

边界层吸入对方转圆进气道、风扇耦合影响

魏巍¹, 任思源¹, 达兴亚²

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)
(2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对方转圆 S 弯进气道及风扇部件吸入进口边界层的影响问题,采用定常与非定常 CFD 数值模拟方法模拟并分析了进口吸入不同高度边界层时进气道、风扇部件的总体特性和流场特征,数值结果表明:随着进口边界层吸入厚度增加,进气道出口稳态周向总压畸变指数增大,风扇进口畸变区总压亏损增加、流量系数降低、相对气流角增大。但畸变区范围没有明显增加,进气道和风扇总体性能受进口边界层增厚影响不明显。受风扇增压作用影响,出口气流参数沿周向的畸变度得到有效削弱。

关 键 词: 进气道和风扇一体化; 分布式推进; S 弯进气道; 跨声速风扇; 边界层吸入

中图分类号: V211.48 **文献标志码:** A

Coupling effect of boundary layer ingestion on rectangular-to-circular intake and fan

WEI Wei¹, REN Siyuan¹, DA Xingya²

(1. China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. High Speed Aerodynamics Institute,
China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Focusing on the boundary layer ingestion effects on the rectangular-to-circular S-shaped intake and fan coupling aerodynamic performance, steady and unsteady computational fluid dynamics (CFD) numerical simulation methods were used to analyze the intake and the fan's aerodynamic performance and the fluid features. The numerical simulation and analysis results revealed the primary effects of the inlet boundary layer ingestion. With the increase of intake boundary layer ingestion thickness, the steady circumferential total pressure distortion index of the intake outlet, the total pressure defect and the relative airflow angle of the distortion regions rose, and the flow coefficient decreased within the total pressure distortion region. However, the size of the intake distortion region changed little, and the inlet boundary layer thickness made minimal effects on the total aerodynamic performance of the intake and the fan. Due to the pressurization effect of the fan, the outlet airflow parameters distortion among circumferential direction was weakened effectively.

Key words: intake and fan integration; distributed propulsion; S-shaped intake; transonic fan; boundary layer ingestion

收稿日期:2020-02-22

基金项目:中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金(PJD20170236)

作者简介:魏巍(1987—),男,工程师,硕士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式: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. WEI Wei, REN Siyuan, DA Xingya. Coupling effect of boundary layer ingestion on rectangular-to-circular intake and fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(9): 1943-1953.

未来民用航空对环境、能源以及运行成本等方面的追求,迫使现代飞行器不断开展节能减阻方面的研究,提高飞行器的推进效率,降低燃油消耗率和环境污染。美国在亚声速固定翼飞行器及环境可承受飞行器(ERA)研究计划中提出,2015~2025 年 $N+1$ 至 $N+3$ 代民用运输飞机的耗油率比波音 737-800 飞机分别降低 33%、50%、60%^[1]。为此,多种新型布局的飞机应运而生,如美国国家航空航天局(NASA)单通道部分涡轮电方案^[2]、波音公司部分涡轮电^[3]、NASA N2A 翼身融合分布式推进方案^[4]、NASA 全涡轮电 N3-X 方案^[5]等,或采用推进风扇吸除机体尾迹,或采用短偏距 S 弯进气道同推进风扇组合,吸除机身/机翼边界层;均采用了畸变容忍型风扇吸除边界层或尾迹低能流体的策略,获得飞行器总体性能提升。

文献[6]对边界层吸入推进技术在分布式推进系统上的历史发展做了详细的综述。边界层吸入推进技术要求进气道既要吸入机体边界层低能流体,又要通过 S 弯流道实现推力偏移,导致进气道内部产生较强的不均匀气流,甚至会发生气流分离,造成进气道总压损失增大,出口存在高强度的总压、旋流畸变,进一步引发风扇性能恶化。大量文献针对单独进气道和畸变网影响下的风扇/压气机部件性能开展了研究工作^[7-9],获得了多个进气道和风扇部件的性能变化规律。随着飞行器对生存能力、结构质量、飞行油耗等需求的增加,进气道长度缩短,偏心距增大,在进口吸入边界层时,风扇与进气道的耦合影响越来越不可忽视。

为了更真实地反映这种耦合影响,2006 年 Glenn 研究中心开始逐步发展相关的试验和数值模拟技术。他们在风洞内建立了多功能的进气道/推进系统一体化试验台(VIIPAR)^[10],推进高紧凑度的进气道/风扇一体化气动布局的研究。2007 年发展了进气道和风扇的耦合影响的快速计算方法^[11],2010 年依托 VIIPAR 试验平台开展了 S 弯进气道与风扇的耦合影响试验^[12],提高了该项试验技术的成熟度,数值计算结果表明 S 弯进气道产生的畸变造成试验风扇流量降低 1.7%,压比降低 3%。

边界层吸入式进气道与风扇的耦合影响在电推进飞机的研究过程中受到额外的重视。2003 年波音公司就对分布式翼身融合(BWB)布局运输机进行了研究^[13],发现边界层吸入时可降低 5.5%净燃油消耗,但存在发动机风扇与进气道的耦合影响问题。麻省理工学院(MIT)^[14]2007 年

分析了边界层吸入式推进系统的气动收益,发现风扇内部畸变传递过程将决定边界层吸入推进技术对飞行器燃油消耗的收益程度。

2012 年 Glenn 研究中心^[1]在下一代亚声速固定翼飞行器动力系统总体方案研究中发现,采用分布式涡扇发动机吸除翼身融合飞行器的尾迹,当进气道的总压损失控制在 0.5%以内,风扇效率降低不到 1.5%,飞行器燃油消耗可降低 3%~5%。同时,弗吉尼亚大学同 Glenn 研究中心合作研究了风扇遭遇边界层吸入 S 弯进气道产生总压畸变时的响应变化^[15],发现进气道出口速度和方向的改变导致旋流产生,攻角的不断变化使得叶片动态响应强烈,需要发展畸变容忍型风扇。联合技术研究中心(UTRC)^[16]采用参数化的方法对翼身融合飞行器边界层吸入式 S 弯进气道进行优化研究,优化得到的短偏距、短长径比的 UTRC P4 进气道同风扇耦合计算,气动效率较原型高偏距进气道 Inlet A 提高了 4.5%~5.5%,边界层吸入时效率降低不到 2%;Glenn 研究中心进一步评估了该风扇在边界层吸入时的结构强度性能,表明畸变来流时风扇设计工况不会产生颤振现象^[17]。

