a)能较好反映其 $1/4T$ 和 $3/4T$ 时刻,即流量差最大时对喷流造成的影响,冷却效果最好,高温区长度较短。

观察纵横两个截面的温度云图,可得出结论:当两股横向射流相位相同时,其对喷流内部的扰动从上下两个方向同时影响到中心线相同轴向位置处,产生排斥,相互抵消;而相位差增大时,两者出现的轴向位置交错,抵消作用逐渐减小,两者的强化掺混效果得到充分体现,使得喷流温度降低。

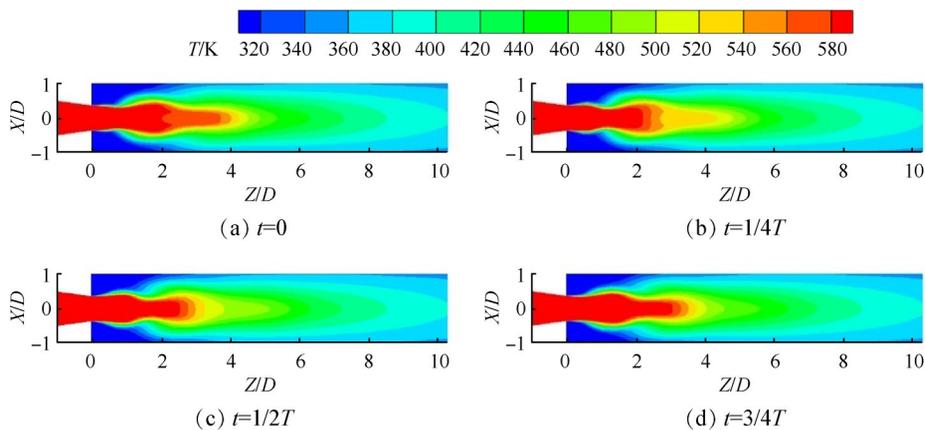


Fig. 11 Temperature diagram of transverse section of plume $\Delta\phi=0$

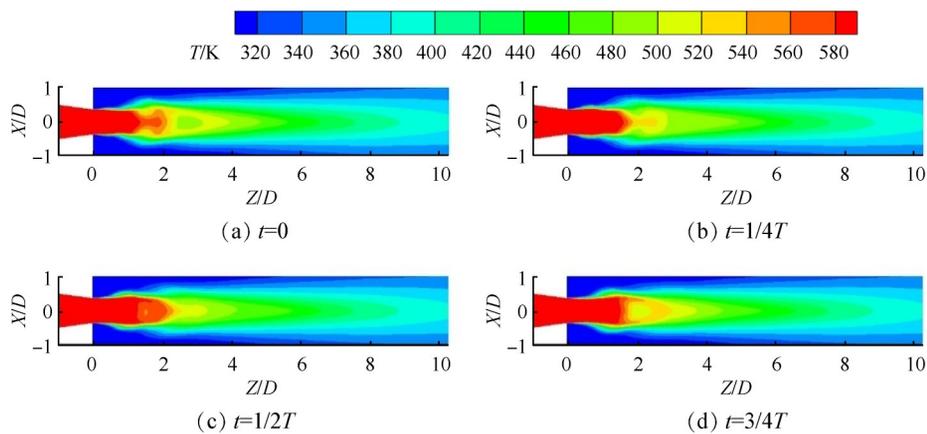


Fig. 12 Temperature diagram of transverse section of plume $\Delta\phi=\pi/2$

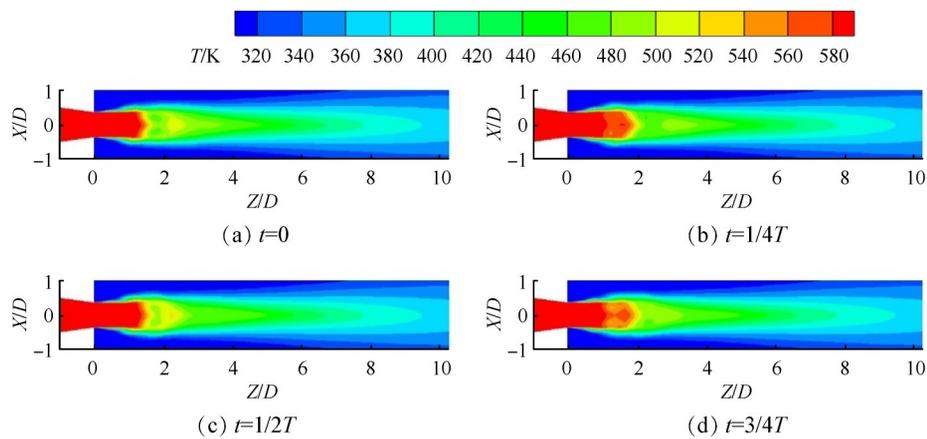


Fig. 13 Temperature diagram of transverse section of plume $\Delta\phi=\pi$

3.3 典型轴向截面尾喷流特性分析

