

出口宽高比对双涵道S弯喷管流动特性的影响*

孙鹏, 周莉, 王占学

(西北工业大学 动力与能源学院 陕西省航空发动机内流动力学重点实验室, 陕西 西安 710129)

摘要: 为了明晰出口宽高比对基于真实排气混合器构型的S弯喷管流动特性的影响机制, 数值模拟了不同出口宽高比下的双S弯喷管内/外流特性。结果表明: 出口宽高比对排气混合器附近的流场特征影响较小, 但增加出口宽高比导致喷管下游纵向转弯处的涡量减小, 而涡的横向运动更加剧烈, 由此带来的涡损失及内/外涵掺混损失沿纵向有所减小, 沿横向持续增大。随着出口宽高比的增加, 纵向两弯处及等直段区域的壁面剪切应力减小, 相应的摩擦损失和局部损失降低; 而上、下壁面极限流线的扩张-汇聚程度增强使得该区域的摩擦损失增大。宽高比的增加导致喷管出口附近气流的轴向速度逐渐增大, 出口下游的尾喷流速度核心区长度逐渐缩短。不同出口宽高比条件下, 喷管几何构型与排气混合器相互作用产生的多种流动损失的变化趋势相反, 综合起来对S弯喷管的气动性能影响较小。

关键词: 双S弯喷管; 流动特性; 排气混合器; 宽高比; 气动性能

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 06-201033-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.201033

Effects of Aspect Ratio on Flow Characteristic of Serpentine Nozzle for Turbofan

SUN Peng, ZHOU Li, WANG Zhan-xue

(Shaanxi Key Laboratory of Internal Aerodynamics in Aero-Engine, School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to clarify the influence mechanism of aspect ratio on flow characteristic of serpentine nozzle on the basis of real exhaust mixer configuration in the turbofan engine, the internal flow and external jet characteristic of double serpentine nozzle under the conditions of different aspect ratios had been simulated numerically. Results are obtained as follows: The flow features around exhaust mixer were changed hardly on the conditions of different aspect ratios. The stretching of streamwise vortices was more serious at the transversal inflections meanwhile the vorticities decreased at the longitudinal inflections as aspect ratio increased constantly. The vorticities loss and mixing loss were enlarged in the former directly while it diminished in the later. The shear stress at the wall surface of two inflections and linear section regions decreased gradually with increment of aspect ratio, where the friction loss and local loss were weakened effectively. However, the curved extents of limiting streamlines on the upper and lower wall surface were strengthened apparently which expanded toward outside firstly and then contracted toward innerside along the flow direction. Correspondingly, the aforementioned friction

* 收稿日期: 2020-12-30; 修订日期: 2021-03-26。

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, 博士生, 研究领域为S弯异形喷管流动及气动变形。

通讯作者: 周莉, 博士, 教授, 博士生导师, 研究领域为排气系统设计及流动控制技术。

引用格式: 孙鹏, 周莉, 王占学. 出口宽高比对双涵道S弯喷管流动特性的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(6): 201033. (SUN Peng, ZHOU Li, WANG Zhan-xue. Effects of Aspect Ratio on Flow Characteristic of Serpentine Nozzle for Turbofan[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(6): 201033.)

loss in the serpentine nozzle were enlarged remarkably. The axial velocity of plume potential core near nozzle exit increased gradually as the aspect ratio rose while its axial length was shortened dramatically. As a result of coupling effects between exhaust mixer and different nozzle geometric configurations, there appeared the opposite variety trends of multiple flow losses. Generally, the aerodynamic performance of double serpentine nozzle was almost unchanged.

Key words: Double serpentine nozzle; Flow characteristic; Exhaust mixer; Aspect ratio; Aerodynamic performance

符号表

D	双S弯喷管进口直径	ΔY_1	第一弯纵向偏距	L_1	第一弯轴向长度
D_b	波瓣混合器进口直径	ΔY_2	第二弯纵向偏距	L_2	第二弯轴向长度
D_t	尾锥进口直径	L_b	波瓣混合器轴向长度	L_3	等直段轴向长度
A_1	第一弯出口面积	L_t	尾锥轴向长度	W_e/H_e	出口宽高比
A_{in}	双S弯喷管进口面积	W_1	第一弯出口宽度		

1 引言

现代战争中,作战飞机为躲避探测器追踪及制导导弹的攻击,需要大幅提升隐身能力^[1-2]。航空发动机作为飞机的核心部件,由于尾部排气系统较强的红外辐射和雷达散射特征而成为探测器及制导武器的主要锁定目标^[3-4]。大幅降低发动机排气系统的红外和雷达特征可显著提升飞机的隐身能力。S弯喷管是一种结构复杂的高隐身异形排气喷管,它具有大曲率多弯、二元喷口等结构特征。大曲率弯曲面有效遮挡了发动机的高温部件,增加了电磁波的反射次数,从而显著降低了发动机的壁面红外与电磁信号;二元喷口显著缩短了喷管出口下游的尾焰长度,大幅降低了喷管的燃气红外特征^[5-6]。S弯喷管因其在红外和电磁特征抑制方面的综合优势被广泛应用于新一代隐身战机^[7-8],如美国“X-47B”无人机、俄罗斯“PAKDA”轰炸机以及英国“雷神”无人机等^[9-10]。

S弯喷管的几何构型十分复杂,在设计过程中涉及的几何参数众多,这些参数对S弯喷管的流动特性有着显著的影响。Rao等^[11]针对三种类型的单涵道S弯收敛喷管,采用实验的方法对比分析了出口形状及弯曲流道对喷管内/外流特性的影响,研究发现,弯曲构型及椭圆形出口导致S弯喷管上/下壁面的气流膨胀状态存在差异,非对称的流动特征使得尾喷流方向指向喷管下壁面。桑薛仪等^[12]数值研究了三种不同长径比和偏径比的S弯二元喷管的气动性能和红外辐射特性。相比轴对称喷管,S弯二元喷管的气动性能显著降低,且长径比越小,气动性能损失越大;偏径比越大,气动性能损失越大。

出口宽高比是影响S弯喷管气动/红外特征的关键几何参数^[13],因而得到了国内外研究人员的重点关注。Crowe等^[14]研究了旋流、喉部宽高比及长径比对双涵道S弯喷管壁面热斑特性的影响。文章建立了一套特性参数,并通过这些特性参数量化了S弯喷管出口面以及上/下表面的热斑。研究表明,旋流主导着S弯喷管温度场的分布,相比于喷管的喉部宽高比及长径比等几何参数,它对S弯喷管的壁面热斑现象有着更大的影响。Markus等^[15]对比了两种不同宽高比的单/双涵道S形排气系统的尾焰特性。结果显示,虽然双涵道模型的出口宽高比较小,但外涵冷流有效包裹内涵热流,避免了高温气流对喷管外壁面的热冲击,且增强了内/外涵气流的掺混,有效缩短了尾焰核心区长度。周孝明^[16]数值研究了出口宽高比对单涵道双S弯喷管气动性能的影响。随着出口宽高比的增加,S弯喷管的推力系数先增大后减小。当宽高比较小时,喷管内二次流产生的涡损失起主导作用;当宽高比较大时,由喷管出口区域流道面积增大引起的摩擦损失起主导作用。孙啸林等^[17]数值研究了不同出口宽高比下的单涵道S弯喷管内/外流特征。研究结论显示:出口宽高比的差异会导致喷管内的气流局部加速、壁面压力分布不同。

