

附面层吸入条件下非轴对称静子对风扇流场影响数值研究*

傅文广¹, 王维佳¹, 孙 鹏¹, 王春雪², 赵 伟²

(1. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300;
2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 附面层吸入导致进气道与风扇气动交界面处产生严重的总压、旋流畸变, 进而使得风扇效率、稳定性降低, 是制约其应用的主要问题之一。为了提高风扇的抗畸变能力, 本文对风扇静子进行了非轴对称设计和数值仿真计算。结果表明: 相较于原型风扇, 非轴对称静子效率提高0.31个百分点, 失速裕度提高50.5%, 风扇内部流场有明显改善, 扩压因子减小, 畸变区静叶尖吸力面角区分离范围显著降低, 叶片通道通流能力上升。非轴对称静子改型方案通过改变畸变区静叶进口几何角与弦长, 使静叶冲角基本不变, 稠度增加, 气流在吸力面上不易发生分离, 从而使得角区分离范围减小, 流动损失降低, 风扇性能提升。

关键词: 附面层吸入; 非轴对称静子; 扩压因子; 失速裕度; 角区分离

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 03-2206060-12

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2206060

1 引 言

随着人们节能环保意识的增强, 未来民机正朝着节能、减排、降噪的“绿色航空”方向发展, NASA提出的针对亚声速民机的新三代发展计划^[1], 欧洲航空研究咨询委员会(ACARE)也制定了至2050年的民航节能减排目标^[2], 都指出下一代民机在噪声、氮氧化物排放和燃油消耗率方面要较传统民机大幅降低。在过去的几十年里, 由于涡扇发动机的涵道比不断提升、采用创新材料等多种原因, 民机行业的燃油消耗率持续下降, 但传统飞机气动布局(管翼式, Tube-Wing)和发动机架构(翼吊式)的系统性能已经趋近极限, 依靠现有技术的渐进式发展已经远远不能满足未来民机的绿色发展要求^[3]。

为了满足NASA提出的“N+3”计划, 一些新的设计概念正在被提出, 如附面层吸入^[4-5](Boundary Layer Ingestion, BLI)、涡轮电推进系统^[6-7](Turboelectric

Systems)和低压比风扇推进器(Low Pressure-Ratio Fan Propulsors)^[8-9]等, 其中附面层吸入已经成为改善飞机空气动力学和推进器性能的主要解决方案。

1947年, Smith等^[10]发现在巡航状态下采用BLI的飞机燃油消耗率降低5%~10%, Ochs等^[11]采用新的BLI推进系统计算方法, 发现BLI系统的推进效率比传统推进系统提高4.2%~4.5%, 另外, Hardin等^[12]估计机舱减阻效益约为2%~3%, 因此BLI推进系统的净效益可预期在6%~7%。

传统发动机安装在吊架上的原因是为了尽量减少机身和发动机之间的影响, 使发动机具有自己的空气动力学特性和性能, 独立于机身。而BLI由于机身与推进系统的高度集成, 主要面临几个问题:

(1) S型进气道进口段流场主要受钝体绕流与平板附面层相互干扰作用, 最终在出口截面的中下部形成了低总压恢复区^[13]。

(2) 附面层的吸入使得进气道总压恢复系数

* 收稿日期: 2022-06-26; 修订日期: 2022-10-27。

基金项目: 天津市教科科研计划项目(2021KJ060)。

作者简介: 傅文广, 博士, 讲师, 研究领域为叶轮机械内部流动特性。

通讯作者: 孙 鹏, 博士, 教授, 研究领域为发动机气动热力学。E-mail: psun@cauc.edu.cn

引用格式: 傅文广, 王维佳, 孙 鹏, 等. 附面层吸入条件下非轴对称静子对风扇流场影响数值研究[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 2206060. (FU W G, WANG W J, SUN P, et al. Numerical study on effects of non-axisymmetric stator on fan flow field under boundary layer ingestion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2206060.)

降低^[14]。

(3) BLI 推进系统吸入的附面层是由低动量流体组成的, 另外 S 弯进气道纵向和周向压力梯度扩大了低能流体区域, 因此在气动交界面 (Aerodynamic Interface Plane, AIP) 形成周向和径向上的高度畸变; 畸变导致风扇叶片相对冲角变化^[15], 进一步导致复杂的机械响应, BLI 风扇效率降低 1%~2%^[16], 并且损失主要集中在局部扩压因子增加的区域。

吸入引起机身阻力的附面层, 能够获得更高的推进效率并降低燃油消耗率, 但这也意味着风扇将在一个高度畸变的气流中运行, Plas 等^[17]发现 BLI 效益对风扇效率非常敏感, 畸变在风扇中的传递过程对燃油消耗率起主要作用; 为减小 AIP 畸变对风扇的影响, 提高 BLI 效益, Valencia 等^[18]提出一种二维理想化风扇, 用线性位移代替旋转运动, 带状转子方案具有更低的压力损失与燃油消耗; 中国空气动力研究与发展中心的巍巍团队^[19], 对三种前缘掠角分布风扇的气动性能进行数值仿真分析, 在附面层吸入 20% 进气高度条件下, 复合掠型风扇能够在更低的流量工况下承受同等的来流参数畸变流场。

非轴对称进口导叶也是解决进气畸变问题的方法, Kumar 等^[20]采用最小二乘法和遗传算法对导叶形状进行非轴对称设计, 两种优化算法都减小了级损失; 卢绪祥等^[21]对畸变进口条件下的进口导叶进行非轴对称设计, 改善了导叶的出口气流角非均匀性, 总压损失系数降低。

早在 1969 年, Hemsworth^[22]就提出了使用非轴对称静子获得均匀流场的原理, 近年来, 由于 BLI 概念的兴起, 越来越多的人开始聚焦于如何通过非轴对称静子来减小 BLI 导致的风扇效率和稳定性下降等问题。

剑桥大学 Gunn 等^[23]发现非轴对称静子能够最大程度地减少气流的速度畸变和由气流畸变造成的损失, 并指出非轴对称设计具有消除由 BLI 造成的任何额外损失的潜力^[24]; Hall 等^[25]也指出非轴对称静子能够最大程度地减少转子流非均匀性, 可以减轻 BLI 入口畸变造成的性能损失。

北京航空航天大学 Lu 等^[26]通过改变静子进口几何角, 使得静子进口处冲角重新分配, 发现该压气机工作范围内的静子内流动损失降低, 获得了更高的级效率; Fu 等^[27]采用弯扭叶片和增加稠度的方法设计出三种非轴对称静子方案, 发现非轴对称静子方案能有效提高跨声速压气机的失速裕度, 减少空气动力损失并提高在畸变进口气流条件下运行的压气

机的性能; Sun 等^[28]通过数值模拟发现, 非轴对称压气机失速裕度提高, 通道堵塞程度下降, 动叶中激波位置前移, 激波振荡减弱, 静子中端壁分离区域大大降低, 分离形式改变。

Gunn 等^[23-24]的研究基于低速条件, Lu 等^[26]的研究基于跨声速条件, 但只以静叶进口几何角为变量, 为了确定跨声速条件下改变不同参数的非轴对称静叶的可行性, 确定哪些参数对优化风扇性能与稳定性具有正效益, 并确定该参数的调节依据是否合理和有效, 探索其对风扇内部流场的作用范围与影响大小, 仍需要研究者进行不断的努力。

