

边界层吸入对 S 形进气道流场畸变影响的数值研究

傅文广,肖磊,孙鹏

(中国民航大学安全科学与工程学院,天津 300300)

摘要:为研究边界层吸入(BLI,boundary layer ingestion)对 S 形进气道流场畸变的影响,本文设计了短扩压、小偏距的 S 形进气道,分析了边界层吸入对 S 形进气道流场特性的影响,进一步研究了吸入不同厚度边界层对出口流场的影响。结果表明,边界层吸入时,进气道内流体的三维分离流动产生对涡旋流畸变区,使低能流体在进气道底部堆积,在出口位置形成特有的下凹形状总压畸变区。随着吸入边界层厚度的增加,进气道流通能力下降,出口截面处总压畸变强度和范围都增大,而旋流畸变范围小幅增加,旋流强度无显著变化。

关键词:边界层吸入;S 形进气道;总压畸变;旋流畸变

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5590(2025)01-0033-08

Numerical study of the effect of boundary layer ingestion on the flow field distortion of S-shaped intake

FU Wenguang, XIAO Lei, SUN Peng

(College of Safety Science and Engineering, CAUC, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to study the effect of boundary layer ingestion (BLI) on the flow field distortion of the S-Shaped intake, a short spread pressure and small offset S-shaped intake is designed in this paper, the effect of BLI on the flow field characteristic of S-shaped intake is analyzed, and the effect of inhaling boundary layers of different thicknesses on the outlet flow field is further researched. The results show that when the boundary layer is inhaling, the three-dimensional separation flow of the fluid inside the inlet forms a twin swirl distortion zone, low-energy fluid accumulated at the bottom of the intake tract, and forms a unique concave shape total pressure distortion zone at the exit position. With the increase of the thickness of the suction boundary layer, the flow capacity of the inlet tract decreases, and the total pressure distortion intensity and range at the outlet section increase. However, the range of swirl distortion slightly increases, and there is no significant change in swirl intensity.

Key words: boundary layer ingestion; S-shaped intake; total pressure distortion; swirl distortion

边界层吸入(BLI, boundary layer ingestion)式推进系统可作为满足“绿色航空”需求的新一代翼身融合体(BWB, body wing blended)飞机的动力方案^[1]。BLI 推进系统是由机身或机翼发展而来的边界层进入进气道,被风扇吸入成为发动机的工质,参与做功从而产生推力的动力系统^[2]。进气道作为连接外界大气和动力系统的桥梁,出于结构集成和减阻设计的需要,被设计为有一定偏距、短扩压特性的“S”形埋入式弯管道^[3]。为了能够充分吸入机体产生的来流边界层,进气道进口截面被设计为横置的“D”形,并通过壁面型线控制截面形状变化来对接下游动力装置,因此,这种进

气道也被称为 BLI 进气道。

BLI 进气道结构紧凑,其 S 形结构使得气流方向在进气道内经历两次折转,在两个弯道段形成了完全相反的压力场分布。在壁面型线、沿程逆压梯度、离心力和截面横向压差作用下,进气道出口位置处会形成强烈的总压畸变和旋流畸变^[4-7]。这将使得流入下游风扇的气流气动参数偏离原有既定的设计点,造成增压比和效率下降,降低了发动机的稳定裕度^[6-7]。

由于 S 形进气道所产生的流场畸变对下游风扇及压气机等部件的效率和稳定性造成了显著劣化,针对 S 形进气道流动的研究在 20 世纪 80 年代开始受到广

泛关注。文献[8-10]针对 S 形进气道内可压缩流进行了研究,发现其 S 形内存在较强的流动分离和二次流现象。Berrier 等^[11]为美国航空航天局(NASA, National Aeronautics and Space Administration)兰利研究中心开发了一种边界层吸入式进气道,分别对其进行了试验测量和数值计算,分析了不同雷诺数、来流马赫数条件下的进口流场特性,结果表明雷诺数对进口总压恢复和进气畸变无显著影响,增大来流马赫数或边界层吸入量,都会使总压恢复系数降低,进气畸变增大,数值计算虽然可以准确捕捉压力恢复和马赫数变化趋势,但与试验测量的数据偏差较大,有待完善。

随着湍流模型和算力的进步,计算流体力学(CFD, computational fluid dynamics)数值模拟开始被认可并得到了广泛应用,使得引发进气道内分离流动的细节因素得到了深入研究。Sanders 等^[12]对某军用隐身战机 S 形进气道内部流场结构进行了数值模拟分析,数值模拟结果表明,引发流动分离和对涡旋流的核心因素在于壁面两侧型线变化和弯管曲率,强烈的壁面分离流动使得气动界面平面(AIP, aerodynamic interface plane)截面中间存在着一对旋转方向相反的旋涡,对涡强度最大达到了 4.2。Johnson 等^[13]与美国空军合作,用试验测量方法研究了 0%~4%湍流度范围内的自由来流对 S 形进气道出口截面流场品质的影响,结果表明湍流度的增大仅略微影响 S 形进气道第二弯段的分离流动,整体看来,湍流度对进气道出口流场品质的影响极小。Rudin 等^[14]采用 CFD 数值模拟方法对 NASA 为波音公司研制的某型 BLI 进气道进行流场品质研究,结果表明,引发流场畸变的原因包括边界层吸入导致内流道分离、边界层在唇口位置产生旋涡和进气道轴向曲率,并指出可以通过在进气道进口各位置段处设置抽吸槽来改善出口流场总压恢复系数,改善进气道出口畸变指数(DC60),但所需抽吸的流量将占总流量质量的 10%左右。

