

文章编号: 1000-8055(2024)12-20230078-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230078

分排式三股流喷管流动与噪声特性数值研究

杨玉明¹, 周 莉^{1,2}, 史经纬¹, 王占学¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 采用数值模拟方法研究了引入第三股流后喷管的流动与噪声机理, 第三股流涵道比增大对流动与噪声特性的影响。结果表明: 引入第三股流使得风扇流速度核心区长度增加, 主流核心区末端与自由来流的直接掺混轴向距离缩短, 两者间的湍流掺混峰值下降约 2.63%, 但由于喷流下游剪切层厚度增加, 有限的低速第三股流在各方向上的降噪效果有限。第三股流涵道比的增大方便实现, 这不仅可以在降低耗油率的同时增加发动机推力, 还可以降低排气系统的宽频噪声。第三股流涵道比增大至 2.52, 不仅使得主流核心区末端的湍流掺混强度减弱, 而且使得第三股流与自由来流间强剪切层的掺混强度减弱, 主流核心区末端的掺混强度相较于设计工况降低 8.57%, 各方向上的总声压级均降低, 降低峰值约 2.37 dB。

关 键 词: 三股流喷管; 涵道比; 机理分析; 流动特性; 噪声特性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical study on the flow and sound characteristics of split three-stream nozzle

YANG Yuming¹, ZHOU Li^{1,2}, SHI Jingwei¹, WANG Zhanxue¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The influences of the three-stream introduction and the tertiary bypass ratio on the flow and noise characteristics of the three-stream nozzle were studied by the numerical simulation method. The results showed that the three-stream introduction increased the length of the bypass potential core, shortened the axial distance of the direct mixing between the end of the primary potential core and the free stream, and reduced the peak value of the turbulent mixing between them by about 2.63%. However, due to the increase of the shear layer thickness, the low-speed three-stream had limited noise reduction effect in all directions. The increase of the tertiary bypass ratio was easy to achieve, at the cost of reducing fuel consumption, and it can increase the engine thrust and reduce the broadband noise of the exhaust system. The increase of tertiary bypass ratio to 2.52 weakened not only the turbulent mixing intensity at the end of the primary potential core, but also the mixing intensity of the strong shear layer between the three-stream and the free stream. Compared with the design condition, the mixing intensity at the end of the primary potential core decreased by 8.57%, and the overall sound pressure level decreased in all directions, with a peak value of about 2.37 dB.

收稿日期: 2023-02-14

基金项目: 国家自然科学基金(52076180); 陕西省杰出青年科学基金(2021JC-10); 国家科技重大专项(J2019-II-0015-0036);

航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2022-B-I-002-001, P2022-B-II-010-001); 中央高校基本科研业务费专项资金

作者简介: 杨玉明(1993—), 男, 博士生, 研究领域为多股流喷管流动与噪声。

通信作者: 周莉(1978—), 女, 教授, 博士, 研究领域为排气系统设计与红外隐身。E-mail: zhouli@npu.edu.cn

引用格式: 杨玉明, 周莉, 史经纬, 等. 分排式三股流喷管流动与噪声特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20230078. YANG Yuming, ZHOU Li, SHI Jingwei, et al. Numerical study on the flow and sound characteristics of split three-stream nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20230078.

Keywords: three-stream nozzle; bypass ratio; mechanism analysis; flow characteristic; sound characteristic

变循环发动机作为未来超声速客机的核心部件之一,虽然可以通过改变工作模式来保持较高的经济效率,但在起飞工况下小流量的风扇流会导致其排气系统噪声远超 ICAO(国际民用航空组织)标准。面对这一问题, NASA 提出了一种在风扇流外再引入第三股流的喷管概念^[1]。通常以叶尖风扇来流为来源的第三股流可以快速与风扇流掺混,通过“遮蔽”作用来降低变循环发动机的起飞噪声^[2]。同时,引入第三股流会对排气系统流场与声场特征带来新的影响。通过调整叶尖风扇导叶角度与第三股流出口面积可以实现第三股流涵道比的控制,进而研究三股流喷管的降噪潜力。因此,开展对引入第三股流流动与噪声机理的分析,明确流场中剪切掺混的分布特征,研究三股流喷管可行性的降噪措施,可为进一步提升排气系统降噪结构设计提供一定的指导意义。

近年来许多国外学者已经开展了一系列关于三股流喷管的研究工作。Henderson^[3]进行了三股流喷管降噪可行性验证,研究发现增加第三股流确实对喷流下游中高频噪声有一定的改善作用。Simmons 等^[4]通过数值仿真的方式研究了落压比。面积比与来流马赫数对三股流喷管流动特性的影响规律。Henderson 等^[5]通过 PIV(particle image velocimetry)观测研究了不同工况下单股流、双股流和三股流喷管的流动掺混与发展过程。Marcie^[6]以轴对称三股流喷管为基础,研究了偏流结构对迁移速度与噪声特性的影响。Papamoschou 等^[7]在第三股流外罩上设计开口结构,研究发现特殊的外罩使得偏流效果明显,降噪效果也比较显著。Papamoschou 等^[8]研究了特殊尾锥结构对三股流喷管噪声特性的影响。Ruscher 等^[9]和 Adam 等^[10-11]研究了多种降噪措施对三股流喷管噪声特性的影响。Bridges^[12-13]和 Phong 等^[14]开展了三股流喷管安装状态下的噪声评估。Henderson 和 Huff 等^[15-16]研究了三股流喷管在全飞行包线内的适航性。综上所述,由于三股流喷管概念提出较新,国内尚未有公开的研究文献。国外虽已开展了近十年有关三股流喷管的研究工作,但这些研究多聚焦于三股流喷管的降噪效果。对于三股流喷管流场特性的相关研究较少,缺少关于引入第三股流后流动与噪声机理的详细分析。

因此,本文以一种分排式三股流喷管模型为研究对象,数值模拟了引入第三股流前后三股流喷管的流动与噪声特性;分析了喷管引入第三股流的流动与噪声特征;研究了第三股流涵道比增大对喷管流动噪声特性的影响机理。

1 几何模型及计算方法

1.1 几何模型

图 1 给出了本文研究的分排式三股流喷管几何模型示意图。由图可知,喷管结构主要包含主流、风扇流和三股流通道,尾锥、风扇流外罩、第三股流外罩以及喷管外罩。

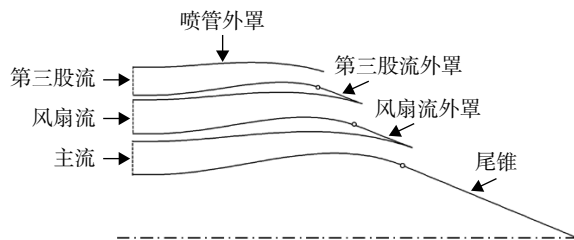


图 1 几何模型示意

Fig. 1 Geometric model

本文选择中心线及面积变化规律法为轴对称式三股流喷管的型面设计方法,图 2 给出了关键参数示意,其中下标 7、8 分别表示喷管进出口, m 表示中心线最大半径位置。这种设计方法如下:首先选择三次多项式方程为三股流喷管主流(core)、风扇流(bypass)和第三股流(tertiary)通道的中心线变化规律,中心线依次经过各通道环形控制面中心(对应的控制面分别为 A_7 、 A_m 和 A_8 ,控制面面积分别为 S_7 、 S_m 和 S_8);然后确定主流、风扇流和第三股流通道的进出口面积,选择 Lee 曲线^[17]方程为各喷管通道的面积变化规律,并获得以各自通道中心线均布点为中心的圆簇分布。接下来分别对各喷管通道中心线均布点上圆簇的上下包络线进行三次样条曲线拟合,获得各自通道的上下壁面型线。最后为保证通道壁面和外罩(cowl)上的斜率与曲率连续变化,选择 CST(class-shape transformation)曲线^[18]对各喷管通道出口位置的下壁面与各自外罩进行连接并生成对应型线。其他关键几何参数详见表 1,表中数值以核心流出口(下标 c8)为基准做无量纲处理。

