

出口宽高比及旋流角对双涵道 S 弯喷管 温度分布的影响

孙 鹏, 周 莉, 王占学, 史经纬
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用数值方法研究了出口宽高比及旋流角对基于真实排气混合器构型的双涵道 S 弯喷管内/外流场温度分布的影响。结果显示:在圆转方弯曲构型的作用下,波瓣混合器及尾锥诱导产生的流向涡在第二弯通道及等直段内部卷吸着热流冲击 S 弯喷管壁面形成“热斑”。在完全遮挡高温部件准则的约束下,随着出口宽高比的增加,S 弯喷管壁面的“热斑”温度先增大后减小,当出口宽高比为 5 时,壁面“热斑”温度最高,相比喷管基准模型增加 1.3%。而出口宽高比的增加导致喷管出口下游尾焰的长度逐渐缩短。随着旋流角的增加,喷管下壁面的“热斑”温度先减小后增大,旋流角为 10° 时达到最小值,壁面温度峰值相比无旋流角工况降低 15.9%。而旋流角增加导致喷管出口下游尾焰的宽度逐渐增大,长度逐渐缩短。

关 键 词: 双涵道 S 弯喷管; 出口宽高比; 旋流角; 热斑; 尾焰

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effect of aspect ratio and swirl angle on temperature distribution of double serpentine nozzle for turbofan

SUN Peng, ZHOU Li, WANG Zhanxue, SHI Jingwei

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The effects of the aspect ratio and the swirl angle on the temperature distributions of the internal flow and external jet fields of the double serpentine nozzle with real lobed mixer configuration were numerically investigated. The results indicated that, under the action of the bending configuration with the circular-to-rectangular transition, the streamwise vortices induced by the lobed mixer and the tail cone entrained the core flow to impact the nozzle wall, and the “hot streak” was formed at the wall surface of the second S passage and the linear section. Under the constraint of the criterion of completely shielding high temperature components, the temperature of the “hot streak” on the nozzle wall first increased and then decreased as the aspect ratio raised gradually. The value of the temperature peak of the “hot streak” was up to maximum when the aspect ratio was 5. It rose by 1.3% compared with that in the benchmark nozzle model. The plume core region downstream the nozzle exit was shortened effectively with the increment of the aspect ratio. The temperature of the “hot streak” on the nozzle lower wall first decreased and then

收稿日期:2021-04-06

基金项目:国家自然科学基金(51876176,52076180,51906204); 国家科技重大专项(J2019-II-0015-0036);

陕西省杰出青年基金(2021JC-10)

作者简介:孙鹏(1991-),男,博士生,主要从事 S 弯异形喷管流动及气动变形方面的研究。

通信作者:周莉(1978-),女,教授、博士生导师,博士,研究领域为排气系统设计与流动控制技术。E-mail:zhouli@nwpu.edu.cn

引用格式:孙鹏,周莉,王占学,等. 出口宽高比及旋流角对双涵道 S 弯喷管温度分布的影响[J]. 航空动力学报,2022,37(2): 391-403. SUN Peng, ZHOU Li, WANG Zhanxue, et al. Effect of aspect ratio and swirl angle on temperature distribution of double serpentine nozzle for turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(2): 391-403.

increased as the swirl angle raised sustainedly. The value of the temperature peak of the “hot streak” was up to minimum when the swirl angle was 10° . It dropped by 15.9% compared with that under the condition of 0° swirl angle. The lateral width of the plume core region downstream the nozzle exit was enlarged notably while its axial length was shortened effectively with the increment of the swirl angle.

Key words: double serpentine nozzle; aspect ratio; swirl angle; hot streak; plume core region

21世纪以来,各类先进的红外探测技术与制导装备的不断出现挤压了作战飞机在实际作战任务中的生存空间^[1],迫切需要革新现有技术以全面提高战机各个部件的隐身性能,包括航空发动机的排气系统^[2]。S弯喷管是一种新型高隐身排气喷管,它综合了型面遮挡技术、多弯流管型面技术等多种红外特征抑制技术^[3],能够有效降低发动机的红外辐射特征。截至目前,S弯喷管已经被应用于多种隐身战机,如瑞典“Eikon”无人机、欧盟的“Muldicon”无人机^[4-5],美国第六代自适应变循环发动机中同样采用了S弯排气系统结构^[6]。

近年来,国内外学者在S弯喷管的气动/红外领域开展了许多研究工作。An等^[7]研究了S弯喷管曲率对尾焰红外辐射特性的影响。随着曲率的增加,侧向和下方的红外辐射强度有所增加。Rajkumar等^[8]实验研究了带后甲板的S弯二元喷管的流场特性。结果表明:后甲板有利于减小尾焰的温度,从而降低喷管的红外辐射强度。孙啸林等^[9]通过实验与数值方法相结合,研究了几何参数对S弯喷管流动特性的影响。然而上述研究均是以单涵道S弯喷管为研究对象。

相比单涵道S弯喷管,装配在涡扇发动机上的双涵道S弯喷管的流动特征存在显著差异,排气混合器与S形圆转方结构共同作用导致喷管的温度场分布十分复杂,喷管壁面出现局部高温区,即“热斑”,尾焰分布更加特殊,从而显著改变了S弯喷管的红外辐射特性。此外,“热斑”可能导致喷管壁面因局部热应力过大而产生热变形,从而严重影响其流动特性及隐身特性,甚至导致喷管结构破坏失效。因此,明晰双涵道S弯喷管的温度分布及流动机理对于其红外辐射特性及结构热变形特征的研究具有十分重要的意义。Crowe等^[10]研究了S弯收扩喷管壁面“热斑”的形成机理,并建立特性参数量化了S弯喷管出口面以及上下表面的“热斑”。Markus等^[11]数值研究了双涵道S弯排气系统尾焰的红外特性。研究中发

现,双涵道S弯通道出口增大了高温燃气与外涵气流的掺混面积,有效地缩短了尾焰的长度。Mats等^[12]对比了不同布局下的双涵道S弯二元喷管的红外辐射特性。他们认为S弯喷管向下弯曲有利于减小喷管尾焰长度,是一种较好的布局形式。Haney^[13]分析了S弯喷管后甲板在极端热环境下因结构热应力突出而导致的变形破裂机理,并通过在结构两端施加机械载荷使结构的热应力减小。Deaton等^[14]研究了S弯喷管与周围支撑结构的热变形机理。结果显示:热载荷作用下的S弯喷管结构与其周围支撑结构的接合处因热膨胀程度差异而出现较大应变。刘常春等^[15]实验研究了一种S弯二元喷管的红外辐射特性。经过排气混合器后的高温燃气核在靠近喷口位置处对喷管上、下壁面有比较明显的冲刷作用,导致喷口处的温度升高。于明飞等^[16]数值分析了一种小偏距S弯二元喷管的红外辐射特性。章叶川等^[17]数值分析了双涵道S弯喷管的流动特性及红外辐射特性。

国内外公开文献在涉及双涵道S弯喷管气动/红外特性的研究过程中,均对喷管的壁面温度分布及尾焰特征进行了不同程度的分析,然而设计参数对S弯喷管温度场分布的影响则较少涉及。出口宽高比和发动机旋流角是影响S弯喷管气动/红外特性的关键参数^[18-19],它们对S弯喷管温度场分布的影响机理目前还不清楚。为了获取兼具低红外/小变形特征的双涵道S弯喷管构型,本文以带真实排气混合器的双涵道S弯收敛喷管为研究对象,重点研究出口宽高比及旋流角这两个参数对双涵道S弯喷管内/外流场温度分布的影响。

1 几何模型

本文采用的双涵道S弯排气系统模型由排气混合器和双涵道S弯收敛喷管两部分组成,如图1所示。排气混合器包含尾锥、波瓣混合器以及喷管外壁。波瓣混合器沿轴向扩张,表面均布“漏斗型”掺混区,并配有相应数量的掺混孔。尾锥尺寸