宁乐等^[15]运用数值仿真手段对比了有、无边界层吸入对进气道内流动结构和气动性能的影响,结果表明:边界层吸入使得气流在第二弯段产生二次流并形成对涡,使低能流体堆积在对涡区域,形成畸变区;无边界层吸入时,进气道内并未发生二次流分离,出口流场均匀。随着 AIP 截面马赫数增大,总压恢复系数先增大后减小;而无边界层吸入时,总压恢复系数则一直减小。邓文剑等^[16]采用数值仿真手段对进气道内流总压损失特性进行了研究,结果表明,影响损失特性的关键因素在于进气道进口几何因素和低能进口

边界层气流因素。

上述研究重点聚焦于飞行环境和进气道几何结构对进气道流场品质的影响,探讨了改善 BLI 进气道流场品质的方法,为推进 BLI 进气道工程化应用提供了参考。然而目前 BLI 推进系统及其进气道与 BWB 飞机机身的具体融合方案尚无明确定论,因此有必要分析边界层厚度对进气道出口流场的影响。Rein 等^[17]通过延长进气道前机身长度获得了 $\delta/h = 0.12, 0.26, 0.39$ 共 3 种厚度的边界层(δ 为进气道进口边界层名义厚度, h 为进气道进口高度),风洞试验表明,吸入边界层越厚,分离流动越显著,通道流通能力越差。魏巍等^[18]探讨了吸入不同厚度边界层对下游风扇的影响,发现吸入边界层越厚,进气道出口总压畸变指数越大,但其着眼于对下游风扇的影响,并未详细分析吸入不同厚度边界层对进气道流场品质的影响差异。综合看来,针对吸入不同厚度边界层的研究较少。充分了解和掌握吸入不同厚度边界层对 S 形进气道流动特性的影响,可以为进一步明确进气道与机身布局关系提供有效参考。因此,针对吸入边界层来流,本文设计了短扩压、小偏距的 S 形进气道,进行了定常数值模拟,计算吸入不同厚度边界层时进气道流场的特性,对进气道流动特性进行了详细对比总结。

1 研究对象和计算方法

1.1 计算模型和数值方法

本文所用某 S 形进气道为小偏距、短扩压、无隔道的 S 形进气道,出口截面直径 $D = 350$ mm,主要设计参数如表 1 所示。

表 1 S 形进气道设计参数

Tab.1 Design parameters of S-shaped intake

设计参数	参数值	设计参数	参数值
进气道长度	1.742D	出口截面直径	D
进口截面长宽比	2 : 1	S 形偏心距	0.38D

使用 ICEM 软件完成计算域网格划分,计算域整体采用“O”型拓扑结构,生成非结构化六面体网格,近壁面第 1 层网格厚度为 0.025 mm,网格节点增长比率为 1.05,网格节点数为 283 万,进气道近壁面 y^+ 值小于 1 (y^+ 表示无量纲壁面距离)。进气道计算域网格和进气道唇口及近壁面网格细节放大如图 1 所示。

计算域求解采用商用软件 Fluent,使用基于压力的求解器求解三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程,工质为理想气体,湍流模型选择标准 $k-\omega$ SST (shear stress

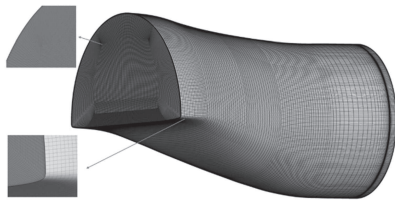


图 1 计算域网格细节

Fig.1 Grid detail of computational domain

transport)模型。计算域进口采用压力进口,在计算域进口分别给定总压和总温,出口根据径向平衡方程给定出口总压,壁面采用绝热无滑移壁面。通过监控进出口流量差、出口截面平均总压恢复系数和残差,判定结果是否收敛。

BLI 推进系统往往布置于机身后部,机身和机翼所产生的边界层经过发展流入进气道时以湍流状态为主。具体的进气道边界层分布需要机身结构与进气道的耦合才能准确获得。本文根据文献[18]给出的方法,对进口边界层做简化处理,选择光滑平板湍流速度边界层来进行构造,通过在进口位置对速度分布、密度分布和面积进行积分计算进气质量流量;在给定进口进气质量流量时,计算出进口位置的速度分布,进而推导出进口总压分布,从而构造出不同厚度边界层时的总压分布。边界层厚度分别为 0.0(均匀来流)、0.1 h 、0.2 h 、0.3 h ,沿进气道进口高度方向不同厚度边界层的总压分布如图 2 所示。0.2 h 厚度的边界层在进气道进口位置的总压分布云图如图 3 所示,其中: p_{ref}^* 为参考总压(101 325 Pa), p^* 为计算域进口总压。