然而在真实的双涵道混排涡扇发动机中,复杂的波瓣混合器、尾锥结构以及内/外涵气流会加剧流动的复杂性,出口宽高比的影响规律是否仍与单涵道S弯喷管相同尚不清楚。此外,基于不同出口宽高比的双涵道S弯喷管外流特性研究还未涉及,出口宽高比对双涵道S弯喷管内/外流场特征及气动性能的影响还未深入分析。因此,基于受限空间布局约束条件,本文开展不同出口宽高比下的双涵道S弯收敛

喷管内/外流特性的数值模拟,研究基于真实排气混合器模型的双涵道S弯喷管内部及出口喷流流场机理,获得出口宽高比对双涵道S弯收敛喷管内/外流特性的影响规律。

2 研究方法

2.1 几何模型

图1给出了涡扇发动机在真实工作环境下采用的双涵道S形排气系统几何模型,它由排气混合器和双S弯收敛喷管两部分构成。整体几何模型涉及到的关键几何参数如图2所示,各参数的取值如表1所示。

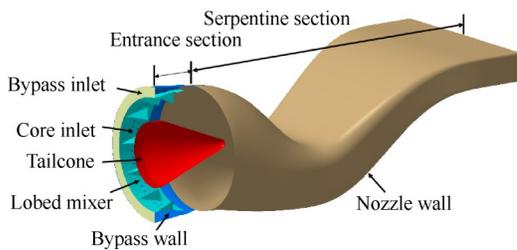


Fig. 1 Three-dimensional geometry of serpentine exhaust system for turbofan

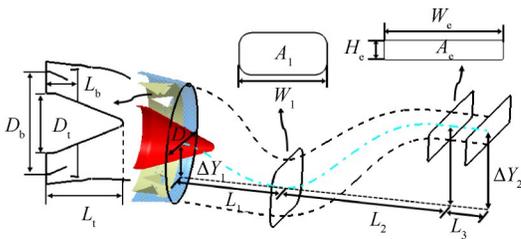


Fig. 2 Critical geometric parameters of double serpentine nozzle

Table 1 Value of the critical non-dimensional geometric parameters

Non-dimensional parameter	Value
D_b/D	0.922
D_t/D	0.535
L_1/D	0.685
L_b/D	0.292
$(L_1+L_2+L_3)/D$	2.6
W_1/D	1.015
A_1/A_{in}	0.6
L_2/L_1	1.5
$\Delta Y_1/L_1$	-0.296
W_c/H_c	6
L_3/D	0.124

排气混合器基于某型双轴混排涡扇发动机建立,包含尾锥、外壁面、波瓣混合器以及内/外涵通道结构。波瓣混合器的型面沿轴向逐渐扩张,并将排气通道分为扩张型内涵通道与收缩形外涵通道。波瓣混合器环形表面沿周向均布12个“漏斗型”主掺混

区。尾锥结构尺寸较大,贯穿排气混合器和S弯喷管两段模型区域。双S弯收敛喷管的型面设计基于多参数耦合的变截面方法^[18],它由一条二维中心线和多个不同形状的横截面组成,包括S弯段和等直段。基于双涵道S弯喷管红外特征抑制的研究结论^[19],本文选择公切线法则对双S弯喷管前端的高温部件实现完全遮挡,如图3所示。

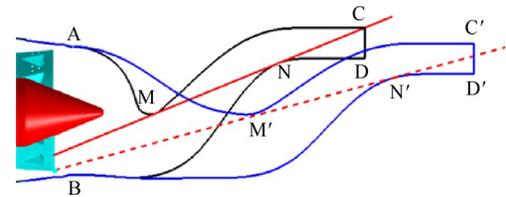


Fig. 3 Criteria to completely shield high temperature parts

图4显示了不同出口宽高比下的双S弯喷管几何模型三视图,在完全遮挡高温部件的低可探测设计准则的约束下,第二弯无量纲纵向偏距 $\Delta Y_2/L_2$ 发生变化,其它几何参数均为设计状态下的值。第二弯无量纲纵向偏距反映了S弯喷管纵向转弯处的曲率大小,出口宽高比反映了S弯喷管横向转弯处的曲率大小与湿周面积值。不同出口宽高比对应的喷管型面曲率及湿周面积的取值如表2所示,其中 l_1, l_2 分别表示第一、二弯转弯处的纵向曲率; t_1, t_2 分别表示第一、二弯转弯处的横向曲率。曲率均以宽高比6的模型为基准取相对值。 W_a 表示S弯喷管的湿周面积,即气流流过S弯喷管的内表面面积。可以看到,喷管出口宽高比的增加导致第二弯无量纲纵向偏距逐渐变小,喷管型面的横向扩张范围增大,从而使得S弯喷管沿纵向方向的型面曲率逐渐减小,沿横向方向的型面曲率逐渐增大,S弯喷管的湿周面积逐渐增加。

2.2 数值计算方法

本文基于ANSYS CFX软件数值模拟了不同宽高比下带排气混合器的双涵道S弯喷管内/外流场特征,将流场全三维计算域离散为有限个单元体,并采用高阶精度格式求解三维可压缩稳态RANS方程。文献[20]研究表明:SST $k-\omega$ 模型能够更加精确地模拟S弯喷管的流场特征,因此,本文的湍流模型选择SST $k-\omega$ 模型。采用ICEM软件对双涵道S弯喷管的计算模型进行网格划分,全三维网格计算模型如图5(a)所示。计算域尺寸为 $30D \times 10D \times 10D$ 。整体计算域采用混合网格拼接而成,它包括排气混合器域、双S弯喷管域及远场域。排气混合器内的波瓣混合器附近区域采用四面体网格,如图5(b)所示,其它

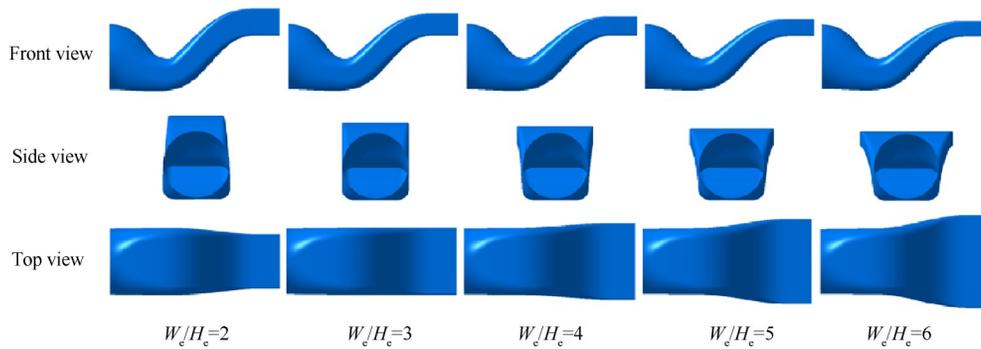
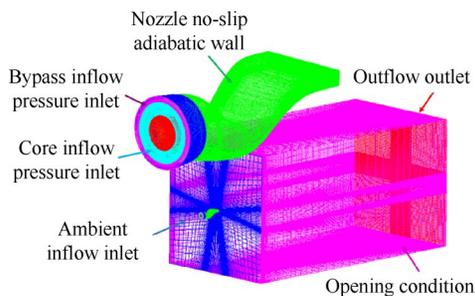