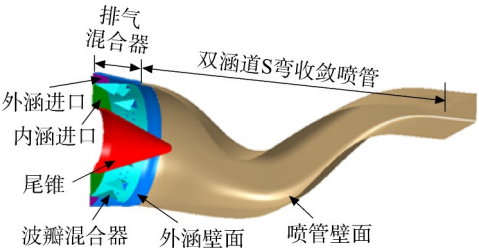


图1 双涵道 S 弯排气系统几何模型

Fig.1 Geometry of double serpentine exhaust system

较大,末端延伸至 S 弯喷管内部。

双涵道 S 弯收敛喷管由 S 弯段和等直段两部分构成,如图 2 所示。S 弯段由一系列垂直于中心线的横截面组成,横截面由圆形进口逐渐收缩过渡至类矩形出口。S 弯喷管基准模型的面积收缩比为 0.436,主要设计参数的无量纲值如表 1 所示,其中, W_1 和 A_1 分别表示喷管进口截面的宽度和面积, W_e 和 H_e 分别表示喷管出口截面的宽度和高度, D 表示喷管进口直径, L 表示喷管的轴向总长度, L_1 、 L_2 分别表示第一段 S 弯通道和第二段 S

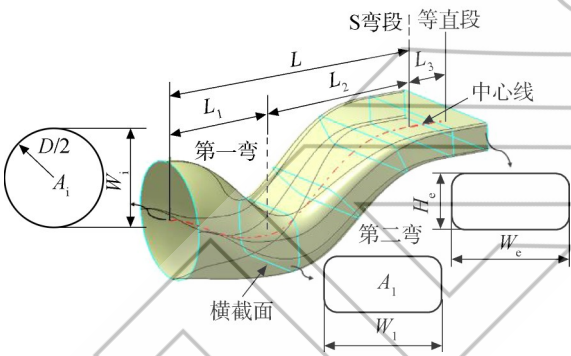


图2 S 弯喷管的线框模型及几何参数

Fig.2 Wireframe model and geometric parameters of serpentine nozzle

表 1 双涵道 S 弯收敛喷管的无量纲参数值

Table 1 Non-dimensional geometric parameters of double serpentine convergent nozzle

无量纲参数	数值
长径比(L/D)	2.6
第一弯出口宽度(W_1/W_i)	1.015
第一弯出口面积(A_1/A_i)	0.6
两弯长度比(L_2/L_1)	1.5
出口宽高比(W_e/H_e)	6
等直段长度(L_3/D)	0.124

弯通道的轴向长度, L_3 表示等直段的轴向长度。

本文设计的 S 弯喷管采取了完全遮挡高温部件准则。采用公切线法则实现对喷管进口低压涡轮、尾锥及波瓣混合器等高温部件的完全遮挡,即上、下弯曲纵向线的公切线 mn 经过 k 点,见图 3。

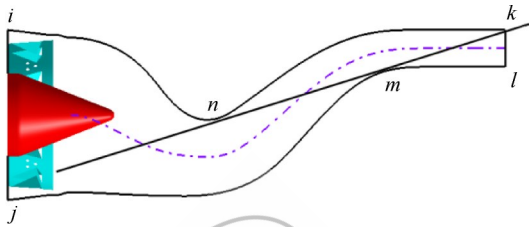


图3 完全遮挡高温部件准则

Fig.3 Criteria of completely shielding high temperature components

2 数值模拟及实验验证

2.1 计算域及边界条件

采用 CFX 软件数值模拟双涵道 S 弯喷管的流场特征,基于有限体积法并采用高阶精度格式求解三维可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程。双涵道 S 弯喷管的全三维计算域网格模型及边界条件如图 4 所示,计算域尺寸为 $30D \times 10D \times 10D$ 。其中, S 弯喷管域及远场域采用六面体网格,排气混合器域由四面体网格与六面体网格拼接而成,相邻计算域均设置 interface,由于 interface 两侧的网格节点不一致,参数传递采用整体守恒插值法。湍流模型选择 SST (shear stress transfer) $k-\omega$ 模型,近壁面第一层网格高度 $y^+ < 1$ 。采用网格收敛指数 (grid convergence index, GCI) 进行网格离散误差的评估^[20],结果显示:粗糙网格与中等网格之间的 GCI 为 6.08%;中等网格与细密网格之间的 GCI 为 1.37%。对比文献[21]中有关 S 弯喷管网格离散误差的评估结果,最终确定采用的网格

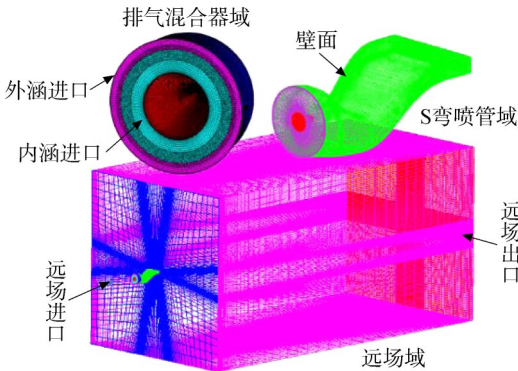


图4 网格模型及边界条件

Fig.4 Grid model and boundary conditions

量为595万。

双涵道S弯喷管的内/外涵道进口均设置为压力进口边界,外涵进口落压比 $p_b^*/p=2.8$,总温 $T_b^*=412\text{ K}$;内涵进口落压比 $p_c^*/p=2.7$,总温 $T_c^*=987\text{ K}$ 。远场域进口采用入口边界条件,来流速度 $v=17\text{ m/s}$,静温 $T_0=300\text{ K}$,远场域出口设置为出口边界,静压 $p=0.1\text{ MPa}$,远场域其他边界设置为开放式边界。双涵道S弯喷管的所有壁面均采用无滑移绝热壁面边界。

2.2 实验验证

为了验证数值方法与结果的准确性,计算了双涵道S弯喷管的冷态实验模型,实验模型为双涵道S弯喷管基准模型的10:1缩比模型,并将实验测量结果与数值计算结果进行对比分析。首先对比了S弯喷管对称面壁面静压的数值分布与实验数据,它们之间的相对误差变化趋势如图5所示。结果表明大部分测点的相对误差小于2%。误差较大的测点位于喷管出口及第二弯转弯处下壁面,可能的原因是上述区域的静压梯度较大,显著增大了测量误差。随后对比了喷管出口下游尾喷流的纹影特征与数值预测的马赫数分布,如图6所示。可以看到计算得到的膨胀波系

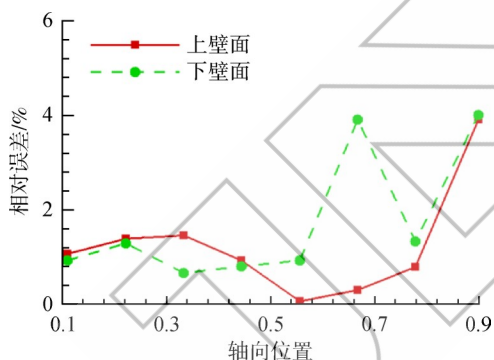


图5 壁面静压的数值分布与实验数据的相对误差

Fig.5 Relative error of computational and experimental static pressure data on the wall

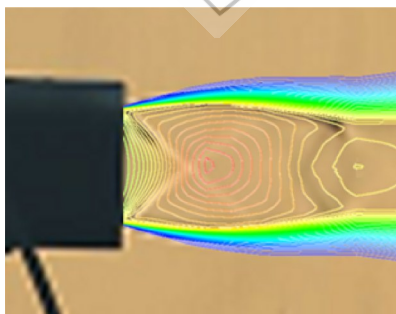


图6 尾喷流的纹影特征与数值预测的马赫数分布对比

Fig.6 Comparisons of schlieren flow and computational Mach number distribution of exhaust jet

