

后甲板长度对带后甲板双 S 弯喷管流动特性 影响研究 *

矫丽颖, 周 莉, 王占学, 史经纬

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘 要: 为了研究不同后甲板长度下带后甲板双 S 弯喷管的流动特性变化规律, 在 4 种不同落压比工况下, 开展了 5 种不同后甲板长度双 S 弯喷管的数值模拟研究。结果表明, 完全膨胀工况下, 后甲板上无波系结构, 喷流未发生明显偏转。欠膨胀工况下, 后甲板上超声速喷流内部出现一系列膨胀波、激波结构, 沿流向静压上下波动。后甲板长度对推力矢量角影响较大, 随后甲板长度增加, 波段数量增加, 使得喷流离板时所处的波段位置不同。当附面层在后甲板末端未分离 (喷管压比 $NPR=3$) 时, 喷流经压缩波离板, 推力矢量角为负; 经膨胀波离板, 推力矢量角为正。随落压比增加, 第一道膨胀波入射角度减小, 波段长度增加, 激波发生位置后移。高落压比 ($NPR=4.5, 6$) 下, 推力轴线偏转角度受到喷流离板时波系状态和附面层分离程度共同影响, 其变化幅度可达 14° 。

关键词: 航空发动机; 喷管; 流动特性; 一体化设计; 数值模拟

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210583-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210583

Effects of Aft Deck Length on Flow Characteristics of Double S-Shaped Nozzle with Aft Deck

JIAO Li-ying, ZHOU Li, WANG Zhan-xue, SHI Jing-wei

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: To investigate the flow characteristics of double S-shaped nozzle with aft deck under different aft deck lengths, numerical simulation studies of five double S-shaped nozzles with different aft deck lengths under four different drop pressure ratio conditions were conducted. The results show that under the fully expanded condition, there is no wave system structure on the aft deck, and the jet does not deflect significantly. Under incomplete expansion conditions, a series of expansion waves and shock waves appear in the jet on the aft deck, and the static pressure fluctuates up and down along the flow direction. The length of the aft deck has a greater influence on the thrust vector angle. As the length of the deck increases, the number of the wave section increases, which makes the wave mode at the end of the deck is different. When the boundary layer does not separate at the end of the deck (nozzle pressure ratio $NPR=3$), the jet leaves the deck after the compression wave, and the thrust vector angle is negative. The jet leaves the deck after the expansion wave, and the thrust vector angle is

* 收稿日期: 2021-08-25; 修订日期: 2021-10-18。

基金项目: 国家自然科学基金 (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: 矫丽颖, 博士生, 研究领域为航空发动机喷气推进。

通讯作者: 周 莉, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机排气系统设计及流动控制技术。

引用格式: 矫丽颖, 周 莉, 王占学, 等. 后甲板长度对带后甲板双 S 弯喷管流动特性影响研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11):210583. (JIAO Li-ying, ZHOU Li, WANG Zhan-xue, et al. Effects of Aft Deck Length on Flow Characteristics of Double S-Shaped Nozzle with Aft Deck[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):210583.)

positive. As the drop pressure ratio increases, the incident angle of the first expansion wave decreases, the wave length increases, and the shock wave position moves backward. Under high drop pressure ratio conditions ($NPR=4.5, 6$), the deflection angle of the thrust line is affected by the expansion wave, the shock wave and the degree of separation of the boundary layer, and its variation range can reach 14° .

Key words: Aero engine; Nozzle; Flow characteristics; Integrated design; Numerical simulation

1 引言

21世纪初,美国政府报告等国家级政府文件对新一代战斗机及其发动机方案进行了筹划^[1],明确指出第6代战斗机需实现超级隐身、超常规机动等要求,这就要求发动机需要具备高隐身结构^[2-3]的进排气系统。因此,作为战斗机上主要红外辐射源和雷达反射源^[4]的发动机排气系统成为航空发动机部件设计时重点关注的对象。与此同时,翼身融合布局(Blended wing body,简称BWB)以其大升阻比、小阻力、低噪声、高空间利用率等突出性能优势^[5],成为未来航空飞行器发展的必然趋势^[6-7]。传统的发动机喷管与机身独立设计,常常导致所设计的高性能喷管在装配飞机后却因破坏了机体的完整性,反而造成飞机整体损失的增加和隐身性能的下降。有数据统计发现,飞机整体阻力的38%~50%由飞机后体部分产生^[8],其中仅由喷管与机身尾部之间匹配问题所导致的阻力便占到15%。因此,将喷管及与其相邻的飞机后体结构相互融合,进行一体化结构设计,是突破发动机乃至飞机气动及隐身问题瓶颈的关键^[9]。

喷管在与飞机后体进行一体化结构设计时,需将喷管出口位置下壁面与飞机后体表面相融合,利用飞机尾部的延长面作为喷管出口气流的下膨胀面,形成了带后甲板的喷管出口型面。1996年,Lamb等^[10]对三种带有不同形状后甲板的收扩喷管进行了不同工况下的研究,发现后甲板的存在造成了喷管内部的流动的不对称及后甲板喷流压力变化,从而影响了推力矢量角度。Johansson等^[11]对带后甲板的二维双S弯喷管的红外辐射特性进行研究,发现后甲板的存在使得下方区域的红外辐射强度显著降低,高辐射区主要位于两侧及上方的探测面。2015年Behrouzi等^[12]对带后甲板与不带后甲板的矩形收敛喷管出口的超声速喷流进行研究,发现后甲板影响了剪切层的生长和喷流轨迹,而改变趋势与后甲板长度及工作压比有关。2020年Rao等^[13]研究了圆形出口喷管、椭圆形出口喷管和带后甲板的椭圆形出口喷管在欠膨胀工况下的超声速射流发展,通过测量近场声压级发现带后甲板喷管的噪声振幅降低了

26 dB。国内黄宏艳等^[14]、罗昕等^[15]分别研究了喷管V型尾缘修型、二元喷管加遮挡板对流场红外辐射的影响。

从上述研究发现,带后甲板的喷管结构可以增强喷管的隐身性能。文献[16-17]表明,S弯喷管也能够显著提高飞机的隐身性能,现已应用于国外多种轰炸机和无人机等^[18-19]。但现有对带后甲板喷管的研究主要是基于二元喷管,未涉及到带后甲板双S弯喷管的相关研究,对带后甲板喷管研究大多集中在喷流流动分布、红外辐射以及噪声影响等方面,对其流动特性和参数影响规律缺乏关注。因此,本文通过对带后甲板双S弯喷管的后甲板长度这一设计参数进行4种不同落压比下的数值研究,分析其内/外流流动特性及机理,并进一步归纳后甲板长度对其气动性能和流动特性的影响规律。

2 几何模型与计算方法

2.1 几何模型

本文研究的带后甲板双S弯喷管模型如图1所示,喷管由S弯段、等直段、后甲板三部分组成。S弯喷管部分采用基于多参数耦合的S弯隐身喷管设计方法^[20]进行设计,喷管由中心线和一系列沿中心线的可变截面组成,其中S形中心线按Lee曲线方法进行设计。在S弯段后加等直段以实现出口气流的均匀分布。为对S弯喷管遮挡高温部件效果(隐身效果)进行评估,采用了S弯喷管低可探测条件^[21],通过公切线遮挡准则对S弯喷管遮挡率进行设计。后甲板是在喷管与飞机后体进行结构一体化设计的过程中,为了将喷管出口与飞机后体型面相融合而形成的。其长度往往与飞机机身的长度以及发动机、喷管安装位置有关;后甲板偏转角度 α_y 与飞机外形布