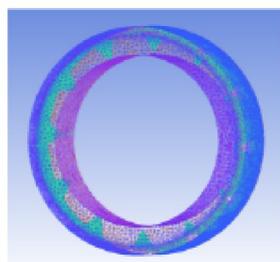
Fig. 4 Three views of serpentine nozzle geometries under different aspect ratios

Table 2 Values of aspect ratio and longitudinal offset distance

W_c/H_c	2	3	4	5	6
$\Delta Y_2/L_2$	0.58	0.56	0.54	0.52	0.51
l_1	1.52	1.25	1.15	1.04	1.00
l_2	1.35	1.25	1.15	1.10	1.00
t_1	-0.64	0.00	0.35	0.65	1.00
t_2	-0.61	0.00	0.38	0.71	1.00
W_a/m^2	4.78	4.89	5.00	5.12	5.24



(a) Numerical grids and boundary conditions of serpentine nozzle domain and farfield domain



(b) Grids around the lobed mixer

Fig. 5 Numerical grid and boundary condition of the full 3D computational domain

区域均采用六面体网格划分。根据 SST $k-\omega$ 湍流模型的要求,双涵道 S 弯喷管近壁面处的网格经过局部加密处理,保证近壁面第一层网格高度 $y^+ < 1$ 。

本文采用美国机械工程师协会推荐的网格收敛指数 GCI 进行网格离散误差的评估^[21],关键变量分别选取了喷管流量及第二弯的对称面下壁面静压,结果如表 3 所示。其中 N_1, N_2, N_3 分别代表细密网格 (1.306×10^7)、中等网格 (5.95×10^6) 以及粗糙网格

(2.68×10^7) 的网格单元数; e_{a21} 和 GCI_{21} 分别表示中等网格与细密网格之间的相对误差及网格收敛指数; e_{a32} 和 GCI_{32} 分别表示粗糙网格与中等网格之间的相对误差及网格收敛指数。可以看到,中等网格与细密网格之间的相对误差小于 0.05%,以流量作为关键变量的网格收敛指数 GCI_{21} 为 1.85%。对比文献[14]中有关 S 弯喷管网格离散误差的评估结果,本文最终确定的网格量为 595 万。

Table 3 Statistics for discretization error and uncertainties in numerical solutions

Parameter	Static pressure/Pa	Mass flow/(kg/s)
N_1	150551	81.5016
N_2	150475	81.4769
N_3	150129	81.2394
$e_{a21}/\%$	0.05	0.03
$e_{a32}/\%$	0.23	0.46
$GCI_{21}/\%$	3.21	1.85
$GCI_{32}/\%$	14.52	27.78

双涵道 S 弯喷管的计算域分为内流域和外流域,其中内流域包括排气混合器域及双 S 弯喷管域,外流域指的是远场域,相邻两个域之间采用交界面,计算域的边界条件如图 5(a) 所示。发动机设计点为地面工况,静压 $p_0=0.1\text{MPa}$,内/外涵道进口均设置为压力进口边界,参数设置如表 4 所示,进口来流沿轴向方向。远场域进口采用入口边界条件,来流 $Ma=0.05$, $T_0=300\text{K}$,远场域出口采用出口边界条件,远场域其它边界设置为开放式边界条件。双涵道 S 弯喷管的外壁面、波瓣混合器及尾锥表面均采用无滑移绝热壁面边界。

Table 4 Boundary condition settings for the bypass inlet and the core flow inlet

Location	Total pressure/MPa	Total temperature/K
Bypass inlet	0.28	412.7
Core inlet	0.27	987.2

2.3 实验验证

为了验证数值方法的可靠性,本文开展了双涵道S弯喷管缩比模型的冷态实验研究。双涵道S弯喷管的冷态实验模型为文中所研究双S弯喷管的10:1缩比模型,实验件及其壁面静压测量点分布如图6所示。选取的实验工况为内涵落压比 $NPR=3$,外涵落压比 $SPR=3$,对应的涵道比为0.41。本文测量了双S弯喷管对称面上、下壁面的沿程静压,并将数值计算获得的壁面静压分布与实验测量数据进行对比分析,如图7所示。结果显示,数值预测得到的壁面静压分布趋势与实验数据基本一致,大部分测点误差均小于2%。因此,采用本文的数值计算方法可以准确预测双涵道S弯喷管内部的流动特征。



Fig. 6 Serpentine exhaust experimental setup and its surface pressure taps distributions

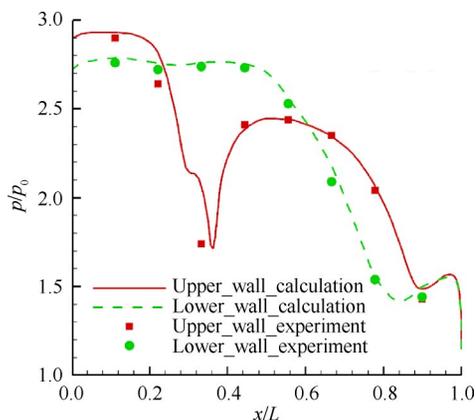


Fig. 7 Comparisons of static pressure distributions at the symmetric wall surface

3 结果与讨论

3.1 内流特性

不同出口宽高比下的S弯喷管对称面 Ma 分布如图8所示。对于出口宽高比为2的S弯喷管,在完全遮挡准则的约束下,相比其它四种喷管,第二弯纵向偏距显著增大,纵向曲率显著增加,喷管内部出现了严重的流动分离,气动性能显著降低。其次,出口宽高比2的S弯喷管纵向偏距较大,不易满足受限空间

布局的约束。因此,在同时满足气动性能要求和布局约束的条件下,本文选取宽高比大于2的S弯喷管构型,研究出口宽高比对S弯喷管内/外流特性的影响规律。

如图8所示,在圆转方弯曲构型的作用下,排气混合器下游的低 Ma 区呈现非对称特征。S形通道第一弯上壁面及第二弯下壁面均存在局部高速区,且气流在第二弯下壁面加速至超声速,并产生一道向右倾斜的声速面,从而在第二弯及等直段内形成局部超声速区。随着出口宽高比的增加,由于喷管构型的改变主要发生在第二弯通道,波瓣混合器及尾锥结构产生的流动分离对喷管下游速度场的影响范围变化较小。而第一弯上壁面及第二弯下壁面附近的气流速度均逐渐减小。原因在于,在完全遮挡高温部件准则的约束下,增加出口宽高比使得喷管的第二弯纵向偏距逐渐减小,进而导致两弯处的纵向曲率减小,气流流管收缩程度降低,气流加速程度减弱。