2015 年俄亥俄州立大学同 Glenn 研究中心进一步研究了 Turbo 计算程序对于预测内外流耦合的边界层吸入式进气道/风扇内部压力畸变及叶片结构响应问题^[18],数值结果表明 Turbo 程序预测的壁面静压与试验数据吻合良好,进口边界层厚度对气动交界面(aerodynamic interface plane,AIP)总压畸变的预测精度有很大影响。弗吉尼亚大学进一步研究了飞行器边界层吸入时风扇对旋流畸变的响应特性^[19],试验结果表明 65%设计转速时风扇总压比降低 1.5%,风扇出口气流角变化达到 $\pm 10^\circ$ 范围。

2017 年~2018 年 Glenn 研究中心在 $2.44\text{ m} \times 1.83\text{ m}$ 跨声速风洞上验证了边界层吸入式进气道与畸变容忍风扇的一体化性能^[20-21],获得了边界层吸入后风扇进口和出口的总压、总温分布图谱,并采用激光位移测量仪测量了风洞试验时畸变容忍风扇叶片的强迫响应和颤振情况^[22],进一步评估了该风扇设计点和非设计点边界层吸入时的强迫响应特性^[23],数值计算同风洞试验结果吻合较好,确保畸变容忍风扇在大部分工况运行转速范围内具有足够的安全裕度。

国内对单个 S 弯进气道、风扇部件的研究文献广泛,但对两者之间的耦合研究很少,往往采用

平行压气机模型、激盘模型、体积力模型等对部件性能进行简化,风扇/压气机部件受畸变来流的影响研究也采用插板、畸变模拟网的形式进行模拟,主要考核风扇/压气机部件在设定来流畸变指数时是否产生失速或喘振现象。2014 年哈尔滨工业大学^[24]对某 S 弯进气道和风扇进行了耦合计算,表明吸入 20% 进口高度边界层时风扇效率降低 3.77%,堵塞流量降低 1.2%,也验证了进气道与风扇之间的耦合影响的重要性。

本文以某翼身融合分布式推进飞机为研究背景,针对边界层吸入推进技术中存在的进气道及风扇部件的耦合影响问题,开展不同进口边界层厚度吸入情况下方转圆进气道和风扇部件的气动特性研究,探讨进口边界层吸入对本文进气道和风扇部件的影响规律,分析边界层吸入对部件流场的影响。

1 研究对象与数值方法

1.1 研究对象

本文研究对象来源于翼身融合分布式推进飞机^[25](见图 1),针对飞机推进系统吸入翼身边界层存在的进气道和风扇部件的耦合影响问题开展数值研究。为聚焦问题,减少复杂影响因素干扰,不考虑机体及外部绕流的影响。进气道模型为小偏距方转圆 S 弯结构,轴向进气,轴向出气。进口长宽比为 2.0,轴向长度与出口直径比为 1.5,进口根部与出口根部偏距为 0.5 倍出口直径 D 。风扇部件由 NASA Rotor 67 转子叶片^[26]改型设计而成,通过优化叶片前缘线掠角分布实现;整流帽罩采用椭圆形设计,并与转子根部流道匹配;缩放原型进气道尺寸,实现与掠型转子叶片外机匣尺寸对接。

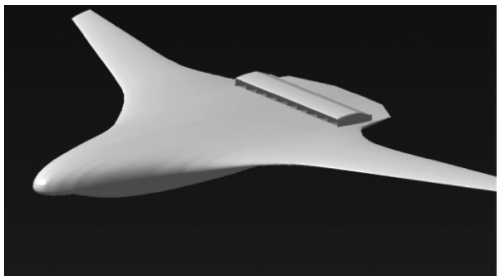


图 1 某翼身融合分布式推进飞机
Fig. 1 One blended wing distributed propulsion airplane

1.2 数值计算方法

本文数值计算分别采用了定常和非定常的方

法求解雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程组,采用多重网格技术加速流场收敛,湍流模型选用一方程 Spalart-Allmaras 模型。进口边界条件选取为标准大气,壁面边界采用绝热条件,通过逐渐提高出口背压的方式获得进气道和风扇部件的不同工况点。定常计算时近失速工况的背压调节精度小于 100 Pa,非定常计算以定常计算收敛结果为初场,由于非定常计算耗时很长,没有严格探求失速边界位置。

本文数值计算三维模型如图 2 所示,方转圆进气道出口和风扇帽罩部分进口直接对接,帽罩部分出口与全环风扇进口对接形成统一计算域。进气道采用蝶形网格生成,风扇部分采用 O4H 型网格;分别在进气道进口和风扇出口设置 1 倍、0.5 倍直径 D 的延伸段,增强流场收敛性。单独进气道计算时,为了更为准确地模拟进气道出口位置流动,将全环风扇部分替换为圆柱型管道,设置相同轴向位置为计算域出口。进气道与风扇耦合计算时,进气道出口与风扇进口的转、静交界面位置选取在帽罩区域,既可以实现转动域和静止域的区分,又可以实现交界面左右网格周期性一致,便于采用冻结转子法传递交界面气流参数,提高稳态计算精度。

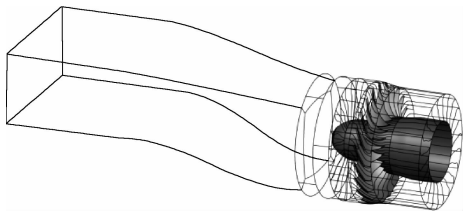


图 2 进气道风扇耦合计算模型
Fig. 2 Intake and fan coupling simulation model

进气道与风扇耦合计算之前,分别采用 Glenn 研究中心的大偏距 S 弯进气道^[27]、Rotor 67 风扇对本文数值计算方法进行计算校核;其中进气道网格总数为 3.34×10^6 ,近壁面第 1 层网格尺寸为 2×10^{-6} m,确保近壁面 y^+ 值在 2.0 以内。图 3 给出了大偏距 S 弯进气道出口截面总压系数 C_p 等值线分布图,计算公式如式(1)所示。其中 p_{t1} 、 p_{t2} 分别表示进口、出口截面总压, p_{s1} 表示进口平均静压。由图可知截面上部边界层厚度、下部旋涡核心位置同试验值都吻合得较好,低压区预测范围较文献^[28]预测结果有一定提高,表明本文预测方法具有较高可信度。将这套网格设置应用于本文小偏距 S 弯进气道时,由于尺寸