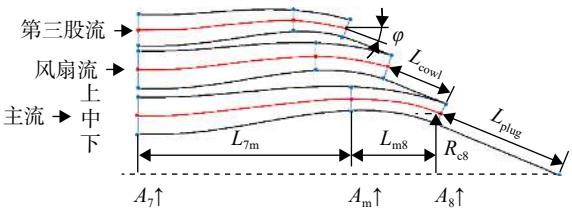


图 2 关键参数示意

Fig. 2 Key parameters

表 1 三股流喷管关键几何参数表
Table 1 Key geometric parameters of three-stream nozzle

喷管通道	L_{7m}/D_{c8}	L_{m8}/D_{c8}	$L_{plug,cowl}/D_{c8}$	S_7/S_{c8}	S_m/S_{c8}	$\phi/(^\circ)$
第三股流	1.5	1.0	0.8	2.0	1.65	16
风扇流	2.0	1.15	0.9	2.5	1.50	18
核心流	2.55	0.85	10.0	2.4	1.25	21

1.2 计算方法及边界条件

为开展非稳态三股流喷管流场与声场的分析研究, 本文采用商用软件 FLUENT 14.0 软件进行数值模拟。对于非定常三股流喷管流场, 通过 Smagorinsky 亚格子模型的大涡模拟进行数值计算; 对于不同观测角度下噪声分布, 通过求解 Ffowes Williams and Hawkings(FW-H) 方程, 对声源控制区域内进行时域的面积分来获得。采用二阶精度对时空间进行离散, 时间步长 $\Delta t=1 \times 10^{-5}$ s, 单次时间步内迭代 30 次, 对 3 500 时间步内的噪声信息进行采集。图 3 给出了三股流喷管的

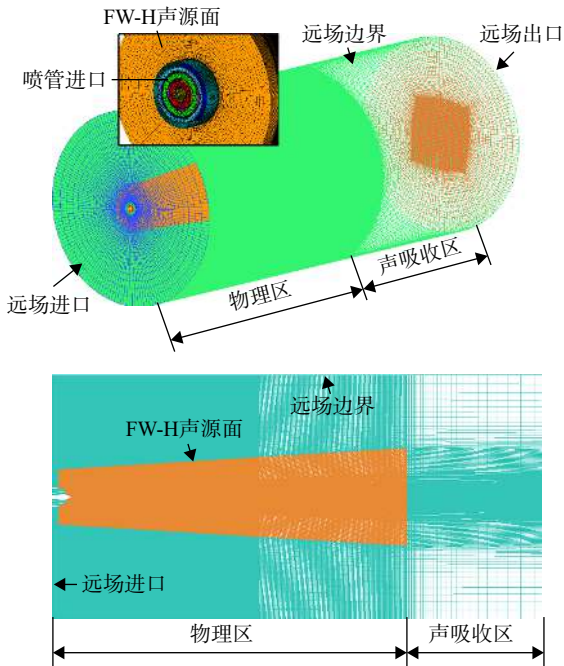


图 3 LES 计算网格与边界条件

Fig. 3 LES grid and boundary conditions

LES (large eddy simulation) 网格划分与边界条件。为避免计算域的尺寸给喷流尾迹带来影响, 远场轴向长度为 $65D_i$, 径向高度为 $20D_i$, D_i 为第三股流出口直径。对喷管壁面第 1 层网格 (保证 $y^+ < 1$) 及喷流相互掺混附近进行局部加密, 最终网格数量为 2 543 万。本文三股流喷管工作在地面起飞工况, 自由来流进口采用远场边界, 高度 $H=0$ m, 来流马赫数 $Ma=0.05$, 静压 $p_0=101$ kPa, 静温 $T_0=288.15$ K; 远场出口采用压力出口边界, 静压与静温同远场边界; 主流、风扇流与第三股流进口均采用压力进口边界, 进口来流参数: 涵道比 (β)、落压比 (π)、温度比 (γ) 及出口速度 (V), 由参考文献 [19] 中试验条件获得, 详见表 2 (无量纲方式同表 1)。所有喷管壁面均采用绝热的无滑移固壁边界。

表 2 三股流喷管进口气动参数表
Table 2 Aerodynamic parameters of three-stream nozzle inlet

喷管通道	β	π	γ	V/V_{c8}
第三股流	1.31	1.2	1.24	0.48
风扇流	2.33	1.6	1.34	0.63
核心流		1.8	3.38	

2 结果与讨论

2.1 数值方法及声源积分位置无关性验证

为了验证本文计算方法的可行性, 分别对文献 [20] 和文献 [7] 中的三股流喷管模型进行了数值模拟, 并与其试验结果进行了对比。图 4 给出了采用 LES 方法数值模拟得到的三股流喷管中心线时均轴向速度分布与参考文献 [20] 中试验结果对比, 其中尾锥顶点为 $X/D_i=0$ 处, $X/D_i \geq 0$ 表示喷管下游; 纵坐标以出口速度为基准进行无量纲化处理。由图可知, 本文数值模拟得到的中心线速度分布与试验结果的吻合较好。除尾锥顶点处, 最大误差为 4.12%。图 5 给出了文献 [7] 中 AX102U 模型在 88 530 工况下, 观测角度为 60° 时, 声压级 (sound pressure level, SPL, 量符号记为 L_{sp}) 频谱特性分布与试验结果的对比, 横坐标为斯特劳哈尔数 (Strouhal number, St)。由图可知, 两者声压级频谱分布趋势一致, 并且主要噪声分布区域接近。在关注的主要噪声分布区域内两者的误差在可以接受的范围内。因此, 采用本文数值模拟方法可以用于分排式三股流喷管的流动与噪声特性分析。

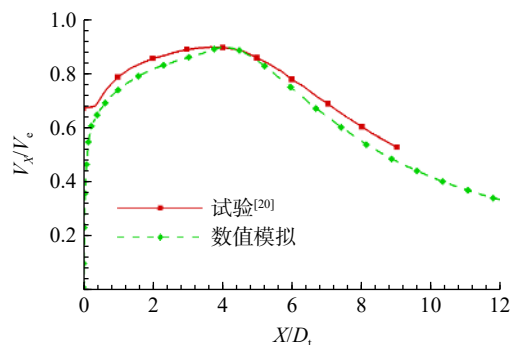


图 4 三股流喷管流场数值方法验证

Fig. 4 Numerical method verification of three-stream nozzle flow field

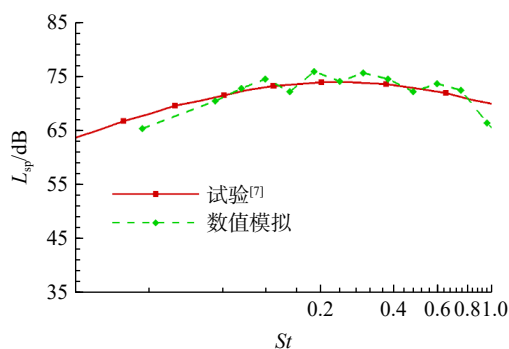


图 5 声场数值方法验证

Fig. 5 Validation of numerical method of sound field

采用 FW-H 方法计算喷流噪声时, 远场噪声主要由 FW-H 声源积分面上的压力脉动决定, 为保证积分面包含全部喷流涡结构, 其位置的选择十分重要。由于喷流的压力脉动向远场传播的过程中存在耗散, FW-H 积分面的位置距喷流的距离需选择较近, 但过近的距离会使得积分面穿过喷流涡结构, 进而导致低频伪噪声的出现^[21]。因此接下来选取如图 6 所示的 3 个积分面位置 (Plane-1~Plane-3), 通过对比其总声压级的分布以获得合适位置的 FW-H 声源积分面。图 7 给出了 3 个位置积分面总声压级的对比, 横坐标为总