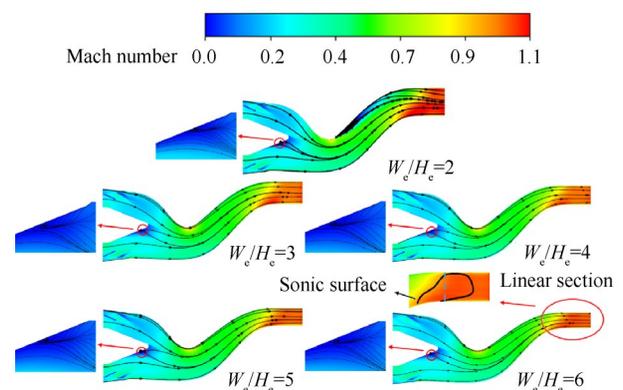


Fig. 8 Comparisons of symmetric plane Ma contours for these five cases

不同出口宽高比下的S弯喷管对称面壁面静压分布如图9所示。与图8所示的局部高速区对应,第一弯上壁面及第二弯下壁面存在局部低压区。宽高比的增加导致纵向两弯处的壁面静压逐渐升高。

由于喷管的横截面沿流向持续扩张,侧壁面静压逐渐降低。S弯喷管型面在两个横向转弯处的弯曲方向相反,造成第一弯侧壁面附近出现压力陡降,而在第二弯附近,压力下降趋势减缓。增加出口宽高比使得喷管的横向型面扩张范围增大,进而导致第一、二弯附近的横向弯曲程度增大。由于第一弯附近的横向曲率中心位于喷管壁面外侧,该区域侧壁面附近的气流加速程度增强,静压降低。而它在第二弯附近位于喷管内侧,该区域侧壁面附近的气流加速程度减弱,静压升高。因此,随着出口宽高比

的增加,第一弯附近的侧壁面静压逐渐减小,第二弯附近的侧壁面静压逐渐增大。

为了进一步分析出口宽高比对上流排气混合器

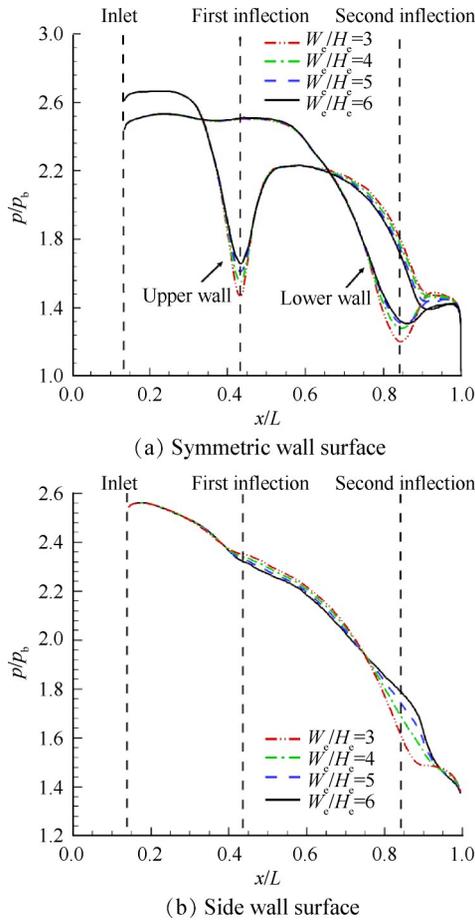


Fig. 9 Comparisons of wall surface pressure distributions for these four cases

附近流动特征的影响机理。本文给出了不同宽高比下的尾锥表面极限流线分布,如图 10 所示。当宽高比为 3 时,尾锥的半球体上侧出现一对反向旋转的涡,它是由大曲率半球体型面诱导产生的。尾锥下壁面因逆压梯度而产生较大的流动分离区,它表现为从鞍点到结点的分离流线,流动分离区内存在一对较小的分离涡。随着宽高比的增加,上壁面半球体区域的分离涡及下壁面的流动分离区变化较小,而下壁面流动分离区中的流向涡范围则逐渐减小,当宽高比增加至 5 时,该对流向涡彻底消失,流向涡所在区域演变成从鞍点至节点的分流线。宽高比的增加导致第一弯转弯处的纵向压力梯度减小,该流场扰动向前传递,在尾锥下壁面区域表现为略微减小的逆压梯度,从而降低了下壁面附近的流动分离程度。综上所述,宽高比的差异对喷管上游排气混合器结构附近的流动特征影响较小,仅对尾锥下壁面半球体区域的涡分布产生较小的影响。与图 9 的分析结果相对应,不同宽高比下的喷管尾锥下游低 Ma 区的分布特征基本一致。

不同宽高比下的双涵道 S 弯喷管沿程流通截面上的 x 方向涡量分布如图 11 所示。其中:截面 B 为 S 弯喷管进口截面;截面 C 位于第一弯转弯处;截面 D 位于第一、二弯转弯处之间;截面 E 位于第二弯转弯处;截面 G 为喷管出口截面。