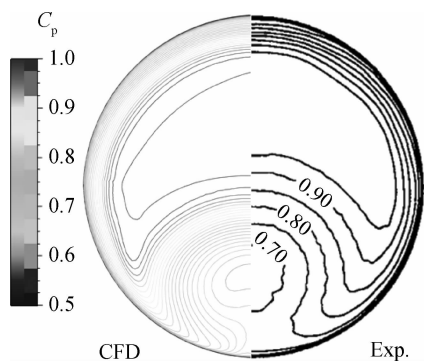


图 3 大偏距 S 弯进气道出口总压系数分布
Fig. 3 Outlet total pressure coefficient contours distribution of the large offset S-shaped intake

比 Glenn 研究中心的大偏距 S 弯进气道更小,内部网格密度会比大偏距 S 弯进气道更密,且进气道偏距更小,内部气流分离更弱,CFD 预测准确性应更高,因此不再进行本文小偏距 S 弯进气道的网格无关性验证。

$$C_p = \frac{p_{t2} - p_{s1}}{p_{t1} - p_{s1}} \tag{1}$$

风扇部分采用 5 套网格进行网格无关性验证,网格总数分别为 6.0×10^5 、 7.5×10^5 、 9.0×10^5 、 9.0×10^5 、 1.5×10^6 ,通过调节近壁面网格尺寸获得不同的近壁面 y^+ 值,当近壁面第 1 层网格尺寸为 2×10^{-6} m,近壁面 y^+ 值能够在 2.0 以内;5 套网格对应近壁面 y^+ 值分别为 4.0、4.0、4.0、2.0、2.0 以内,各用 Grid 1、Grid 2、Grid 3、Grid 4、Grid 5 进行标识。图 4 给出了 5 套网格预测的风扇设计转速效率特性曲线。由图可知降低近壁面 y^+ 值有利于减小 CFD 与试验值偏差,增大网格数影响稳定边界的预测。当近壁面 y^+ 值达到 2.0,单通道网格数为 9.0×10^5 时可以得到

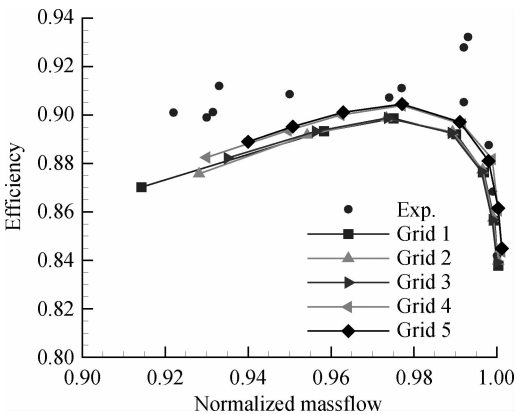


图 4 网格无关性校验 Rotor 67 效率特性曲线
Fig. 4 Grid independence check by the Rotor 67 efficiency performance curves

到效率和稳定裕度都较好的预测效果,特性曲线变化趋势也同试验值保持一致,说明本文采用的数值计算方法可以较好地预测 Rotor 67 风扇性能,数值校验结果同文献[29-30]校验结果也基本一致。本文掠型风扇相较于 Rotor 67 风扇仅改变了前缘掠角分布,叶型、轮毂和机匣型线均未改变,保持了同 Rotor 67 风扇的几何相似性。因此,采用 Grid 4 网格的拓扑结构进行掠型风扇的网格生成。

定常和非定常计算均以上述校验网格生成方案进行新的小偏距 S 弯进气道和掠型风扇的网格生成,帽罩部分网格数为 2.2×10^6 ,总网格数约为 2.534×10^7 。本文进气道和风扇的耦合计算仅有一个转静交界面,选用 Domain Scaling 方法即可启动全环非定常计算。非定常计算以定常计算结果作为迭代初场,计算时单个叶片通道设置为 17 个计算时间步,全环一周共计 374 个时间步,总计算时间不少于 20 个全环时间周期,在本文计算工况中均可获得残差、流量、压比、效率周期性波动的瞬态计算结果。采用 Intel 6148 Gold 处理器并行 36 个核心,单个非定常计算工况点需要时间约为 14 d。

1.3 进口边界层构造方法

边界层吸入式进气道吸除飞机机翼或机体低能边界层流体,由于发动机处于机身靠后位置,此处流动以湍流边界层为主,详细的边界层分布需要进气道耦合机身及外流场才能准确获得。本文已对研究对象进行了简化,进口边界层也作简化处理,选择光滑平板 1/7 次幂湍流速度边界层进行构造。假定进口区域总温保持恒定,通过在进口位置积分速度分布 $(V(x, y))$ 、密度分布 $(\rho(x, y))$ 和面积 (A) 计算质量流量(见式(2));在给定目标质量流量 $\dot{m}$ 时,迭代计算出边界层速度分布,进而获得进口的总压分布。标准大气条件下本文掠型风扇设计点质量流量为 33.25 kg/s,据此可获得不同进口边界层厚度的总压分布,如图 5 所示,图中 H_{max} 表示进气道进口高度。选取进口无边层、10% 高度、20% 高度进口边界层进行边界层吸入时的进气道和风扇的耦合流场计算和分析,获得进口速度边界层厚度比例分别为 0.3%、9.99%、19.6%,位移厚度比例分别为 0.029%、1.2%、2.6%,表明本文进口边界层构造方法可行。

$$\dot{m} = \int_A \rho(x, y) \times V(x, y) dA \tag{2}$$

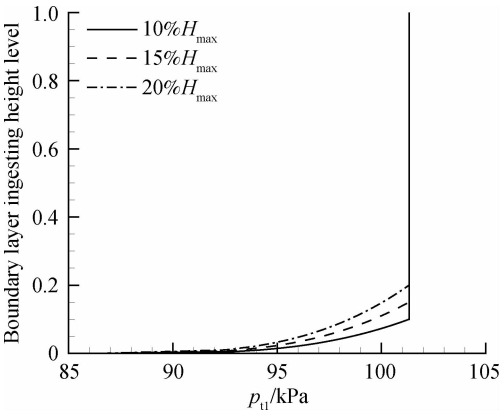


图 5 不同边界层吸入高度的进口总压分布
Fig. 5 Inlet total pressure distribution of different boundary layer ingesting height levels