图 14 和图 15 分别为 Case 1 ($\Delta\phi=0$) 中 $Z=D$ 轴向上不同时刻的温度和涡量分布图, 两股射流诱导产生的涡反对称分布。在 $1/4T$ 时刻, 射流流量达到峰值, 将喷流向两侧挤压, 使涡呈扁平状分布, 此

时射流诱导产生的涡对最大, 距离喷流轴心最近, 进行充分的掺混。在 $1/2T$ 时刻, 射流流量降低, 涡的尺寸减弱, 呈发散状向边缘扩散, 对尾喷流的压制效果减弱, 喷流形状逐渐恢复。在 $3/4T$ 时刻, 没有射流参与入射, 无法诱导出新的涡, 喷流恢复至大致轮廓。

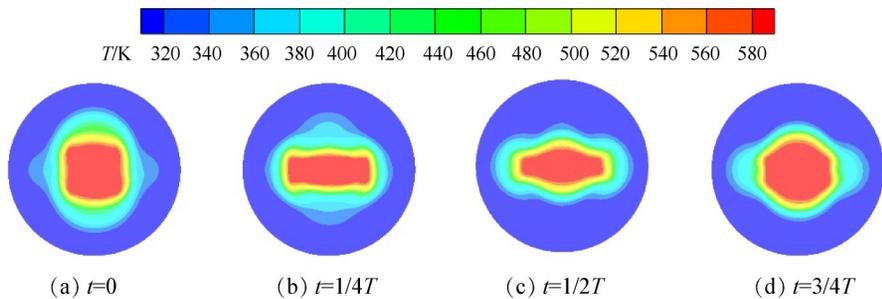


Fig. 14 Temperature diagram at $Z=D$ section with $\Delta\phi=0$

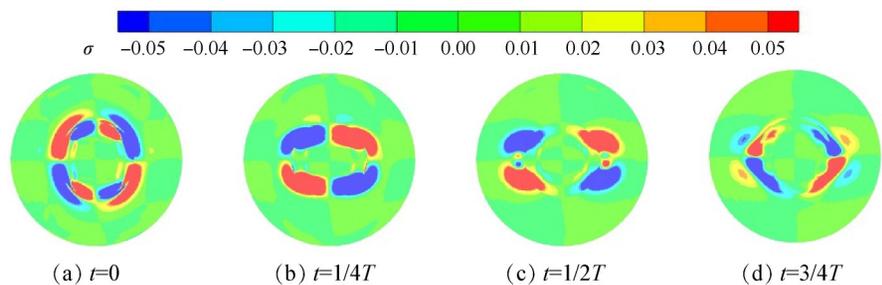


Fig. 15 Vorticity diagram at $Z=D$ section with $\Delta\phi=0$

图16为不同模型在 $3/4T$ 的典型时刻、 $Z=D$ 轴向截面的温度分布。 $\Delta\varphi=0$ 时,在两股同相位的射流作用下,温度呈上下对称分布,尾喷流向左右两侧扩散。 $\Delta\varphi=\pi/2$ 时,截面温度呈现上窄下宽分布趋势,而在 $\Delta\varphi=\pi$ 时,截面温度的上窄下宽温度分布更加明显。