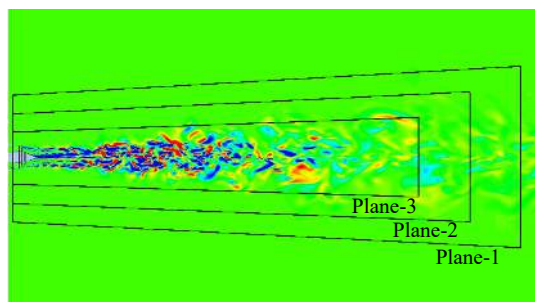


图 6 三股流喷管涡量及不同 FW-H 积分面位置示意

Fig. 6 Vorticity and different FW-H integration surfaces of three-stream nozzle

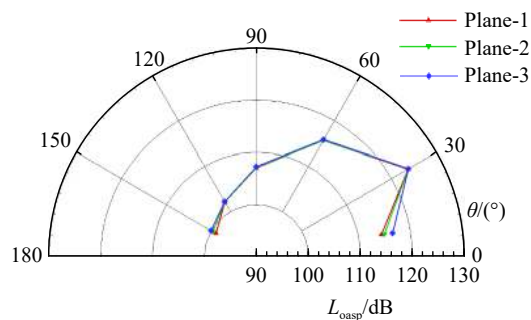


图 7 不同 FW-H 积分面总声压级对比

Fig. 7 Comparison of overall sound pressure level on different FW-H integration surfaces

声压级 (overall sound pressure level, OASPL, 量符号记为 L_{oasp})。通过对比最终选择 Plane-2 为接下来声场数值计算的 FW-H 声源积分面。

2.2 三股流喷管流动与噪声机理研究

本节通过对比分析设计工况下喷管在双股流状态时引入第三股流前后流场特征的变化, 研究引入第三股流对流场流动特性的影响, 以获得三股流喷管的流动机理。由表 2 可知, 三股流喷管设计工况下第三股流涵道比 (β_1) 为 1.31。在其他气动参数不变的情况下, 调整 $\beta_1=0$ 时, 喷管工作在双股流状态; 调整 $\beta_1=1.31$ 时, 喷管工作在三股流状态。

图 8 给出了喷管在引入第三股流前后的时均马赫数 (Ma) 分布云图的对比。在双股流状态下, 流场中存在分别由主风扇流与主流以及自由来流与风扇流在各自通道出口处相互掺混产生的两道分层清晰的剪切层。高速的风扇流直接与静止的自由来流接触, 两者较大的速度差异导致相互间

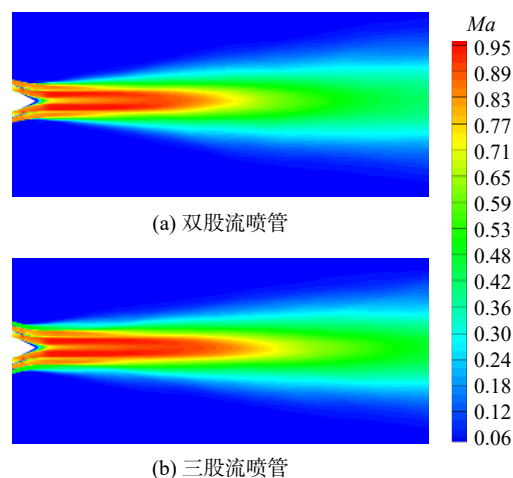


图 8 双股流与三股流喷管流场时均马赫数对比

Fig. 8 Comparison of time-average Mach number distribution between dual and three-stream nozzle

的剪切掺混作用强烈,并向没有约束的外界快速发展,因此剪切层较厚。相比之下,主流与风扇流的剪切层则较薄。在三股流状态下,第三股流的约束作用导致主流与风扇流的尾迹长度明显增加。第三股流给喷管外流流场新增了一道剪切层,将风扇流与自由流间一道较强较厚的剪切层分解为风扇流与第三股流间以及第三股流与自由来流间两道较弱较薄的剪切层。

为了进一步获得第三股流引入对喷流间剪切掺混特性的影响,图 9 给出了双股流与三股流方均根轴向脉动速度 σ_{v_x} 分布云图的对比, σ_{v_x} 的数值可直接揭示喷流间的掺混强度与可能的主要声源区分布。由图可知,在双股流状态下,在喷管出口及其下游的小距离范围内存在较大的高 σ_{v_x} 区域,这是由于风扇流直接与自由来流接触,两者间较大的速度差值使得其剪切掺混强烈,并且其剪切层也向下游快速发展增厚所导致的,这与图 8 中的分析结论相同。喷流下游存在大范围高峰值的 σ_{v_x} 区域,这是由于风扇流的速度核心区长度短于主流,使得主流核心区不得不过早“暴露”在自由来流中,导致速度差异更大的主流与自由来流间的剪切掺混强度剧烈并在主流速度核心区末端附近达到峰值。在喷管引入第三股流后,尾锥顶点下游附近因喷流间相互掺混而产生的剪切层数增加为三道。最外侧剪切层中 σ_{v_x} 较低,这是由于引入了的第三股流避免了风扇流与自由来流的直接接触,喷流间掺混强度降低所导致的。随着喷流向下游发展,第三股流与风扇流的速度核心区相继结束,并与主流趋于完全掺混。喷流间的速度差异逐渐减小,喷流间的剪切层“合

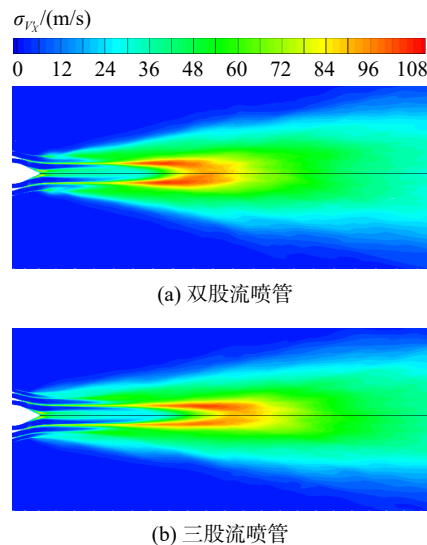
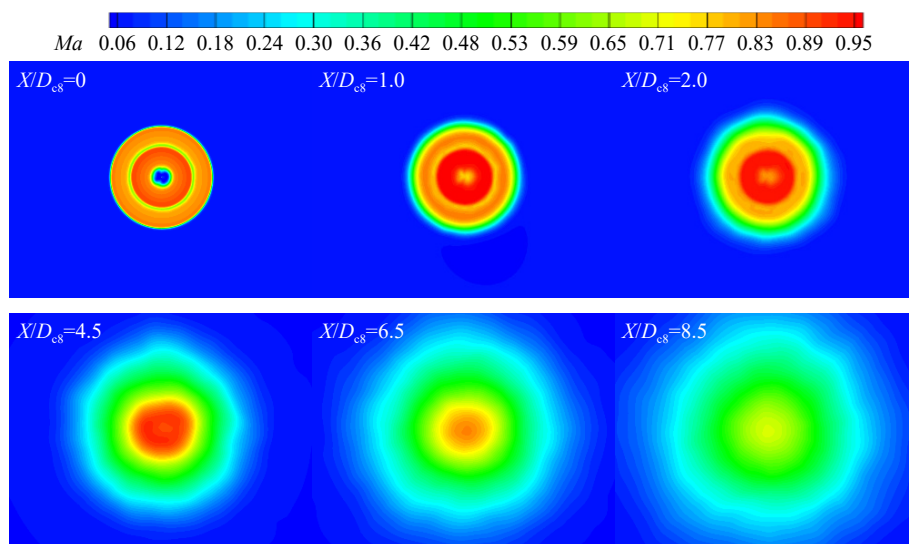


图 9 双股流与三股流喷管流场 σ_{v_x} 对比

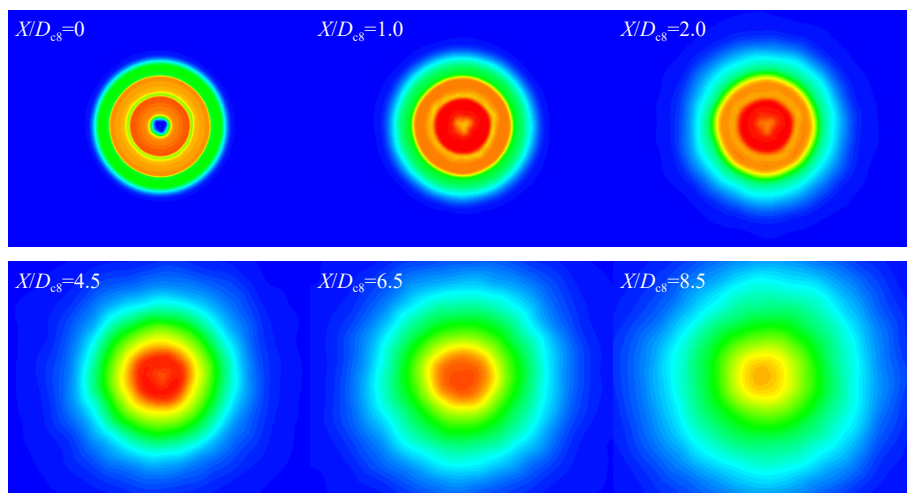
Fig. 9 Comparison of σ_{v_x} distribution between dual and three-stream nozzle