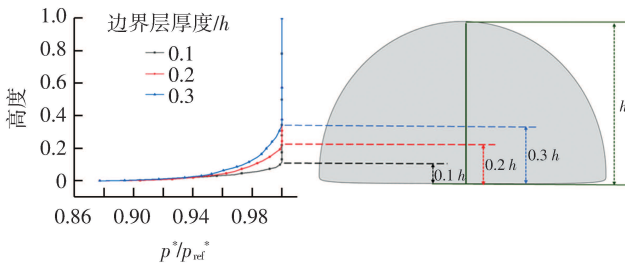


图 2 不同厚度边界层在进气道进口位置的总压沿进气道进口高度方向的分布

Fig.2 The distribution of total pressure along the height direction of the inlet of the intake duct of different thickness boundary layers at the inlet position of the intake duct

为保证计算域网格的可靠性和准确性,对计算域全局网格数量开展了网格无关性验证。本文分别针对网格数量为 234、267、283、317、351 万的 5 组计算域模型进行了网格无关性验证。图 4 展示了进气质量流量、进气道出口截面总压恢复系数 C_{pt} 与不同网格数量的

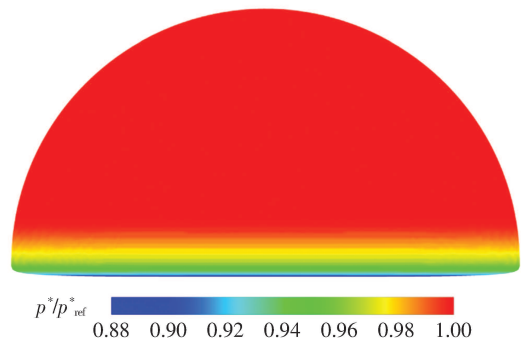
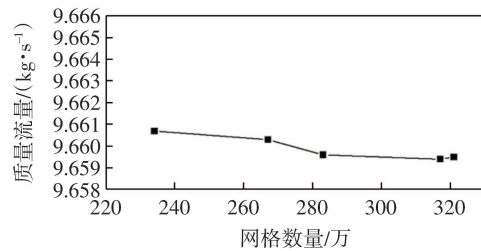


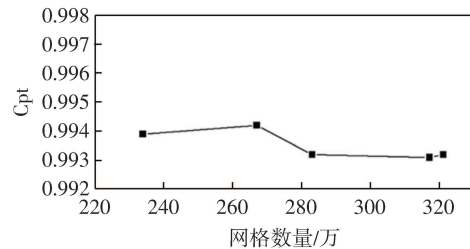
图 3 0.2 h 厚度的边界层在进气道进口位置的总压分布云图

Fig.3 Counter of total pressure distribution of boundary layer with a thickness of 0.2 h at the inlet position of the intake duct

关系。由图 4 可以看到,进气质量流量与总压恢复系数在 283 万网格以后变化低于 0.1%,二者变化趋势基本一致,考虑到算力水平和计算准确性及快速性,最终选取网格数量为 283 万。



(a)质量流量与网格数量关系



(b)总压恢复系数与网格数量关系

图 4 流体参数与网格数量关系

Fig.4 The relationship between fluid parameters and grid number

1.2 数值校核

为确保计算结果可靠,本文针对 NASA 公布的 M2129 进气道流动进行了校核。图 5(a)为进气道出口 AIP 截面上的试验(Exp)和数值模拟(Sim)所得总压云图分布,二者整体趋势上基本吻合,出现偏差的原因在于数值模拟中使用的基于雷诺平均纳维-斯托克斯(RANS, Reynolds average Navier-Stokes)方程的各向同性湍流模型,对于旋转流动这样具有很强各向异性流动的适应性不能达到最佳状态;同时试验所使用的压力探针对于旋流的流动方向瞬态变化所导致的压力波动过滤不佳,因而试验与数值模拟所得的结果存在

着一定的差异,但整体来讲二者的趋势是一致的。图5(b)为用试验和数值模拟得到的AIP截面在不同来流马赫数(Ma)条件下的出口截面总压恢复系数分布,可以看到试验与数值模拟结果拟合良好,这表明本文所采用的数值计算方法是可靠的。

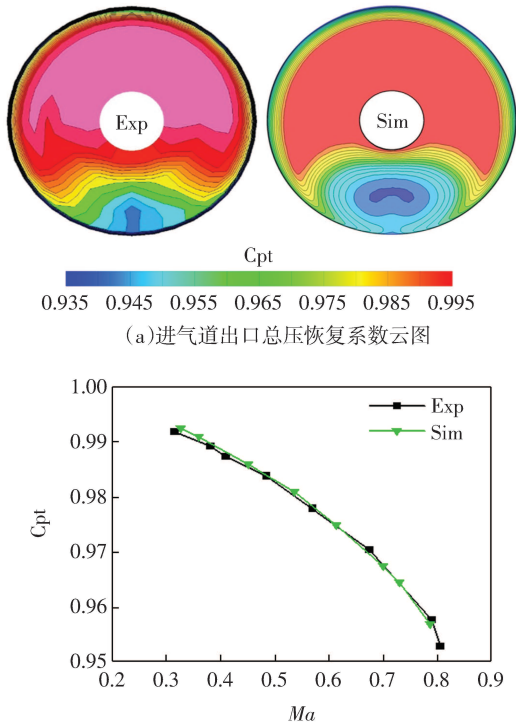


图5 数值模拟结果与试验结果对比
Fig.5 Comparison of numerical simulation results and experimental results