位置及喷流剪切层角度与纹影图基本一致。因此,本文采用的S弯喷管流场特征的数值计算方法是准确的。

3 计算结果与分析

为了便于分析S弯喷管沿程截面的温度分布变化趋势及其流动机理,这里给出了沿程截面的无量纲轴向位置,如图7(a)所示,截面 P_4 位于第一弯下游,截面 P_5 位于第二弯附近。图7(b)所示为沿程截面的无量纲坐标系,且满足右手坐标系。

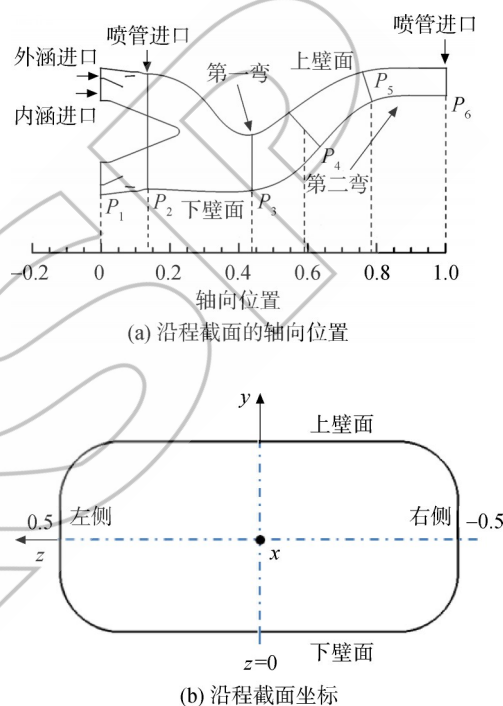


图7 S弯喷管沿程截面的轴向位置及坐标系
Fig.7 Axial position and coordinate system of cross sections inside serpentine nozzle

3.1 出口宽高比对S弯喷管温度分布的影响

本节数值模拟了具有不同出口宽高比($W_e/H_e=3, 4, 5, 6$)的S弯喷管内/外流场的温度分布特征。基于不同出口宽高比的S弯喷管出口面积相等,其几何构型如图8所示。在完全遮挡准则的约束下,随着出口宽高比的增加,S弯喷管的纵向型面弯曲特征逐渐变缓,而S弯喷管的横向型面弯曲特征更加陡峭。

不同出口宽高比下的S弯喷管壁面温度分布如图9所示。首先定义喷管壁面温度值高于平均温度的区域为“热斑”,壁面温度峰值为 T_m ,壁面平均温度为 T_a 。“高温带”的温度 T_h 范围如式(1),“次高温带”的温度 T_c 范围如式(2)。

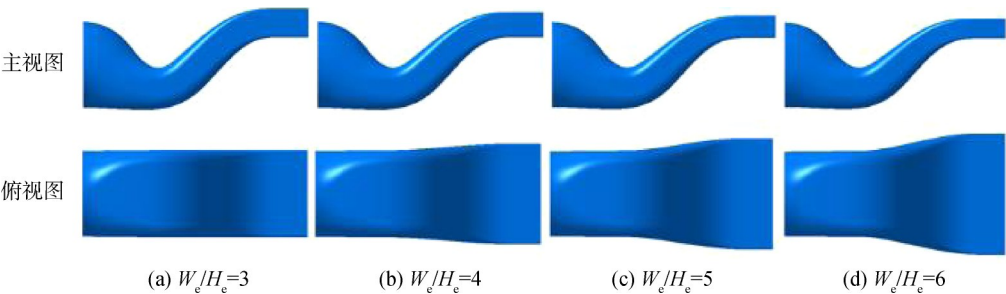


图 8 不同出口宽高比下的 S 弯喷管几何模型

Fig.8 Serpentine nozzle geometric model with different aspect ratios

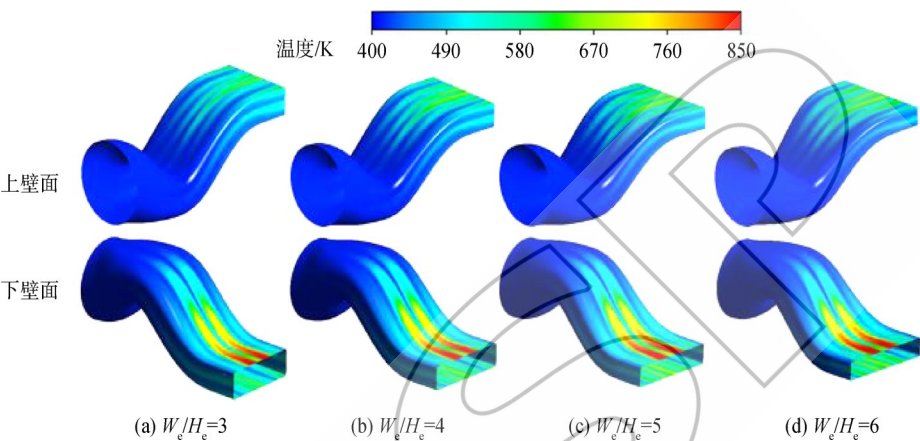


图 9 不同出口宽高比下的 S 弯喷管壁面温度分布

Fig.9 Comparisons of temperature on the serpentine nozzle wall with different aspect ratios

$T_h \geq T_a + (T_m - T_a)/2$ (1)

$T_c \leq T_a + (T_m - T_a)/2, \quad T_c > T_a$ (2)

可以看到,喷管壁面上存在典型的“热斑”现象。不同出口宽高比下的喷管壁面“热斑”均位于第二弯通道及等直段区域。随着出口宽高比的增加,喷管上、下壁面的“热斑”范围及温度均逐渐增大。相比出口宽高比为 3 的喷管,出口宽高比为 6 的喷管上壁面的局部“次高温带”及下壁面的局部“高温带”更宽,壁面温度更高,但喷管上壁面的“热斑”范围沿流向减小。

不同出口宽高比下的 S 弯喷管上、下壁面的平均温度及温度峰值如表 2 所示。随着出口宽高比的增加,上、下壁面的温度峰值及平均值均呈现

先增大后减小的趋势,且当出口宽高比为 5 时,壁面温度峰值及平均值均达到最大。此时下壁面的温度峰值为 878 K,相比基准喷管增加 1.3%,温度平均值为 520 K,相比基准喷管上升 1.6%。在 3~6 的出口宽高比范围内,壁面温度峰值的最大变化率为 5.5%。

图 10 对比了不同出口宽高比下的 S 弯喷管对称面马赫数及流线分布。波瓣混合器及尾锥结构诱导产生了严重的流动分离,形成了大量流向涡。在 S 弯弯曲构型的作用下,波瓣混合器及尾锥附近形成了纵向向下的压力梯度,它导致波瓣混合器结构产生的位于喷管上侧的气流分离区分离强度明显高于下侧。而该纵向压力梯度也使得

表 2 不同出口宽高比下的 S 弯喷管壁面温度

Table 2 Temperature on serpentine nozzle wall with different aspect ratios

出口宽高比	下壁面平均温度/K	下壁面温度峰值/K	上壁面平均温度/K	上壁面温度峰值/K
3	501	855	468	655
4	511	869	478	682
5	520	878	484	698
6	512	867	478	693