并”。由于第三股流的引入,风扇流的速度核心区长度增加。与外涵喷流相互掺混后的主流速度核心区与自由来流直接掺混的轴向距离缩短,相较于双股流喷管,三股流喷管主流核心区末端 σ_{v_x} 峰值降低 2.63%,喷流间掺混强度降低但降低幅度较小。

从图 8 和图 9 中可见第三股流引入前后流场流动特征与喷流间掺混特性的改变,为了进一步详细阐明喷流间剪切掺混特性随喷流发展的变化规律,图 10 和图 11 分别给出了喷管在引入第三股流前后流场不同轴向位置的时均马赫数与 σ_{v_x} 分布云图的对比, $X/D_{e8}=0$ 代表尾锥顶点处的轴向截面。由图可知,对于双股流喷管,流场中



(a) 双股流喷管



(b) 三股流喷管

图 10 双股流与三股流喷管流场不同轴向位置处时均马赫数分布云图对比

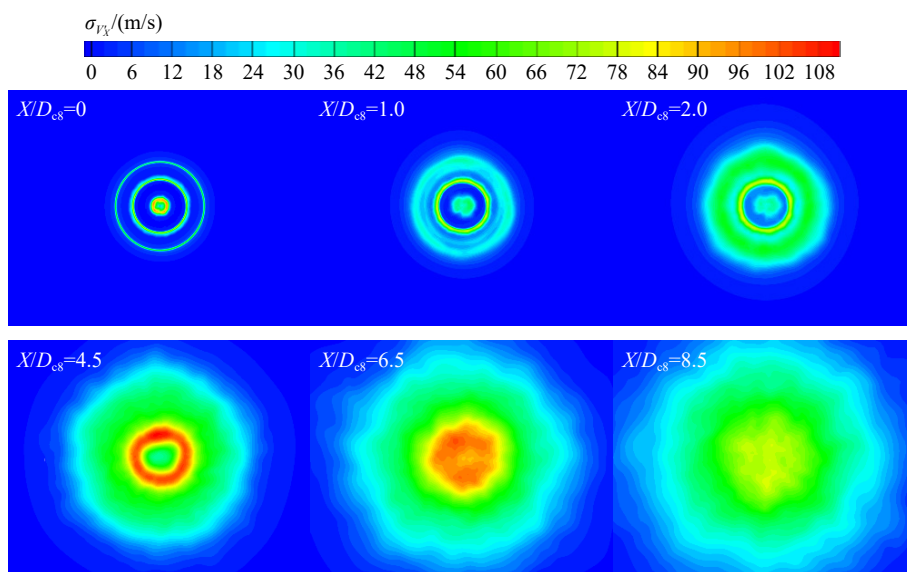
Fig. 10 Comparison of time-average Mach number distribution on different axial sections between dual and three-stream nozzle

只存在主流与风扇流, 风扇流与自由来流间的剪切层。当喷流从 $X/D_{c8}=0$ 发展至 $X/D_{c8}=2.0$ 处, 流场的 σ_{V_x} 沿径向连续变化, 说明风扇流核心区发展结束, 高速主流核心区开始与自由来流相互掺混。在 $X/D_{c8}=4.5$ 处, 随着速度差较大的主流核心区与自由来流间的剪切掺混, σ_{V_x} 逐渐增加至峰值。随着喷流继续向下游发展, 喷流逐渐趋于完全掺混。

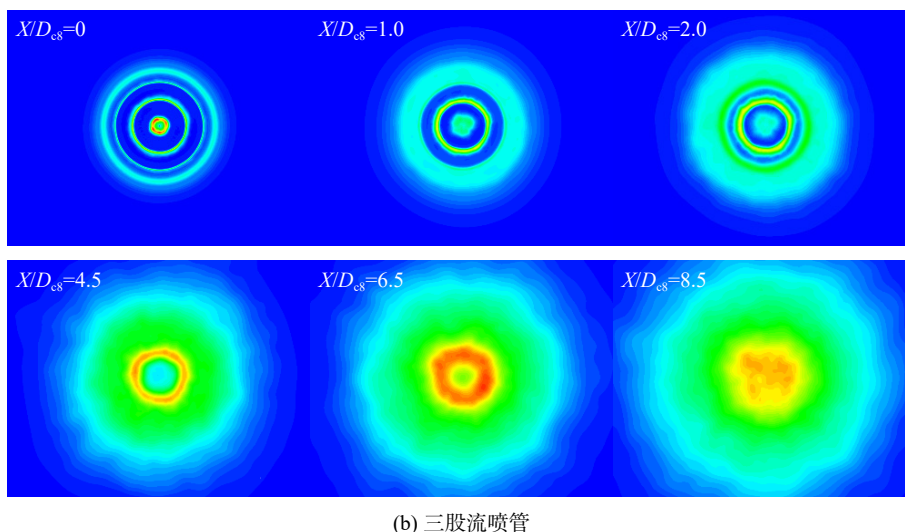
三股流与双股流喷管喷流间剪切层的发展过程相似, 均是随着喷流间的剪切掺混, 流场 σ_{V_x} 的径向分布由外向内逐渐过渡平滑, 由外向内的喷流速度核心区逐渐消失, 喷流间的速度过渡平滑, 喷流间逐渐向完全掺混发展。不同的是, 第三股

流的引入所产生的约束作用导致其主流与风扇流的速度核心区长度出现不同程度的增加。因而三股流喷管喷流间的发展相较于双股流喷管在相同位置处落后。

当喷流从 $X/D_{c8}=0$ 发展到 $X/D_{c8}=1.0$ 处, 第三股流速度核心区结束, 双股流与三股流喷管流场中均只存在主流与风扇流间以及风扇流与自由来流间的剪切掺混, 且双股流状态下由于高速风扇流与自由来流直接掺混而 σ_{V_x} 高于三股流。当喷流向下游发展到 $X/D_{c8}=2.0$ 处, 双股流状态下风扇流核心区发展结束。由于速度差值更大的主流速度核心区与自由来流间直接剪切掺混, σ_{V_x} 进一步增加。而三股流状态下, 掺混后风扇流核心区



(a) 双股流喷管

图 11 双股流与三股流喷管流场 $\sigma_{v'_x}$ 分布云图对比Fig. 11 Comparison of $\sigma_{v'_x}$ distribution between dual and three-stream nozzle

发展即将结束,因而该位置外侧的 $\sigma_{v'_x}$ 出现明显增加现象。

当喷流继续发展到 $X/D_{c8}=4.5$ 处,双股流状态下 $\sigma_{v'_x}$ 的峰值区出现,对应图 9 中双股流喷管主流核心区末端附近。这是由主流速度核心区发展结束后,主流速度会逐渐减小,喷流间剪切掺混强度逐渐减弱, $\sigma_{v'_x}$ 随之下降所产生。三股流状态下,主流速度核心区未结束,此处 $\sigma_{v'_x}$ 低于双股流。在 $X/D_{c8}=6.5$ 处,由于双股流状态下主流核心区结束后,其速度仍然较高。在 $\sigma_{v'_x}$ 峰值后的下游依旧存在大范围的高 $\sigma_{v'_x}$ 区域。在三股流状态下,主流受第三股流约束作用影响,其速度核心区长度增长,峰值增加,并发展结束于 $X/D_{c8}=6.5$ 附近,对应图 9 中三股流喷管主流速度核心区末端。引入的第三股流与风扇流的掺混,风扇流速度核心区长度增长,风扇流可以起到主流与自由来流间的“缓冲”作用,两者间的轴向掺混距离缩短,导致两者间的剪切掺混强度下降。因此,虽然第三股流的引入使得主流核心区的长度与速度峰值增加,但其末端附近的 $\sigma_{v'_x}$ 降低。当喷流继续向下游发展至 $X/D_{c8} \geq 8.5$ 后,在主流核心区发展结束后, $\sigma_{v'_x}$ 的环形峰值分布逐渐消失并发展均匀,流场已呈现出单股射流的流场特征。在双股流状态下喷流逐渐接近完全掺混。第三股流的引入导致主流核心区增长,喷流实现完全掺混的轴向距离增长,因而三股流状态下高 $\sigma_{v'_x}$ 区域的面积要大于双股流状态。