2 结果与讨论

本文主要研究边界层吸入对进气道流场畸变的影响,对流场变化进行分析,并对不同进口条件下的进气道流场变化特性进行了对比分析,总结了边界层吸入对流场畸变影响的规律。

2.1 典型状态下的流动结构

根据文献[11]对边界层吸入的研究,认为进气道吸入 $0.2h$ 厚度的边界层是最为常见的边界层吸入状况,因此,首先对吸入 $0.2h$ 厚度的边界层条件下进气道流动特性进行了研究。

进气道进口吸入 $0.2h$ 厚度的边界层时,沿程各截面底部区域的低能流与进气道上游壁面发展而来的边界层及其在管道诱导的二次流相关,为此,图6给出了进气道沿程方向位于轴向坐标 $0、1/4、1/2、3/4$ 长度位置处的进气道进口、截面1、截面2、截面3的静压系数(p/p_{ref}^* , p 为当地静压)和流线分布。

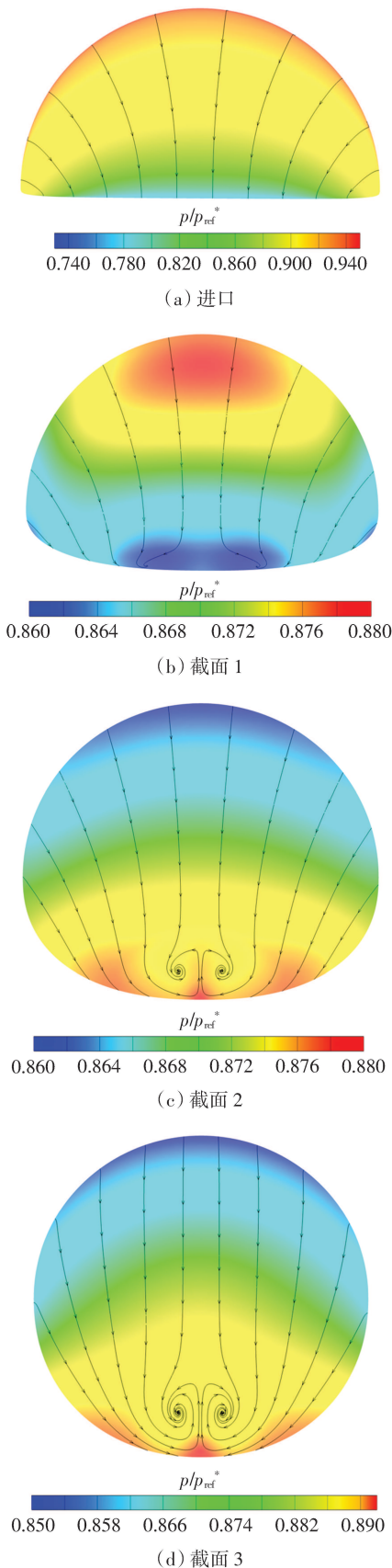


图6 测量平面静压与流线云图
Fig.6 Counters of static pressure and streamlines on the measure surface

由图 6 可以看到,进气道进口截面处受制于给定边界层影响,高压区位于顶部,低压区位于底部,压力波动最为剧烈,边界层内气流受压力梯度影响向底部区域汇集。在截面 1 处,即进气道第一弯位置,壁面型线和截面形状的变化增大,在静压梯度的作用下,近壁面二次流由顶部向底部运动的同时,由于壁面型线和截面形状的变化,截面底部二次流开始呈现出向中间对称面汇集的趋势,并在展向上也呈现出较大的压力梯度,此时低压区开始在底部逐渐缩小并向壁面两侧移动,这是截面形状变化和压力梯度共同作用的结果。

当气流流出第一弯经过平直过渡段后到第二弯段,在截面 2 处,低压区已经从底部沿着两侧壁面迁移到顶部,高压区位于底部,低压区位于顶部,与进口截面压力分布完全相反,其作用于当地的边界层低能流体脱离下壁面,初步形成对涡结构。在第二弯后半段截面 3 处,下方二次流运动演化为一对反向旋转的对涡结构如图 7 所示,由于两个涡团呈对称分布,因而截面各点上切向速度存在较大差异,各截面旋流角的分布在周向和径向上均存在不均匀性,呈倒“8”字形分布。

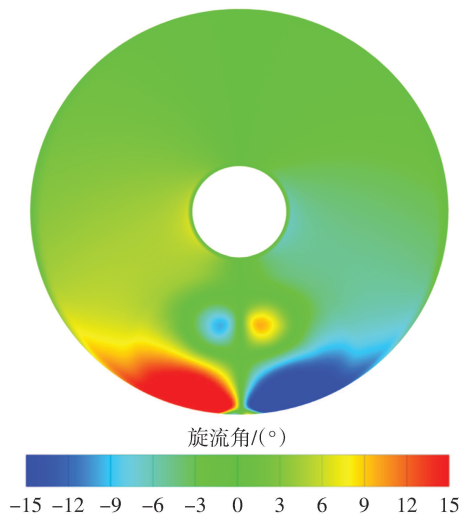


图 7 进气道出口旋流角云图
Fig.7 Swirl angle counter at outlet of intake duct

图 8 给出了在进气道出口截面位置沿径向方向截取 0.97、0.87、0.77、0.67R (R 为出口截面最大半径)4 个圆环上的旋流角沿周向坐标的分布。

由图 8 可以看到,旋流角沿着周向坐标呈现出完全相反的分布,这是典型的对涡旋流所具有的气流角分布特征,在最靠近壁面位置的 0.97R 圆环上,旋流角最大达到了 23°,随着测量位置逐渐向内,旋流角的变化范围也逐渐减小到 19.5°、13.47°,到 0.67R 测量环