双涵道 S 弯喷管内的涡量主要来自于波瓣混合器及尾锥结构。截面 B 显示,波瓣构型产生了环形分布的流向涡。随着流向涡向下游发展,喷管型面的

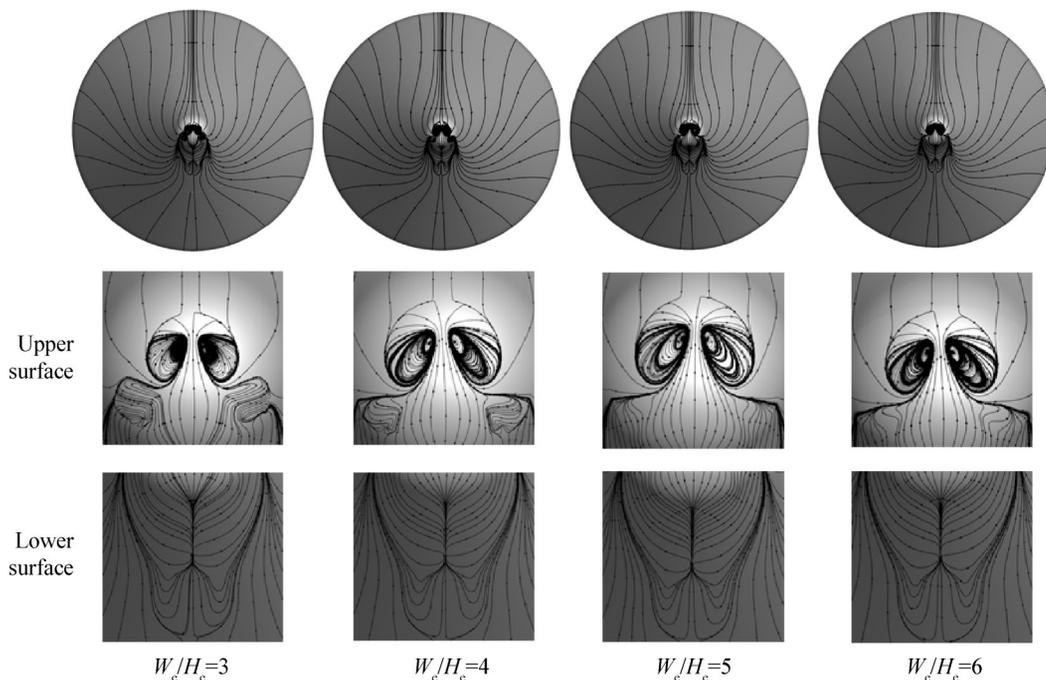


Fig. 10 Comparisons of surface flow on the tail cone for these four cases

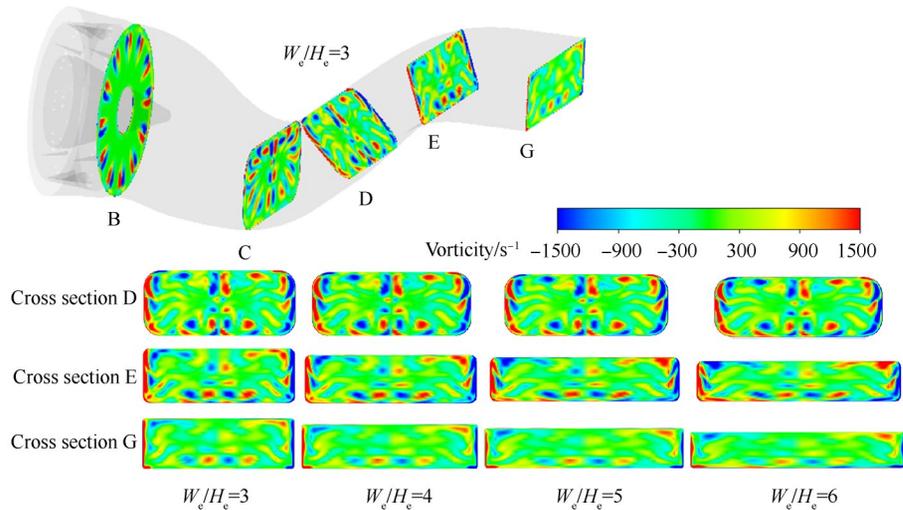


Fig. 11 Comparisons of the x-streamwise vorticities on the cross section for these four cases

纵向弯曲与横向扩张导致流向涡沿纵向非对称分布且沿横向持续扩散。此外,尾锥诱导产生的流动分离在截面C的中心区域形成两对流向涡。

宽高比差异对S弯喷管第一弯通道内的流场特征影响较小,因而不同宽高比下的喷管截面B和C上的涡量分布基本一致。当气流进入第二弯通道后,宽高比差异引起的流场扰动效应开始放大。在截面D上,增大出口宽高比导致截面沿纵向方向逐渐收缩,涡量分布被挤压。沿横向方向,随着宽高比的增加,该截面的横向压力梯度逐渐增大,流向涡的横向运动愈发显著,宽高比为6的喷管侧壁面附近区域的“带状”涡长度明显大于宽高比为3的喷管。

流动发展至截面E时,随着宽高比的增加,截面下侧区域的涡量分布逐渐减弱。原因是纵向曲率减小导致涡拉伸作用减弱,涡量降低。流通截面的持续扩张使得涡量的横向扩散程度加剧。而宽高比的增加导致第二弯附近的横向逆压梯度增强,二者共同作用导致侧壁面附近的流向涡向中心区域移动,但它距中心位置的距离因截面宽度的增加而增大。在等直段出口截面G上,随着宽高比的增加,涡量分布沿纵向继续被挤压,而流向涡的横向运动愈加显著。综上所述,双涵道S弯喷管沿程截面上的涡量分布十分复杂,产生了较大的涡损失,进而强化了内/外涵气流的掺混效果,增加了掺混损失。宽高比的增加使得纵向转弯处的涡量减小,而涡的横向运动更加剧烈,由此导致涡损失及内/外涵掺混损失沿横向持续增大,沿纵向有所减小。

从上文分析中可以看出,基于不同出口宽高比的S弯喷管近壁面流动特征存在显著差异。为了便于进一步分析喷管近壁面的流动特征及其形成机

理,本文首先建立了喷管沿程截面上的周缘壁面无量纲坐标系,如图12所示。流通截面关于Z=0平面对称,这里分析右半侧截面上的周缘壁面静压分布。侧壁Y=0处定义为坐标系原点,无量纲弧长S为周缘壁面上各点距坐标原点的距离与1/4周缘壁面周长的比值,因而整个截面的周缘上壁面中点对应S=1,下壁面中点对应S=-1。

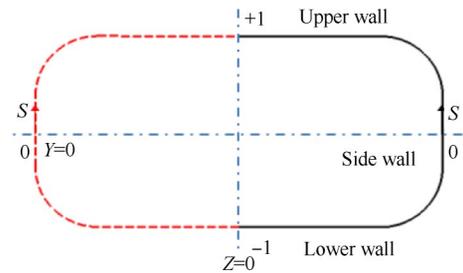


Fig. 12 Peripheral wall coordinates on the cross section

图13显示了不同出口宽高比下的双涵道S弯喷管沿程截面的周缘壁面静压分布。在截面B上,上壁面静压略大于下壁面。宽高比差异引起的喷管下游扰动对排气混合器附近的流场特征影响较小,仅导致下壁面的静压略微降低。在截面C处,喷管型面向上弯曲产生纵向压力梯度,下壁面静压大于上壁面,而喷管的型面扩张使得侧壁面压力较小。增加出口宽高比使得该区域附近的纵向曲率减小,横向曲率增大,因而截面C上侧的气流加速减缓,静压增加,而侧壁面静压略微减小,横向向外的压力梯度增大。从截面C至截面D,喷管的型面弯曲程度减弱,截面D处的周缘壁面压力差异较小。不同宽高比的S弯喷管弯曲特征基本一致,因而法向压力梯度大致相等。

流动发展至截面E处,纵向曲率中心移动至喷管

型面下侧,压力梯度显著增加且方向向下,喷管的上壁面静压明显大于下壁面。随着出口宽高比的增加,第二弯的纵向偏距逐渐减小,压力梯度降低,下壁面静压升高;而横向压力梯度增大使得侧壁面压力略微升高,但仍低于上壁面压力。从截面 E 至截面 F,横向曲率中心由喷管外侧移动至内侧,S 弯喷管的横向压力梯度出现反向,侧壁面静压显著升高。随着出口宽高比的增加,喷管的横向曲率逐渐增大,因而横向压力梯度也逐渐增大,侧壁面静压逐渐升高。在截面 F 至出口截面 G 的等直段内,不同宽高比下的 S 弯喷管周缘壁面静压分布趋于一致。

基于上述 S 弯喷管沿程截面的压力分布特征,分析不同出口宽高比下的双涵道 S 弯喷管一半壁面上的极限流线及剪切应力分布,如图 14 所示。由于喷

管的沿程截面沿流向持续扩张,上、下壁面的极限流线向外侧弯曲。但横向压力梯度在第二弯处指向喷管内侧,壁面极限流线开始汇聚。喷管的纵向弯曲特征导致两弯处的壁面剪切应力显著上升,并在等直段内达到最大。侧壁面附近的气流沿流向持续加速,壁面剪切应力逐渐增加。纵向压力梯度导致侧壁面的极限流线多次偏转,在喷管出口区域沿轴向向下侧弯曲。