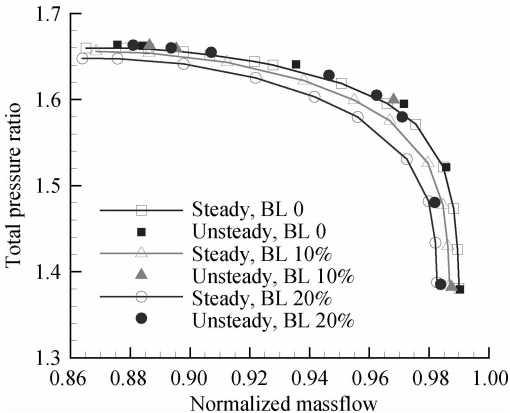


图 7 进气道和风扇总压比特性曲线
Fig. 7 Total pressure ratio performance curves of the intake coupling the fan

2 计算结果与分析

2.1 总体气动性能

进气道和风扇耦合计算的总体性能包含整个计算域,通过统计计算域进口和出口气流平均参数获得不同进口边界层厚度吸入时进气道和风扇总体的绝热效率、总压比随流量变化的特性曲线,质量流量经单个风扇均匀进气时堵塞流量无量纲处理以后如图 6、图 7 所示,图例中 BL 10% 表示进气道进口吸入 10% 高度进口边界层。

由图 6、图 7 可知,不同高度进口边界层吸入时,定常计算和非定常计算的总体性能参数在堵塞工况和近失速工况差异较小,在峰值效率点附近差异最大。相较于单个风扇均匀进气时的堵塞流量,带进气道无边界层吸入(BL 0)、吸入 10% 高度进口边界层(BL 10%)、吸入 20% 高度进口边界层(BL 20%)时堵塞流量分别降低 1%、

1.3% 和 1.8%。由非定常计算结果可知,进口不同高度边界层吸入对特性曲线的影响主要体现在堵塞工况至近峰值效率区域;对峰值效率点至近失速区域工况特性参数差异并不突出,该段特性线非定常计算结果更接近于无进口边界层吸入时的定常计算结果。由此可推测,采用合适的进气道设计方案可以将进口边界层低能流体的影响减小至最低,甚至消除。对比定常和非定常计算结果可知,进口边界层越厚,定常计算结果偏离非定常计算结果的差异就越大,这主要在于非定常计算消除了数值计算时转动域与静止域交界面之间数据传递的误差,确保畸变流场向下游传播过程中气流参数信息的准确传递。本文进气道和风扇耦合计算算例,近峰值效率点定常计算效率差异最大达到 1.6%,总压比差异达到 2.8%。

2.2 进气道特性及流场分析

方转圆边界层吸入式进气道存在型面曲率变化、S 弯流道渐变、面积收缩、低能边界层流体吸入等问题,需要准确评定进气道出口的总压恢复系数和畸变指数,获得进气道的气动特性。选择进气道出口为 AIP 气动界面,并对畸变指数的定义,将进气道出口均分为 6 个等面积环面,取非机匣壁面的 5 条环线上总压数据进行周向总压畸变指数计算(参见式(3)),其中 $p_{t,avg}$ 表示周向平均总压, $p_{t,avg,i}$ 表示周向低压区平均总压, D_p 表示稳态周向畸变指数。由于文献[31]指明稳态径向畸变指数对发动机稳定性影响很小,本文不再对此进行统计分析。进气道流量按流量相似参数换算至标准大气状态的换算流量。

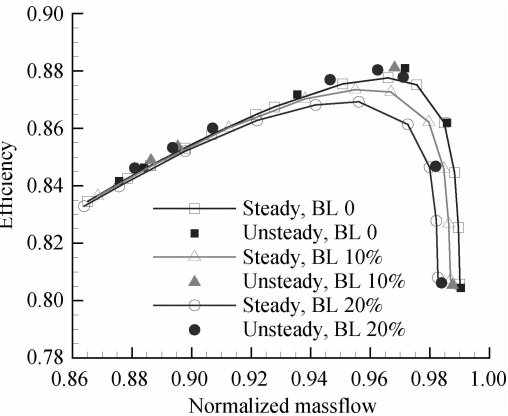


图 6 进气道和风扇效率特性曲线
Fig. 6 Efficiency performance curves of the intake coupling the fan

$$D_p = \left[\sum_{i=1}^5 \left(1 - \frac{p_{t,avg,i}}{p_{t,avg}} \right) \right] / 5 \quad (3)$$

图 8、图 9 分别给出了单独进气道计算和进气道与风扇耦合定常计算时,进气道总压恢复系数和周向总压畸变指数随换算流量的变化图,其中 p_{t2}/p_{t1} 表示进气道总压恢复系数, intake 表示单独进气道计算, intake+fan 表示进气道和风扇耦合计算。由图可知,本方转圆进气道总压恢复系数较高,进口边界层高度对总压恢复系数的影响较小,总压恢复系数随换算流量变化均呈近似线性分布趋势。单独进气道计算的总压恢复系数较下游有风扇抽吸时要低,可见风扇对进气道存在影响关系。进气道出口周向总压畸变指数结果表明,单独进气道计算时周向总压畸变指数随换算流量变化呈线性关系;下游存在风扇抽吸时,进气道出口周向总压畸变指数比单独进气道计算时要低,且畸变指数随换算流量的变化趋势也不再为近似线性关系,在风扇峰值效率点(见图 9 中 A

点至堵塞工况点(见图 9 中 B 点)之间周向畸变指数增加趋势更强,该现象在高进口边界层厚度时更为明显。图 9 也进一步表明,风扇稳定工作流量范围内,本文进气道自身产生的稳态周向总压畸变指数在 0.6%~0.8% 范围,10% 高度进口边界层吸入时畸变指数达到 1.4%~1.7%,20% 高度进口边界层吸入时畸变指数达到 2.2%~2.5%,进口边界层高度的增加会增大进气道出口的稳态周向畸变指数,进一步评定需要结合风扇性能进行分析。

为了说明总压不均匀区在进气道内的发展,图 10 给出了非定常计算 10% 高度进口边界层吸入时,峰值效率点进气道沿流向不同截面总压比(p_t/p_{t1} , 其中 p_t 表示流场中任意位置的总压)等值线分布图。由图可知,进气道出口沿圆周存在 2 个高压区、2 个低压区;低总压亏损区集中于进气道的上部和下部区域,下部区域由于 S 弯型面变化更为剧烈,总压亏损也更为严重;高压区集中于进气道两侧,边界层由进口开始发展,由于流道不断收缩,流速增长,边界层增长相对缓慢,总压亏损小。可以预见,当气流进入风扇,转子叶片将周期性经历不同的总压亏损区域,影响区域也主要集中于叶片尖部。