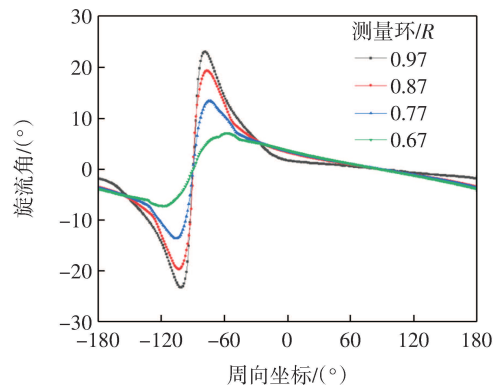


图 8 进气道出口周向旋流角分布
Fig.8 Distribution of circumferential swirl angle at outlet of intake duct

时,旋流角减小到 7.1°。分别对 0.97、0.87、0.77、0.67 R 测量环上旋流角取绝对值再平均可以得到对涡强度,对涡强度分别 5.35°、5.31°、4.52°和 3.53°,这说明越靠近壁面位置,对涡强度越大。

根据文献[19-20]对整体涡的研究,同向旋流减小叶片气流角,反向旋流增大叶片气流角。对涡旋流可以看作两种旋流方向相反的旋流叠加态。这意味着在压气机转子叶片中,在同一时刻,部分叶片进气攻角增大加剧气流在叶背分离,部分叶片进气攻角减小抑制气流提前分离,因此对涡旋流对流动的影响将更为复杂。这意味着下游风扇叶顶位置进口气流角将剧烈波动,加之叶顶泄漏流等因素的影响,下游风扇叶尖部位与机匣的流动耦合将更加复杂。

S 形进气道出口受到对涡旋流和下壁面低能流体堆积造成的掺混、摩擦损失,在进气道出口形成了下凹形的总压畸变分布如图 9 所示。

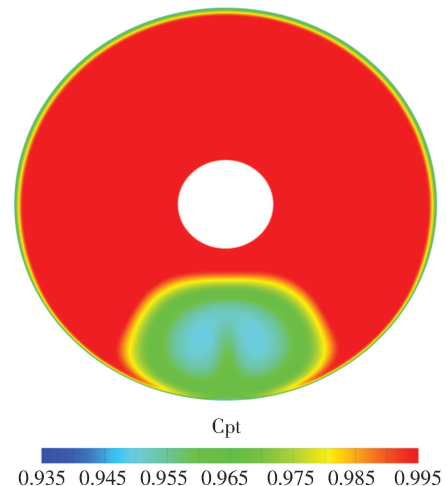


图 9 进气道出口总压恢复系数云图
Fig.9 Cpt counter at outlet of intake duct

图 10 为进气道出口截面径向平均总压恢复系数沿圆周方向的分布,总压恢复系数低于 0.99 的部分视为总压畸变区域。

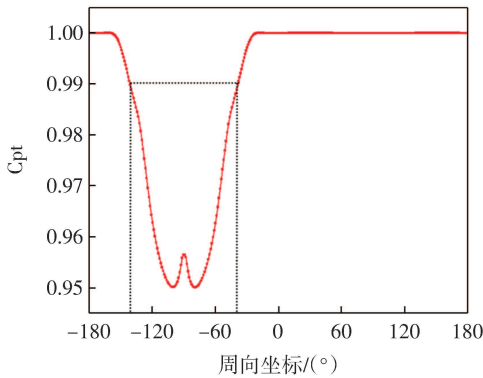


图 10 进气道出口周向总压恢复系数分布

Fig.10 Distribution of circumferential Cpt at outlet of intake duct

由图 10 可以看到,总压畸变区域为 $-140^{\circ}\sim-39^{\circ}$ 周向范围内,最小总压恢复系数为 0.950 2,畸变区内总压恢复系数呈下凹形状,这是由于对涡旋流使得低能流体集中旋转堆积所造成的,而这种下凹结构正是对涡旋流与总压畸变综合作用所形成的独特结构。根据畸变特性,定义该流场的畸变度(DA)为截面内最大总压和最小总压的差值与截面内平均总压的比值,其表达式定义为

$$DA = \frac{p_{\max}^* - p_{\min}^*}{p_{\text{ave}}^*} \quad (1)$$

式中: p_{\max}^* 为截面内最大总压; p_{\min}^* 为截面内最小总压; p_{ave}^* 为截面内平均总压。计算可得此时周向总压畸变度 $DA = 0.05$ 。