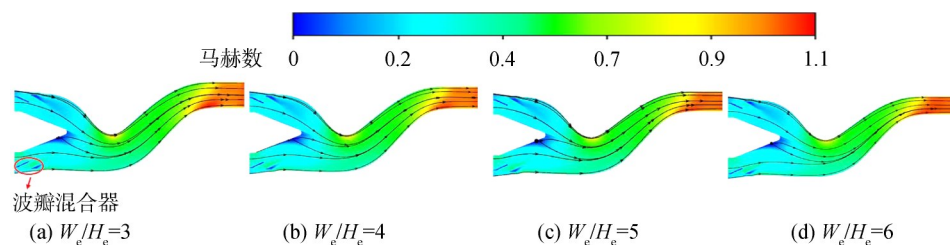


图 10 不同出口宽高比下对称面马赫数及流线分布

Fig.10 Comparisons of symmetric plane Mach number and streamlines distributions with different aspect ratios

尾锥下壁面附近形成了较大的逆压梯度,导致尾锥下壁面的气流分离程度明显高于上壁面。此外

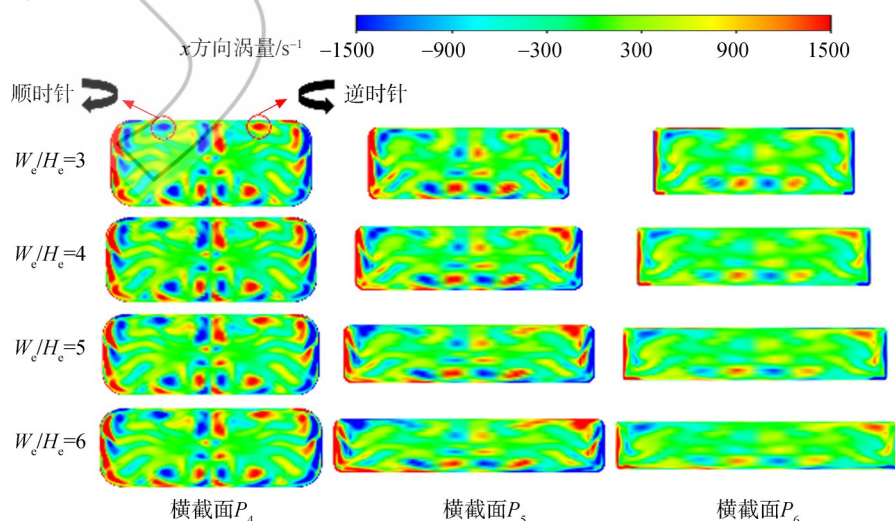
波瓣混合器及尾锥产生的流向涡在圆转方弯曲构型约束下向下游发展,从而改变了喷管内部高温气流的分布,它是影响 S 弯喷管壁面温度分布及尾焰特征的直接动因。图 11 呈现了不同出口宽高比下的 S 弯喷管沿程截面上的 x 方向涡量分布。其中正涡量沿逆时针方向旋转,负涡量沿顺时针方向旋转。可以看到由于尾锥和波瓣混合器具有复杂的几何构型,它们诱导产生的流向涡在沿程截面上呈现非对称分布。此外,由于喷管的沿程截面高度沿流向逐渐减小,在纵向弯曲型面的作用下,波瓣混合器及尾锥诱导产生的流向涡逐渐贴附于喷管上、下壁面,至第二弯通道的截面 P_5 及等直段的截面 P_6 上,涡量的贴壁程度较高,且贴壁范围较大。

在截面 P_4 上,随着出口宽高比的增加,流向涡沿横向逐渐扩散。在截面 P_5 上,出口宽高比的增加导致截面上涡量的横向扩散程度显著增大,流向涡的贴壁范围更宽。而截面高度的大幅收缩使得流向涡沿纵向被不断挤压,流向涡在喷管上、

可以看到基于不同出口宽高比的 S 弯喷管构型对尾锥及波瓣混合器附近的流动特征影响较小。

下壁面的贴附程度更高。此外,增加出口宽高比导致横向逆压梯度增大,因而截面上侧角区附近的流向涡涡量逐渐增强。当出口宽高比达到 5 时,上壁面角区附近形成一对具有较高涡量的流向涡。在喷管出口截面 P_6 上,出口宽高比的增加导致截面形状更加扁平,因而流向涡的贴壁范围更宽,贴壁程度更高。

图 12 给出了不同出口宽高比下的 S 弯喷管沿程截面上的温度分布。随着流动持续发展,热流在流向涡的卷吸作用下向喷管上、下壁面贴近。在第二弯通道的截面 P_5 及等直段的截面 P_6 上,高温区的贴壁程度较高,且贴壁范围较大。在截面 P_4 上,高温核心区呈现“豌豆形”特征,局部高温区环绕分布。相比出口宽高比为 3 的喷管,出口宽高比为 6 的喷管截面上侧流向涡的贴壁作用较弱,它降低了局部高温区对上壁面的入侵程度,这反映出出口宽高比为 6 的喷管上壁面“热斑”沿流向的起始位置相对靠后。当流动发展至截面 P_5 时,出口宽高比的增加使得截面中心的“鲸鱼尾

图 11 不同出口宽高比下 S 弯喷管沿程截面的 x 方向涡量分布Fig.11 Comparisons of the x -streamwise vorticities on the cross sections of serpentine nozzle with different aspect ratios

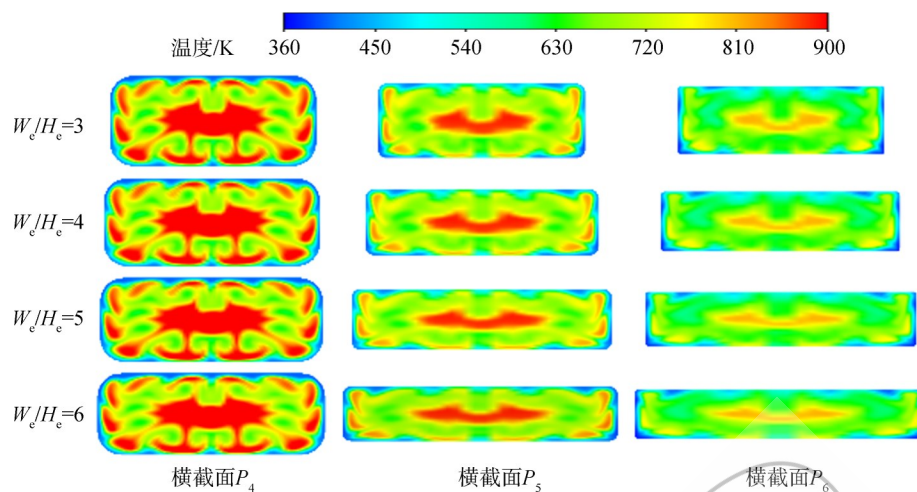


图12 不同出口宽高比下S弯喷管沿程截面的温度分布

Fig.12 Comparisons of temperature on the cross sections of serpentine nozzle with different aspect ratios

形”高温核心区及其周围局部高温区的形状更加扁平,局部高温区与喷管上、下壁面的贴合范围明显增大,因而该截面附近壁面“高温带”的宽度显著增加。在截面 P_6 上,温度分布变化趋势与截面 P_5 基本一致。

此外,出口宽高比的增加既减小了截面纵向高度,也降低了喷管型面的弯曲程度,两种因素对涡量与壁面贴附程度的影响效果相反,进而共同影响着高温气流对喷管壁面的冲击效果。当出口宽高比从3增加至5时,截面纵向高度占主导因素,喷管壁面“热斑”的温度峰值及平均值逐渐增大;而当出口宽高比由5增加至6时,型面弯曲程度占主导因素,壁面“热斑”减小。

综上所述,在圆转方弯曲构型的作用下,波瓣混合器及尾锥诱导产生的流向涡在S弯喷管第二弯通道及等直段内部卷吸着热流冲击喷管上、下壁面形成“热斑”,“热斑”区域对应喷管近壁面的高涡量区。出口宽高比的增加导致喷管壁面的“热斑”宽度逐渐增大,而壁面温度先增大后减小,当宽高比为5时,壁面温度最高,温度峰值相比基准喷管模型增加1.3%。在3~6的出口宽高比范围内,壁面温度峰值的最大变化率为5.5%。