为探究不同相位作用下尾流场温度与速度变化的内在机理,定义了沿流向的无量纲涡量 σ (见式(1))对流场进行了相应的分析。

$$\sigma = \frac{D}{v_{imax}} \times \left(\omega_z \times \frac{v_z}{v_{imax}} \right) \quad (1)$$

式中 D 表示喷管进口直径; v_{imax} 表示喷管出口最大速度,即喷管出口中心速度; ω_z 为轴向涡量; v_z 为轴向速度。

图17为不同模型在 $3/4T$ 的典型时刻、 $Z=D$ 轴向截面的涡量与速度矢量分布。在Case 1($\Delta\varphi=0$)状态下,截面的上半区存在关于中心对称的四个涡对,在其内测(贴近圆心)左边是气流逆时针流动形成的正向涡对,右边是顺时针流动的反向涡对;在其外侧则是旋向相反的两个涡对。观察发现,左右涡对之间,流体在横向射流的带动下,呈现向上流动趋势,正是这股流动引导外流向内汇聚流动,形成了上述涡对结构。在下半区同样存在类似的四个涡对,其旋向与上半区相反。

在Case 2($\Delta\varphi=\pi/2$)状态下,对应截面上出现与Case 1类似的涡对与速度矢量分布。经过比较,Case 2中的涡对主要分布在下半区,其对应位置处涡对旋转方向与Case 1相反,是射流的流量差导致。此时下方射流的流量较大,上方因为流量限制,无法诱导产生新的涡对。该典型时刻下引射作用较弱,两侧涡对没有被引射流体分开。

在Case 3($\Delta\varphi=\pi$)状态下,下方流量增至最大,诱导出强有力的涡对,将上方的涡对完全挤出中间区域,几乎覆盖流场,引射作用最强,对喷流的掺混效果达到最佳。涡的大小与尾喷流的稳定性密切相关, $\Delta\varphi=\pi$ 状态下的涡是最大的,能有效对气流产生卷吸,掺混效果最好。

3.4 尾喷流高温区面积变化

由上文可知,横向射流频率为20Hz,一个周期为0.05s。本文将流场域内大于最高温度90%的区域定义为高温核心区,即气流 $T>540K$ 的区域。图18展示一个周期内不同相位差状态下纵截面的高温核心区面积变化,将 S/S_{max} 定义为尾喷流流场纵截面无量纲高温区核心面积,即尾流场纵截面高温区核心面积与 $\Delta\varphi=0$ 时尾流场纵截面高温核心区面积峰值的比值。由图可见,出现相位差后,尾喷流纵截面的高温核心区面积显著减少,在 $\Delta\varphi=\pi$ 状态下高温区核心面积降低

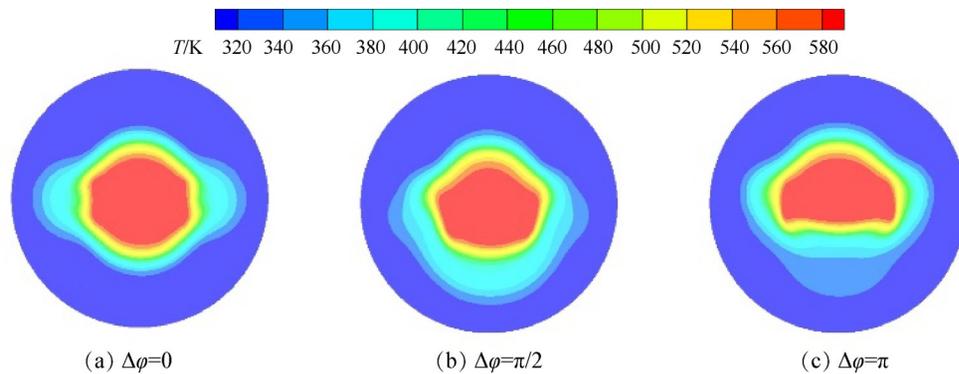


Fig. 16 Transverse section temperature diagram of plume at different states $Z=D, t=3/4T$