2.2 边界层厚度对进气道的影响

为探究边界层厚度对进气道流动特性的影响,分别给定了 0.0、0.1、0.2、0.3 h 4 种厚度的边界层。4 种厚度边界层条件下,随着吸入边界层增厚,进气道流通能力下降,进气流量逐渐减小,进气流量分别为 10.728、9.985、9.659、9.163 kg/s。图 11 为 4 种厚度边界层条件下,进气道对称截面处密流云图。密流 AVD($\text{kg}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$)定义为密度与轴向速度乘积,表示单位时间内流过单位面积流体的质量,用以描述通道流通能力。

由图 11 可以看到,在均匀来流条件下,进气道密流分布整体上较为均匀,仅在进气道下壁面区域有小部分低密流区,这是壁面摩擦剪切和 S 形诱导局部流体脱离近壁面共同作用造成的,但从整体来看,进气道密流分布较为均匀。随着边界层的吸入,低能流体主要汇集在下壁面唇口到第二弯段区域,随着吸入边界层增厚,下壁面低能流体区在轴向和展向上都逐步

扩大,上壁面流通范围减小,使得进气流量随着边界层的增厚而逐步下降。

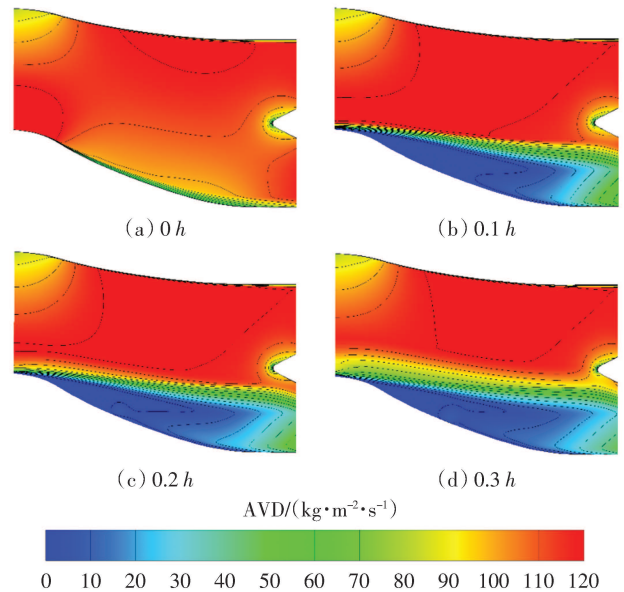


图 11 不同厚度边界层条件下对称轴平面密流云图

Fig.11 AVD counter at axial surface with different thickness boundary layer conditions

图 12 为 4 种厚度边界层条件下进气道出口位置的总压恢复系数分布云图,图 13 为进气道出口径向平均总压恢复系数沿周向的分布。

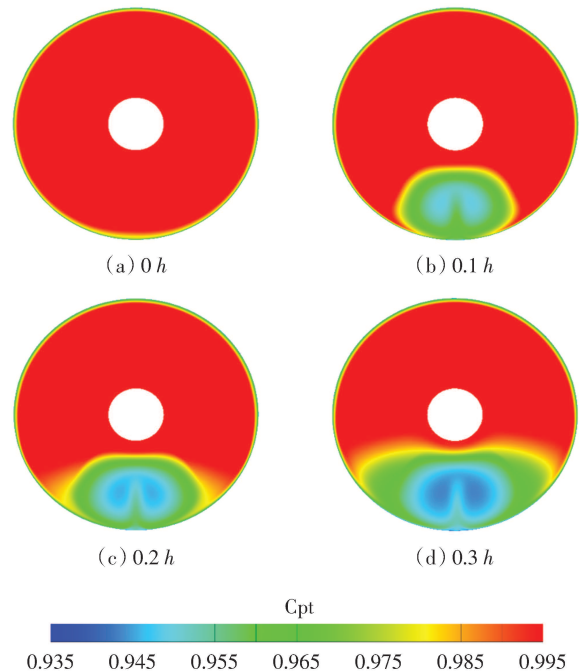


图 12 不同厚度边界层条件下的进气道出口总压恢复系数云图

Fig.12 Cpt counter at outlet of intake duct with different thickness boundary layer conditions

结合图 12 和图 13 可以看到,在不吸入来流边界层(0 h),即均匀进气时,进气道壁面由于摩擦存在总

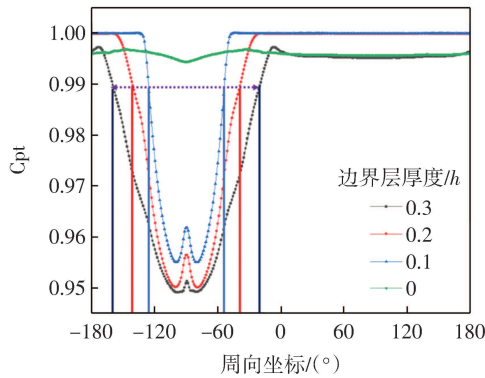


图 13 不同厚度边界层条件下进气道出口周向总压恢复系数分布
Fig.13 Distribution of circumferential Cpt at outlet of intake duct with different thickness boundary layer conditions