图13对比了不同出口宽高比下的S弯喷管出口下游横向对称面上的尾焰分布。由于喷管出口截面呈现“鲸鱼尾形”的高温核心区分布,尾焰分布表现为两股宽度较大的热流,而横向对称面两侧分别出现一股温度较低的热流。随着出口宽高比的增加,尾焰的轴向长度逐渐缩短。S弯喷管的尾焰长度主要由高温喷流与周围大气之间的接触面积决定。出口宽高比的增加导致高温喷流

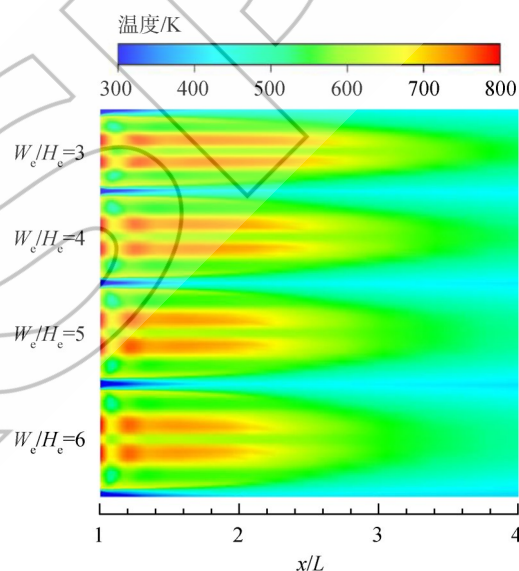


图13 不同出口宽高比下S弯喷管出口下游横向对称面上的尾焰分布

Fig.13 Comparisons of plume core region distribution on the transversal symmetric plane downstream serpentine nozzle exit with different aspect ratios

与大气冷流之间的接触面积增大,掺混作用增强,尾焰的温度下降速率更快,长度被有效缩短。

此外,随着出口宽高比的增加,由于“鲸鱼尾形”高温核心区的横向拉伸程度逐渐增强,尾焰的热流宽度增大,中间区域的冷流宽度也逐渐增大;流向涡的横向运动愈发显著,导致横向对称面两侧区域的热流范围及温度逐渐增大。

图14对比了不同出口宽高比下的S弯喷管出口下游中心线上的温度分布。尾焰核心区表示喷管出口下游与喷管等长度的轴向范围内的高温喷流。由于喷管出口气流处于欠膨胀状态,出口

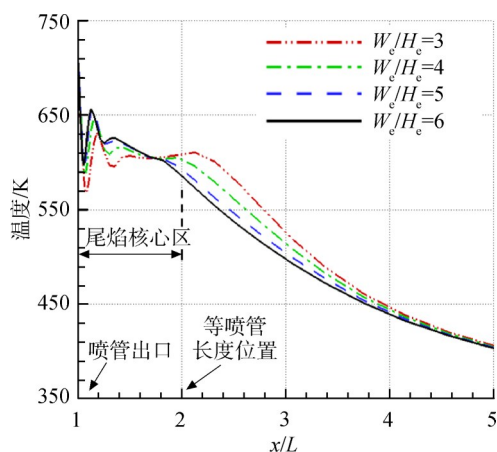


图 14 不同出口宽高比下 S 弯喷管出口下游中心线上的温度分布

Fig.14 Temperature distributions along the centerline downstream serpentine nozzle exit with different aspect ratios

下游出现膨胀波-激波交替的复杂波系结构,尾焰核心区内中心线上的温度分布呈现波动状态。随着出口宽高比的增加,尾焰核心区中心线上温度波动的轴向范围逐渐减小,且波动幅度逐渐降低,原因在于膨胀波-激波系结构的轴向长度逐渐缩短,波系强度有所减弱。此外,出口宽高比的增加导致喷管出口位置中心线上的温度逐渐上升。这是由于出口宽高比的增加减小了 S 弯喷管的纵向弯曲程度,降低了喷管外涵冷流与内涵热流的掺混效果,导致喷管出口位置中心线上的温度升高。

喷管出口位置的气流温度是影响尾焰长度的另一重要因素。随着出口宽高比的增加,喷管出口位置的气流温度升高,导致出口下游的尾焰变长。然而高温喷流与周围大气之间的温度差异较大,冷热流之间的接触面积占据主导位置。因此,尾焰长度随出口宽高比的增加而逐渐减小,这与图 13 对应的分析结果一致。此外,出口宽高比的

增加显著增强了内/外涵气流的掺混效果,导致喷管出口下游中心线上的温度值逐渐减小,温度下降速率逐渐加快,进一步证明了上述关于尾焰长度随出口宽高比增加而逐渐缩短的结论。

3.2 旋流角对 S 弯喷管温度分布的影响

旋流角是涡轮部件出口气流的切向速度与轴向速度的夹角。本节基于 S 弯喷管基准模型研究了旋流角(0° 、 5° 、 10° 、 15° 、 20°)对 S 弯喷管内/外流场温度分布的影响。不同旋流角下的 S 弯喷管壁面温度分布如图 15 所示。相比无旋流角工况,在 5° 旋流角工况下,喷管下壁面的“热斑”范围及温度显著减小。随着旋流角的增加,喷管上壁面的“热斑”逐渐增大,而下壁面“热斑”先减小后增大,且在 10° 旋流角工况下达到最小值。在旋流角工况下,“热斑”位于上壁面右侧及下壁面左侧。

不同旋流角下的 S 弯喷管上、下壁面的平均温度及温度峰值如表 3 所示。相比无旋流角工况, 5° 旋流角下的喷管上壁面温度峰值上升 25 K, 下壁面温度峰值下降 130 K, 这表明旋流对喷管下壁面“热斑”特征的影响远大于上壁面。随着旋流角的增加,喷管下壁面的平均温度及温度峰值先减小后增加,旋流角为 10° 时,喷管下壁面温度峰值为 729 K, 相比无旋流角工况降低 15.9%。在 $5^\circ \sim 20^\circ$ 的旋流角范围内,壁面温度峰值的最大变化率为 21.2%。

旋流角通过改变排气混合器附近的流动特征影响 S 弯喷管的壁面“热斑”分布及尾焰特征。不同旋流角下的波瓣混合器近壁面马赫数及流线分布如图 16 所示。旋流角的存在改变了“漏斗形”结构后侧低马赫数区内的流线分布。在无旋流角工况下,该区域出现两块流线分离区,右侧分离区表现为一条分离线,而左侧分离区表现为一个分离涡。在 5° 旋流角工况下,右侧分离区改变为两

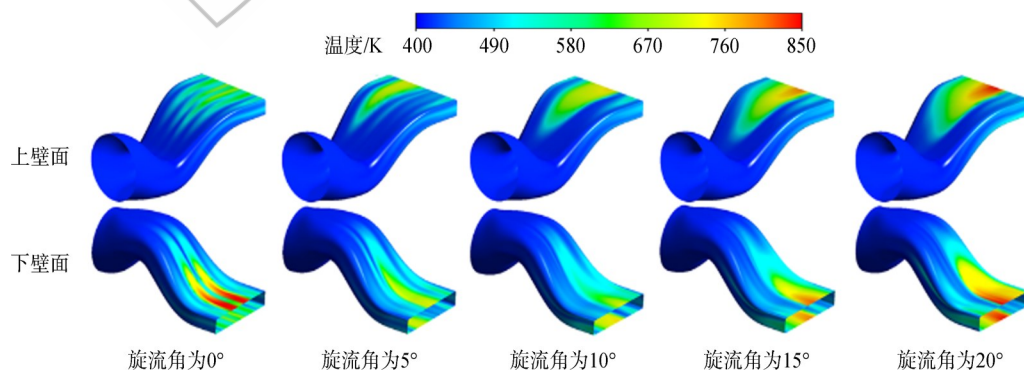


图 15 不同旋流角下 S 弯喷管的壁面温度分布

Fig.15 Comparisons of temperature distribution on the serpentine nozzle wall with different swirl angles