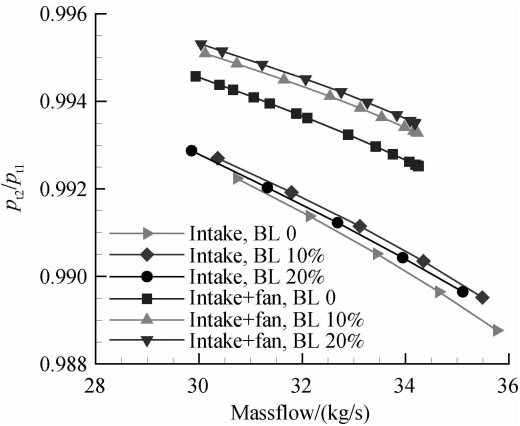


图 8 进气道总压恢复系数随换算流量变化
Fig. 8 Changes in the intake total pressure recovery coefficient with conversion mass flow

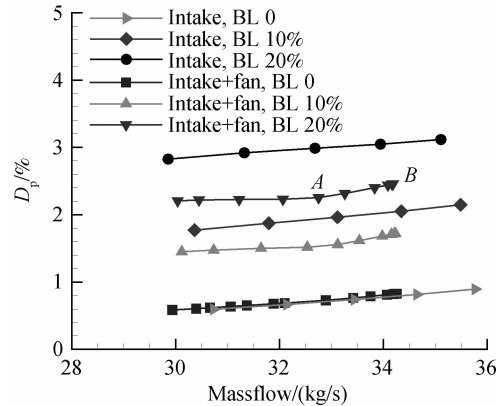


图 9 稳态周向畸变指数随换算流量变化
Fig. 9 Changes in the circumferential total pressure distortion index with conversion mass flow

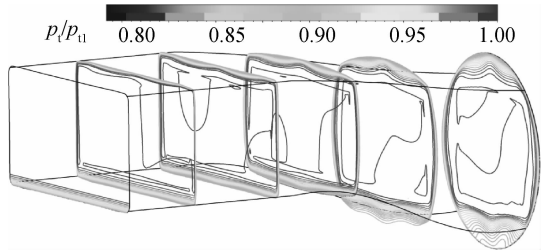


图 10 风扇峰值效率点时进气道沿流向总压比等值线图(BL 10%)
Fig. 10 Intake total pressure ratio contours in the flow stream direction on the maximum efficiency condition (BL 10%)

图 11 给出了非定常计算不同进口边界层吸入时,峰值效率点进气道出口截面总压比(p_t/p_{t1})等值线分布图。由图可知,进口边界层厚度增加对本文进气道出口底部低压区范围扩大的影响极其有限,虽然周向总压畸变指数增加明显,但仍然在风扇可承受范围以内,进一步印证了进气道和风扇非定常计算总体特性对进口吸入边界层高度增加影响不明显的结论。

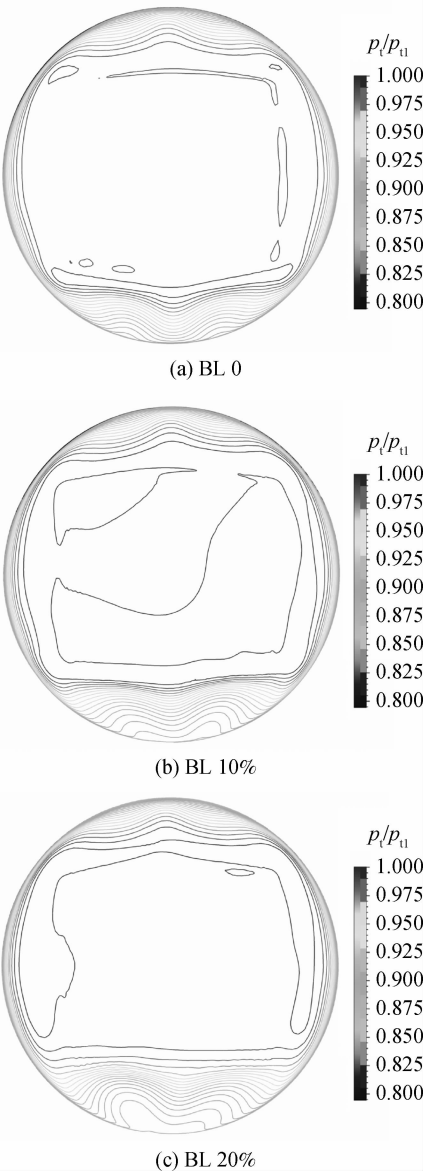


图 11 不同进口边界层吸入高度时进气道出口总压比等值线分布图

Fig. 11 Intake outlet total pressure ratio contours at different inlet boundary layer ingestion height levels

2.3 风扇特性及流场分析

针对本文非定常计算工况,提取转静交界面和风扇计算域出口气动参数进行风扇部分的绝热效率、总压比和流量参数的统计,获得不同进口边界层厚度吸入时风扇部件的效率、总压比随流量变化的特性曲线;进口选取为进气道进口时表示包含进气道和风扇两个部件,标记为 intake + fan;进口选取为转、静交界面时标记为 fan,表示耦合计算时单个风扇。为便于对比分析,引入均匀进气时单个风扇部件的定常计算效率和压比特性曲线,表示为 clean flow;质量流量经单个风扇均匀进气时堵塞流量无量纲处理以后获得的特性

曲线如图 12、图 13 所示。

由图 12、图 13 可知,进口边界层吸入及方转圆进气道产生的出口畸变流动,导致全特性范围内风扇部件效率低于均匀来流时性能,其中堵塞工况降低最大,近失速区域降低最少,峰值效率点降低达 1.8%,近失速工况降低达 1.0%。总压比降低趋势同效率变化趋势一致,但由于进气道总压恢复系数较高,出口周向总压畸变指数也较低,畸变来流对风扇总压比影响较小,主要差别还在于流量降低。由图也可得到,虽然进气道进口边界层厚度比例已经增大至 20%,但由于进口边界层增厚对进气道出口总压流场影响不大,对单个风扇部件的效率和压比特性均影响不大,吸入不同高度进口边界层导致的峰值效率点效率差异在 0.5% 以内。对比边界层吸入时单个风扇 (fan) 和进气道耦合风扇 (intake + fan) 的效率、总压比特性曲线可知,进气道内部产生的气流损失导致部件效率降低约 1%~2%,总压比降低约 0.01,进