随着宽高比的增加,第一弯转弯处的横向向外的压力梯度增大,纵向向上的压力梯度减小,因而该区域的壁面极限流线的横向扩张程度增强,纵向弯曲程度减弱。在第二弯转弯处,宽高比的增加导致横向向内的压力梯度持续增大,纵向向下的压力梯度逐渐减小,该区域的上、下壁面极限流线向喷管内

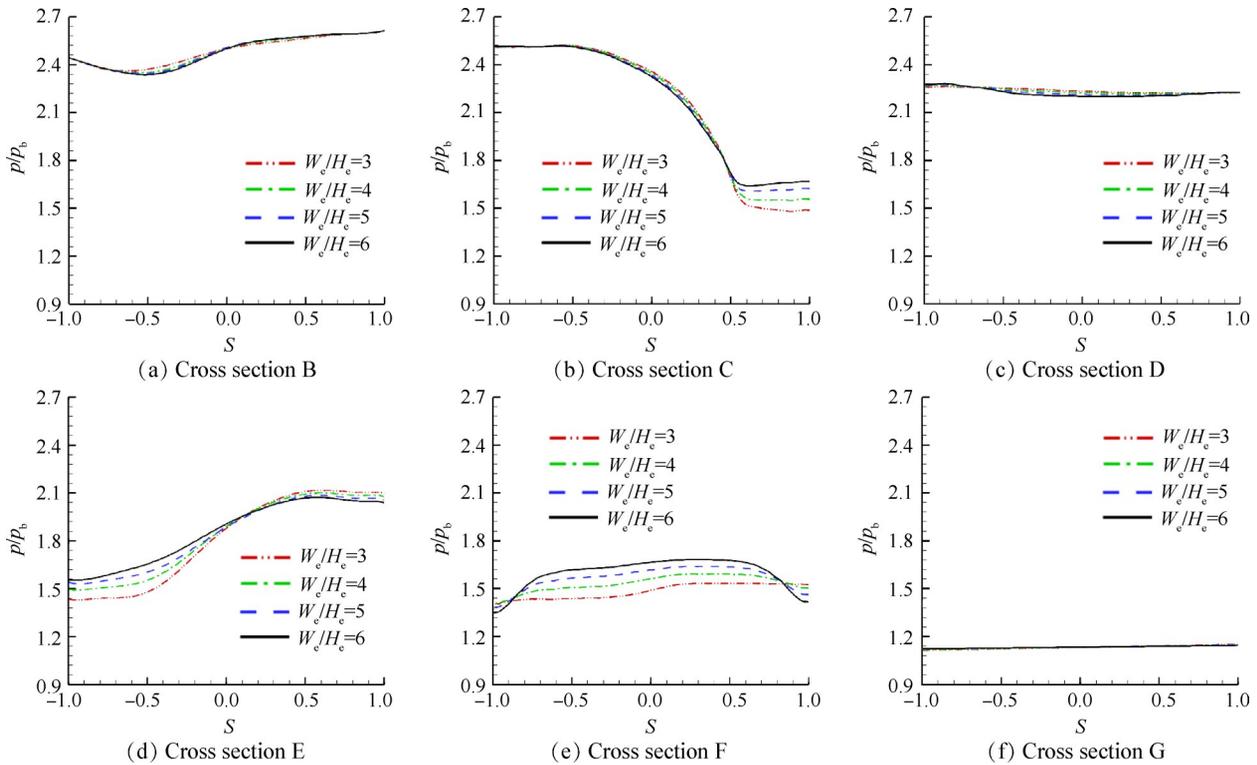


Fig. 13 Comparisons of static pressure distributions along the peripheral wall on the flow cross section for these four cases

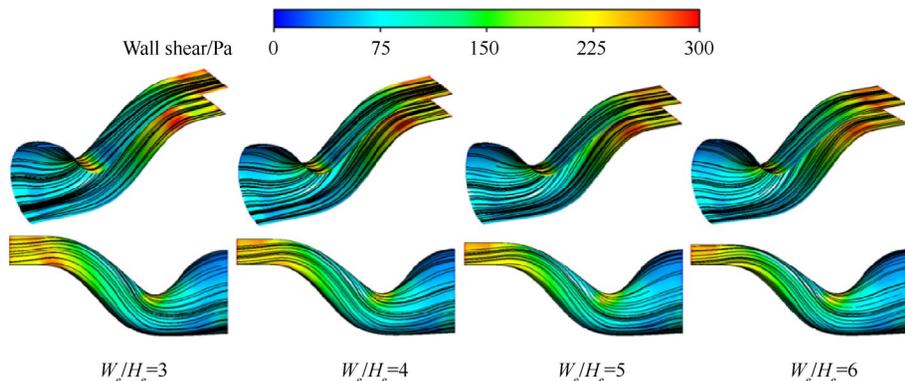
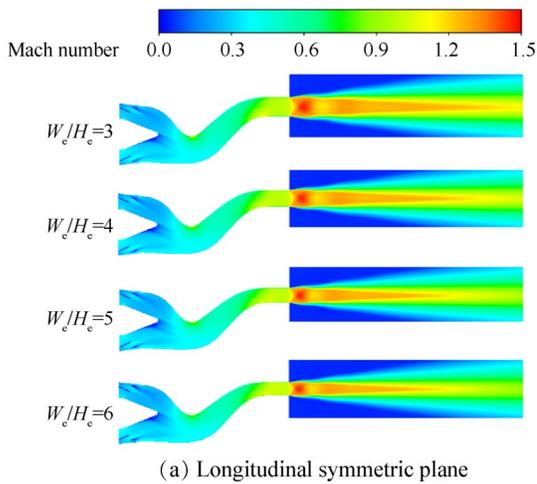


Fig. 14 Comparisons of nozzle wall shear and limited streamlines distributions for these four cases

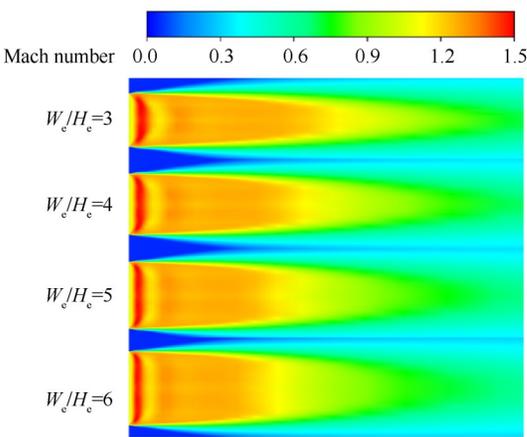
侧快速汇聚且汇聚程度逐渐增大,侧壁面流线方向沿轴向向下的弯曲程度减弱。此外,纵向曲率的降低导致第一弯上壁面及第二弯下壁面附近的气流加速减弱,该区域的壁面剪切应力显著降低。而第二弯侧壁面区域的气流加速也受到抑制,侧壁面的剪切应力也有所减小。由于宽高比的增加导致气流在整个S形弯曲通道内的加速效果受到抑制,S弯喷管出口区域的壁面剪切应力逐渐减小。综上所述,宽高比的增加影响了气流在喷管内部的加速特征,进而改变了喷管沿程截面的压力分布,使得侧壁面极限流线沿纵向方向的弯曲程度减弱,喷管壁面的剪切应力逐步减小,相应区域的摩擦损失及局部损失降低。而上、下壁面极限流线沿横向方向的扩张与汇聚特征显著增强,由此产生的摩擦损失增大。这些因素对S弯喷管气动性能的影响趋势相反。