表 3 不同旋流角下 S 弯喷管的壁面温度

Table 3 Surface temperature of serpentine nozzle with different swirl angles

旋流角/(°)	下壁面平均温度/K	下壁面温度峰值/K	上壁面平均温度/K	上壁面温度峰值/K
0	512	867	478	693
5	483	737	473	718
10	474	729	495	751
15	494	816	508	795
20	525	854	524	840

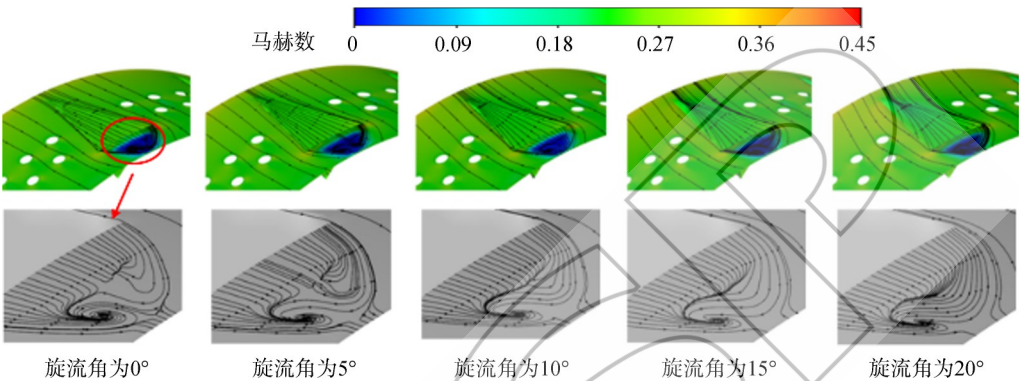


图 16 不同旋流角下波瓣混合器近壁面的马赫数及流线分布

Fig.16 Comparisons of Mach number and streamline distributions near the lobed mixers surface with different swirl angles

条较短的分离线,这表明旋流作用下的流动分离减弱。随着旋流角的增加,旋流产生的周向速度导致右侧分离线与分离涡逐步融合。当旋流角增加至 20°时,右侧区域的流动分离完全消失,气流在低马赫数区内全部流向左侧区域,形成分离涡。还可以看到,旋流角导致波瓣混合器的近壁面流线沿周向发生弯曲,随着旋流角的增加,流线的周向弯曲程度不断加剧。

图 17 给出了不同旋流角下的尾锥表面极限流线分布。旋流角的存在能够有效抑制尾锥表面

诱导产生的流动分离。在 5°旋流角工况下,尾锥表面的极限流线沿周向顺时针旋转(垂直于 x 方向)。尾锥半球体区域的分离涡及下壁面的分离流线消失,仅在尾锥下壁面靠近半球体位置出现一个较小的分离涡。而尾锥与旋流在半球体下侧共同诱导产生一个顺时针旋转的旋涡(垂直于 x 方向)。随着旋流角的增加,极限流线的周向弯曲程度增加,分离涡完全消失,旋涡范围持续增大。

图 18 给出了不同旋流角下的 S 弯喷管沿程截面上 x 方向的涡量分布。在截面 P_4 上,相比无

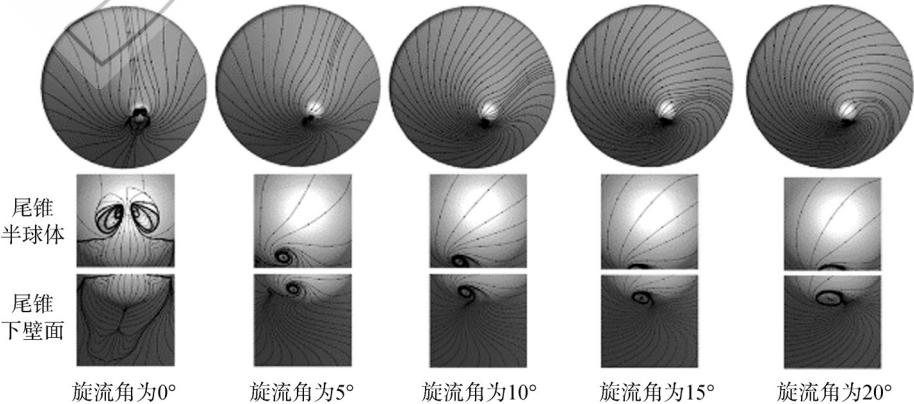
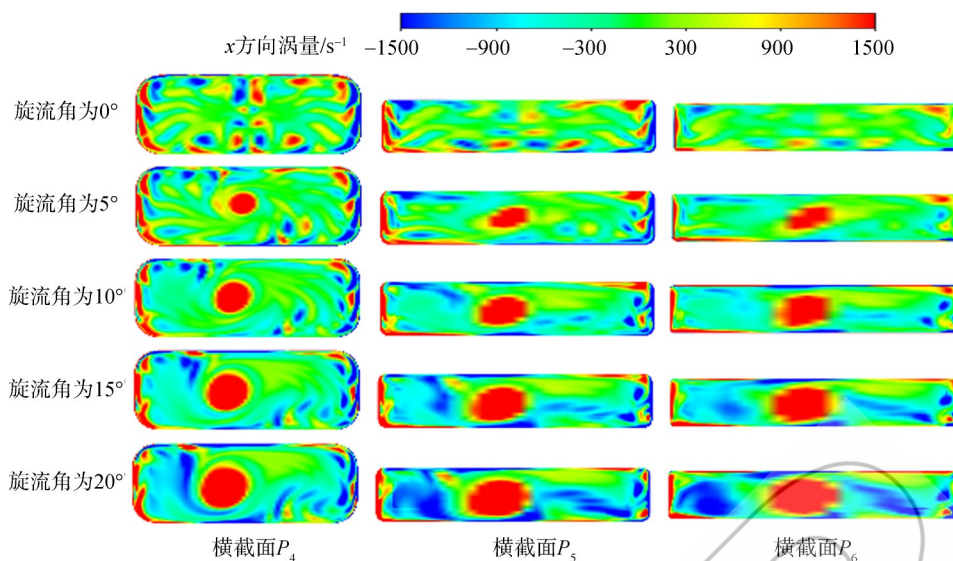


图 17 不同旋流角下尾锥表面的极限流线分布

Fig.17 Comparisons of limiting streamlines on the tail cone surface with different swirl angles

图 18 不同旋流角下 S 弯喷管沿程截面的 x 方向涡量分布Fig.18 Comparisons of x -streamwise vorticities on the cross sections of serpentine nozzle with different swirl angles

旋流角工况,在 5° 旋流角工况下,尾锥下游形成的旋涡在该截面中心表现为一个集中涡,它卷吸附近区域由波瓣混合器诱导产生的流向涡,导致截面下侧的涡量减小。当旋流角增加至 10° 时,集中涡的涡量增大,它在纵向压力梯度及旋流的共同作用下向左下方偏移,导致截面下侧的涡量继续减小。随着旋流角的进一步增加,集中涡的涡量范围不断增大,在截面上、下侧区域卷吸出更多具有较高涡量的涡旋。在其他沿程截面 P_5 、 P_6 上,不同旋流角下的涡量分布的变化趋势与截面 P_4 基本一致。由于截面通道沿横向持续扩张,沿纵向持续收缩,集中涡的横向拉伸程度加剧,且与喷