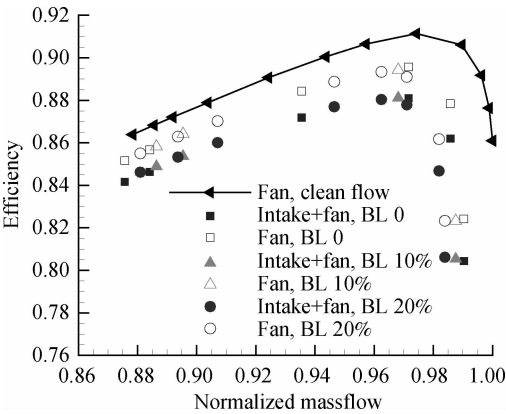


图 12 效率特性曲线

Fig. 12 Efficiency performance curves

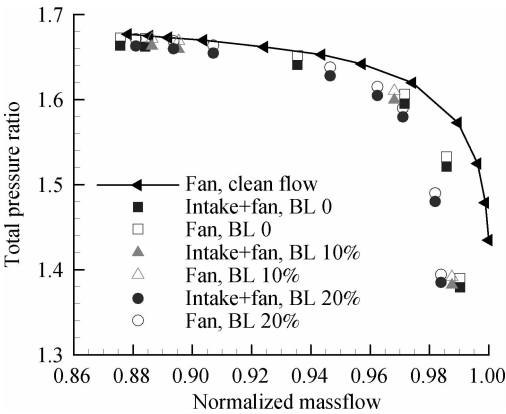


图 13 总压比特性曲线

Fig. 13 Total pressure ratio performance curves

气道及边界层吸入对气动效率影响较大,对总压比影响较小,其中堵塞工况降低最大,小流量工况降低最小,与进气道的总压恢复系数随流量变化趋势一致。

分别在距离转子叶片前缘 0.5 倍、尾缘约 1 倍弦长的位置截取风扇进、出口截面,提取总压、速度参数进行不同叶展位置的气动参数分析,图 14、图 15 给出了峰值效率点风扇进、出口截面

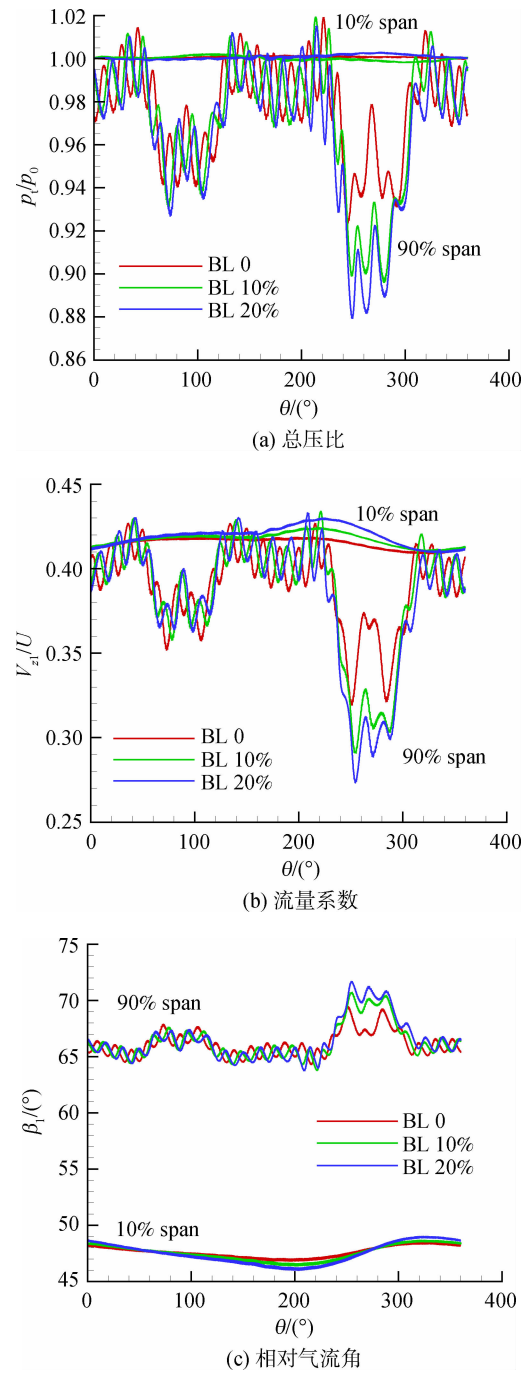


图 14 风扇进口气动参数沿周向分布
Fig. 14 Circumferential aerodynamic parameters of the fan at the inlet station

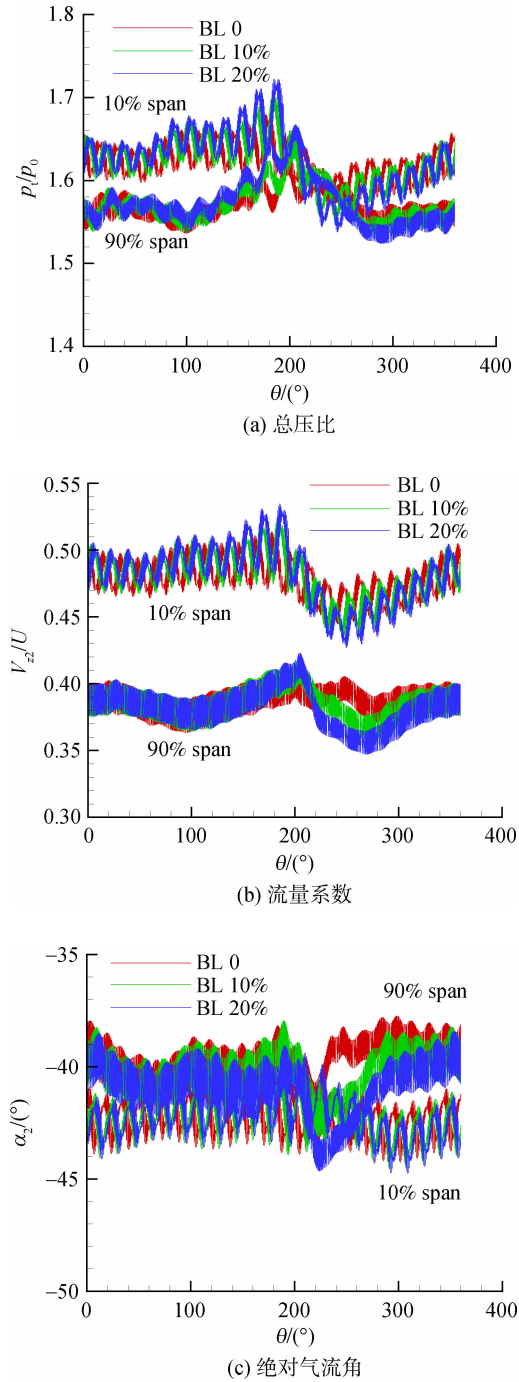


图 15 风扇出口气动参数沿周向分布
Fig. 15 Circumferential aerodynamic parameters of the fan at the outlet station