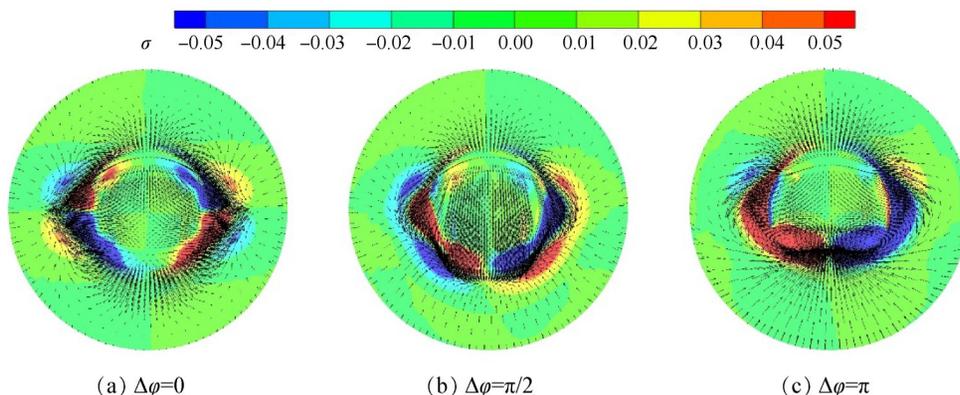


Fig. 17 Vorticity diagram of transverse section of plume at different states $Z=D, t=3/4T$

效果最好,最大降低 14% 左右,并且波动频率加剧。也是因为两股射流的流量峰值位置不同,导致尾喷流出现失稳加剧的现象,从而加快了与外界的掺混。

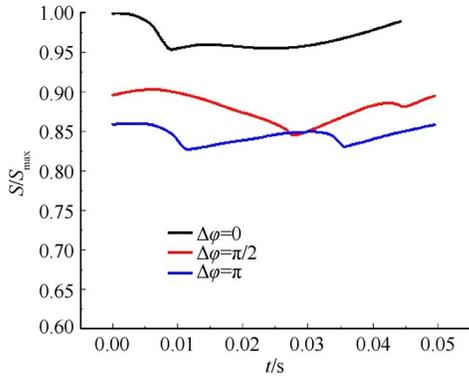


Fig. 18 Dimensionless high temperature core area in vertical section of plume flow field

4 横向射流入射相位差对红外抑制效果影响

尾喷流流场红外特征的计算需要选取一定的计算域。相对于尾喷流扩散所经过的沿程区域,大部分流域温度介于 300~350K,红外辐射相对较低,因此红外计算域的选取尽量包络尾喷流的扩散区域,如图 19 所示。

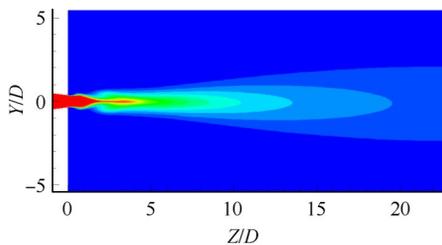


Fig. 19 Selection of infrared computing domain

横向射流的引入使得本文的轴对称喷管失去了原先的轴对称特征,其红外辐射特征在横向和纵向探测面上分别展开,不同探测面上的探测点布置如图 20 所示。将垂直射流过喷管轴心的探测面定义为横向探测面,平行射流过喷管轴心的探测面定义为纵向探测面。在纵向、横向探测面上均间隔 10° 布置探测点。

图 21 中给出了加装射流前后,排气系统与尾喷流的红外积分辐射强度在不同方位角下分布。由图可看出,随着方位角增大,排气系统红外辐射强度先增大后减小,尾喷流红外辐射逐渐增大,后者在前者中所占比例逐渐提高,从 0~94%。在加装射流后,红外辐射强度均得到了有效抑制,最大可达 20%。

图 22 为排气系统在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的光谱辐射强度分布,图中给出了排气系统尾向 $0^\circ, 20^\circ$ 和 90° 三个