针对 BLI 推进系统中的进口畸变问题, 本文设计了一种非轴对称静子 (Non-Axisymmetric Stator, NAS) 方案, 并对其进行全周非定常数值模拟; 对比设计转速与 80% 转速条件下原型风扇与 NAS 的特性曲线, 并对两型风扇畸变区流场进行详细对比分析, 开展 NAS 对风扇稳定性和内部流场影响的机理研究。

2 方 法

2.1 计算模型和数值方法

本文以某单级高负荷跨声速轴流风扇为研究对象^[29], 该试验用风扇主要设计参数见表 1。

Table1 Design parameters of the compressor

Parameter	Value
Number of rotor	36
Number of stator	46
Tip/Hub ratio of rotor	0.7
Tip/Hub ratio of stator	0.8
The maximum deflection angle of the vane/(°)	43
Design speed/(r/min)	24 566
Design pressure ratio	2.05
Tip clearance/mm	0.4

网格划分使用 ICEM 对几何模型生成结构化六面体网格, 风扇静子计算域采用“O-4H”型网格拓扑结构; 转子计算域拓扑结构与静子域相同, 在动叶叶尖间隙处采用“蝶形网格”以获得更好的正交性, 图 1 为转静子计算域部分视图和前尾缘网格放大图; 流场计算采用商用软件 Fluent, 基于压力的求解器求解三维雷诺平均纳维-斯托克斯方程 (Reynolds Average Navier-Stokes equations, RANS), 湍流模型选择标准 $k-\varepsilon$ 模型。转静子交界面采用滑移网格 (Moving-mesh), 可以实现数据的实时传递, 采用全隐式双时间步进法对时间进行积分, 设定时间步长为转子每

转过一个流道所需时间的十分之一,考虑到计算时间成本,设定每时间步长内最大迭代步数为 20 次,由于一共有 36 个动叶,转子转动一圈共有 360 个物理时间步和 360×20 次迭代,计算过程中监控风扇的进出口流量差、绝热效率及总压比等流场参数,各流场参数周期性波动且各方程残差小于 10^{-5} 认定算例收敛。

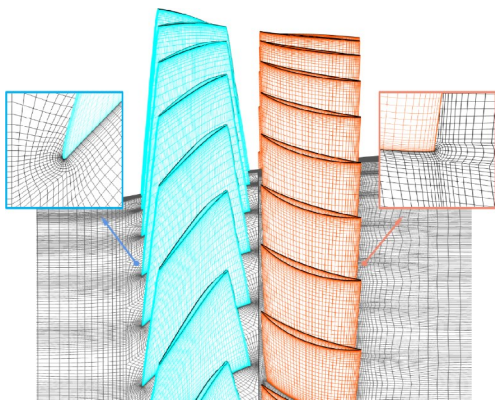


Fig. 1 Computational domain grid

为验证选取网格数量的可靠性和准确性,并保证数值计算的快速性,需要对不同全周网格数量的模型开展无关性验证。本文选择全周网格数为 990 万、1 176 万、1 310 万、1 619 万和 1 843 万的五组模型进行网格无关性验证,图 2 展示了风扇质量流量 m ,总压比 π^* 和等熵效率 η^* 与网格数量的关系,其中质量流量基本不变,总压比在 1 176 万网格以后变化

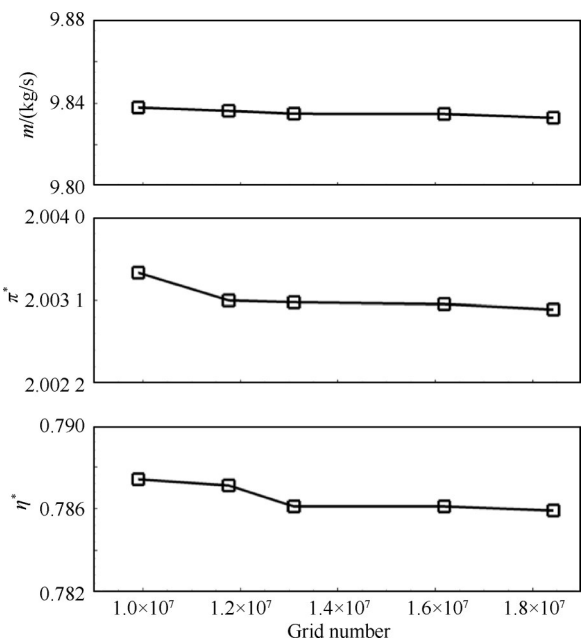


Fig. 2 Mass flow,total pressure ratio and isentropic efficiency versus grid number

低于 0.1%,等熵效率在 1 310 万网格以后变化低于 0.1%,基于自身算力水平并保证计算的准确性和快速性,最终选取网格数量为 1 310 万,叶片近壁面 y^+ 值约为 20。计算机采用英特尔金牌 6248R 3.0 GHz 24 核处理器,8×16 GB 内存,每工况计算耗时 72×24 核时。

2.2 边界条件

为了降低进出口边界数值反射所带来的误差,计算域入口和出口分别选择转子上游 3 倍转子弦长 (C_{ax}) 处和静子下游 $3C_{ax}$ 处,对于边界条件,在计算域进口给定总压和总温以及进口气流角,根据径向平衡方程给定出口静压,固壁面采用绝热无滑移条件。图 3 中 1,2,3 面为转子静子进出口测量平面,分别位于转子上游 $1C_{ax}$ 处、转子静子交界面和静子下游 $1C_{ax}$ 处。

本文近似模拟了一种 S 型进气道在 AIP 形成的畸变形式,计算域进口总压分布如图 4 所示(本文所有图中的 ω 均代表风扇动叶旋转方向),与文献[26]中进口总压分布规律呈上下镜像(便于后处理),其中 p_{ref}^* 为参考总压(101 325 Pa), p^* 为计算域进口总压。

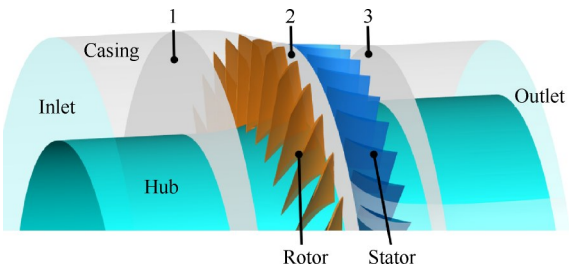


Fig. 3 Schematic diagram of the fan

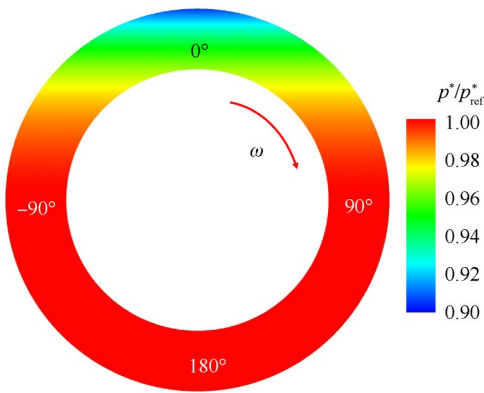


Fig. 4 Total pressure distribution at the fan inlet

畸变度 D 定义为进口截面内最大总压和最小总压的差值与面积平均总压的比值,本文畸变度为 0.1,其公式为

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

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。

2.3 数值校核

本文原型风扇性能试验在某跨声速风扇试验台上完成,试验过程中测量探针结构为:2只对称布置的五孔梳状总压探针标定试验件进口总压,试验件出口总压采用七孔总压耙沿径向拖拉计算平均值获得,同时采用三孔梳状总压探针实时监测。