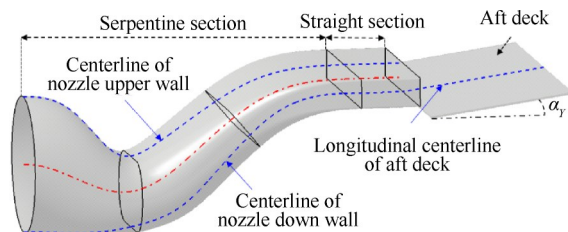


Fig. 1 Model of double S-shaped nozzle with aft deck

局、飞机后体壁面曲率以及喷管安装位置等因素有关。

图 2 给出了带后甲板双 S 弯喷管的设计参数示意,其中 S 弯段的设计方法及设计参数与文献[21]一致,为一收敛喷管,采用基于多参数耦合的 S 弯隐身喷管设计方法,喷管由中心线和一系列沿中心线的可变截面组成。其设计参数较多,包括喷管进口面积 A_{in} ,第一弯的长度 L_1 ,纵向偏距 ΔY_1 ,出口面积 A_1 ,第二弯的长度 L_2 ,纵向偏距 ΔY_2 ,出口面积 A_e ,出口宽高比 W_e/H_e ,等直段长度 L_3 ,喷管总长 $L_N=L_1+L_2+L_3$,后甲板的宽度 W_d ,长度 L_d ,偏转角度 α_y 。本文选取后甲板长度这一关键几何参数来进行带后甲板双 S 弯喷管的流动特性影响研究,保持后甲板的偏转角度 α_y ,宽度 W_d 及 S 弯段、等直段设计参数不变,带后甲板双 S 弯喷管基准模型几何参数在表 1 中给出。

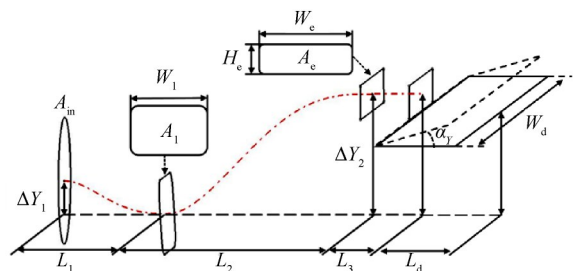


Fig. 2 Design parameters of double S-shaped nozzle with aft deck

Table 1 Parameters of double S-shaped nozzle with aft deck

Parameter	Value
L_N/D	2.8
L_1/L_2	0.5
A_1/A_{in}	0.6
W_1/D	1.0
$\Delta Y_1/L_1$	0.28
W_e/H_e	7
W_d/D	2.4
L_d/W_d	7/16
$\alpha_y/(^\circ)$	0

2.2 计算方法

数值模拟采用 CFX 软件,求解三维定常 N-S 方程,使用 SST $k-\omega$ 湍流模型。空间离散采用二阶迎风格式,时间离散采用二阶后差欧拉格式,工质为理想气体。

带后甲板双 S 弯喷管计算域网格如图 3 所示,为获取真实的流场特征,将计算区域划分为喷管域和远场域两部分,远场区域向后延伸长度以及周向宽度分别为喷管轴向长度和直径的 10 倍,以保证后甲

板位置及下游喷流流场的完整性,避免远场对喷管内/外流动产生影响。本文全流域采用结构化网格进行划分,其中喷管内部流域采用 O 型网格,并对附面层网格进行了加密,保证壁面第一层网格的 $y^+<5$,满足湍流模型的要求。为更好地实现后甲板上喷流流动细节、波系结构的捕捉,对远场部分后甲板位置及喷流所在流域均进行了网格加密处理。选取网格量分别为 300 万、600 万、900 万、1200 万的 4 组算例进行网格无关性的验证,重点加密了喷管内部区域、后甲板上方区域以及喷流区域的网格。通过同工况下的数值模拟并对比喷管上、下壁面中心线及后甲板纵向线静压分布(如图 4 所示)发现,网格数量达到 900 万时静压分布与 1200 万结果几乎一致,满足了网格无关性和计算资源的要求。

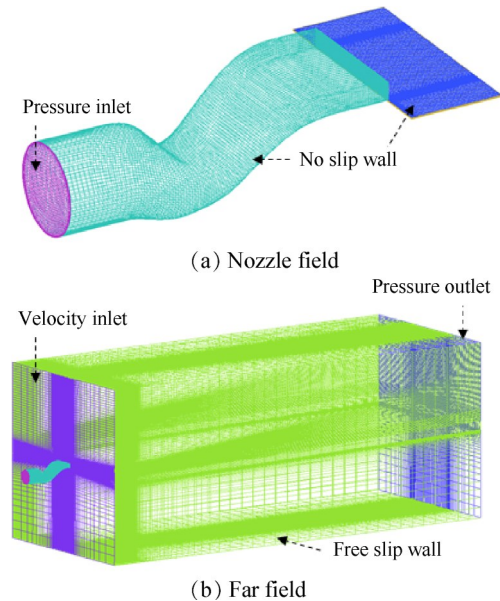
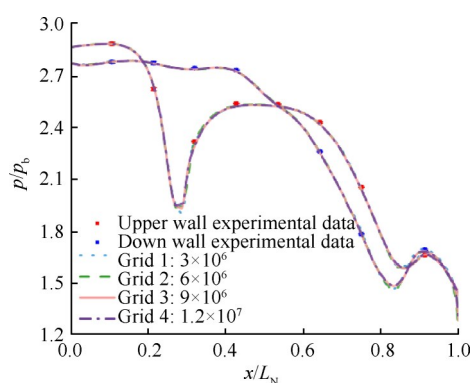


Fig. 3 Computation mesh and boundary condition type of double S-shaped nozzle with aft deck

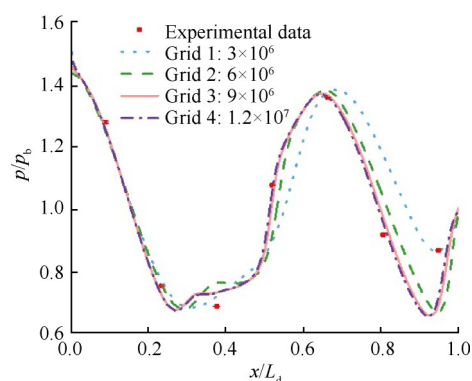
计算中喷管内流进口边界条件设置为压力进口,给定总温 T_1^* ,总压 p_1^* ,进口总压按不同落压比给定。喷管壁面及后甲板壁面均为无滑移绝热壁面,远场外流进口模拟所选工况下的远场来流,给定均匀的速度 Ma_∞ 和总温 T_∞^* 分布,垂直进口来流。外蒙皮壁面为无滑移壁面,远场侧壁面为滑移壁面,远场出口根据工况给定当地背压 p_b 。

2.3 计算方法验证

为了验证本文数值计算方法的可行性,本文基于基础模型开展了带后甲板双 S 弯喷管模型的冷态实验研究,测量了压比为 2.93 工况下的 S 弯喷管上、下壁面中心线以及后甲板纵向中心线的静压分布,