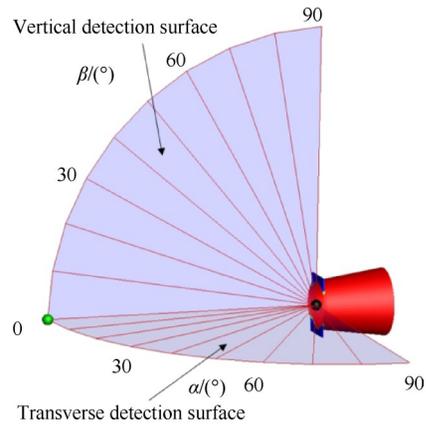


Fig. 20 Spatial distribution of infrared detection points

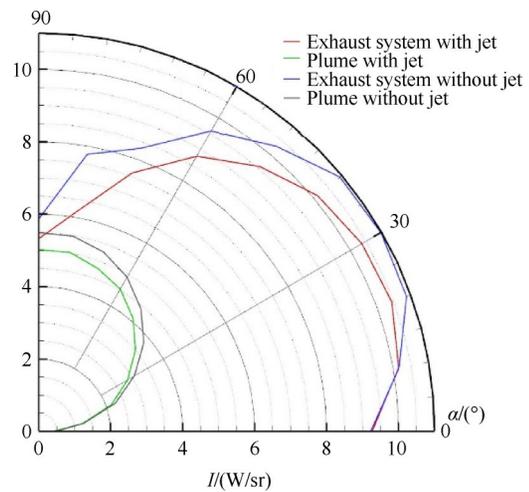


Fig. 21 Infrared integrated radiation intensity of exhaust system and plume

观测角度方向上的光谱计算结果。在 0° 观测方向上,排气系统表征出的辐射以固体辐射为主;排气喷流中含有燃烧产物 CO_2 等辐射参与性介质,气体辐射具有选择性,其中 CO_2 在 $4.3\mu\text{m}$ 波长附近有较强的吸收带,所以排气系统 0° 方向上的光谱辐射强度曲线在 $4.3\mu\text{m}$ 波长附近曲线急速下降,光谱辐射强度值明显降低。在 20° 观测方向上,光谱曲线特征则表

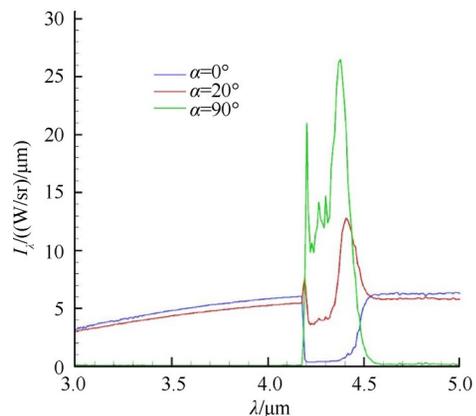


Fig. 22 Spectral radiation intensity distribution of exhaust system in $3\sim 5\mu\text{m}$ band

现为固体辐射与气体辐射的组合,既有连续的固体辐射特征也有明显波段选择性的气体辐射特征。在 90° 观测方向上,光谱曲线特征带有明显的选择性,与气体辐射相同,仅在 $4.2\sim 4.5\mu\text{m}$ 波长范围有明显的辐射信号,因为 90° 方向上仅能观测到排气系统的尾喷流辐射。下文将针对 90° 观测方向对不同相位差的光谱辐射强度进行对比。

图23展示了不同相位差在 90° 观测方向上的光谱辐射强度分布,观察横向探测面可发现,射流相位差的改变并没有影响到其光谱分布的趋势,而是体现在了数值的变化。随着相位差的增大, $4.36\mu\text{m}$ 附近的红外辐射强度不断减小,最大降低21%,对其他波段的辐射强度影响较弱。在纵向探测面,相位差

对整个波段的影响不明显。

图24为尾喷流在横向探测面的红外积分辐射强度分布, α 和 β 分别表示横向和纵向探测面每个探测点到探测中心的连线与轴向的夹角,取 $\Delta\varphi=0$ 最大积分辐射强度为基准,对红外辐射强度进行无量纲化处理。观察可得知,存在射流相位差的情况下,均能有效降低喷管尾喷流的红外辐射强度,其中,横向探测面的红外积分辐射强度抑制效果均比纵向探测面的好。 $\Delta\varphi=\pi$ 状态下的喷流红外辐射明显低于 $\Delta\varphi=0$ 状态,在横向探测面的 90° 方向上差距最大,相差13%左右。由此可见,射流之间存在相位差能够在脉冲横向射流的基础上,更加有效地降低尾喷流的红外辐射强度。