本文的数值校核是对原型风扇均匀气流进口条件下不同转速下的试验数据与数值模拟进行比较,如图5所示,为80%转速和100%转速条件下总压比特性线对比,可以看到数值计算结果与试验结果拟合比较好,说明本文采用的数值模拟方法是可靠的。

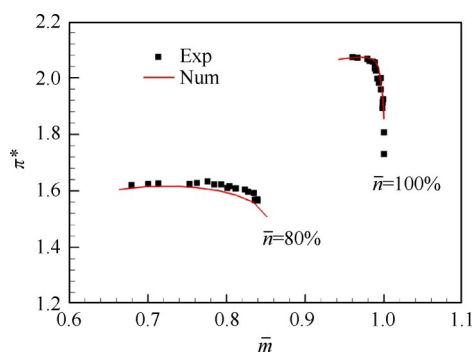


Fig. 5 Comparison of numerical results with experimental results

2.4 非轴对称静子设计方案

本文非轴对称设计方法采用正问题设计方法(分析设计方法),设计流程图见图6,首先对BLI条件下的原始叶型进行3D非定常流场计算(Computational Fluid Dynamics, CFD),得到静子进口冲角分布规律,据此调节畸变区静叶进口几何角,设计出非轴对称静子初型,进行几何定义与网格生成,并进行数值模拟与流场分析。由于静叶进口几何角的增大导致气流折转角过大,风扇稳定性不够理想,接下来根据静子扩压因子分布规律,调节畸变区静叶弦长,增加稠度以延迟静叶角区失速发生,对其进行几何定义与网格生成,并进行数值模拟与流场分析,最终输出理想非轴对称静子方案。

飞机速度一定时,BLI推进系统中进气道入口附面层位置 and 高度固定,经过S型进气道后在动叶进口处的畸变区位置和强度也固定,风扇转速一定时,经

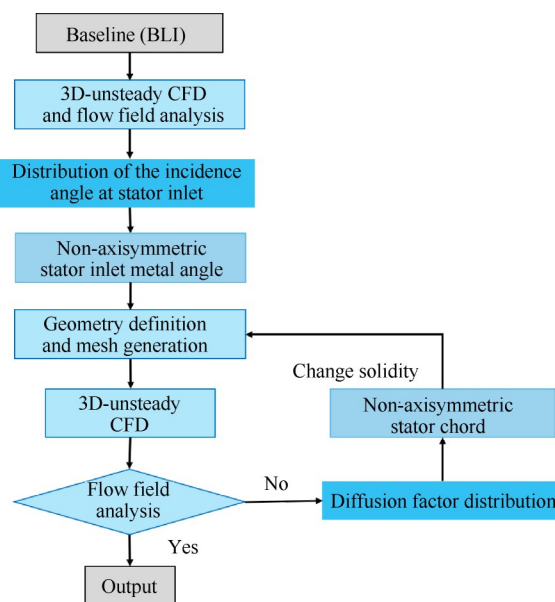


Fig. 6 Non-axisymmetric stator design flow chart

过转子作用后在静子入口处的畸变区位置基本不变,因此非轴对称静子优化设计方案可以实现。当风扇动叶进入畸变区后,轴向速度降低,根据图7基元级速度三角形分析可知,在叶片转速(牵连速度)不变的条件下,气流轴向速度减小会导致动叶进口气流角(与轴线夹角)增大,进而动叶相对出口气流角和绝对出口气流角增大,静叶进口气流角与几何角不再匹配,冲角增大,使得静叶吸力面发生附面层分离,导致流动损失加剧,严重时可能造成风扇失速和喘振,因此要尽量避免静叶冲角的增大。图8为非轴对称静子设计概念,通过调节畸变区静叶进口几何角,来适应进口气流角的变化,使得静叶冲角基本不变;由于静叶进口几何角的增大使得静叶内气流折转角增大,降低了静子稳定性,本文根据均匀气流与BLI条件下的扩压因子之差对畸变区静叶弦长进行调整,通过增加静叶稠度来延迟静叶角区失速的发生,并减小静叶气动损失。

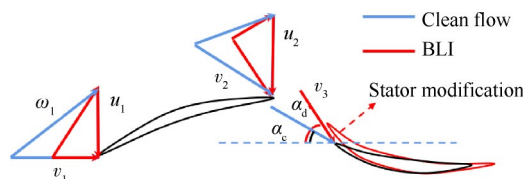


Fig. 7 Element-level velocity triangle under clean airflow and BLI conditions

原型风扇在均匀气流与BLI条件下畸变区中13个静叶不同叶高处进口气流角的变化量如图9所示,从图中可以看到65%叶高及以上静叶进口气流角变

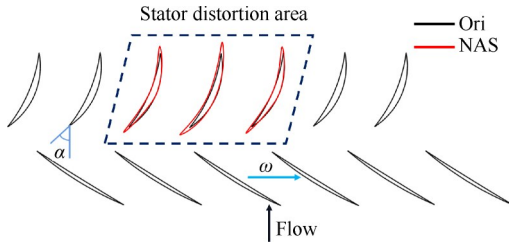


Fig. 8 Non-axisymmetric stator design concept

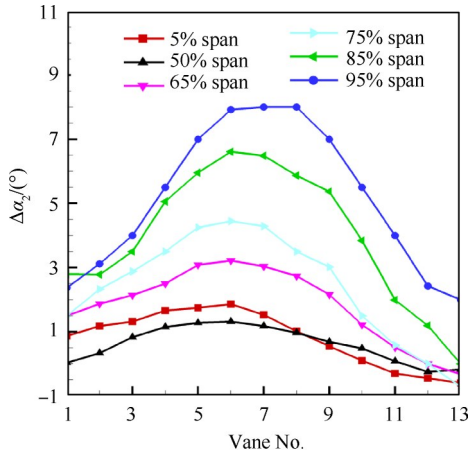


Fig. 9 Variation of swirl angle at different span of vanes at 2 planes

化尤为明显,本文静叶改型方案主要针对该叶高的进口几何角进行优化调整。

进口畸变气流经过转子后畸变强度减弱,且畸变区域重新分配,本文非轴对称静子设计概念之一为:根据进口气流角变化量调整静子进口几何角,保证冲角基本不变。畸变区静叶进口几何角调整公式为

$$\beta'_{ik} = \beta_{ik} + (i_d - i_c) + \delta_1 = \beta_{ik} + (\alpha_d - \alpha_c) + \delta_1 \quad (2)$$