压损耗但进气道出口截面总压恢复系数均高于 0.99, 并未形成畸变区。随着进口边界层的出现和增厚, 其对进气道流通造成堵塞, 通道流通能力下降, 并在进气道出口底部位置形成了总压畸变区, 总压畸变区域范围逐渐扩大, 当吸入 0.1 h 边界层时, 畸变区约占据 60°周向范围; 吸入 0.2 h 边界层时, 畸变区约占据 90°周向范围; 吸入 0.3 h 边界层时, 畸变区约占据 120°周向范围。其总压畸变区域内畸变度随着吸入边界层的增厚而变大, 总压畸变度 DA 分别为 0.045 7、0.050 3、0.053 2。

图 14 为 4 种厚度边界层条件下进气道出口位置的旋流角分布云图, 图 15 为进气道出口截面 0.87R 测量环上旋流角沿周向分布。为量化评估旋流畸变,

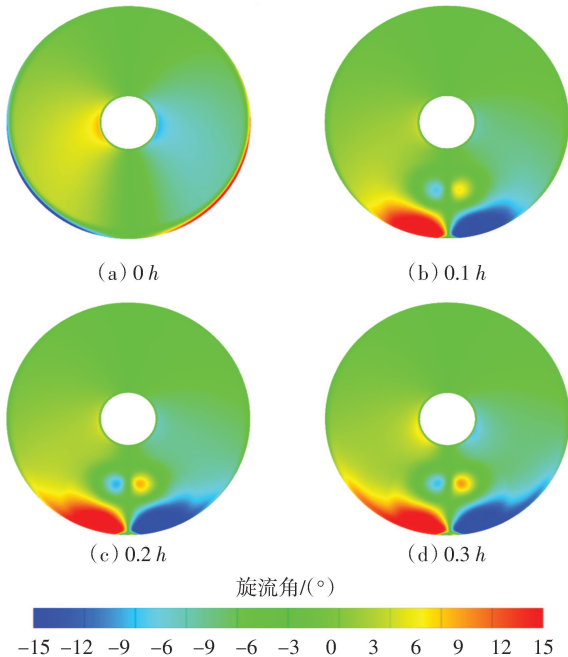


图 14 不同厚度边界层条件下进气道出口旋流角云图

Fig.14 Swirl angle counter at outlet of intake duct with different thickness boundary layer conditions

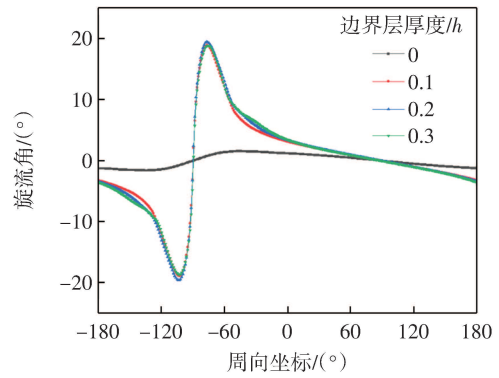


图 15 不同厚度边界层条件下进气道出口旋流角周向分布
Fig.15 Distribution of circumferential swirl angle at outlet of intake duct with different thickness boundary layer conditions

根据文献[21]提出的旋流畸变的定义方法, 选取测量出口截面上 0.87R 处进行参数测量能够较好地表述旋流畸变的结构及强度。应用 4 个旋流评价指标来定量评估旋流畸变, 指标分别为: 整体涡强度 $\bar{\tau}_{87}$ 、整体涡指数 $\frac{\bar{\tau}_{87}}{|\tau_{87, \max}|}$ 、对涡强度 $\frac{|\tau_{87, \max}| + |\tau_{87, \min}|}{2}$ 、对涡指数 $\frac{|\tau_{87, \max}| + |\tau_{87, \min}|}{2\tau_{87, \max}}$ 。其中, τ_{87} 指 0.87R 处旋流角, $\bar{\tau}_{87}$ 表示旋流角的平均值。整体涡指数和对涡指数可指出旋流场所处的状态, 即纯整体涡结构时, 整体涡指数为 1, 对涡指数为 0; 纯对涡结构时, 整体涡指数为 0, 对涡指数为 1。对 4 种厚度边界层条件下进气道出口截面旋流结果进行计算统计得到各参数, 如表 2 所示。

表 2 进气道出口截面旋流场特性参数

Tab.2 Characteristic parameters of swirl flow field at the outlet section of the intake duct

边界层厚度/h	整体涡强度/(°)	整体涡指数	对涡强度/(°)	对涡指数
0	0	0.008 0	0.979 0	0.997 7
0.1	-0.005 4	0.027 0	5.008 0	0.997 5
0.2	-0.007 3	0.038 0	5.331 0	0.997 2
0.3	-0.026 6	0.134 0	5.356 0	0.999 1

结合图 14、图 15 及表 2 可以看到, 在未吸入边界层时, 旋流角的变化范围为 $-1.55^\circ \sim 1.55^\circ$, 即未吸入边界层时, 进气道出口截面亦呈现出对涡结构, 但旋流角变化范围较小, 这说明短扩压、小偏距的 S 形进气道结构自身会诱导产生旋流畸变, 这意味着在后续研究中, 可以改进进气道结构, 开发出一种诱导产生对涡旋流的发生装置, 有助于深入研究旋流畸变。