10%、90%叶展无量纲总压比、流量系数、气流角沿圆周分布情况。其中 θ 表示圆周周向角度,总压比采用标准大气压力 p_0 进行无量纲化处理,流量系数定义为轴向速度 V_z 与最大圆周速度 U 之比,下标 1 表示进口,下标 2 表示出口;进口气流角 β_1 为相对气流角,出口气流角 α_2 为绝对气流角。由图可知,受进气道出口畸变流场的影响,位于帽罩部分的进口截面在圆周 90° 、 270° 附近仍存

在着总压、流量系数和气流角的突变,随着进口边界层增厚,气流参数畸变区范围没有明显增大,畸变区强度有所提高,同进气道出口周向总压畸变强度增强吻合。进气道吸入 20% 高度边界层时,风扇进口 10% 叶展区域受畸变来流影响较小,气流参数变化并不突出;90% 叶展畸变区流量系数由 0.4 降低至 0.3,相对气流角由 66° 增大至 70°。对亚声速风扇而言,由于叶尖马赫数较高、前缘半径小,可用攻角范围较窄,气流攻角增大 4° 势必会导致尖部流场急剧恶化;对于跨声速风扇,尖部区域相对马赫数大于 1.0,尖部流场处于“唯一攻角”状态,在风扇可承受畸变范围内,圆周方向气流角突变影响会由于“唯一攻角”现象而被削弱,从而提高了对气流畸变的抵抗能力。图 16 给出了进气道进口吸入 20% 高度边界层时风扇峰值效率点 90% 叶展的相对马赫数(Ma_w)云图,进一步表明了处于畸变区的叶尖流场未产生低速堵塞或气流分离现象。

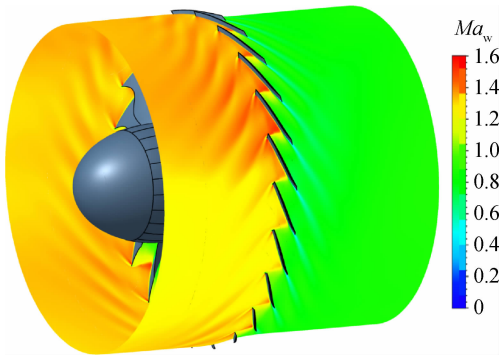
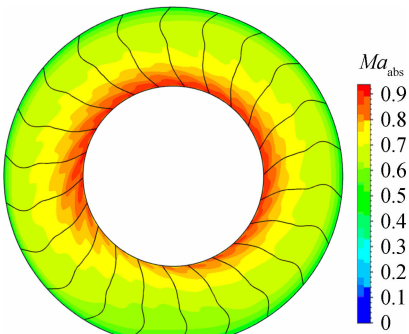


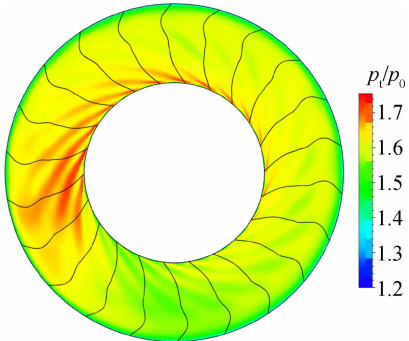
图 16 风扇峰值效率点 90% 叶展相对马赫数云图分布 (BL 20%)

Fig. 16 Relative Mach number contours at 90% span on the fan's maximum efficiency condition (BL 20%)

经过风扇的增压作用,出口总压比、流量系数、绝对气流角沿圆周方向分布的不均匀性已经得到了较大改善,低压、低轴向速度、高气流角畸变区域得到了削弱,气动参数的不均匀性主要表现为叶片通道栅距间的不均匀。图 17 进一步给出了吸入 20% 高度边界层时风扇峰值效率点的出口绝对马赫数(Ma_{abs})、总压比(p_t/p_0)云图。由图可知出口绝对马赫数沿圆周不均匀性已经得到极大改善,总压比还存在一定的周向不均匀性,主要集中于近轮毂区域。相较于进口气流参数畸变情况,出口气流参数沿圆周分布更加均匀,气流畸变得到了有效抑制。由此可知跨声速风扇对于



(a) 绝对马赫数



(b) 总压比

图 17 风扇峰值效率点出口绝对马赫数、总压比云图 (BL 20%)

Fig. 17 Outlet absolute Mach number, total pressure ratio counters on the fan's maximum efficiency condition (BL 20%)

总压畸变向下游传递具有抑制作用,该作用会降低下游静子对上游气流参数的匹配设计难度,有利于获得更高效的压气机气动设计方案。

3 结 论

- 1) 本文方转圆小偏距 S 弯进气道自身产生稳态周向总压畸变指数在 0.8% 以内;随着边界层吸入厚度增加,出口稳态周向总压畸变指数增大;当进口吸入 20% 高度边界层时,稳态周向总压畸变指数达到 2.5%。
- 2) 定常与非定常计算进气道和风扇部件流场获得的绝热效率、总压比特性曲线差异明显,随着进口吸入边界层厚度增加,差异越大。非定常计算结果表明进口吸入 20% 高度边界层以内,进气道出口低压区范围变化不大,吸入的边界层低能流体导致进气道和风扇部件质量流量降低在 1.8% 以内,对总压比和效率影响有限。
- 3) 单风扇部件和进气道、风扇部件的效率、压比特性曲线表明,本文进气道及进口边界层厚度增加对效率影响较大,对总压比影响较小;其中

非均匀畸变来流导致风扇峰值效率点至近失速点的气动效率降低 1.0%~1.8%,进气道自身损失导致部件效率降低 1.0%~2.0%。

4) 随着进气道进口吸入边界层增厚,风扇进口畸变区总压亏损增加,流量系数降低,相对气流角增大;经风扇增压作用以后,出口截面气动参数周向畸变得得到有效抑制,便于下游静子的匹配设计。