式中 β'_{ik} 与 β_{ik} 分别为改型与原型的静叶进口几何角, i_d 与 i_c 分别为进气畸变条件与均匀进气条件下的静叶冲角, δ_1 为修正量($-2^\circ \sim 2^\circ$), α_d 与 α_c 分别为进气畸变条件与均匀进气条件下的静叶进口气流角。

扩压因子(Diffusion factor, D_f)是应用较为普遍的压气机基元扩压水平甚至裕度的评估方法之一,并与损失相关联,增加稠度可以降低扩压因子。图10展示了畸变区静叶在BLI与均匀进口条件下的扩压因子之差沿叶高方向的变化,可以看到BLI进口条件下畸变区内静叶扩压因子都有不同程度的增大。此现象主要由于畸变区气流速度的降低,导致静叶进口气流角与冲角增大,静叶前后气流速度变化更大,通过公式3可得,畸变区内静叶扩压因子增大。畸变

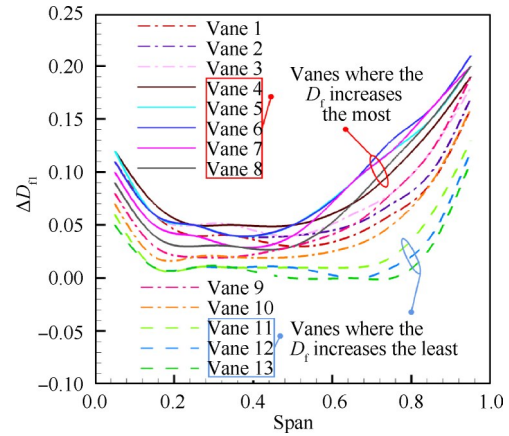
区静叶叶根到叶尖扩压因子之差的变化规律为先减小后增大,在50%叶高以上各静叶扩压因子值增加比较大,在畸变严重区域的静叶(Vane 4~8)50%叶高以上的扩压因子增大最为明显,主要由于该区域静叶冲角增大最为明显,进出口气流速度变化量最大。在退出畸变区(Vane 11~13)相较于进入畸变区(Vane 1~3),扩压因子增大更小,说明在退出畸变区静叶进出口气流速度变化量比进入畸变区也要小。本文在调整畸变区静叶进口几何角的基础上,根据扩压因子变化量对静叶弦长进行调整,如公式(4)所示,增加畸变区静叶稠度,降低静子角区失速风险。

$$D_f = 1 - \frac{v_3}{v_2} + \frac{1}{2} \frac{|v_{\theta 3} - v_{\theta 2}|}{v_2} \frac{t}{c} \quad (3)$$

式中 v_3 和 v_2 分别为静叶出口和进口速度, $v_{\theta 3}$ 和 $v_{\theta 2}$ 分别为静叶出口和进口切向速度, t 为节距, c 为弦长。

$$c_{\text{New}} = c_{\text{Base}} + K \Delta D_{f1} + \delta_2 \quad (4)$$

式中 c_{New} 为改型后静叶弦长, c_{Base} 为原型静叶弦长, K 为比例系数, ΔD_{f1} 为在畸变与均匀进口条件下静叶的扩压因子之差, δ_2 为修正量。

Fig. 10 Variation of D_n at different span of vanes in the distortion zone

根据畸变区静叶进口气流角与扩压因子变化量的变化规律,设计的非轴对称静子方案3D示意图(改型部分)如图11所示,叶根与叶尖处的弦长和畸变区中心位置的静叶进口几何角与弦长增加比较明显。为了确定增加弦长对整级风扇质量的影响程度,计算了改型前后风扇叶片总质量(不考虑轮毂、机匣等),发现本文设计方案叶片总质量增加了0.64%,整级叶片质量增加不明显。

3 结果与讨论

本文主要研究了NAS对两种转速风扇性能与稳

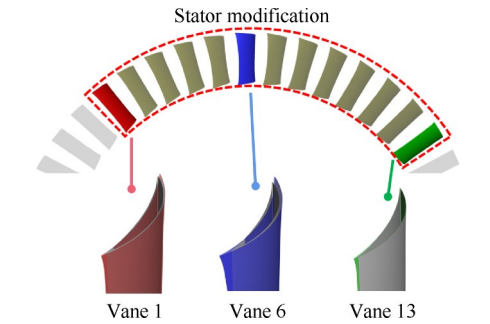


Fig. 11 Non-axisymmetric stator modification

定性的影响,主要针对最高效率工况条件,分析 BLI 条件下 NAS 对转静子内部流场的影响,及流动损失区域和大小变化,探索流场变化机理,并分析流动损失变化的原因。

3.1 风扇特性

表 2 和图 12(a) 为 100% 转速两型风扇特性参数对比,其中 NAS 失速背压提高 1 500 Pa,最高效率较 ORI (Original case, ORI) 提高 0.31 个百分点,最大压比提高 0.019;在近失速点处, NAS 质量流量较 ORI 减少 0.262 kg/s,失速裕度同比提高 50.5%,其中失速裕度 SM (Stall margin) 计算公式为

$$SM = \left(\frac{\pi_s^*/m_s}{\pi_d^*/m_d} - 1 \right) \times 100\% \quad (5)$$

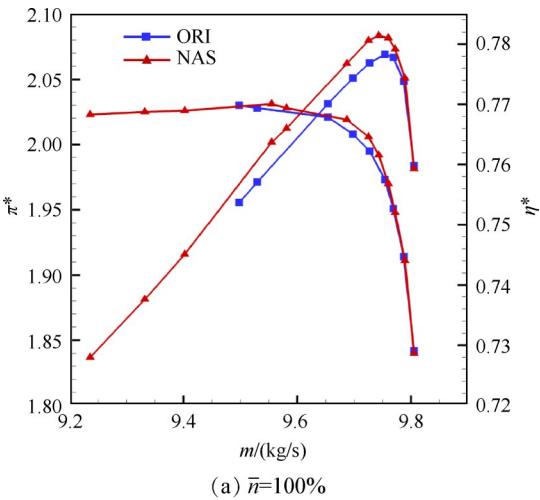
式中 π_s^* 和 m_s 分别为近失速工况总压比和流量, π_d^* 和 m_d 分别为设计工况总压比和流量。

Table 2 Comparison of characteristic parameter ($\bar{n}=100\%$)

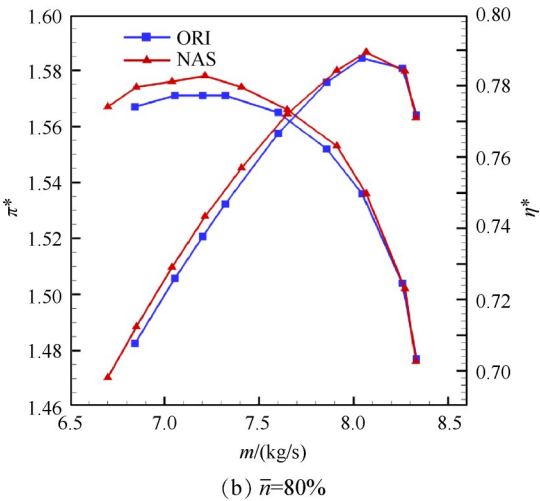
Parameter	ORI	NAS
Back pressure of stall point/kPa	167.5	169
Maximum efficiency/%	77.83	78.14
Maximum pressure ratio	1.973	1.992
Massflow near stall point/(kg/s)	9.498	9.236
Stall margin/%	5.66	8.52