随着吸入边界层的增厚, 旋流角范围在靠近壁面位置区域逐渐扩大, 但旋流强度并无显著变化, 旋流角的变化范围都稳定在 $-19.45^\circ \sim 19.45^\circ$ 范围之间, 这说

明边界层吸入厚度对于旋流角并没有显著的影响,结合表2统计结果,吸入边界层逐渐增厚时,对涡指数逐渐增大且基本趋近于1,对涡特性明显,对涡强度小幅度变大,但都稳定在 5° 范围左右;整体涡指数有所增大,但数值都很小,整体涡特性和整体涡强度都不显著。

3 结语

针对本文给出的S形进气道,对进气道流场特性进行了分析,研究了不同厚度边界层来流条件对进气道出口流场的影响,得到主要结论如下:

(1)本文所设计的短扩压、小偏距的S形进气道,在均匀进气条件下,因自身结构特性会产生对涡旋流,旋流度较小,但不产生总压畸变;

(2)边界层吸入时,进气道内流动分离加剧,形成三维分离流动,产生对涡旋流,使得低能流体在进气道底部堆积,在对涡旋流作用下,在出口位置形成特有的下凹形状总压畸变区;

(3)随着吸入边界层厚度的增加,进气道流通能力下降,进气流量降低,出口截面总压畸变强度和范围都增大,旋流畸变范围小幅增加,旋流强度无显著变化。

参考文献:

- [1] GREITZER E, BONNEFOY P, DELAROSABLANCO E, et al. N+3 aircraft concept designs and trade studies[R]. Washington DC: AIAA, 2010.
- [2] LEE B J, LIOU M S, KIM C. Optimizing a boundary-layer-ingestion offset inlet by discrete adjoint approach[J]. AIAA Journal, 2010, 48(9): 2008-2016.
- [3] LEE K, YU S. Computational studies of flows in the RAE 2129 S-shaped diffusing duct[C]//32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 10-13, 1994, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1994: 658.
- [4] HEINLEIN G, CHEN J, BAKHLE M. Aerodynamic behavior of a coupled boundary layer ingesting inlet-distortion tolerant fan[C]//AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, August 24-28, 2020, Virtual Event. Reston, Virginia: AIAA, 2020: 3780.
- [5] SABO K M, DRELA M. Benefits of boundary layer ingestion propulsion [C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, 2015. Reston, Virginia: AIAA, 2015: 1667.
- [6] 郑宁, 邹正平, 徐力平. 风扇进气畸变三维非定常数值模拟技术研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 60-65.
- [7] 程邦勤, 王加乐, 冯路宁, 等. 航空发动机进气旋流畸变研究综述[J]. 航空动力学报, 2020, 35(12): 2465-2481.
- [8] WELLBORN S, REICHERT B, OKIISHI T. An experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct[C]//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 6-8, 1992, Nashville, TN, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1992: 3622.
- [9] HARLOFF G, REICHERT B, WELLBORN S. Navier-Stokes analysis and experimental data comparison of compressible flow in a diffusing S-duct[C]//10th Applied Aerodynamics Conference, June 22-24, 1992, Palo Alto, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1992: 2699.
- [10] WELLBORN S R, REICHERT B A, OKIISHI T H. Study of the compressible flow in a diffusing S-duct[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(5): 668-675.
- [11] BERRIER B, ALLAN B. Experimental and computational evaluation of flush-mounted, S-duct inlets[C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 5-8, 2004, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2004: 764.
- [12] SANDERS D, LIST M, NESSLER C, et al. CFD performance predictions of a serpentine diffuser configuration in an annular cascade facility[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 7-10, 2013, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2013: 220.
- [13] JOHNSON J S, COPENHAVER W, GORRELL S E. The effects of free-stream turbulence on serpentine diffuser distortion patterns [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 14-17, 2013, San Jose, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013: 3953.
- [14] RUDIN I, ARAD E, COHEN J. Performance enhancement of boundary layer ingesting inlet using active flow control methods[C]//2018 Applied Aerodynamics Conference, June 25-29, 2018, Atlanta, Georgia. Reston, Virginia: AIAA, 2018: 3066.
- [15] 宁乐, 谭慧俊, 孙姝. 有无边界层吸入对S弯进气道流动特性的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 266-274.
- [16] 邓文剑, 王占学, 周莉, 等. 附面层吸入式进气道内流动损失特性[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 698-708.
- [17] REIN M, KOCH S, RUETTEN M. Experimental investigations on the influence of ingesting boundary layers into a diverterless S-duct intake[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting, January 13-17, 2014, National Harbor, Maryland. Reston, Virginia: AIAA, 2014: 0373.
- [18] 魏巍, 任思源, 达兴亚. 边界层吸入对方转圆进气道、风扇耦合影响[J]. 航空动力学报, 2020, 35(9): 1943-1953.
- [19] 冯路宁, 程邦勤, 王加乐, 等. 整体涡旋流对跨声速压气机 Stage 67影响的定常数值仿真研究[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 1993-2001.
- [20] 张磊, 程邦勤, 纪振伟. 整体涡旋流畸变下的压气机失速机理分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(1): 20-25.
- [21] 彭成一, 马家驹, 尹军飞. 新机试飞中的进气道旋流测量[J]. 推进技术, 1994, 15(4): 8-13.

(责任编辑: 明月)