3.2 外流特性

图15对比了不同出口宽高比下的双涵道S弯喷管出口下游的对称面Ma分布。可以看到,S弯喷管出口下游的尾喷流速度核心区呈现“高速区-低速



(a) Longitudinal symmetric plane



(b) Transversal symmetric plane

Fig. 15 Comparisons of Ma contours at symmetric plane downstream nozzle exit for these four cases

区-高速区”的间断式分布,这是因为S弯喷管出口气流处于欠膨胀状态,出口下游出现膨胀波-激波交替的复杂波系结构。随着出口宽高比的增加,喷管出口下游的尾喷流速度核心区长度逐渐减小,影响喷流速度波动的波系结构长度也相对缩短,波系强度有所减弱。S弯喷管出口下游的尾喷流速度核心区长度主要由尾喷流与周围大气之间的剪切层面积决定。出口宽高比的增加使得尾喷流与周围大气的剪切面积增加,掺混损失增大,高速喷流的动能损失较快,喷管出口下游的尾喷流速度核心区缩短。因此,随着出口宽高比的增加,喷管出口下游的尾喷流速度核心区长度逐渐减小。

由图15(b)可以看到,膨胀-激波系结构的存在导致S弯喷管出口下游的尾喷流速度核心区尾部呈现中间速度值低,两侧速度值高的“海狸尾”式分布。随着出口宽高比的增加,喷管出口附近的尾喷流纵向宽度逐渐减小,横向宽度逐渐增大,“海狸尾”式的高速核心流范围沿横向拉伸变宽,速度核心区长度逐渐减小。由于膨胀-激波系结构的轴向长度逐渐缩短,波系强度有所减弱,喷管出口附近的气流“高速带”沿轴向变窄且弯曲程度降低。

图16对比了不同出口宽高比下的双涵道S弯喷管出口下游中心线上的轴向速度分布。在出口下游与喷管等长的范围内,由于膨胀-激波系结构的存在,喷管尾喷流中心线上的轴向速度呈波动状态。而尾喷流与周围大气的持续掺混使得喷流的轴向速度沿流向持续减小,尾喷流与周围大气之间的剪切作用逐步减弱,最终导致尾喷流轴向速度的下降率逐渐降低。

随着出口宽高比的增加,尾喷流速度核心区中心线上的速度波动轴向范围逐渐减小,而波动幅度也逐渐降低,这与图15对应的结果一致,即宽高比

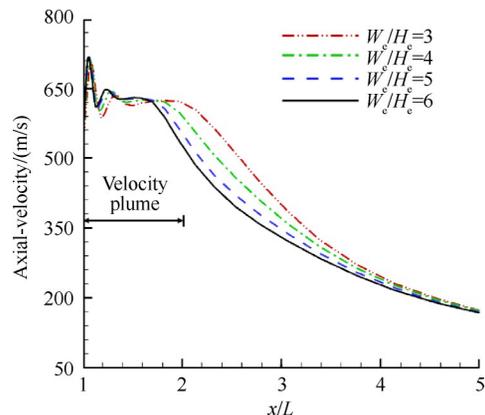


Fig. 16 Axial-velocity comparison along the centerline of the plume downstream nozzle exit for these four cases

的增大导致影响喷流速度波动的波系结构长度相对缩短,波系强度有所减弱。而喷管出口附近的气流轴向速度值随宽高比的增加而增大。原因包括两点:其一,增加出口宽高比降低了S弯喷管的纵向偏距,减小了喷管的弯曲程度,使得喷管内部高速流与低速流的掺混程度减弱,增加了喷管出口附近的气流轴向速度;其二,随着出口宽高比的增加,喷管内部流场的内/外涵气流之间的速度剪切层面积增大,从而增强了高速气流与低速气流之间的掺混损失,降低了喷管出口附近的气流轴向速度。上述两种因素的影响效果相反,但由于喷管的内/外涵进口落压比较为接近,使得内/外涵气流速度差异较小,内/外涵气流之间的剪切作用较弱,喷管的型面弯曲因素占据主导位置。因此,喷管出口附近的气流轴向速度值随宽高比的增加而增大。

喷管出口附近的气流轴向速度是影响尾喷流速度核心区长度的另一重要因素。随着出口宽高比的增加,喷管出口附近的气流轴向速度增大,进而导致出口下游的尾喷流速度核心区变长。然而尾喷流与周围大气之间的速度差异较大,气流掺混效果较强,气流剪切面积因素占据主导位置。因此,尾喷流速度核心区长度随出口宽高比的增加逐渐减小,这与图 15 对应的分析结果相一致。此外,出口宽高比的增加导致喷管出口下游尾喷流中心线上的轴向速度值逐渐减小,进一步证明了上述分析结果的准确性。

3.3 气动性能

图 17 对比分析了不同出口宽高比下的双涵道 S 弯喷管气动性能。随着出口宽高比的增加,S 弯喷管的总压恢复系数、流量系数及推力系数均呈下降趋势,但变化幅度较小。因此,在受限空间布局约束下的出口宽高比范围内,喷管的气动性能略微下降,但性能变化范围较小。双涵道 S 弯喷管的气动性能变化主要是由喷管内部流场产生的摩擦损失、局部损失、涡损失及掺混损失决定。随着出口宽高比的增加,S 弯喷管的壁面湿周面积增加,喷管上、下壁面的气流弯曲程度加剧,从而导致壁面边界层产生的摩擦损失增大;而喷管湿周面积的增加又使得内/外涵气流之间的速度剪切层面积增大,进而导致内/外涵气流的掺混损失增大。但是,出口宽高比的增加降低了喷管纵向转弯处的气流加速效果,减小了转弯处的壁面剪切应力及侧壁面的气流弯曲程度,喷管内部的局部损失与摩擦损失有所降低。此外,宽高比的增加导致波瓣混合器及尾锥结构表面流动分离诱导产生的流向涡涡量沿纵向逐渐降低,沿横向运动显著

增强,而流向涡涡量强化了内/外涵气流之间的掺混效果,增大了冷/热气流的掺混损失,因而导致涡损失及内/外涵掺混损失沿纵向有所减小,沿横向持续增大。上述因素对喷管流动损失的影响效果相反,影响程度近似,最终导致 S 弯喷管的气动性能变化不大。