综合图 8~图 11 对第三股流引入前后流场流动特性的对比分析可知,第三股流的引入虽然减

弱了风扇流与自由来流间的剪切掺混强度,但由于风扇流速度核心区长度的增加幅度大于主流,因而主流核心区与自由来流间直接掺混的轴向距离缩短,主流速度核心区末端附近喷流间的剪切掺混强度减弱约 2.63%。同时主流速度核心区长度增加,速度核心区峰值增加,喷流间完全掺混的轴向距离增长,因而 $\sigma_{v'_x}$ 峰值下游的高 $\sigma_{v'_x}$ 区域面积较双股流增大。

亚声速喷流间的剪切掺混会产生涡旋,随着喷流向完全掺混发展的过程中,流场中的涡旋逐渐发展、对并和耗散,并通过介质偏离平衡态的小扰动的方式向外传播宽频噪声^[22-23]。为了获得三股流喷管的主要噪声传播特征,图 12 给出了双股流与三股流喷管瞬时喷流展向涡量与远场静压 (p/p_0) 分布云图对比。由图可知,在双股流状态下,喷流与自由来流间相互掺混剪切而产生在剪切层中占主导地位的小尺度涡。随着喷流向完全掺混发展,喷流间的速度逐渐接近,喷流的速度核心区逐渐消失,喷流的速度核心区厚度逐渐减小,剪切层厚度逐渐增加。喷流间的剪切掺混强度逐渐增加,剪切层涡旋结构中小尺度涡结构逐渐向大尺度涡结构发展并伴随对并过程。在喷流速度核心区末端附近,对应图 9 与图 11 中 $\sigma_{v'_x}$ 峰值区域,喷流间的剪切掺混强度逐渐达到峰值,在剪切层中逐渐占主导地位的大尺度涡趋于破碎耗散。第三股流的引入虽然增加喷流与自由来流间的剪切层数,但由于双股流状态下风扇流与自由来流间的强剪切层消失,因而第三股流与自由

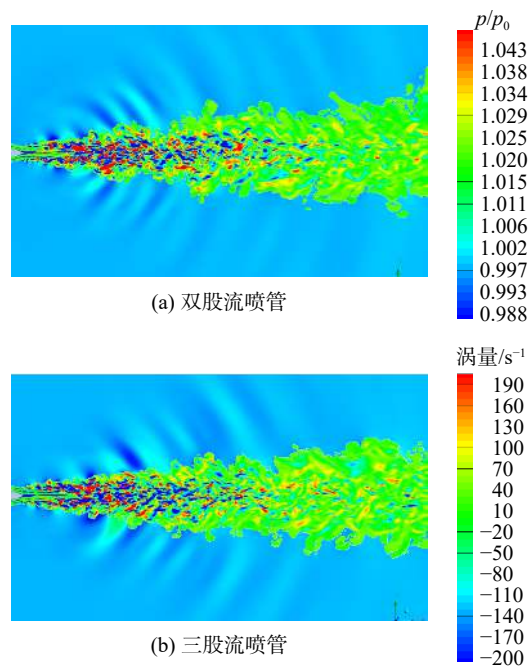


图 12 双股流与三股流喷管流场展向涡与静压分布对比
Fig. 12 Comparison of spanwise vortex and static pressure distribution between dual and three-stream nozzle

来流间的剪切层的涡旋强度减弱,与图 11 中 $X/D_{c8}=1.0$ 处的分析相一致。主流速度核心区的长度增长,峰值增加,这使得主流与自由来流间的剪切掺混强度峰值向下游移动,喷流间完全掺混的长度增长,喷流间高剪切掺混强度的面积增大。由双股流与三股流的远场静压分布可知,两者喷流的远场静压传播特征均从各自速度核心区末端附近向喷流下游辐射,角度与喷流轴线方向呈约 30° ,与大尺度涡的声辐射方向相一致^[24],说明主流核心区末端为喷流噪声的主要声源区。

图 13 给出了双股流喷管与三股流喷管总声压级(L_{oasp})随观测角度(θ)变化的对比。由图可知,双股流与三股流喷管的总声压级均具有向各个方向辐射且在观测角为 30° 左右达到峰值的声辐射特征。总声压级在 30° 左右达到峰值,是由于作为主要声源区的主流核心区末端占主导地位的大尺度涡具有向喷流下游 30° 辐射的特征。第三股流的引入对喷管总声压级的影响较小,其虽然降低了喷流与自由来流间的掺混强度,作为主要声源区的主流速度核心区末端附近喷流间掺混强度降低约 2.63%,但如图 11 中 $X/D_{c8}=6.5$ 处所示,由于主流速度核心区长度的增长增加了喷流下游大尺度涡完全耗散的轴向距离长度与剪切层中高掺混强度面积,并且轴对称式的喷管结构使得有限的低速第三股流沿周向均匀分布,因而各方向

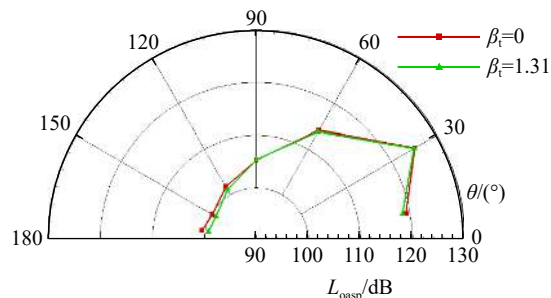


图 13 双股流与三股流喷管总声压级对比
Fig. 13 Comparison of overall sound pressure level between dual and three-stream nozzle

上的降噪效果有限,对总声压级分布的影响较小。图 14 给出了用 1/3 倍频程表示的双股流与三股流喷管在 30° 与 90° 观测角下的声压级频谱分布对比。由图可知,在两种观测角下,主要噪声均集中在斯特劳哈尔数 $St=0.05\sim 0.12$ 之间。由于第三股流的引入使得主要声源区掺混强度变化幅度较小,且新增的剪切层增加了喷流下游高 $\sigma_{V'_x}$

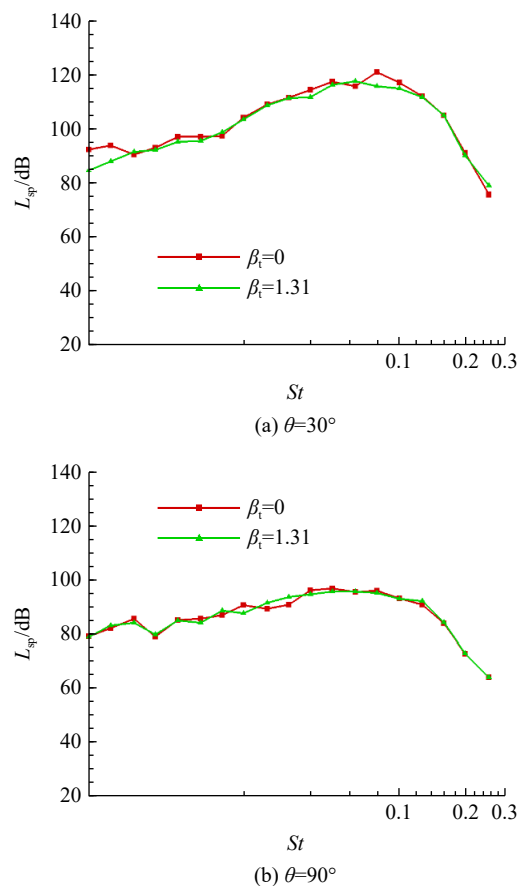


图 14 双股流与三股流喷管下不同观测角噪声频谱对比
Fig. 14 Comparison of noise spectra at different observation angles between dual and three-stream nozzle