(a) Centerline of nozzle wall



(b) Longitudinal centerline of aft deck

Fig. 4 Static pressure under different mesh densities

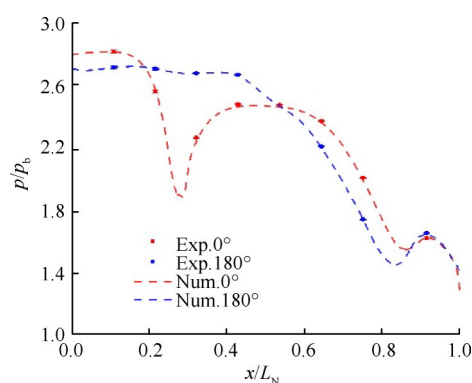
图5给出了冷态实验结果与相同条件下的数值模拟结果的对比,从图中可以看到数值模拟得出的静压分布的变化趋势与实验结果吻合很好,仅在各测点静压数值大小上存在差异。S弯喷管上下壁面静压的相对误差整体较小,各测点误差范围在1.5%以内。通过对比可知基于本文所采用的数值方法可以准确模拟带后甲板双S弯喷管的流动。

3 结果与讨论

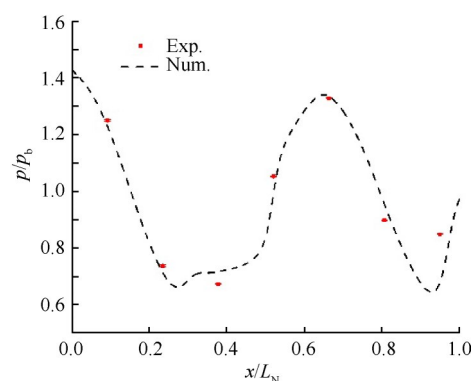
3.1 完全膨胀工况下流动特性影响研究

在基准模型参数基础上,仅改变后甲板长度这一个参数,得到后甲板长度和宽度的比值 L_d/W_d 分别为1/16, 3/16, 5/16, 7/16, 9/16的5种不同喷管模型,给定 $L_d/W_d=1/16$ 模型后甲板长度为 L ,则5种不同后甲板长度模型依次命名为 $L, 3L, 5L, 7L, 9L$,几何模型如图6所示。其中 $9L$ 模型的后甲板长度约为S弯喷管长度的1/2, $L\sim 9L$ 的后甲板长度选择可以基本涵盖排气系统与后体一体化设计时所可能产生的后甲板长度范围。

图7给出了压比为1.5的完全膨胀工况下5种不同后甲板长度双S弯喷管的对称面、沿程截面马赫数云图。图8为两种压比下的喷管、后甲板壁面中心线



(a) Centerline of nozzle wall



(b) Longitudinal centerline of aft deck

Fig. 5 Comparison of static pressure between numerical simulation and experiment

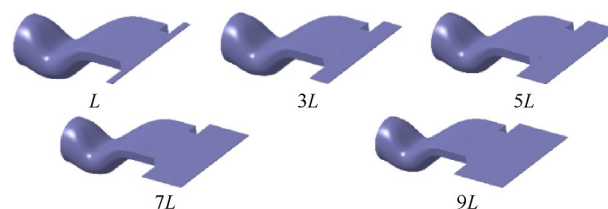


Fig. 6 Aft deck models of different lengths

静压曲线,后甲板纵向线的静压分布横坐标均以 $9L$ 的板长进行无量纲化。从图中可以看出,在压比为1.5的完全膨胀工况下,喷管内部流动在第一弯上壁面产生局部的压力降低,对应位置马赫数升高,沿程截面A马赫数上侧高下侧低;随后在流入第二弯的过程中喷管壁面压力上升,沿程截面B上侧马赫数较低;流动在第二弯下壁面大曲率位置产生局部的高速区,沿程截面C下侧马赫数较高,下壁面中心线的压力在第二弯末端达到极小值,随后在喷管等直段内流动趋于均匀。空气在喷管内部流动整体呈现降压增速的趋势,整个流动过程均为亚声速流动。在 $NPR=1.5$ 完全膨胀工况下,喷流在流出喷管出口(沿程截面D)即后甲板入口位置时静压与背压基本一致,后甲板纵向线上表面静压与背压的比值近似为1,喷流与环境之间基本不存在压力差,喷流尾迹边

缘光滑, 离板后喷流仍可保持对称分布。综合考虑喷管内/外流动可以看出, 在压比为 1.5 的工况下, S 弯喷管内流动存在局部加速区, 沿程截面流动分布不均匀性显著, 后甲板长度对喷管内部流动影响较小, 不同模型喷管对称面静压分布曲线基本重合。这主要是由于喷管参数改变发生在后甲板末, 属于外流区域, 且在完全膨胀工况下后甲板长度仅影响了喷流下游附面层位置摩擦等, 对上游流动影响较小。

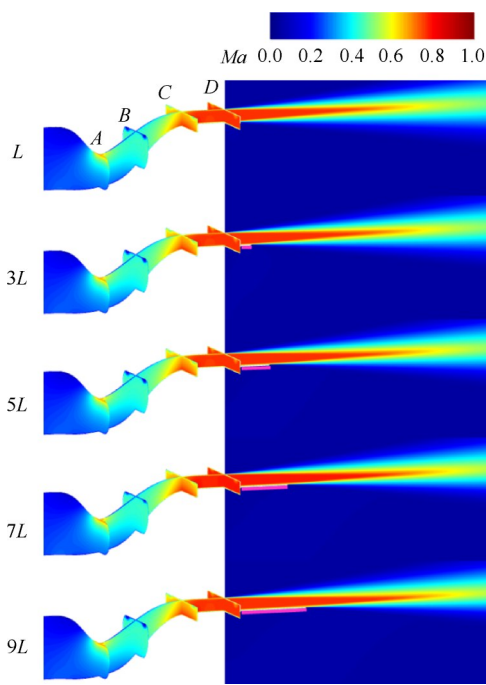


图 7 Mach number contour on symmetry plane and sectional along the path (NPR=1.5)

图 9 给出了 $NPR=1.5$ 时不同后甲板长度的双 S 弯喷管喷流纵向对称面密度梯度图, 喷流前紫色段为喷管等直段, 后甲板长度以喷流下方红线标识。密度梯度定义为 $\sqrt{\left(\frac{\partial \rho}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial \rho}{\partial y}\right)^2}$, 其中 ρ 代表流场中各点的密度。密度梯度越大, 表明所在位置气流密度变化越剧烈, 由此可以对喷流中波系位置以及边界层结构进行识别。由于喷流中核心流动为亚声速, 在喷管出口及后甲板位置没有形成波系结构, 喷流整体仍然呈现较为对称的分布。由于不同后甲板长度下的喷流分布较为相似, 在图 10 中仅给出 7L 喷管喷流 $0.5H_c$ (喷管出口 1/2 高度) 位置横切面的密度梯度图作为示意, 在出口位置喷流边界宽度与喷管出口宽度基本一致, 随流动喷流边界宽度收缩, 在与外界大气掺混过程中喷流边界逐渐模糊。对比图 9 中 5 种模型喷流密度梯度可以看出, 由于后甲板的存在, 减