管上、下壁面的距离逐渐接近。当旋流角为 20° 时,截面 P_6 上的集中涡几乎与喷管上、下壁面相接,并在周围卷吸出较大范围的负涡量。

图 19 给出了不同旋流角下的 S 弯喷管沿程截面上的温度分布。在截面 P_4 上, 5° 旋流角工况下,高温核心区呈现“S 形”分布,截面上、下侧的局部高温区在旋流作用下冲击喷管壁面,形成局部“热斑”。由于截面下侧涡量较小,喷管下壁面的“热斑”相比无旋流角工况减弱。当旋流角增加至 10° 时,由于集中涡的涡量增加,“S 形”高温核心区演化为“6 字形”特征,而截面下侧的涡量减少导致热流与喷管下壁面的接触面积减小,下壁

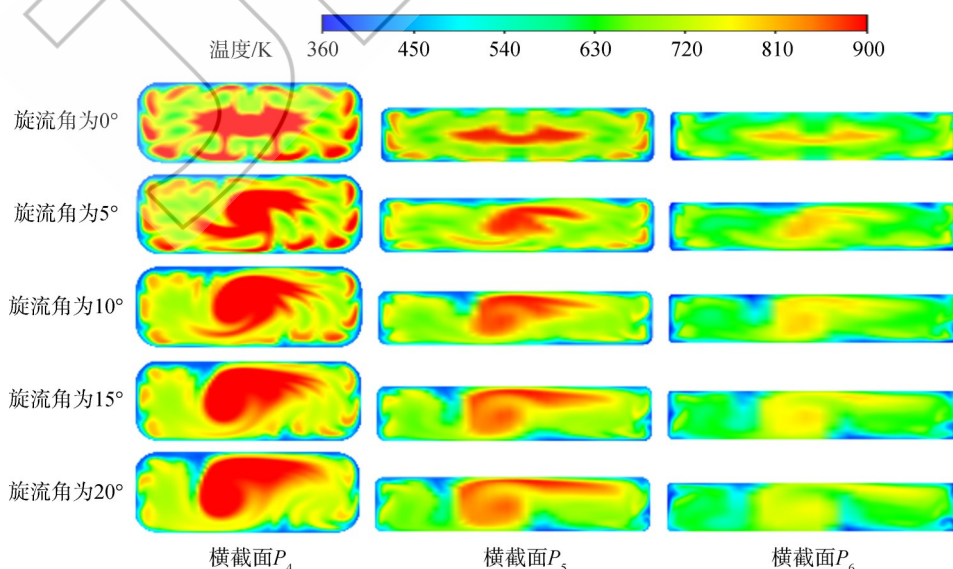


图 19 不同旋流角下的 S 弯喷管沿程截面的温度分布

Fig.19 Comparisons of temperature on the flow cross sections of serpentine nozzle with different swirl angles

面的“热斑”范围减小,温度降低。随着旋流角的进一步增加,集中涡对周围流向涡的卷吸作用使得高温核心区的横向宽度逐渐增大,热流对喷管上、下壁面的冲击面积逐渐增加,壁面“热斑”的范围及温度逐渐增大。由于顺时针旋流的影响,热流对喷管上壁面的冲击主要位于截面 P_4 右侧,热流对下壁面的冲击位于截面 P_4 左侧。在其他沿程截面 P_5 、 P_6 上,不同旋流角下的温度分布变化趋势与截面 P_4 基本一致,但高温核心区的温度值沿流向逐渐降低。截面通道的持续扩张加剧了高温核心区的横向拉伸程度,因而喷管壁面的“热斑”范围沿流向逐渐增大。

综上所述,随着旋流角的增加,喷管上壁面的温度逐渐增加,而下壁面的“热斑”温度先减小后增大,当旋流角为 10° 时,喷管下壁面的“热斑”温度最低,温度峰值相比无旋流工况下降 15.9% 。在 $5^\circ\sim 20^\circ$ 的旋流角范围内,壁面温度峰值的最大变化率为 21.2% 。旋流角对S弯喷管壁面“热斑”的影响程度明显高于出口宽高比。

图20(a)对比了不同旋流角下的S弯喷管横向对称面上的温度分布。在 5° 旋流角工况下,出口截面上的“鲸鱼尾形”高温核心区演变为“6字形”特征,这导致出口下游横向对称面上的尾焰分布表现为位于中间区域的一股热流。随着旋流角的增加,由于喷管出口截面高温核心区的横向宽度增大,热流的宽度逐渐增大。此外,在旋流角工况下,旋流在喷管出口截面诱导产生的“6字形”温度分布导致横向对称面上侧出现一定范围的热流区,且随着旋流角的增加,热流区的宽度增大。

图20(b)对比了不同旋流角下的S弯喷管纵向对称面上的温度分布。在无旋流角工况下,由于喷管出口截面温度分布特征的影响,纵向对称截面上的尾焰长度较短,温度较低。随着旋流角从 5° 增加至 20° ,喷管内部的涡量显著增强,内/外涵气流的掺混程度加剧,喷管出口下游尾焰的轴向长度逐渐缩短,这与图20(a)所示的结果一致。还可以看到,旋流的存在加剧了喷管出口气流的纵向偏转程度,随着旋流角的增加,尾焰向上的偏转角度逐渐增大。

不同旋流角下的S弯喷管出口下游中心线上的温度分布如图21所示。由上述分析可知,相比无旋流角工况,在 5° 旋流角工况下,喷管出口截面上的高温核心区位于中心区域,导致喷管出口中心线上的温度显著上升。此外,旋流角的增加导

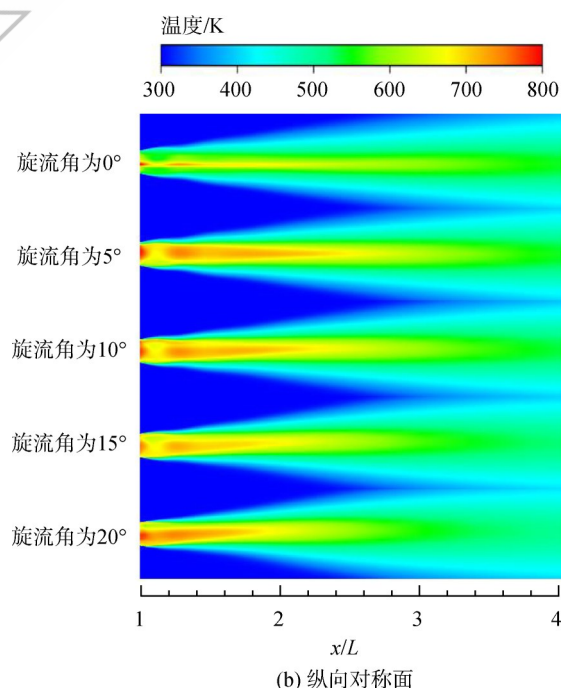
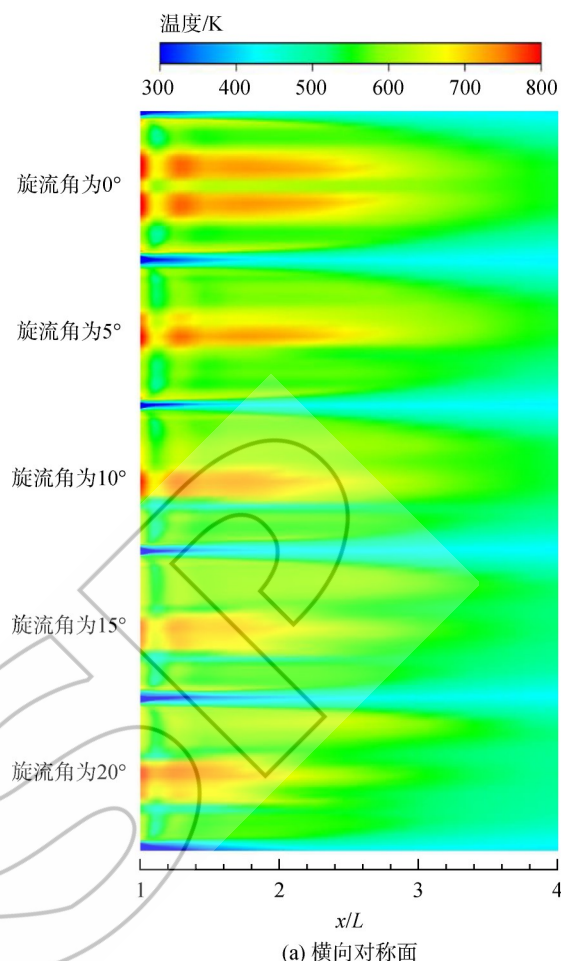