本文的 NAS 根据设计转速下的流场畸变参数设计,因此主要适用于设计转速,为探索 NAS 是否会对其他转速条件下风扇产生不良影响,给出了 80% 转速 (飞机巡航转速) 下风扇部分参数和特性线,从表 3 和图 12(b) 可以看到, NAS 失速背压提高 1 200 Pa,最高效率提高 0.17 个百分点,最大压比提高 0.007,失速裕度同比提高 14.56%;效率和压比特性线整体上移,说明 NAS 对 80% 转速风扇不会产生不良影响,而且还在一定程度上提高了风扇效率和稳定性。

通过 100% 转速下两型风扇特性曲线之间的对比可以看出,在最高效率点附近, NAS 效率和压比都有所提高,整个流量范围内效率特性线整体上移。



(a) $\bar{n}=100\%$



(b) $\bar{n}=80\%$

Fig. 12 Comparison of characteristic curves of two types of fans

Table 3 Comparison of characteristic parameters ($\bar{n}=80\%$)

Parameter	ORI	NAS
Back pressure of stall point/kPa	136	137.2
Maximum efficiency/%	78.77	78.94
Maximum pressure ratio	1.571	1.578
Massflow near stall point/(kg/s)	6.844	6.700
Stall margin/%	19.92	22.82

NAS 改善了原型在近失速点的流场,可以在更高的背压下稳定工作,风扇的失速裕度明显提高,近失速点流量下降,说明 NAS 能在更加恶劣的流场中稳定工作,能够容忍更高的逆压梯度。

3.2 转子流场分析

非轴对称静子结构对上游转子叶尖处激波位置有所影响,如图 13 所示,转子在退出畸变区域附近,该时刻 NAS 相较 ORI 激波位置后移,损失降低,失速裕度提高。

静压系数 C_{ps} 可以反映叶片载荷分布,能大致表

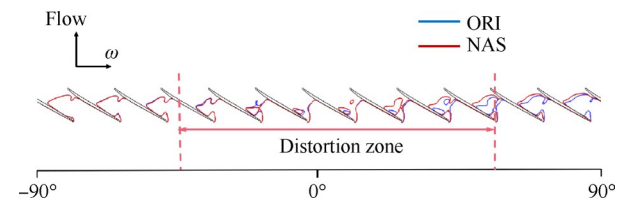


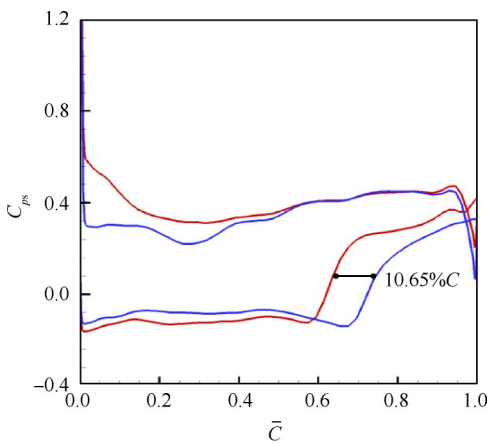
Fig. 13 Comparison of the same instantaneous relative Mach numbers of the two types of fans on S1 at 90% span (relative Mach number=1)

示动叶激波所在位置,其公式为

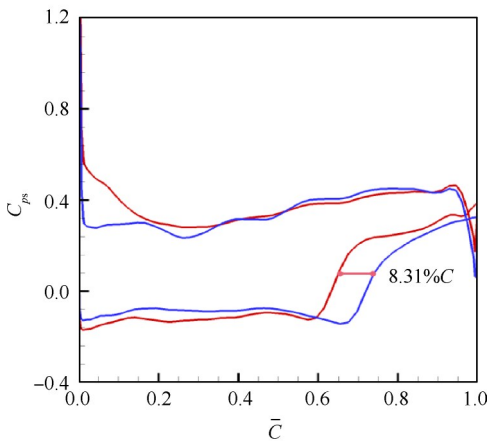
$$C_{ps} = \frac{p - p_2}{p_2^* - p_2} \quad (6)$$

式中 p 为当地静压, p_2 为静叶进口静压, p_2^* 为静叶进口总压。

由于 BLI 导致的动叶进口气流周向畸变, 动叶转过一周, 动叶中激波位置也在移动, 图 14 展示了转子 90% 叶高处静压系数分布曲线, 静压系数梯度大的位置近似代表激波位置, 红线为 36 个动叶中激波位置最靠前动叶的静压系数曲线, 蓝线则为激波位置最靠后动叶的静压系数曲线, 两条线之间即为激波移



(a) ORI



(b) NAS

Fig. 14 Fluctuation curve of static pressure coefficient at 90% span of two types fans

动范围。可以看到 NAS 中转子激波波动范围从占轴向弦长的 10.65% 降到 8.31%, 而且主要是最前激波位置后移导致的; 激波移动范围的降低, 使得转子失速裕度增加, 气动损失减小。

3.3 静子流场分析

BLI 条件下的风扇失稳主要是由于静叶吸力面附面层容易分离, 造成叶片尾缘区域和端壁角区流动恶化, 叶栅损失迅速增加导致的^[29]。本文的参数调节直接作用于畸变区静叶, 因此 NAS 对流场的影响主要集中在静子域, 图 15 为改型后畸变区静子与均匀进气的原型静子的扩压因子之差沿叶高方向分布, 可以看到图 10 中位于畸变严重区域的静叶 (Vane 4~8) 在 80% 叶高处扩压因子差都降低到 0.05 以下, 在出畸变区的静叶 (Vane 11~13) 在 80% 叶高处扩压因子差降到 0 以下, 上半叶高扩压因子的显著减小, 降低了静子角区失速风险, 提高了风扇失速裕度。

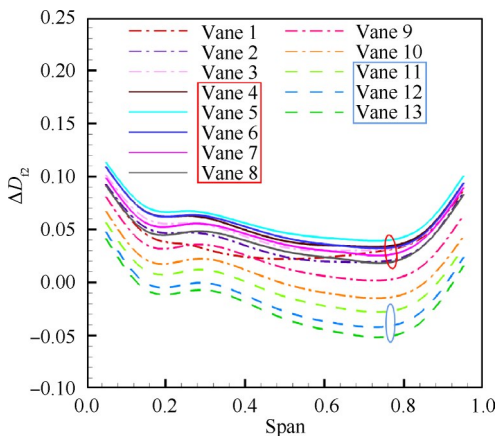


Fig. 15 Difference between the D_{12} along the radial distribution in the distortion zone of NAS

密流 A_{vd} 表示为单位时间内流过单位面积流体的质量, 其公式为

$$A_{vd} = \rho v_a \quad (7)$$

式中 ρ 为密度, v_a 为轴向速度。

图 16 展示了原型与改型静叶 90% 叶高进口气流角变化曲线对比, 改型后畸变区内静叶进口气流角最大增加值从 8.5° 减小到 5.5° 。为研究静叶叶尖进口气流角减小原因, 图 17 给出了动叶 90% 叶高出口相对气流角和轴向速度分布, 可以看到 NAS 相对气流角变化范围从 $-1^\circ \sim 1^\circ$ 减小为 $-0.5^\circ \sim 0.5^\circ$; 从动叶出口轴向速度曲线图中可以看到, NAS 最低轴向速度较原型提高 10 m/s。根据动叶出口相对气流角和轴向速度, 绘制出非畸变区 (灰线)、 -43° (Vane1 位置, 红