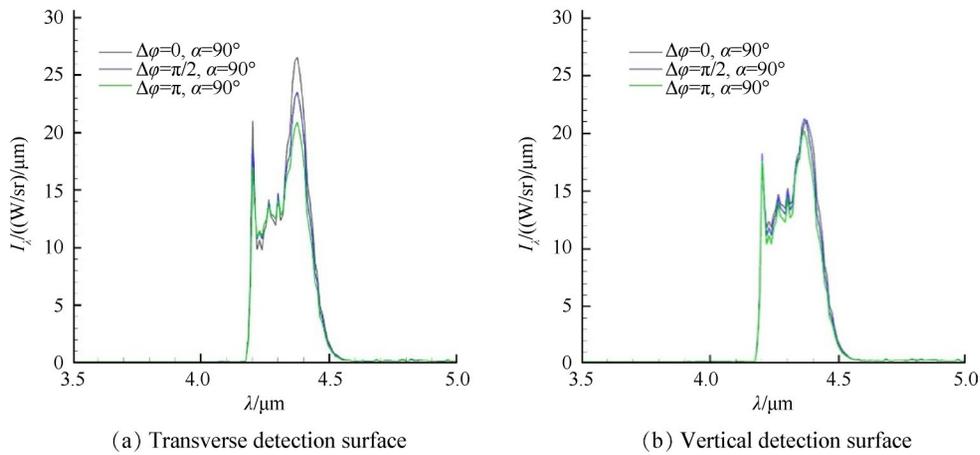


Fig. 23 Spectral radiation intensity distribution of exhaust system with different phase shift in 3-5 μm band

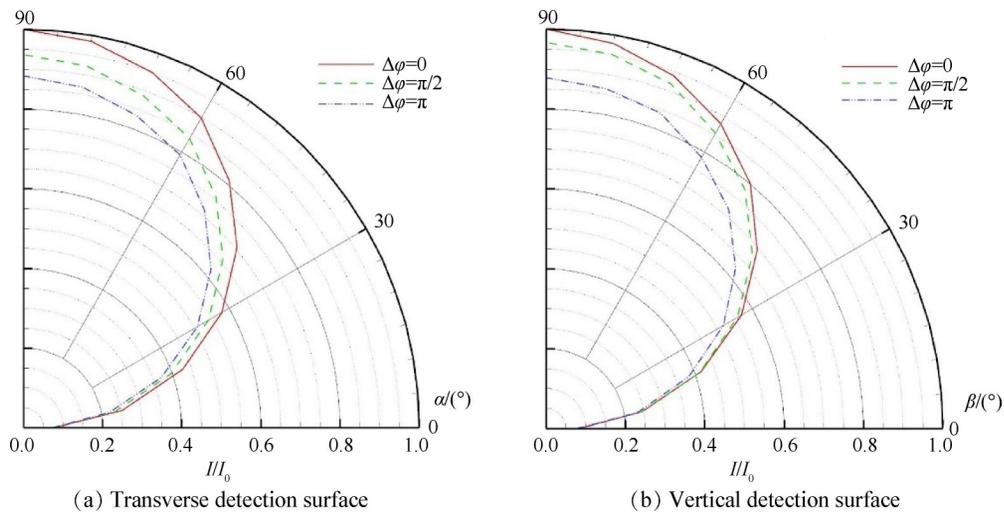


Fig. 24 Infrared integral radiation intensity distribution in 3-5 μm band of plume

5 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)引入射流对尾喷流剪切层形成扰动,在入射孔的左右两侧诱导出一对大小相同、旋向相反涡对,

强化掺混。当两股射流同频入射但存在相位差时,会形成随时间交替出现、类似卡门涡街的涡对。对热喷流产生持续的扰动,引射了更多低温外流,缩短热喷流的高温区。

(2)采用横向射流结构后,排气系统后向上的红

外辐射强度得到了有效抑制,最大降低了20%。

(3)随着两股横向射流之间相位差的增大,喷流的强化掺混逐渐增强。

(4)强化掺混的结果直接带来了红外抑制效果的增强,在横向和纵向两个探测面,相位差的存在均能有效抑制喷流在3~5 μm 波段的辐射强度;此外,对发动机尾向30°~90°角域内排气系统的红外辐射也具有显著的抑制效果。两股射流相位差为 π 时尾喷流红外抑制效果最好,该角域内积分红外辐射降幅最大可达13%,光谱红外辐射降幅最大可达21%。