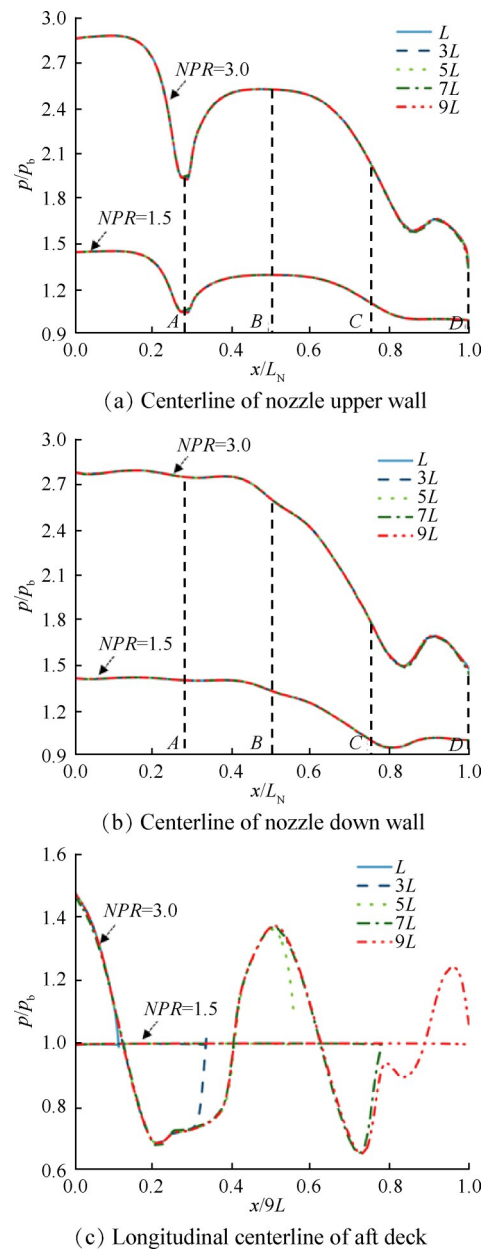


图 8 Static pressure distributions of the wall

弱了喷流下半部分与空气的掺混, 使得喷流整体流动耗散减弱, 因此在所研究的 5 种不同后甲板长度的双 S 弯喷管中, 随着后甲板长度增加, 喷流核心区长度也逐渐增加。

3.2 欠膨胀工况下流动特性影响研究

图 11 为 $NPR=3.0$ 的欠膨胀工况下 5 种不同后甲板长度双 S 弯喷管的对称面、沿程截面马赫数云图。由于不同模型差异仅存在于后甲板位置, 喷管内部流动变化趋势基本一致, 第一弯上壁面 (沿程截面 A 上侧) 和第二弯下壁面 (沿程截面 C 下侧) 存在局部高速区, 流动整体呈现降压增速的趋势, 到喷管出口流速达到超声速。从图 8(a), (b) 中 $NPR=3.0$ 时喷管上下壁面中心线位置的壁面静压曲线可以看出, 5 种不

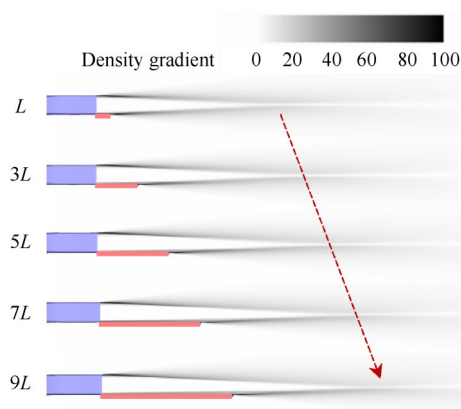


Fig. 9 Density gradient on symmetry plane of the jet ($NPR=1.5$)

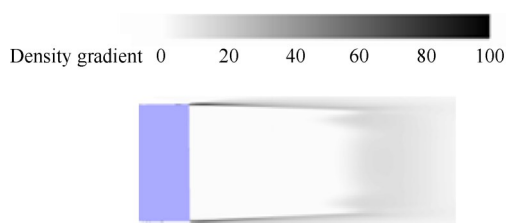


Fig. 10 Density gradient on $0.5H_c$ transverse section of the jet ($NPR=1.5$)

同后甲板长度喷管的上、下壁面压力变化曲线基本重合,仅在喷管出口末端产生细微差异,与对称面马赫数分布云图对应一致。对比 $NPR=3.0$ 与 $NPR=1.5$ 两种工况下的静压分布可以看出,在高落压比欠膨胀工况下喷管内部压力较高,在第一弯与第二弯位置静压波动幅度更大,从喷管入口至出口压力降低更为显著。

图 12 给出了不同后甲板长度的双 S 弯喷管喷流密度梯度和静压分布,从图中可以看出后甲板上存在明显的波系结构,喷流离板时发生不同程度的偏转。结合图 8(c)中 $NPR=3$ 时后甲板纵向中心线静压分布,5 种喷管出口即后甲板入口位置静压高于环境背压,超声速喷流流出喷口之后由于没有喷管壁面限制作用产生膨胀,在超声速喷流内部喷管出口上壁面位置产生膨胀波簇(如图中 I 所在位置),膨胀波向后甲板入射,气流流经膨胀波后降压加速,在后甲板纵向线壁面静压分布上形成一段压降,如图 8(c)所示。由于模型 L 的后甲板长度较短,图 12 中模型 L 的喷流在流经喷管出口形成的第一簇强膨胀波后便离板,喷流气体受膨胀波作用向上折转。

随着后甲板长度的增加,喷管出口第一道强膨胀波 I 与后甲板壁面相交,反射产生一系列强度较弱的膨胀波系 II,膨胀波与气动边界相交反射生成

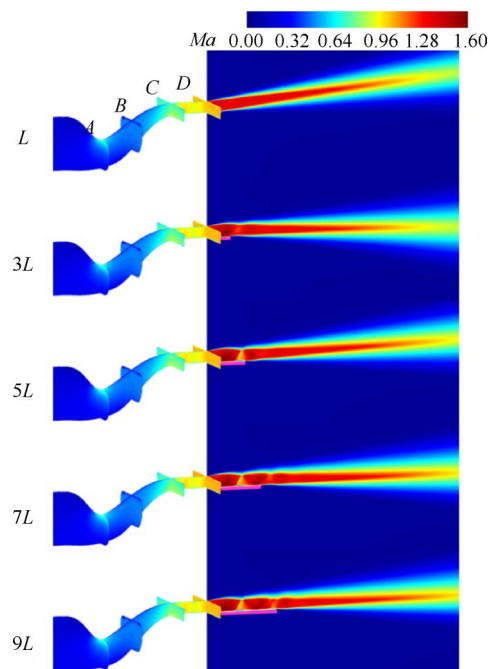


Fig. 11 Mach number contour on symmetry plane and sectional along the path ($NPR=3.0$)