面积,因而第三股流对喷管声压级频谱分布趋势的影响较小。

由此可见,三股流喷管引入低速的第三股流,使得风扇流速度核心区长度的增加幅度大于主流,因而主流速度核心区与自由来流间掺混的轴向距离减短,主流核心区末端附近剪切层中的掺混强度峰值降低。虽然作为主要声源区的主流核心区末端附近的掺混强度降低,但由于新引入的外涵气流使得喷流下游的剪切层厚度增加,高剪切掺混强度区域的面积增大,因而对各方向上总声压级分布的影响较小。

2.3 第三股流涵道比增大对流动与噪声特性影响研究

对于亚临界状态的收敛形喷管,在进口落压比及温度比不变的情况下,可通过对第三股流出口面积比的调节,来控制第三股流的涵道比。这种调节规律不仅可以在降低耗油率的同时增加发动机推力,还可以降低排气系统的宽频噪声,可以认为是一种根据发动机起飞需求的第三股流流量的控制方法。本节调节第三股流喷管涵道比至 2.52,三股流喷管工作在非设计工况(设计工况 $\beta_i=1.31$),研究第三股流涵道比增大对三股流喷管流动与噪声特性的影响机理。

图 15 给出了 β_i 增大前后三股流喷管时均马赫数分布云图的对比。由图可知, β_i 增大使得喷管第三股流的“流通面积”(近似为第三股流的速度核心区厚度以及第三股流与自由来流间剪切层径向发展的总和)随之增大。第三股流流通面积的增大使得其速度核心区长度随之增加。但第三股流出口速度变化较小且低于风扇流速度,流场

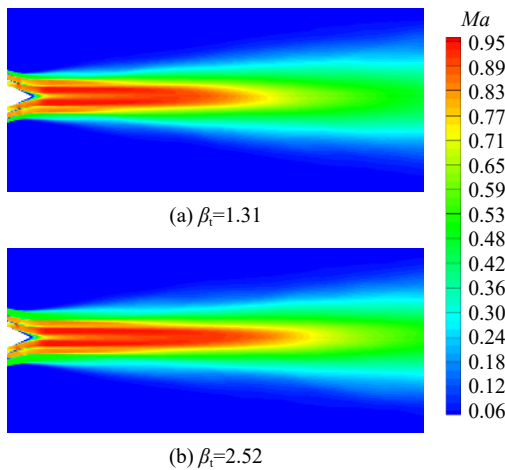


图 15 不同 β_i 下流场时均马赫数对比

Fig. 15 Comparison of time-average Mach number distribution with different β_i

结构仍为风扇流“带着”第三股流前进。因而在两者掺混的过程中,风扇流核心区长度逐渐增加。这导致了主流核心区也相应增长。主流的速度核心区长度增加,主流加速距离变长,速度核心区峰值也相应增加。

图 16 给出了 β_i 增大前后三股流喷管总声压级随观测角度变化对比。由图可知,较设计工况, β_i 增大使得各观测角上的总声压级均呈不同程度地降低,降低峰值约 2.37 dB。图 17 给出了 β_i

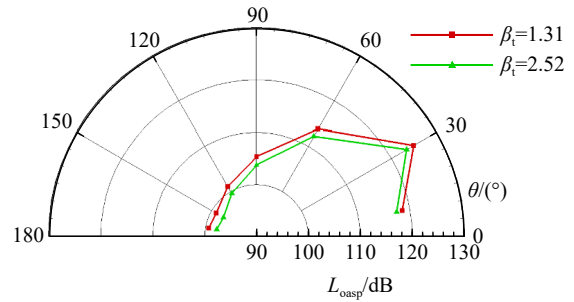
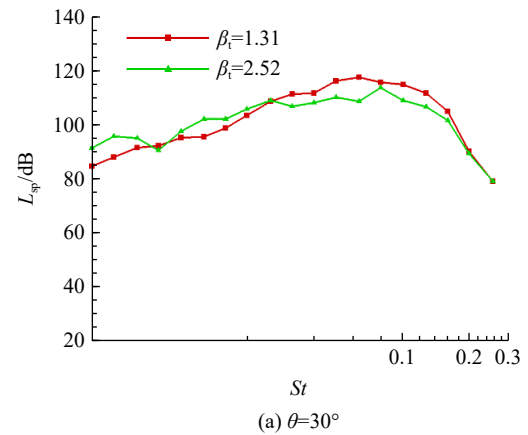
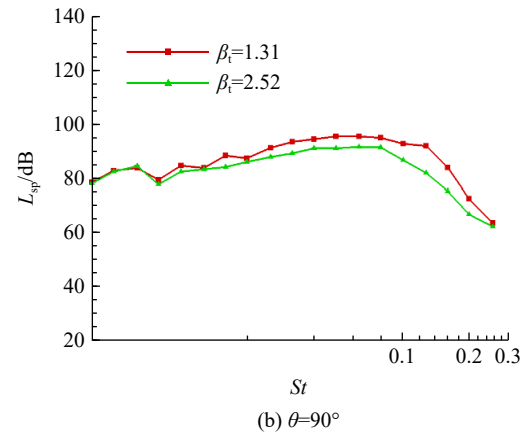


图 16 不同 β_i 下总声压级对比

Fig. 16 Comparison of overall sound pressure level with different β_i



(a) $\theta=30^\circ$



(b) $\theta=90^\circ$

图 17 不同涵道比下不同观测角噪声频谱对比

Fig. 17 Comparison of noise spectra at different observation angles under different bypass ratios

大前后三股流喷管 30° 和 90° 观测角方向用三分之一倍频程表示的声压级频谱分布对比。由图可知,不同观测角下的频谱分布规律近似, 30° 和 90° 观测角下噪声频谱的峰值均呈现不同程度的降低,主要噪声依旧集中在 $St=0.05\sim 0.12$ 之间。

为了探究 β_i 增大使得喷流的总声压级降低的原因,图 18 给出了 β_i 增大前后三股流喷管方均根轴向脉动速度 $\sigma_{v'_x}$ 分布云图的对比。由图可知,当 β_i 增大至 2.52 时,第三股流的流量增加,第三股流的流通面积增加,第三股流与自由来流间的掺混强度进一步降低。风扇流与主流进一步受

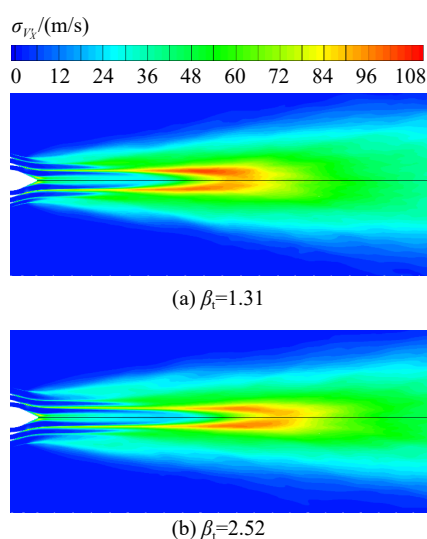


图 18 不同 β_i 下流场 $\sigma_{v'_x}$ 对比

Fig. 18 Comparison of $\sigma_{v'_x}$ distribution with different β_i

到第三股流约束作用影响其速度核心区长度依次增长,且风扇流与主流的增加幅度依次低于第三股流。因而在风扇流核心区结束后,主流与自由来流直接掺混的轴向长度较设计工况缩短,主流速度核心区末端的 $\sigma_{v'_x}$ 峰值降低,主要声源区的剪切掺混强度降低约 8.57%,可以有效降低喷流间的宽频噪声。