图20 不同旋流角下S弯喷管出口下游的尾焰分布
Fig.20 Comparisons of plume core region distribution downstream serpentine nozzle exit with different swirl angles

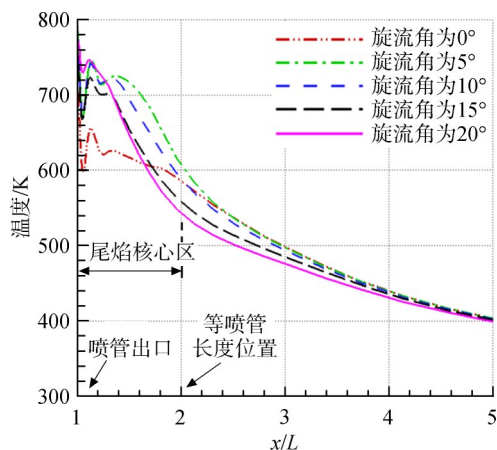


图 21 不同旋流角下 S 弯喷管出口下游中心线上的温度分布

Fig.21 Temperature distributions along the centerline downstream serpentine nozzle exit with different swirl angles

致尾焰的纵向偏转角度增大,因而喷管出口下游尾焰核心区内中心线上的温度下降速率逐渐增大。

4 结 论

本文以基于真实排气混合器构型的双涵道 S 弯喷管为研究对象,重点关注了出口宽高比及旋流角对 S 弯喷管内/外流场温度分布的影响规律,得出了如下结论:

1) 在圆转方弯曲构型的作用下,波瓣混合器及尾锥诱导产生的流向涡在第二弯通道及等直段内部卷吸着热流冲击 S 弯喷管上、下壁面形成“热斑”。发动机旋流角和出口宽高比分别通过改变排气混合器出口附近的流动及喷管几何构型显著影响 S 弯喷管的温度分布。

2) 随着出口宽高比的增加,喷管壁面的“热斑”温度先增大后减小。当出口宽高比为 5 时,“热斑”温度最高,壁面温度峰值相比 S 弯喷管基准模型增加 1.3%。而出口宽高比的增加导致喷管出口下游尾焰的长度逐渐缩短。

3) 相比无旋流角工况,在 5°旋流角工况下,下壁面的“热斑”温度显著降低。随着旋流角的增加,喷管下壁面的“热斑”温度先减小后增大,旋流角为 10°时达到最小值,温度峰值相比无旋流角工况下降 15.9%。旋流角增加导致喷管出口下游的尾焰宽度逐渐增大,长度逐渐缩短。

4) 旋流角对双涵道 S 弯喷管壁面“热斑”的影响程度明显高于出口宽高比。在 3~6 的出口

宽高比范围内,相比喷管基准模型,壁面温度峰值的最大变化率为 5.5%;在 5°~20°的旋流角范围内,相比无旋流角工况,壁面温度峰值的最大变化率为 21.2%。

参考文献:

- [1] 赵鸿燕,倪永平,王秀萍.红外探测器的发展及其在空空导弹上的应用[J].飞航导弹,2008(7):46-49.
ZHAO Hongyan, NI Yongping, WANG Xiuping. Development of infrared detector and its application in air to air missile[J]. Aerodynamic Missile, 2008(7):46-49. (in Chinese)
- [2] 邓洪伟,尚守堂,金海,等.航空发动机隐身技术分析与论述[J].航空科学技术,2017(10):1-7.
DENG Hongwei, SHANG Shoutang, JIN Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aero engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2017(10): 1-7. (in Chinese)
- [3] BARANWAL N, MAHULIKAR S P. Infrared signature of aircraft engine with choked converging nozzle[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2016, 30(4):854-862.
- [4] JOHANSSON M. FOT25-2003-2005 propulsion integration: final report[R]. Stockholm, Sweden: Swedish Defence Research Agency, FOI-R-2017-SE, 2006.
- [5] ERWIN L, MARKUS R. IR-signature of the MUL-DICON configuration determined by the IR-signature model MIRA [R]. AIAA-2018-3166, 2018.
- [6] RONALD J S. Design and control of a variable geometry turbofan with an independently modulated third stream[D]. Columbus, US: The Ohio State University, 2009.
- [7] AN C H, KANG D W, BAEK S T, et al. Analysis of plume infrared signatures of S-shaped nozzle configurations of aerial vehicle[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6):1768-1778.
- [8] RAJKUMAR P, CHANDRA S T, KUSHARI A, et al. Flow characterization for a shallow single serpentine nozzle with aft deck[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(5):1130-1139.
- [9] SUN Xiaolin, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Experimental and computational investigation of double serpentine nozzle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering, 2015, 299(11): 2035-2050.
- [10] CROWE D S, MARTIN C L. Hot streak characterization in serpentine exhaust nozzles[R]. AIAA-2016-4502, 2016.
- [11] MARKUS R, SEBASTIAN K, ERWIN L. Numerical investigation of engine exhaust plume characteristics of unmanned combat air vehicles[R]. AIAA-2014-2838, 2014.
- [12] MATS D, LARS T. IR signature design effort on the MUL-DICON configuration[R]. AIAA-2018-3167, 2018.
- [13] HANEY M A. Topology optimization of engine exhaust-washed structures[D]. Dayton, US: The Wright State University, 2006.
- [14] DEATON J D, GRANDHI R V. Thermal-structural analy-

- sis of engine exhaust-washed structures[R]. AIAA-2010-9236, 2010.
- [15] 刘常春, 吉洪湖. S弯二元喷管红外辐射特性实验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(7):1493-1500.
- LIU Changchun, JI Honghu. Experiment on infrared radiation characteristics of S shaped 2D nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7):1493-1500. (in Chinese)
- [16] 于明飞, 吉洪湖, 李宁, 等. 小偏距S弯二元喷管的红外辐射特性数值分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9):2080-2087.
- YU Mingfei, JI Honghu, LI Ning, et al. Numerical analysis on infrared radiation characteristics of two-dimensional S-nozzle with small offset[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9):2080-2087. (in Chinese)
- [17] 章叶川, 王占学, 史经纬, 等. 双S弯喷管流动特性及红外辐射特性分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11):2468-2474.
- ZHANG Yechuan, WANG Zhanxue, SHI Jingwei, et al. Analysis on flow and infrared radiation characteristics of double S-nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11):2468-2474. (in Chinese)
- [18] WEN Cheng, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Infrared signature of serpentine nozzle with different aspect ratio[R]. International Symposium of Air Breathing Engine ISABE-2017-21357, 2017.
- [19] SUN Xiaolin, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Flow characteristics of double serpentine convergent nozzle with different inlet configuration[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2018, 140(8):082602.1-082602.12.
- [20] ROACHE P J. Quantification of uncertainty in computational fluid dynamics[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1997, 29(1):123-160.
- [21] CROWE D S, MARTIN C L. Hot streak characterization of high performance double serpentine exhaust nozzles at design conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2019, 35(3):501-511.

(编辑:陈 越)