线)、 -4° (Vane 6 位置, 黑线) 和 52° (Vane 13 位置, 蓝线) 处的动叶出口基元级速度三角形, 如图 18 所示, 分析可得, NAS 静叶进口气流角的减小主要是由畸变区内轴向速度的增大引起的, 动叶出口相对气流角变化幅度只减小了 0.5° , 对静叶进口气流角变化影响较小。综上所述, 非轴对称静子可以促进畸变区内流体重新分布, 使得气动参数趋于均匀, 进而改善动静叶畸变区内流动状态。

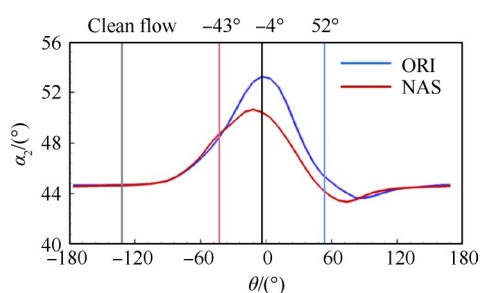


Fig. 16 Comparison of inlet swirl angle of the two types of fans at 90% span

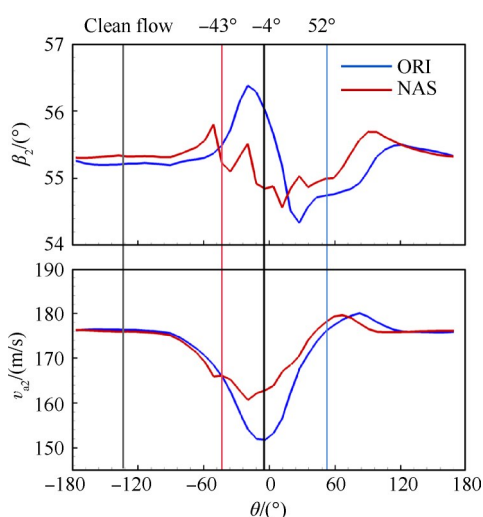


Fig. 17 Variation of relative swirl angle and axial speed at the outlet of the rotor at 90% span

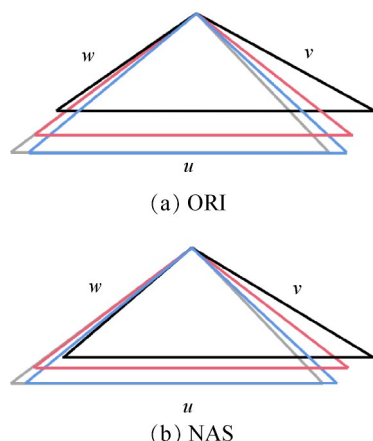


Fig. 18 Element-level velocity triangle at rotor outlet

畸变区静子尾缘 S3 流面轴向密流与流线分布如图 19 所示, 图中展示了静叶尾缘处角区分离在畸变区的发展, 原型中吸力面角区分离范围逐渐增大然后减小, 堵塞现象最严重处占据近半个叶高, NAS 畸变区静叶尾缘角区分离现象基本消失, 堵塞程度降低。熵可以准确度量流动损失, 图 20 为两型风扇静子出口处熵分布云图对比, 可以用来表征角区分离范围, 相较于原型风扇, NAS 畸变区静叶叶尖高熵区范围明显减小, 印证了图 19 静叶叶尖角区分离范围的降低。

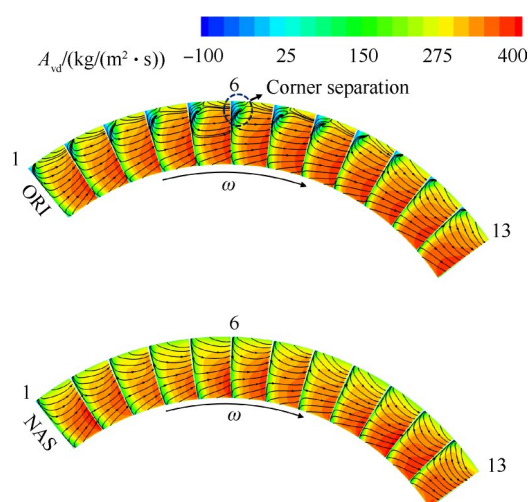


Fig. 19 Comparison of streamline and A_a distribution in S3 distortion zone of the two types of fans

图 21 显示了 NAS 与 ORI 中 Vane 1, 6, 13 三个典型叶片吸力面上的极限流线、回流区 (图中蓝色区域, 轴向速度为 0 的等值面) 及流线对比, 相对螺旋度符合右手定则, 左边为前缘 (Leading Edge, LE), 右边为尾缘 (Trailing Edge, TE), 分离线 (Separation Line, SL) 以内为角区分离区, 其中 Vane 6 为原型中角区分离最严重的静叶。从图中可以看到, Vane 1 改型后鞍点 (Saddle Point, SP) 后移约 50% 弦长, 展向上角区分离范围缩减 10% 叶高左右。原型 Vane 6 鞍点位于静叶前缘, 展向上分离范围达到近 40% 叶高, 改型后分离由闭式分离变成开式分离, 分离区基本消失。Vane 13 改型后鞍点后移约 5% 弦长, 展向上分离范围缩减 5% 叶高左右。结合图 19 来看, 畸变区静叶改型前分离范围沿转子旋转方向先增大后减小, 改型后受畸变影响最严重静叶 (Vane 6) 的角区分离现象基本消失, 进入和退出畸变区域的静叶角区分离现象也得到不同程度的改善。也就是说, NAS 主要是通过畸变区静叶的角区分离的改善, 增加了静子的

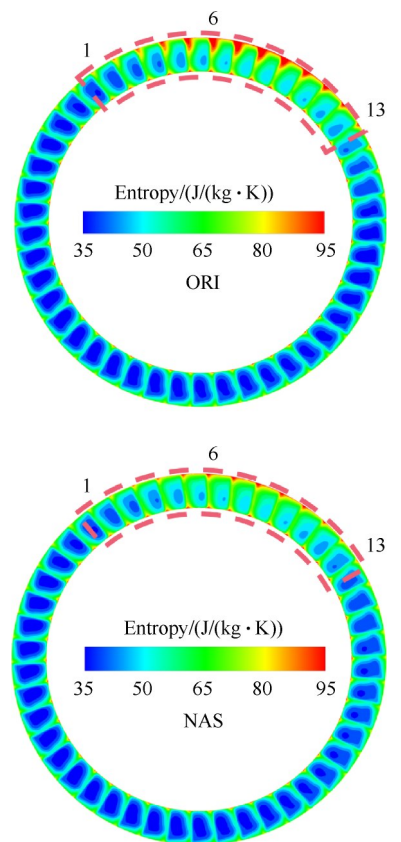


Fig. 20 Comparison of entropy distribution at 3 plane of the two types of fans

通流能力,减小了静子气动损失,从而改善了风扇的气动性能和稳定性。从机理方面研究,由于NAS静叶叶尖处弦长增加最多,中径处弦长增加较少,因此在叶尖处存在前掠构型,气流流经静叶叶尖时向主流区汇聚,低能流体不易在叶尖吸力面处堆积。另外,由于静叶进口几何角的增大,适应了畸变区增大的静叶进口气流角,冲角的减小,使得附面层分离点后移,分离区域减小,综合两方面影响,NAS畸变区静叶角区分离现象明显减小。