为详细分析不同轴向位置喷流间剪切掺混强度的变化,图 19 和图 20 分别给出了 β_i 增大前后三股流喷管不同轴向位置时均马赫数与 $\sigma_{v'_x}$ 分布云图的对比。由图可知, β_i 增大至 2.52,第三股流的流通面积与流量增加,第三股流速度核心区长度增长。在 $X/D_{c8}=1.0$ 处, $\beta_i=1.31$ 的三股流喷管外侧 $\sigma_{v'_x}$ 沿径向分布连续变化,第三股流速度核心区已发展结束。而 $\beta_i=2.52$ 的三股流喷管第三股流与风扇流完全掺混的轴向位置受第三股流速度核心区长度增长影响向下游移动至 $X/D_{c8}=3.0$ 位置处。在 $X/D_{c8}=3.0$ 处, $\beta_i=1.31$ 的三股流喷管主流与风扇流已接近完全掺混,因而此处 $\beta_i=2.52$ 三股流喷管外侧的 $\sigma_{v'_x}$ 远低于 $\beta_i=1.31$ 的,喷流间的剪切掺混强度降低。随着喷管继续向下游发展至 $X/D_{c8}=6.5$ 处, $\beta_i=1.31$ 的三股流喷管主流速度核心区结束, $\sigma_{v'_x}$ 峰值区出现。 β_i 增大至 2.52,其风扇流与主流核心区长度受第三股流流量增加的影响而依次增长,使得主流速度核心区结束的轴向位置向下游移动且与自由来流相互掺混的轴线距离

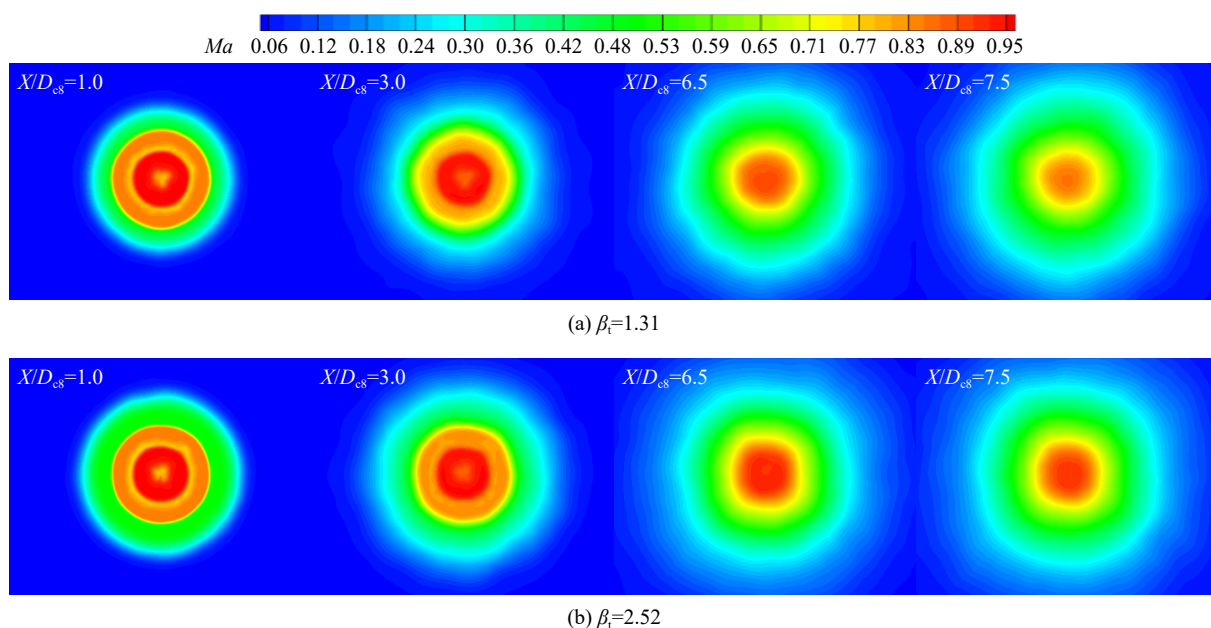


图 19 不同 β_i 下流场不同轴向界面处时均马赫数分布云图对比

Fig. 19 Comparison of time-average Mach number distribution on different axial sections with different β_i

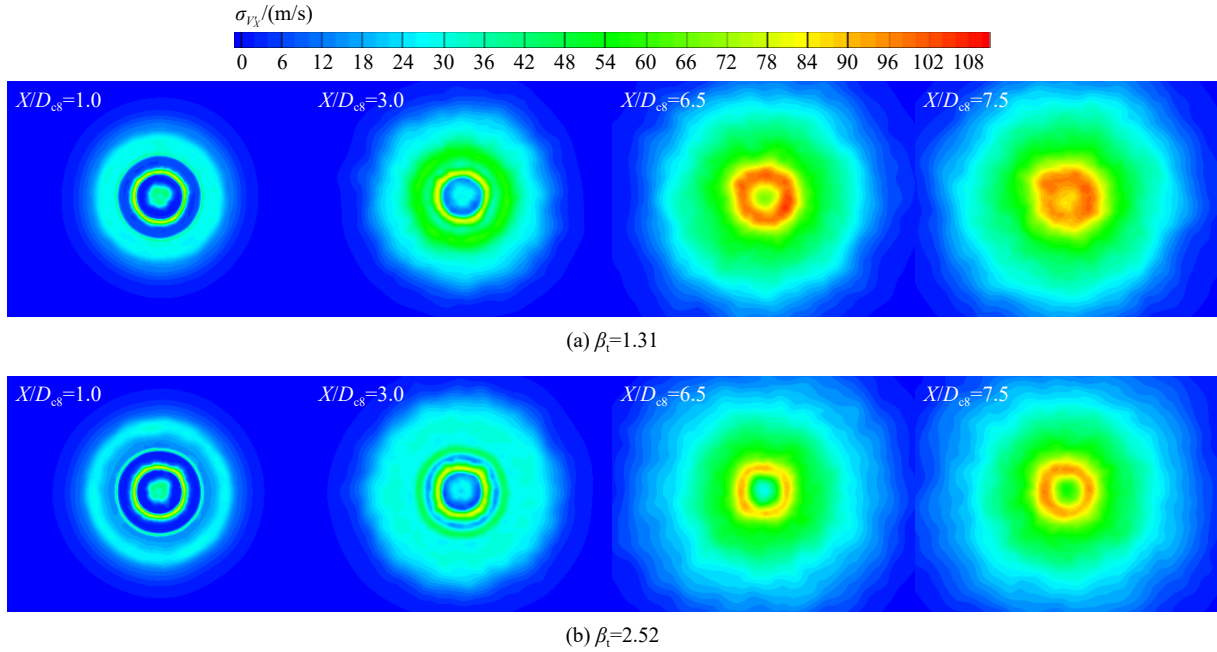


图 20 不同 β_i 下流场 $\sigma_{v'}$ 分布云图对比
Fig. 20 Comparison of $\sigma_{v'}$ distribution with different β_i

缩短。因此, $\beta_i=2.52$ 的三股流喷管 $\sigma_{v'}$ 峰值的轴向位置移至 $X/D_8=7.5$ 处, 且峰值较 $\beta_i=1.31$ 的降低约 8.57%。随着喷流继续向下游发展, β_i 增大虽使得主流速度核心区增加约 1 个 D_8 长度, 但相较于双股流与三股流间的变化, 其对主流速度核心区末端下游喷流间高剪切掺混强度面积的影响较小。因而相较于第三股流的引入, 增大 β_i 可以使得三股流喷管的喷流噪声进一步降低, 这与图 16 中总声压级的变化趋势相一致。

为进一步获得 β_i 增大对喷流噪声传播特征的影响, 图 21 给出了 β_i 增大前后三股流喷管瞬时喷流展向涡量与远场静压分布云图对比。由图可知, β_i 增大导致第三股流流量增加, 流通面积增大, 这使得外涵喷流与自由来流间剪切层中的涡量数值相较于设计工况减小, 剪切掺混强度减弱。喷管外涵喷流的速度核心区长度随 β_i 增大而增长, 这导致主流受外涵约束作用其速度核心区峰值增加, 但主流核心区与自由来流掺混的轴向距离缩短, 因而剪切掺混强度减弱。喷流间剪切层中尤其是作为喷管主要声源区的主流速度核心区末端附近向远场的压力脉动减弱, 其向喷流下游的声辐射强度减弱, 这造成了各观测角度下喷流噪声频谱峰值及噪声总声压级降低的现象。同时 β_i 增大使得剪切层厚度增加, 完全掺混前轴向距离增加, 这导致喷流下游剪切层中大尺度涡结构增多。由于大尺度涡结构主要具有低频且向下