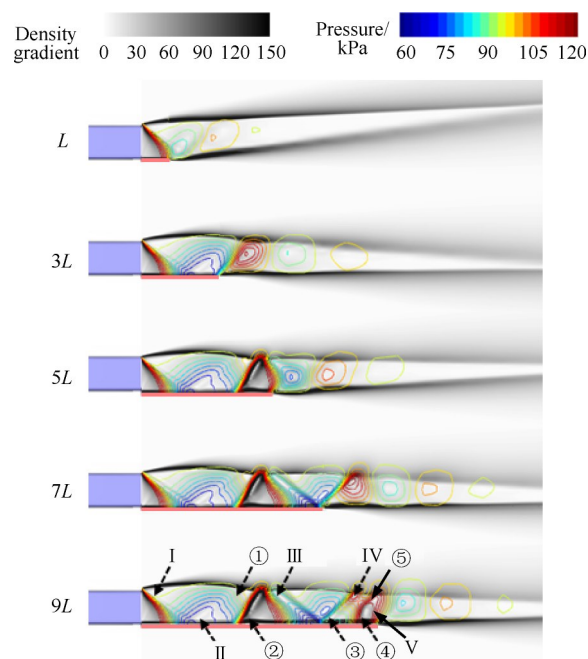


Fig. 12 Density gradient and static pressure on symmetry plane of the jet ($NPR=3.0$)

弱压缩波①。此喷流区间内,在膨胀波的作用下静压降低,马赫数仍为超声速。此时从图 8(c)中可以看到,位于 $x/9L=0.2$ 附近后甲板纵向线位置静压与环境背压的比值降至 0.7,喷流内部处于过膨胀状态,3L 至 9L 模型均在其后产生了一道斜激波(如图 12 中②所示)。5L~9L 模型的这道斜激波大致位于 $x/9L=0.4$ 位置,而对于模型 3L,由于后甲板板长的限制,在过

膨胀超声速喷流区间内受到了后甲板约束消失的激励,激波产生的位置提前到该模型后甲板尾端即 $x/(9L)=0.3$ 的位置,这与图 8(c)中在 $NPR=3.0$ 工况下模型 $3L$ 后甲板纵向线静压提前于其他模型出现激增现象相对应。对于后甲板长度更长的带后甲板双 S 弯喷管 ($5L \sim 9L$),喷流流经激波②后压力升高流速降低。从图 12 中可以看到,激波②与喷流上半部分自由边界相交后反射形成了新的膨胀波Ⅲ,在后甲板上形成了“λ”型波系, $5L$ 模型的喷流经膨胀波Ⅲ后离板。新形成的强膨胀波向后甲板壁面入射,但由于后甲板附面层的发展,附面层厚度增加,入射的膨胀波Ⅲ不再是与后甲板表面相交,而是与附面层相交反射形成一道新的激波③, $7L$ 模型喷流在激波③后离板。对于 $9L$ 模型,激波③与自由边界相交产生膨胀波Ⅳ,在激波③和膨胀波Ⅳ等的共同作用下图 8(c)中 $x/(9L)=0.8$ 位置处产生小幅压力波动,超声速流动内部处于过膨胀状态,此时 $x/(9L)=0.9$ 位置后甲板上壁面附面层有分离的趋势,在此激励下产生激波④,激波后静压升高。随后激波④与膨胀波Ⅳ相交形成膨胀波Ⅴ和激波⑤,在膨胀波Ⅴ作用下,图 8(c)中 $x/(9L)=0.95 \sim 1$ 位置后甲板表面静压降低。喷流离板后波系按与自由边界反射规律往下游发展,伴随流动过程中的耗散,反射后形成的波系强度不断减弱。

由于超声速喷流在流经膨胀波和激波时分别产生的加速降压和减速增压效应,图 8(c)中后甲板上沿流向存在压力的上下波动,这与图 11 喷流对称面马赫数分布中后甲板上高速节段分布相对应,随后甲板长度增加节段数量增加。后甲板长度的不同使得喷流在离板时所处的压力位置不同, L 、 $5L$ 和 $9L$ 模型的喷流分别经膨胀波Ⅰ、膨胀波Ⅲ和膨胀波Ⅴ,在压降位置离板, $3L$ 和 $7L$ 模型的喷流分别在激波②和激波③压升位置离板。

图 13 给出了不同后甲板长度的双 S 弯喷管喷流 $0.5H_e$ 位置横切面的密度梯度图,图 14 给出 $9L$ 模型的 $0.5H_e$ 位置横切面静压分布示意,喷流前紫色段为喷管等直段,后甲板以淡紫色标示。由于喷流仅在下方受后甲板的约束,上方以及两侧位置均发生膨胀,在后甲板入口两侧边也产生膨胀波,不同位置波系相互影响形成了桶状的膨胀波面。超声速喷流内部高压区与自由边界相互作用所形成的膨胀波系较多,除对喷流影响最大的较强波系外,还有许多强度较弱的波结构,在对称面喷流密度梯度图 12 中也可以看到除颜色最深的主导波系外,喷流中还存在着

众多强度较低的膨胀波系。膨胀波后静压降低,形成大范围的桶状低压区,喷流内部达到过膨胀,在下游产生激波,激波后静压升高,喷流内部整体呈现膨胀波、激波的交替分布,静压值上下波动。由于喷流纵向宽度较大,中心与两侧边位置流动发展存在差异,两侧与环境掺混更为强烈,内部则受波系影响,因此喷流核心尾部不再光滑,形成了类“山”形喷流核心。

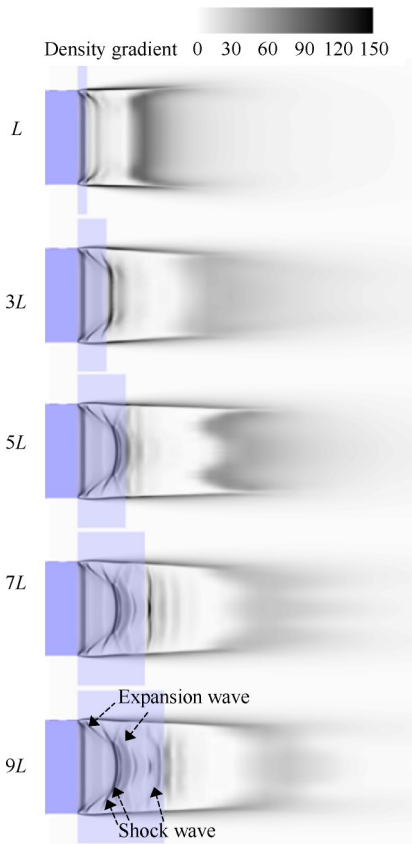


Fig. 13 Density gradient on $0.5H_e$ transverse section of the jet ($NPR=3.0$)

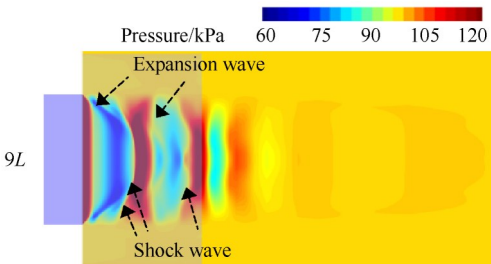


Fig. 14 Static pressure on $0.5H_e$ transverse section of the jet ($NPR=3.0$)

3.3 不同欠膨胀工况下流动特性对比研究

从上述分析可以看出,欠膨胀状态下后甲板长度对 S 弯喷管喷流特性影响显著,为了进一步探究带后甲板双 S 弯喷管内/外流的流动机理,本文选取基

准模型对比三种欠膨胀工况($NPR=3.0, 4.5, 6.0$)下带后甲板双S弯喷管的流动特性。图15和图16分别给出了三种落压比下带后甲板双S弯喷管对称面位置的马赫数云图、喷管和后甲板壁面中心线静压曲线。从图中可以看出,在不同落压比下,喷管内部流动变化趋势基本一致,在第一弯和第二弯大曲率位置存在高马赫数区,对应位置马赫数升高、静压下降,收敛喷管内流动整体沿流向呈现降压增速的趋势。