总压损失系数 C_{pt} 可以表征叶栅内气流总损失,是衡量叶栅气流损失的重要参数之一,其公式定义为

$$C_{pt} = \frac{p_2^* - p_3^*}{p_2^* - p_2} \quad (8)$$

式中 p_2^* 为静叶进口总压, p_3^* 为静叶出口总压, p_2 为静叶进口静压。

图 22 给出了两型风扇静子不同叶高处总压损失系数曲线,NAS 在 40% 叶高以上总压损失系数明显降低,这是由于 NAS 主要改善了畸变区静叶 40% 叶高以上吸力面附面层分离问题,尽管 NAS 增加了静叶弦长,导致摩擦损失增加,但是由于附面层分离损

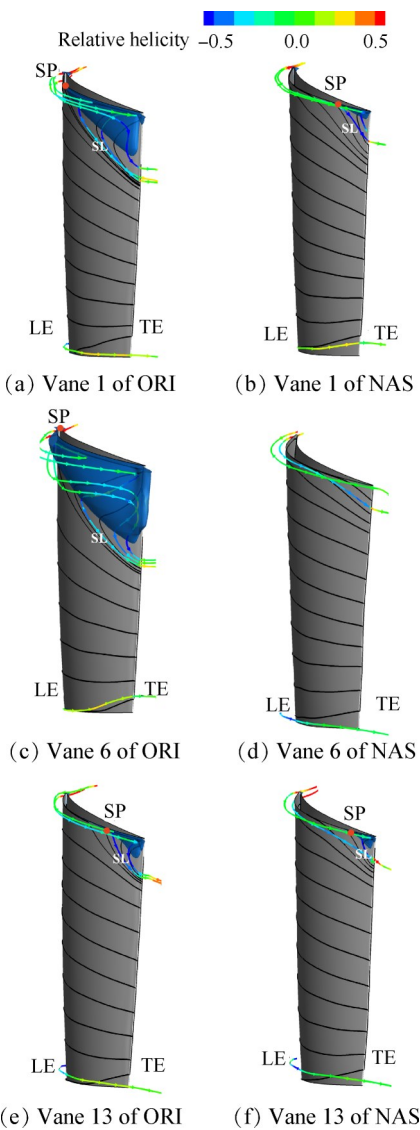


Fig. 21 Comparison of the same instantaneous limit streamline, recirculation zone and streamline of the suction surface of the typical vanes in the distortion zone of the two types fans

失、掺混损失以及尾迹损失的减小,总的叶型损失是降低的。

通道堵塞水平可以由堵塞系数 C_b 来表示,实际运用中通常使用类似附面层位移厚度的方式来定义堵塞系数,具体公式为

$$C_b = \int (1 - \frac{\rho v_a}{\rho_{ave} v_{a,ave}}) dA / A_0 \quad (9)$$

式中 ρ 和 v_a 为当地密度和当地轴向速度, ρ_{ave} 和 $v_{a,ave}$ 为堵塞边界平均密度和平均轴向速度, A 为堵塞区面积, A_0 为流道总的流通面积。

图 23 展示了两型风扇静子总的堵塞系数、上半叶高和下半叶高的堵塞系数随质量流量变化曲线,原型风扇堵塞系数随流量的减小逐渐增大,且

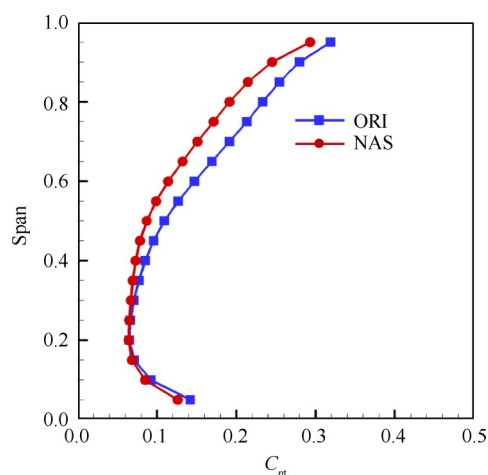


Fig. 22 Comparison of the total pressure loss coefficient at different span of the two types fans

上半叶高堵塞系数占比始终大于下半叶高,说明上半叶高通流能力较弱。NAS降低了同等背压下总堵塞系数,主要是由上半叶高堵塞系数的减小引起的,随着流量的减小,下半叶高的堵塞系数占比逐渐增大,在增加的两个背压点处下半叶高堵塞系数超过上半叶高,占主导位置,说明在近失速点处下半叶高堵塞情况会严重恶化。NAS由于减小了畸变区静叶叶尖角区分离范围,使得上半叶高堵塞系数下降,下半叶高堵塞系数上升,说明上半叶角区堵塞情况的减轻会不可避免地增加下半叶高的堵塞。

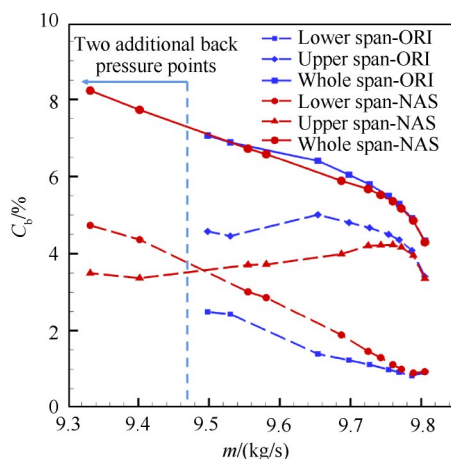


Fig. 23 Comparison of blockage coefficients of two types of fans

通过对转静子流场的分析,可以看出NAS稳定性的提高主要是由畸变区静叶上半叶高通流能力的提高、畸变区静叶吸力面角区分离区域的减小引起的。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)NAS对100%转速风扇作用效果更加明显,最高效率提高0.31个百分点,失速裕度同比提升50.5%,抗逆压梯度能力增强;对80%转速风扇也具有一定程度的改善效果。

(2)NAS转子激波移动幅度减小,且激波位置后移,转子气动损失降低,失速裕度提升。

(3)畸变区静叶扩压因子值减小,降低了静叶角区失速风险,静叶上角区分离范围显著减小,静子内部流场有明显改善。

(4)NAS可以促进畸变区流体重新分布,动叶叶尖出口轴向速度的增加,使得畸变区静叶叶尖进口气流角减小,进一步降低静叶叶尖冲角,减小了角区分离;NAS畸变区静叶40%叶高以上总压损失系数下降,静叶通道上半叶高通流能力上升,下半叶高通流能力下降。