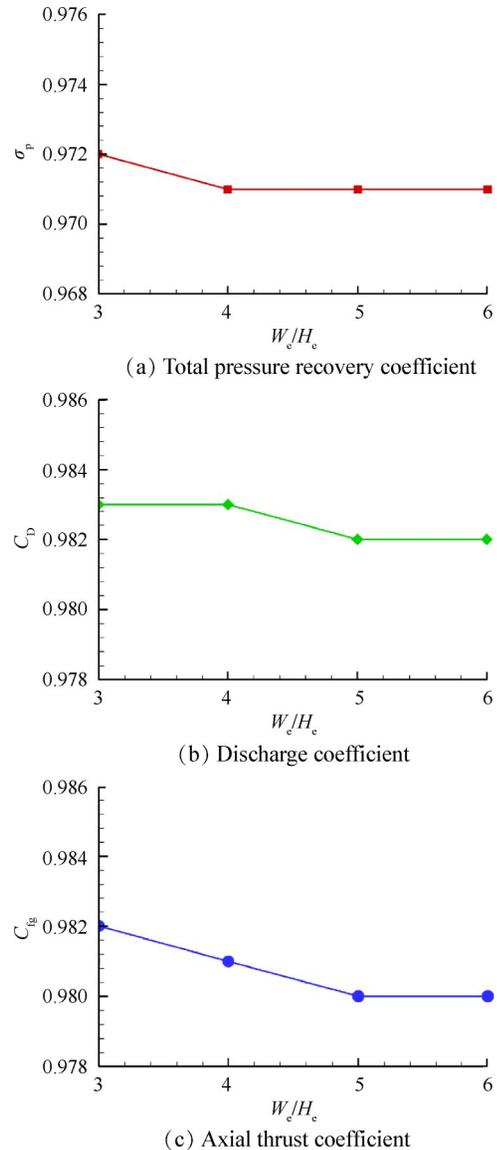


Fig. 17 Comparisons of aerodynamic performance for these four cases

4 结 论

通过本文研究,得出如下结论:

- (1) 波瓣混合器及尾锥结构在下游诱导形成低 Ma 区。在圆转方弯曲构型的作用下,它诱导产生的流向涡沿纵向非对称分布,并沿横向逐渐扩散。壁面极限流线呈现扩张-汇聚现象,转弯处及等直段的壁面剪切应力较高。
- (2) 出口宽高比对上游波瓣混合器及尾锥附近的流场特征影响较小,但由此诱导产生的流向涡在

喷管下游发生较大变化。随着宽高比的增加,纵向转弯处的涡量减小,而涡的横向运动更加剧烈,由此带来的涡损失及内/外涵掺混损失沿横向持续增大,沿纵向有所减小。而出口宽高比的增加使得纵向两弯处及等直段区域的壁面剪切应力减小,相应的摩擦损失和局部损失降低;上、下壁面极限流线的扩张-汇聚程度增强,导致该区域的摩擦损失增大。

(3)S弯喷管出口下游出现膨胀波-激波交替的复杂波系结构,尾喷流中心线上的轴向速度呈波动状态,且沿流向持续减小。出口宽高比的增加导致S弯喷管出口附近的尾喷流纵向宽度逐渐减小,横向宽度逐渐增大。喷管出口附近气流的轴向速度值增大,而出口下游尾喷流的速度核心区长度逐渐缩短。

(4)双涵道S弯喷管气动性能的变化主要是由喷管壁面边界层、波瓣混合器及尾锥结构、内/外涵气流产生的摩擦损失、局部损失、涡损失及掺混损失决定。出口宽高比的改变对喷管内部流动损失的影响效果是相互抵消的,综合起来对S弯喷管的气动性能影响较小。

下一步要进行的研究:真实的排气混合器构型在影响S弯喷管内/外流特性的同时,它诱导产生的流向涡卷吸着内涵高温热流冲击外涵低温壁面,形成局部“热斑”现象。双涵道S弯喷管的壁面“热斑”特性有待深入研究。不同来流条件下双涵道S弯喷管内/外涵气流的掺混特征也需要进一步关注。

致谢:感谢国家自然科学基金、国家科技重大专项、陕西省杰出青年基金的资助。

参考文献

- [1] 甘杰,张杰. 隐身目标探测技术现状与发展研究[J]. 现代雷达, 2016, 38(8): 13-16.
- [2] 宋新波,吕雪艳,章建军. 飞机红外隐身技术研究[J]. 激光与红外, 2012, 42(1): 3-7.
- [3] 航空发动机设计手册:进排气装置[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.
- [4] 邓洪伟,尚守堂,金海,等. 航空发动机隐身技术分析与伦述[J]. 航空科学技术, 2017(10): 1-7.
- [5] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等. 二元喷管热喷流的红外光谱辐射特性实验[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 392-396. (LUO Ming-dong, JI Hong-hu, HUANG Wei, et al. Experiment on Special Infrared Radiation Characteristics of Exhaust Jet from 2D Nozzle of Turbofan Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(2): 392-396.)
- [6] 高翔,杨青真,施永强,等. 出口形式对双S弯排气系统红外特性影响研究[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(6): 1726-1732.
- [7] Gridley M C, Walker S H. Inlet and Nozzle Technology for 21st Century Fighter Aircraft[R]. ASME 1996-GT-244.
- [8] 徐顶国,桑建华,罗明东. 红外隐身技术在无人机上的应用研究[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(12): 3154-3159.
- [9] 沈林成,朱华勇,牛轶峰. 从X-47B看美国无人作战飞机发展[J]. 国防科技, 2013, 34(5): 28-36.
- [10] 邢银玲,董志兴. “神经元”,欧洲无人机崛起[N]. 中国国防报, 2014-07-01(13).
- [11] Rao A N, Kushari A, Jaiswal G K. Effect of Nozzle Geometry on Flowfield for High Subsonic Jets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(6): 1596-1608.
- [12] 桑学仪,吉洪湖,王丁. 长径比和偏径比对双S形二元喷管性能的影响[J]. 红外技术, 2019, 41(5): 443-449.
- [13] Cheng Wen, Wang Zhan-xue, Zhou Li, et al. Infrared Signature of Serpentine Nozzle with Different Aspect Ratio[R]. ISABE 2017-21357.
- [14] 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.
- [15] Markus Rutten, Sebastian Karl, Erwin Lindermeir. Numerical Investigation of Engine Exhaust Plume Characteristics of Unmanned Combat Air Vehicles [R]. AIAA 2014-2838.
- [16] 周孝明. 低可探测双S弯喷管气动和红外辐射特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
- [17] Sun xiao-lin, Wang zhan-xue, Zhou li, et al. Internal Flow and External Jet Characteristics of Double Serpentine Nozzle with Different Aspect Ratio[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(2): 545-560.
- [18] 孙啸林,王占学,周莉. 基于多参数耦合的S弯隐身喷管设计方法研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(11): 2371-2375.
- [19] Cheng Wen, Wang Zhanxue, Zhou Li, et al. Investigation of Infrared Signature of Serpentine Nozzle for Turbofan [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2019, 33(1): 170-178.
- [20] Sun Xiao-lin, Wang Zhan-xue, Zhou Li, et al. Influences of Design Parameters on a Double Serpentine Convergent Nozzle [J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(7).
- [21] Roache P J. Quantification of Uncertainty in Computational Fluid Dynamics[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1997, 29(1): 123-160.

(编辑:张贺)