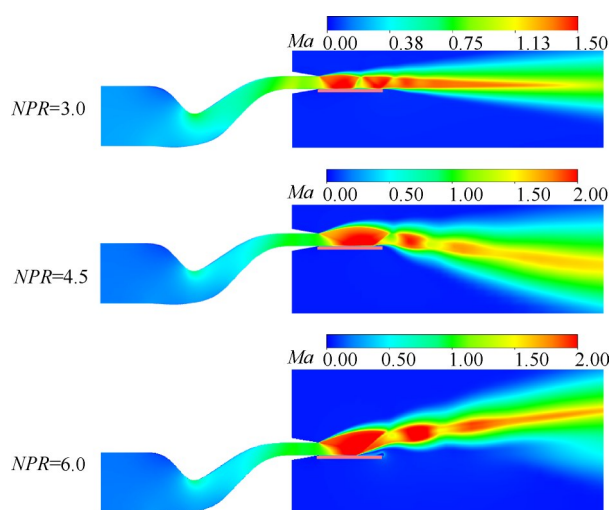


Fig. 15 Mach number contour on symmetry plane ($NPR=3.0, 4.5, 6.0$)

从图16(a), (b)可以看出,随落压比增加,喷管内整体静压值增加,对称面静压分布曲线上移,气流在喷管内压降幅度随落压比增加而增加。局部加速区内压力变化幅度增加,喷管沿程截面的上下壁面压力梯度加大。随落压比增加,图16(c)喷管出口即后甲板入口位置压力升高,出口静压与环境背压的比值均大于1,超声速喷流中出现马赫数及静压的波动变化。不同欠膨胀工况下,喷流中高速节段长度和数量不同, $NPR=4.5$ 相较于 $NPR=3.0$ 时喷流第一高速节段范围加大,后甲板位置仅存在一个节段,后甲板纵向线静压波动减少,在后甲板末产生小范围分离并存在再次附板的趋势,喷流向偏折。 $NPR=6.0$ 时在后甲板中部产生较大的附面层分离,喷流离板,纵向线静压先降后升,最后稳定在一略小于背压的值至离板,此时附面层分离程度较大,不再附板,喷流向上偏折。

图17给出了不同欠膨胀工况下带后甲板双S弯喷管的喷流密度梯度,图18为三种工况下的后甲板上表面静压与极限流线分布,两图中后甲板均以 L 为单位长度标注0~7位置。随落压比增加,喷管出口

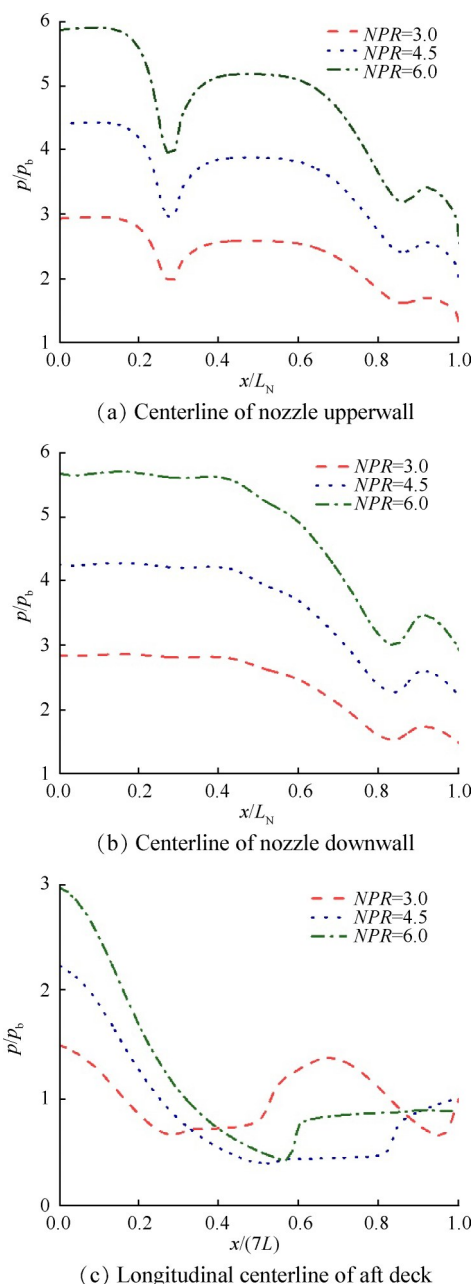


Fig. 16 Static pressure distributions of the wall ($NPR=3.0, 4.5, 6.0$)

膨胀波I向后甲板入射角度逐渐减小,这就导致了膨胀波系与后甲板相交位置随落压比增加而逐渐后移,结合图16(c)可以看出,纵向线静压降至最低点时所处的位置逐渐后移,即膨胀波作用范围逐渐增大。在 $NPR=3.0, 4.5$ 时,膨胀波I与后甲板壁面相交反射生成膨胀波II,在膨胀波系的作用下,喷流内部静压持续降低,图18中可见大范围的深蓝色桶状过膨胀区,其后在极限流线汇聚位置产生激波,由于喷流两侧与大气掺混更为剧烈,相较于喷流核心位置其两侧膨胀作用更快,更早产生了激波,因此形成了弧形的波面结构。落压比从3.0增加到4.5时,后甲

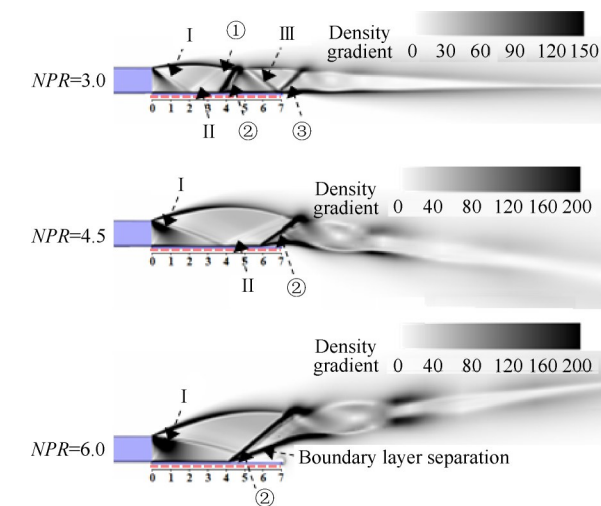


Fig. 17 Density gradient on symmetry plane of the jet (NPR=3.0, 4.5, 6.0)