致谢:感谢国家科技重大专项和航空科学基金的资助。

参考文献

- [1] 金捷. 飞机红外隐身技术综述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997(3): 40-45.
- [2] 吴楠, 张靖周, 单勇. 红外抑制器排气混合管主动冷却的红外辐射特性数值研究[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2018, 32(6): 86-93.
- [3] Liao H, Zhang B, Deng Q, et al. Numerical Investigation of Flow and Infrared Suppressing Characteristics of Nozzles in Different Style [J]. *Infrared Technology*, 2017, 39(10): 958-965.
- [4] 丁娟, 杨青真, 李翔, 等. 不同出口型式S型喷管红外辐射特性研究[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(7): 273-276.
- [5] 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.
- [6] Yule A J. Large-Scale Structure in the Mixing Layer of a Round Jet [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1978, 89(3): 413-432.
- [7] Pack L T G, Seifert A. Periodic Excitation for Jet Vectoring and Enhanced Spreading [J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(3): 486-495.
- [8] Randolph H, Chew L, Johari H. Pulsed Jets in Supersonic Cross-Flow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(5): 746-748.
- [9] Murugappan S, Gutmark E. Control of Penetration and Mixing of an Excited Supersonic Jet into a Supersonic Cross Stream [J]. *Physics of Fluids*, 2005, 17(10): 106-101.
- [10] 王家森, 赵家丰, 林伟, 等. 带扩张段构型超声速气流中横向射流数值模拟[J]. 燃烧科学与技术, 2021, 27(1): 104-111.
- [11] 周毅, 何小民, 章宇轩. 高速高温空气横向射流条件下直射式喷嘴燃油轨迹研究[J]. 航空发动机, 2020, 46(1): 44-48.
- [12] 顾声龙, 解宏伟, 陈立红, 等. 激励横向射流对超声速混合中大尺度结构影响的数值研究[J]. 青海大学学报(自然科学版), 2013, 31(1): 1-4.
- [13] Zhang B, Lin Z, Zhang J, et al. Numerical Investigation of the Flow and Infrared Radiation Characteristics of Nozzles with Transverse Jets of Different Shapes [J]. *Processes*, 2022, 10(4).
- [14] 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 Zhe-wang, ZHANG Bo, JI Hong-hu, et al. Experimental Research on Infrared Radiation Characteristics of Exhaust System with Jet in Cross-Flow Injection [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(6): 1030-1036.)
- [15] Behrouzi P, McGuirk J J. Jet Mixing Enhancement Using Fluid Tabs [R]. *AIAA 2004-2401*.
- [16] Behrouzi P, McGuirk J J. Flow Control of Jet Mixing Using a Pulsed Fluid Tab Nozzle [C]. *San Francisco: 3rd AIAA Flow Control Conference*, 2006.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] 李家军, 额日其太, 王强. 脉冲射流强化尾喷流混合的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(12): 1491-1494.
- [21] New T H, Tay W L. Cross-Stream Radial Fluid Injection into a Round Jet [C]. *Portland: 2nd AIAA Flow Control Conference*, 2004.
- [22] Parekh D E, Kibens V, Glezer A, et al. Innovative Jet Flow Control Mixing Enhancement Experiments [R]. *AIAA 96-0308*.
- [23] Kamran M A, Mcguirk J J. Subsonic Jet Mixing via Active Control Using Steady and Pulsed Control Jets [J]. *AIAA Journal*, 2015, 49(4): 712-724.
- [24] 黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 涡扇发动机排气系统红外特征[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 745-750. (HUANG Wei, JI Hong-hu, SI Ren, et al. Infrared Characteristics Calculating of Turbofan Engine Exhaust System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 745-750.)

(编辑:朱立影)