本文主要对80%和100%两种转速条件下的风扇开展非轴对称静子研究,未来将针对更低转速条件下静叶攻角和扩压因子等参数的变化规律开展研究,以及针对该形式进行非轴对称静子设计。

致 谢:感谢天津市教委科研计划项目的资助。

参考文献

- [1] GREITZER E M, PHILIPPE A B, DELAROSABLANCO E, et al. *N+3 aircraft concept designs and trade studies* [R]. NASA CR-2010-216794.
- [2] BROUCKAERT J, MIRVILLE F, PHUAH K, et al. Clean sky research and demonstration programmes for next-generation aircraft engines [J]. *The Aeronautical Journal*, 2018, 122(1254): 1163-1175.
- [3] CALLAGHAN J T, ROBERT H LIEBECK. *Some thoughts on the design of subsonic transport aircraft for the 21st century* [C]. Long Beach: Aerospace Technology Conference and Exposition, 1990.
- [4] URANGA A, DRELA M, GREITZER E M, et al. Preliminary experimental assessment of the boundary layer ingestion benefit for the D8 aircraft [C]. National Harbor: 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014.
- [5] WELSTEAD J R, FELDER J L. Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion [C]. San Diego: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [6] FELDER J L, KIM H D, BROWN G V, et al. An examination of the effect of boundary layer ingestion on turbo-

- electric distributed propulsion systems [C]. Orlando: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
- [7] BRELJE B J, MARTINS J R. Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: a review of concepts, models, and design approaches [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, 104(2019): 1-19.
- [8] PETERS A, SPAKOVSKY Z S, LORD W K, et al. Ultra-short nacelles for low fan pressure ratio propulsors [C]. Düsseldorf: Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, 2014.
- [9] THOLE K A, WHITLOW W, BENZAKEIN M J, et al. Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions [R]. Washington DC: The National Academy of Sciences, 2016.
- [10] SMITH A M O, HOWARD E R. The jet airplane utilizing boundary layer air for propulsion [J]. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1947, 14(2): 97-109.
- [11] OCHS S S, TILLMAN G, JOO J, et al. CFD-based analysis of boundary layer ingesting propulsion [C]. Orlando: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015.
- [12] HARDIN L, TILLMAN G, SHARMA O, et al. Aircraft system study of boundary layer ingesting propulsion [C]. Atlanta: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2013.
- [13] GANGOLI R A, SHARMA A, VAN D R. A CFD based parametric analysis of S-shaped inlet for a novel blended wing body aircraft [J]. *SSRN Electronic Journal*, 2017 (12).
- [14] 宁 乐, 谭慧俊, 孙 姝. 有无附面层吸入对S弯进气道流动特性的影响 [J]. *推进技术*, 2017, 38(2): 267-273. (NING L, TAN H J, SUN S. Effects of boundary layer ingestion on flow characteristics of an S-shaped inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 267-273.)
- [15] FERRAR A M, O'BRIEN W F. Fan response to total pressure distortions produced by boundary layer ingesting serpentine inlets [C]. Atlanta: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [16] HALL D K. Analysis of civil aircraft propulsors with boundary layer ingestion [D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2015.
- [17] PLAS A P, SARGEANT M A, MADANI V, et al. Performance of a boundary layer ingesting (BLI) propulsion system [C]. Reno: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007.
- [18] VALENCIA E, ALULEMA V, RODRIGUEZ D, et al. Novel fan configuration for distributed propulsion systems with boundary layer ingestion on an hybrid wing body airframe [J]. *Thermal Science and Engineering*, 2020, 18: 100515.
- [19] 魏 巍, 任思源, 达兴亚, 等. 边界层吸入跨声速复合掠型风扇气动性能研究 [J]. *推进技术*, 2021, 42(8): 1815-1826. (WEI W, REN S Y, DA X Y, et al. Aerodynamic performance study for transonic compound swept fan with boundary layer ingestion [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(8): 1815-1826.)
- [20] KUMAR S, TURNER M G, CELESTINA M L. Non-axisymmetric design-optimization of inlet guide vanes for a fan with inlet distortion [C]. Chania: Proceedings of Global Power and Propulsion Society, 2020.
- [21] 卢绪祥, 马玉鹏, 杜 娟, 等. 周向畸变条件下压气机非轴对称导叶设计方法研究 [J]. *推进技术*, 2022, 43(12): 210787. (LU X X, MA Y P, DU J, et al. Design method of non-axisymmetric guide vane of compressor under circumferential distortion condition [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 210787.)
- [22] HEMSWORTH M C. Development and experiences of first high bypass ratio engine-TF39 [J]. *Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik*, 1970, 16(2): 30-35.
- [23] GUNN E J, HALL C A. Aerodynamics of boundary layer ingesting fans [C]. Düsseldorf: Turbine Technical Conference and Exposition, 2014.
- [24] GUNN E J, HALL C A. Non-axisymmetric stator design for boundary layer ingesting fans [C]. Charlotte: Turbomachinery Technical Conference & Exposition, 2017.
- [25] HALL D K, GREITZER E M, TAN C S. Analysis of fan stage conceptual design attributes for boundary layer ingestion [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(7): 071012.1-071012.10.
- [26] LU H A, YANG Z, PAN T Y, et al. Non-uniform stator loss reduction design strategy in a transonic axial-flow compressor stage under inflow distortion [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92: 347-362.
- [27] FU W G, SUN P. Effect of three non-axisymmetric stator schemes on compressor performance with distorted inlet [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 236(10).
- [28] SUN P, FU W G, WANG H, et al. Numerical research on inlet total pressure distortion in a transonic compressor with non-axisymmetric stator [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(2): 667-678.
- [29] 傅文广. 非轴对称静子对畸变条件下压气机流场影响研究 [D]. 大连: 大连海事大学, 2019.

(编辑:梅 瑛)

Numerical study on effects of non-axisymmetric stator on fan flow field under boundary layer ingestion

FU Wenguang¹, WANG Weijia¹, SUN Peng¹, WANG Chunxue², ZHAO Wei²

(1. College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: The boundary layer ingestion leads to serious total pressure and swirl distortion at the aerodynamic interface between the inlet and the fan, thus reducing the efficiency and stability of the fan, which is one of the main problems restricting its application. In order to improve the anti distortion ability of the fan, the fan stator is non-axisymmetrically designed and numerically simulated. The results show that compared with the original fan, the non-axisymmetric stator efficiency increased by 0.31%, the stall margin increased by 50.5%, the internal flow field of the fan is significantly improved, the diffusion factor is reduced, the corner separation range of the suction surface of the vane tip in the distortion zone is obviously cut down, and the flow capacity of the vane channel increases. The non-axisymmetric stator modification scheme changes the vane inlet metal angle and chord in the distortion zone, so that the incidence angle is basically unchanged, the solidity increases, and the airflow is not easily separated on the suction surface, thereby reducing the corner separation range, the dynamics loss is reduced, and the performance of the fan is improved.

Key words: Boundary layer ingestion; Non-axisymmetric stator; Diffusion factor; Stall margin; Corner separation

Received: 2022-06-26; Revised: 2022-10-27.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2206060

Foundation item: Scientific Research Program of Tianjin Education Commission (2021KJ060).

Corresponding author: SUN Peng, E-mail: psun@cauc.edu.cn