板上第一段波节长度增加,在后甲板纵向线上激波②发生位置从3.5L后移至6L处。在 $NPR=3.0$ 时激波②与喷流上方自由边界相交后反射形成的膨胀波Ⅲ再次入射到后甲板上,伴随着附面层的增厚,膨胀波与附面层边界相交反射形成新的激波③,后甲板上共产生两个节段,这与图16(c)中纵向线静压经历了先降后升、再降再升的动态变化相对应。而由于后甲板长度有限, $NPR=4.5$ 时后甲板上仅有一个节段。受激波②的影响,附面层内流体在强逆压梯度下发生分离,在图18中以红色椭圆线框标注,从中可以看出,在 $NPR=3.0$ 时附面层分离程度较小,局部产生分离后又重新附板,在后甲板中间位置形成一个分离泡,外界流体未流入后甲板。在 $NPR=4.5$ 工况下,激波后附面层出现分离,由于位置靠近后甲板末端,喷流在附面层分离后离板,环境大气与后甲板中间纵向线位置相通。从图16(c)中也可以看出,后甲板相纵向线静压先降低后经激波升高,最后在离板处静压升至与背压一致。进一步增加落压比至6.0时,喷流内马赫数更高、静压波动更大,附面层更易发生分离,在后甲板纵向线上斜激波②发生位置前移至4L处,入口膨胀波Ⅰ未落在后甲板上而是与斜激波相交。在激波后的强逆压梯度作用下,附面层分离程度较大,从图17可见受附面层分离影响喷流被整体抬升,激波下游喷流脱离后甲板向上偏折离板。从图18可见 $NPR=6.0$ 时环境大气进入后甲板尾部,形成一个回旋区,这就导致了图16(c)中后甲板纵向线后段静压略低于环境压力。

图19中给出了不同落压比的欠膨胀工况下喷流超声速区分布,喷管第二弯以及喷管出口位置流动

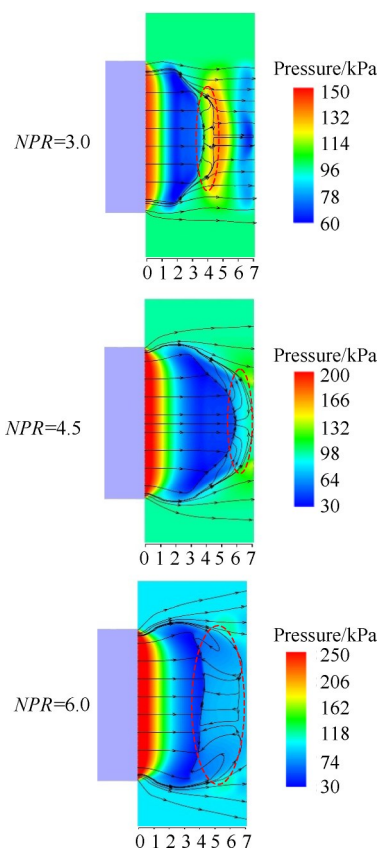


Fig. 18 Static pressure and limit streamlines of aft deck (NPR=3.0, 4.5, 6.0)

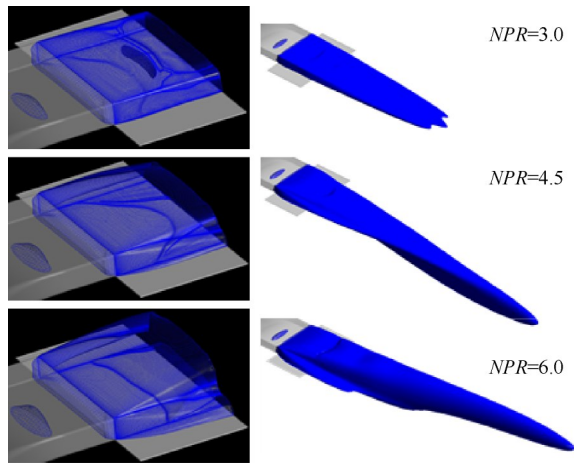


Fig. 19 Distribution of supersonic velocity region (NPR=3.0, 4.5, 6.0)

达到超声速,在第二弯位置超声速范围随落压比增加而逐渐增加,但均未充满整个流道。对比不同落压比下喷流核心区长度及形状可以看出,沿流向,随落压比增加喷流核心区长度增加;沿展向,由于欠膨胀状态下喷流存在横向的膨胀发展,喷流在展向并不光滑,随落压比增加喷流展向扩张程度增加。从后甲板位置超声速区的局部放大图中可以明显看

出,受激波等影响,核心流表面存在局部突起,内部流动不均匀性显著,后甲板上线汇聚处为激波发生位置,这与图18中静压分布对应一致。

3.4 性能参数影响研究

对5种不同后甲板长度的双S弯喷管模型在落压比分别为1.5, 3.0, 4.5, 6.0这4种不同的工况下的数值模拟结果进行了统计分析。图20给出了各落压比工况下双S弯喷管性能参数随后甲板长度的变化趋势,从图中可以看到,从完全膨胀工况 $NPR=1.5$ 到欠膨胀工况 $NPR=3.0$ 的过程中,喷管总压恢复系数降低,欠膨胀工况下随压比升高总压恢复系数增加。落压比从1.5增加到6.0时,喷管流量系数、有效推力系数增加, $NPR=1.5$ 到 $NPR=3.0$ 时增幅较大。后甲板长度对双S弯喷管的总压恢复系数、流量系数影响较小,随着后甲板长度增加,两气动参数的变化幅度小于0.001,这主要是由于对于收敛的双S弯喷管,仅改变后甲板长度这一个参数对喷管内部流动的影响较小,因此随后甲板长度增加总压恢复系数及流量系数基本保持不变。喷管的有效推力系数随后甲板长度增加而逐渐降低,在完全膨胀工况下,其主要原因是喷管有效推力计算过程中需扣除喷管的外部阻力,随着后甲板长度的增加(图9),喷流与后甲板上壁面接触面积增大,所产生的摩擦阻力增加,因此喷管所受外部阻力随后甲板长度增加而逐渐增加,有效推力降低、有效推力系数下降。而对于欠膨胀工况,除上述的外部阻力因素外,随后甲板长度增加(图12),喷流中波系数增加,流动损失增大,这与图20(c)中有效推力系数随后甲板长度增加而减小相一致。

后甲板长度对带后甲板双S弯喷管的推力矢量角有较大影响,从图20(d)可以看出,在 $NPR=1.5$ 完全膨胀工况下,喷流基本不发生偏转,推力矢量角约为 0° ,图8(c)中可知后甲板长度对后甲板上喷流压力影响较小,静压与背压一致,从图9中也可以看出,在完全膨胀工况下,喷流中未产生波系结构,喷流不发生偏转。而在 $NPR=3.0$ 欠膨胀工况下,推力矢量角随后甲板长度增加正负交替变化, $NPR=4.5, 6.0$ 时在不同后甲板长度下推力矢量角也存在正负波动,结合图12可知,在后甲板末未发生分离的尾喷流经过压缩波离板产生负推力矢量角,经过膨胀波离板产生正推力矢量角。随落压比增加推力矢量角变化幅度增加,在 $NPR=6.0$ 时推力矢量角最大偏转可达 11° 。通过对比同一工况下不同后甲板长度模型的推力矢量角变化可以看出,当 $NPR=4.5$ 和 $NPR=6.0$ 时,随甲板长度变化,带后甲板双S弯喷管的推力矢量角变化幅度可