参考文献:

- [1] AREND D J, TILLMAN G, O'BRIEN W F. Generation after next propulsor research: robust design for embedded engine systems[R]. AIAA-2012-4041, 2012.
- [2] KENWAY G K W, KIRIS C. Aerodynamic shape optimization of the STARC-ABL concept for minimal inlet distortion[R]. AIAA-2018-1912, 2018.
- [3] WAHLS R A. Vision & propulsion airframe integration (PAI) challenges of future air vehicles[R]. NASA CP-2018-219955, 2018.
- [4] HEATH S L, BROOKS T F, HUTCHESON F V, et al. NASA hybrid wing aircraft aeroacoustic test documentation report[R]. NASA TM-2016-219185, 2016.
- [5] KIM H D. Distributed propulsion vehicles [R]. Nice, France: the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [6] 达兴亚, 范召林, 熊能, 等. 分布式边界层吸入推进系统的建模与分析[J]. 航空学报, 2018, 39(7): 108-116.
DA Xingya, FAN Zhaolin, XIONG Neng, et al. Modeling and analysis of distributed boundary layer ingesting propulsion system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(7): 108-116. (in Chinese)
- [7] BERRIER B L, ALLAN B G. Experimental and computation evaluation of flush-mounted, S-duct inlet[R]. AIAA-2004-764, 2004.
- [8] 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.
- [9] 武卉, 张国旺, 杨明绥. 高压压气机进气压力畸变试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1660-1666.
WU Hui, ZHANG Guowang, YANG Mingsui. Experiment on inlet pressure distortion of high-pressure compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1660-1666. (in Chinese)
- [10] DAVID J A, RAYMOND S C, FRANCO C F. A low cost, compact and versatile rig for integrated inlet and propulsion systems research[R]. AIAA-2006-1313, 2006.
- [11] CHIMA R V. Rapid calculations of three-dimensional inlet/fan interaction [R]. New Orleans, Louisiana, USA: NASA Fundamental Aeronautics Annual Meeting, 2007.
- [12] CHIMA R V, AREND D J, CASTNER R S, et al. CFD models of a serpentine inlet, fan, and nozzle[R]. AIAA-2010-0033, 2010.
- [13] DAVID L D, RON K, DOUG F. Blended wing body system studies: boundary layer ingestion inlet with active flow control[R]. NASA/CR-2003-212670, 2003.
- [14] PLAS A P, SARGEANT M A, MADANI V, et al. Performance of a boundary layer ingesting propulsion system [R]. AIAA-2007-0450, 2007.
- [15] FERRAR A M, O'BRIEN W F. Fan response to total pressure distortions produced by boundary layer ingesting serpentine inlets[R]. AIAA-2012-3996, 2012.
- [16] RAZVAN V F, CLAUDE M, LARRY W H, et al. Parametric analysis and design for embedded engine inlets[R]. AIAA-2012-3994, 2012.
- [17] BAKHLE M A, REDDY T S R, HERRICK G P, et al. Aeromechanics analysis of a boundary layer ingesting fan [R]. AIAA-2012-3995, 2012.
- [18] GIULIANI J, BEACH T, BAKHLE M. Numerical simulation of boundary layer ingesting (BLI) inlet/fan interaction[R]. NASA 2015-15952, 2015.
- [19] FROHNAPFEL D J, O'BRIEN W F, LOWE K T. Fan response to inlet swirl distortions produced by boundary layer ingesting aircraft configurations[R]. AIAA-2015-3804, 2015.
- [20] HIRT S M, WOLTER J D, HARDIN L W, et al. Performance calculations for a boundary-layer-ingesting fan stage from sparse measurements[R]. AIAA-2018-1889, 2018.
- [21] WOLTER J D, AREND D J, HIRT S M. Development of a rotating rake array for boundary-layer-ingesting fan-stage measurements[R]. AIAA-2017-4636, 2017.
- [22] DUFFY K P, PROVENZA A J, BAKHLE M A, et al. Laser displacement measurements of fan blades in resonance and flutter during the boundary layer ingesting inlet and distortion-tolerant fan test[R]. AIAA-2018-1892, 2018.
- [23] MIN J B, REDDY T S R, BAKHLE M A, et al. Cyclic symmetry finite element forced response analysis of a distortion-tolerant fan with boundary layer ingestion [R]. AIAA-2018-1890, 2018.
- [24] 刘雷, 陈浮, 陈焕龙, 等. S 弯进气道出口畸变对风扇性能影响研究[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(4): 655-658.
LIU Lei, CHEN Fu, CHEN Huanlong, et al. Investigation on effect of S-shaped inlet distortion to rear fan stage aerodynamic performance[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(4): 655-658. (in Chinese)
- [25] 达兴亚, 李永红, 熊能, 等. 翼身融合运输机分布式电推进系统设计及油耗评估[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2158-2166.
DA Xingya, LI Yonghong, XIONG Neng, et al. Distributed electrical propulsion system design and fuel consumption evaluation for a blended-wing-body transport[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2158-2166. (in Chinese)
- [26] URASEK D C, GORRELL W T, CUNNAN W S. Performance of two stage fan having low-aspect-ratio first-stage rotor blading[R]. NASA TP 1493, 1979.
- [27] WELLBORN S R, REICHERT B A, OKIISHI T H. An

experimental investigation of the flow in a diffusing s-duct [R]. AIAA 92-3622,1992.

[28] COLIN F, RAMESH K A. Simulation of secondary and separated flow in diffusing S ducts[J]. Journal of Propulsion and Power,2015,31(1):180-191.

[29] 冯云阳,袁巍. 预旋对周向槽处理机匣扩稳能力的影响[J]. 航空动力学报,2019,34(8):1822-1835.

FENG Yunyang, YUAN Wei. Mechanism of effect on stall margin of circumferential grooves with variable pre-swirl angle[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(8):1822-1835. (in Chinese)

[30] 安鑫,孙小磊,崔伟伟,等. 端壁抽吸对跨声速转子流动特性影响研究[J]. 推进技术,2016,37(9):1664-1672.

AN Xin, SUN Xiaolei, CUI Weiwei, et al. Investigation on effects of end wall boundary layer suction on transonic rotor flow characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology,2016,37(9):1664-1672. (in Chinese)

[31] 刘大响,侯敏杰,叶培梁,等. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南:GJB/Z 64A-2004[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部,2004:1-15.

(编辑:王碧琚)