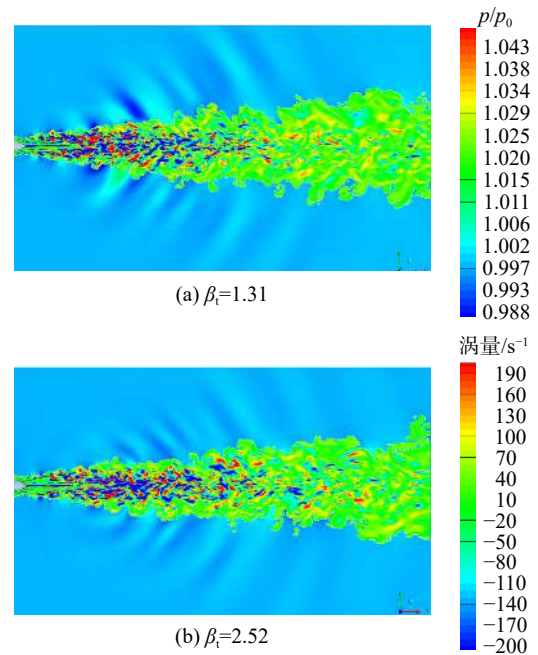


图 21 不同 β_i 下流场展向涡与静压分布对比
Fig. 21 Comparison of spanwise vortex and static pressure distribution with different β_i

游指向性的噪声特性, 因而图 17 中 30° 观测角下噪声频谱的低频噪声反而随 β_i 增大而增加。

综上第三股流涵道比 β_i 增大至 2.52 使得低速第三股流的流量增加, 这不仅减弱了第三股流与自由来流间的直接掺混强度, 风扇流速度核心区长度进一步受第三股流约束作用而增长且增加幅度依旧大于主流, 主流与自由来流间的轴向掺

混距离缩短进一步缩短。因而作为主要声源区的主流核心区末端与自由来流间的掺混强度也受外涵喷流速度核心区长度增加的影响而大幅降低约 8.57%。在降噪方面,较设计工况 β_1 增大使得各观测角上的总声压级均呈不同程度地降低,降低峰值约 2.37 dB。在 30°和 90°观测角下噪声频谱呈现不同程度的降低,且主要噪声均集中在 $St=0.05\sim 0.12$ 之间。

3 结 论

本文对分排式三股流喷管进行了数值模拟,研究了引入第三股流及第三股流涵道(β_1)增大对流场噪声特征的影响机理,主要结论如下:

1) 三股流喷管引入低速的第三股流可以通过“包裹”作用将原风扇流外侧的强剪切层分解为第三股流内外侧两道较弱的剪切层;主流速度核心区与自由来流间的轴向掺混距离因风扇流速度核心区长度的增长而减短,主流核心区末端附近与自由来流的直接掺混强度随之降低约 2.63%。

2) 第三股流涵道比 β_1 增大对三股流喷管下游喷流间的剪切掺混影响较大。 β_1 的增大导致低速第三股流流量增加,第三股流与自由来流间的掺混强度降低,因而风扇流核心区结束的高方均根轴向脉动速度 σ_{v_x} 区被第三股流与自由来流间的低 σ_{v_x} 区替代。主流与自由来流间的轴向掺混距离因风扇流速度核心区长度增长而缩短,喷流下游 σ_{v_x} 峰值随之降低,喷流间的掺混强度得到有效改善,主流核心区末端的掺混强度降低约 8.57%。

3) 第三股流的引入虽然使得主流核心区末端与自由来流间的掺混强度降低,但新引入的外涵气流的约束作用使得主流速度核心区长度增长,峰值增加,喷流下游的剪切层厚度增加,高 σ_{v_x} 数值区域面积增大,因而各方向上总声压级分布受到的影响较小。 β_1 增大至 2.52 产生的约束作用使得风扇流速度核心区长度进一步增长,主流与自由来流间掺混的轴向距离进一步缩短,主流核心区末端的掺混强度降低,并且第三股流与自由来流间的掺混强度受低速第三股流流量增加的影响而降低,因而相较于三股流喷管设计工况,各方向上总声压级降低,降低峰值约为 2.37 dB。

参考文献:

[1] JOHN M, NICOLE N, JACK S, et al. Advanced concept studies

for supersonic commercial transports entering service in the 2018 to 2020 period: Phase I final report[R]. NASA/CR-2013-217820, 2013.

[2] 芳. 二十一世纪的航空技术 (3): 高速民用运输机[J]. 国际航空, 1994(3): 32-33.

Fang. Aeronautical technologies for twenty-first century (3): high-speed civil transport[J]. International Aviation, 1994(3): 32-33. (in Chinese)

[3] HENDERSON B. Aeroacoustics of three-stream jets[R]. AIAA 2012-2159, 2012.

[4] SIMMONS S P, HENDERSON B S, KHAVARAN A. Flow field and acoustic predictions for three-stream jets[R]. AIAA 2014-3741, 2014.

[5] HENDERSON B S, WERNET M. Characterization of three-stream jet flow fields[R]. AIAA 2016-1636, 2016.

[6] MARCIE A. Investigation of noise sources in three-stream jets using turbulence characteristics[D]. Blacksburg, US: University of California, 2017.

[7] PAPAMOSCHOU D, PHONG V, XIONG Juntao, et al. Quiet nozzle concepts for three-stream jets[R]. AIAA 2016-0523, 2016.

[8] PAPAMOSCHOU D, PHONG V C. Perceived noise assessment of offset three-stream nozzles for low noise supersonic aircraft[R]. AIAA 2018-1740, 2018.

[9] RUSCHER C J, GOGINENI S P. Characterization of three-stream jets[R]. AIAA 2018-1738, 2018.

[10] ADAM A, PAPAMOSCHOU D, XIONG Juntao, et al. The very near pressure field of three-stream jets[R]. AIAA 2018-1739, 2018.

[11] ADAM A, PAPAMOSCHOU D, XIONG Juntao, et al. Vorticity dynamics and flow statistics near the edge of high-speed multi-stream jets[R]. AIAA 2019-1303, 2019.

[12] BRIDGES J E. Aeroacoustic validation of installed low noise propulsion for NASA's N+2 supersonic airliner[R]. AIAA 2018-0009, 2018.

[13] BRIDGES J E. Noise measurements of a low-noise top-mounted propulsion installation for a supersonic airliner[R]. AIAA 2019-0253, 2019.

[14] PHONG V C, PAPAMOSCHOU D. Investigation of isolated and installed three-stream jets from offset nozzles[R]. AIAA 2017-0005, 2017.

[15] HENDERSON B S, HUFF D L. The aeroacoustics of offset three-stream jets for future commercial supersonic aircraft[R]. AIAA 2016-2992, 2016.

[16] HUFF D L, HENDERSON B S, BERTON J J, et al. Perceived noise analysis for offset jets applied to commercial supersonic aircraft[R]. AIAA 2016-1635, 2016.

[17] 孙啸林. 低可探测 S 弯喷管设计及性能评估方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.

SUN Xiaolin. Investigation on design method and performance estimation of low observable S-shaped nozzle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)

[18] GOULOS I, STANKOWSKI T, OTTER J, et al. Aerodynamic design of separate-jet exhausts for future civil aero-engines: Part I parametric geometry definition and computational fluid dynamics approach[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(8): 081201.

[19] LEIB S J, GEORGIADIS N J, YODER D A. Reynolds-averaged navier-stokes solutions and noise predictions for three-stream jets

- [R]. AIAA 2016-1882, 2016.
- [20] XIONG Juntao, LIU Feng, PAPAMOSCHOU D. Large eddy simulation of three-stream jets[R]. AIAA 2018-1737, 2018.
- [21] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M K. Noise prediction for increasingly complex jets Part I methods and tests[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2005, 4(3): 213-245.
- [22] TAM C K W. Computational aeroacoustics-Issues and methods[J]. [AIAA Journal](#), 1995, 33(10): 1788-1796.
- [23] 杜功焕. 声学基础[M]. 2 版. 南京: 南京大学出版社, 2001. DU Gonghuan. Acoustics foundation[M]. 2nd ed. Nanjing: Nanjing University Press, 2001. (in Chinese)
- [24] LYRINTZIS A S, CODERONI M. Overview of the use of large-eddy simulations in jet aeroacoustics[J]. [AIAA Journal](#), 2020, 58(4): 1620-1638.

(编辑: 陈 越)