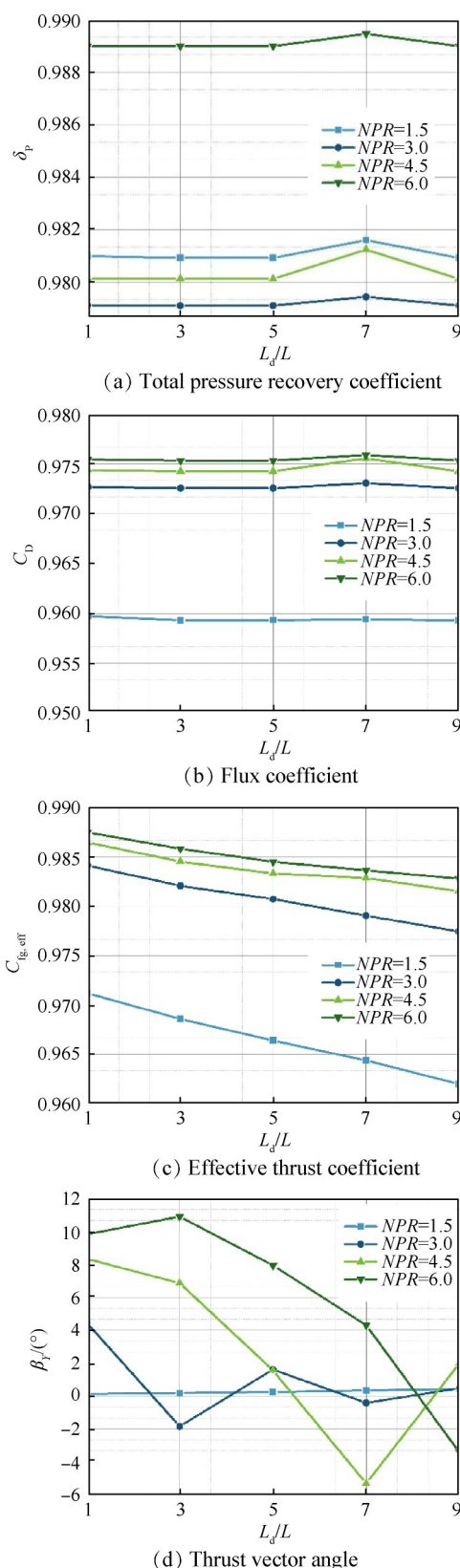


Fig. 20 Performance parameters under different aft deck lengths

达 14° 。综上所述,在欠膨胀工况下,带后甲板双S弯喷管的推力矢量角随后甲板长度的增加会发生较大变化,且高落压比下的变化幅度更为显著。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)不同后甲板长度的双S弯喷管内部流动分布基本一致,在第一弯上壁面和第二弯下壁面大曲率位置产生局部的高速低压区。不同落压比下,喷管内部流动变化趋势基本一致,随落压比增加,喷管内压力增加,后甲板入口处静压升高。

(2)完全膨胀工况下,喷管出口静压与背压一致,后甲板上无波系结构,喷流尾迹边缘光滑、对称分布,未发生明显偏转。随后甲板长度增加,喷流核心区长度增加。欠膨胀工况下,超声速喷流内存在膨胀波、激波与后甲板及喷流自由边界的相互作用,产生高速节段,后甲板上膨胀波和激波交替分布,喷流发生明显偏转。随后甲板长度增加,节段数量增加,使得喷流脱离后甲板时所处的波段位置发生变化。

(3)随着欠膨胀工况下落压比的增加,喷管出口膨胀波入射角度减小,波段增长,附面层分离程度增大。 $NPR=3.0$ 时,喷流离板时未与后甲板分离,受板长影响,喷流经过压缩波离板,推力矢量角为负,经过膨胀波离板,推力矢量角为正。 $NPR=4.5$ 时,激波发生位置后移,附面层分离程度较小。 $NPR=6.0$ 时附面层分离的位置前移,分离程度较大不再附板,两种高落压比下的推力矢量角受喷流离板时波系状态和附面层分离程度共同影响。

(4)在不同落压比工况下,后甲板长度对双S弯喷管的总压恢复系数、流量系数影响较小,变化幅度 <0.001 。有效推力系数随后甲板长度增加而逐渐降低。完全膨胀工况下推力矢量角近似为 0° ,欠膨胀工况下推力矢量角存在波动,在 $NPR=6.0$ 时最大偏转达 11° 。随后甲板长度变化推力矢量角变化幅度可达 14° 。

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] 梁春华,索德军,孙明霞. 美国第6代战斗机发动机关键技术综述[J]. 航空发动机, 2016, 42(2): 93-97.
- [2] 徐顶国,艾俊强,雷武涛,等. 未来新一代轰炸机隐身特性需求分析[J]. 航空工程进展, 2018, 9(4): 451-457.
- [3] 邓洪伟,尚守堂,金 海,等. 航空发动机隐身技术分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(10): 1-7.
- [4] 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.
- [5] 李 伟,黄 敏,梁兵兵,等. X-48混合飞翼技术验证无人机的发展与分析[J]. 飞航导弹, 2014(2).
- [6] Okonkwo P, Smith H. Review of Evolving Trends in Blended Wing Body Aircraft Design[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 82: 1-23.
- [7] Jiménez H, Tetik H, Mavris D. Assessment of Operational Compatibility for Future Advanced Vehicle Concepts [R]. AIAA 2012-0798.
- [8] Carson G T, Lee E E. Experimental and Analytical Investigation of Axisymmetric Supersonic Cruise Nozzle Geometry at Mach Numbers from 0.60 to 1.30: NASA TP 1953-C1[R]. NASA-TP-1953, 1981.
- [9] 吉洪湖. 飞发一体化设计中的发动机隐身问题[J]. 航空动力, 2018(2).
- [10] Lamb M, Taylor J G, Frassinelli M C. Static Internal Performance of a Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzle with External Shelf[R]. NASA-TM-4719, 1996.
- [11] Johansson M, Dalenbring M. Calculation of IR Signatures from Airborne Vehicles[J]. *The International Society for Optical Engineering*, 2006, 54(5): 971-982.
- [12] Behrouzi P, Mcguirk J J. Underexpanded Jet Development from a Rectangular Nozzle with Aft-Deck[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(5): 1287-1298.
- [13] Rao A N, Kushari A. Underexpanded Supersonic Jets from Elliptical Nozzle with Aft Deck[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 36(5): 1-15.
- [14] 黄宏艳,王 强. V形尾缘喷管流场与红外辐射特性的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(2): 158-161.
- [15] 罗 昕,张靖周,单 勇,等. 加速挡板后二元喷管的红外辐射特性数值模拟. [J]. 推进技术, 2008, 29(6): 696-700. (LUO Xin, ZHANG Jing-zhou, SHAN Yong, et al. Numerical Simulation on the Infrared Radiation Characteristics of Two-Dimensional Nozzles with Sheltering Baffles[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(6): 696-700.)
- [16] Rao G A, Mahulikar S P. Aircraft Powerplant and Plume Infrared Signature Modelling and Analysis [R]. AIAA 2005-0221.
- [17] Gridley M C, Walker S H. Inlet and Nozzle Technology for 21st Century Fighter Aircraft[R]. ASME 96-GT-244.
- [18] Born G A, Roberts T A, Boor P M. Infrared Suppression Exhaust Duct System for a Turboprop Propulsion System for an Aircraft[P]. US: 5699662A, 1997-12-23.
- [19] Marlene J. FOT25 2003-2005: Propulsion Integration-Final Report[R]. FOI-R-2017-SE, 2006.
- [20] 孙啸林,王占学,周 莉,等. 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): 65-69.
- [21] 孙啸林. 低可探测S弯喷管设计及性能评估方法[D]. 西安:西北工业大学, 2018.

(编辑:史亚红)