



DOI:10.12404/j.issn.1671-1815.2401640

引用格式: 蔡润峰, 史磊, 姜瑞麟, 等. 前缘侵蚀对民航发动机风扇/增压级气动特性的影响[J]. 科学技术与工程, 2025, 25(3): 1280-1289.

Cai Runfeng, Shi Lei, Jiang Ruilin, et al. Effect of leading edge erosion on the aerodynamic characteristics of Fan/Booster stages of civil aviation engines[J]. Science Technology and Engineering, 2025, 25(3): 1280-1289.

# 前缘侵蚀对民航发动机风扇/增压级 气动特性的影响

蔡润峰<sup>1</sup>, 史磊<sup>2\*</sup>, 姜瑞麟<sup>3</sup>, 彭云楚<sup>4</sup>, 陈国顺<sup>5</sup>

(1. 中国民航大学航空工程学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学中欧航空工程师学院, 天津 300300;  
3. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200100; 4. 西交利物浦大学智能工程学院, 苏州 215123;  
5. 厦门航空有限公司发动机管理中心, 厦门 361009)

**摘要** 为了分析风扇转子叶片前缘侵蚀对压缩系统不同内外涵工况气动特性的影响,通过多级联算数值分析了某型大涵道比发动机压缩系统气动特性变化。研究表明,在峰值效率点工况下,前缘侵蚀后的发动机压缩系统总压比、等熵效率和通道流量分别相对下降0.18%、0.879%和0.972%。对风扇转子叶片而言,前缘侵蚀导致外涵道近喘点工况下95%叶高处表面静压系数曲线轴向0~24%区间的斜率下降,静压降低,轴向24%~40%区间的斜率上升,使叶型负荷降低,增压能力下降,激波向前移动。此外,前缘侵蚀会使外涵道近喘点处整体风扇叶片的攻角增大2°左右,导致叶片气动效率和失速裕度产生变化,偏离原始叶型设计。

**关键词** 压缩系统; 风扇叶片; 前缘侵蚀; 气动特性; 攻角

中图法分类号 V231.3;

文献标志码 A

## Effect of Leading Edge Erosion on the Aerodynamic Characteristics of Fan/Booster Stages of Civil Aviation Engines

CAI Run-feng<sup>1</sup>, SHI Lei<sup>2\*</sup>, JIANG Rui-lin<sup>3</sup>, PENG Yun-chu<sup>4</sup>, CHEN Guo-shun<sup>5</sup>

(1. Aeronautical Engineering Institute, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;  
2. Sino-European Institute of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;  
3. Aircraft Design & Research Institute, COMAC Shanghai, Shanghai 200100, China;  
4. School of Advanced Technology, Xi'an Jiaotong-Liverpool University, Suzhou 215123, China;  
5. Engine Management Center, Xiamen Airlines Co., Ltd, Xiamen 361009, China)

**[Abstract]** In order to analyze the effect of fan rotor blade leading edge erosion on the aerodynamic characteristics of the compression system for different internal and external culverting conditions, multilevel cascade calculations were used to investigate the changes in the aerodynamic characteristics of the compression system of a certain type of engine with large culverting ratio. The results show that the total pressure ratio, isentropic efficiency and channel flow rate of the engine compression system after leading edge erosion relatively decrease by 0.18%, 0.879% and 0.972%, respectively, under the peak efficiency point working condition. For fan rotor blades, leading edge erosion leads to a decrease in the slope of the surface static pressure coefficient curve in the axial 0~24% interval of the surface static pressure coefficient curve at the height of 95% of the blades under near-surge point conditions in the outer culvert channel, with a decrease in static pressure, and an increase in the slope in the axial 24%~40% interval, which reduces the loading of the blade, reduces the pressurizing capacity, and moves the surge wave forward. In addition, leading edge erosion increases the angle of attack of the overall fan blade at the near-surge point of the outer culvert by about 2°, resulting in changes in blade aerodynamic efficiency and stall margin, which deviates from the original blade design.

**[Keywords]** compression system; fan blade; leading edge erosion; aerodynamic characteristics; incidence

收稿日期: 2024-03-08 修订日期: 2024-04-25

基金项目: 翼型-叶栅空气动力学国家重点实验室开放基金(6142201200509); 民航航空器适航审定技术重点实验室开放基金(SH2022070501)

第一作者: 蔡润峰(2001—),男,汉族,广东广州人,硕士研究生。研究方向:前缘侵蚀。E-mail:Clarence\_crf@foxmail.com。

\*通信作者: 史磊(1988—),男,汉族,河北唐山人,博士,讲师,硕士研究生导师。研究方向:轴流叶轮机械气动热力学。E-mail:lshi@cauc.edu.cn。

风扇增压级作为航空发动机的重要组成部分之一,在实际运行过程中,会与大气环境中的砂砾杂质直接接触并产生摩擦及碰撞,风扇叶片前缘易退化为钝头叶型<sup>[1]</sup>。此现象会导致发动机整机效率下降,气动性能衰退<sup>[2-5]</sup>。

对于风扇叶片前缘侵蚀,根据典型航空材料受固体颗粒物的侵蚀规律和机理<sup>[6]</sup>,侵蚀量与时间基本呈线性关系。汉莎航空公司将发动机运行和维护过程中观察到的典型风扇叶片前缘侵蚀类型系统分类整理为代表不同侵蚀程度的简化模型:钝头前缘叶型、叶尖间隙高度变化叶型、弦长减少的钝头前缘叶型、弦长减少但进行前缘优化重塑叶型<sup>[7]</sup>。彭鸿博等<sup>[8]</sup>对于钝头前缘叶片进行数值模拟计算,结果表明,钝头前缘会使得风扇转子稳定工作裕度下降,叶尖激波结构前移。

Tabakoff<sup>[9]</sup>对压缩机进行侵蚀试验,从压缩机试验台实验中发现,侵蚀损伤会导致发动机效率和性能显著降低。性能下降主要是由于叶片前缘和后缘、叶尖泄漏、表面粗糙度和压力分布的变化。Reid等<sup>[10]</sup>选取 rotor14 作为研究对象对发动机风扇叶片前缘侵蚀进行研究,为模拟真实叶片前缘侵蚀,对原始叶片进行削减,研究表明,侵蚀会导致前缘厚度增加,从而导致流量减少。Schmucker 等<sup>[11]</sup>表示,叶尖间隙变化 1% 可使质量流量和效率降低 2%,喘振裕度降低 7.5%。

Giebmans 等<sup>[12]</sup>则针对实际运行中叶片前缘侵蚀现象进行分析归纳,发现跨音速风扇转子叶片前缘侵蚀多集中在 50% 叶高以上,侵蚀程度可达到 1.1% 弦长。Sayma 等<sup>[13]</sup>探究不同前缘侵蚀形貌对叶片气动性能的影响。确定由叶根至叶中前缘侵蚀量较小,叶中至叶尖下部前缘侵蚀量大概从 0.3% 至 1% 变化,且叶尖处侵蚀量较小。Li 等<sup>[14]</sup>选取某在役航空发动机的其中一级高压压气机级作为对象,实际叶片前缘侵蚀造成弦长减小 6.69%,结果显示其效率和压比分别降低 0.27% 和 0.16%,叶片形貌的改变导致流场性能急剧恶化,增大压气机失速的可能。

在内外涵联算方面,压缩系统作为一个整体,级间互相影响,且由于流动连续性,风扇前缘所产生的流场变化对后续部件流场会产生干涉,因此对压缩系统进行多级联算相较于对单一部件进行研究更能反映真实流场,且也能达到设计特性预估的工程精度要求<sup>[15]</sup>。郑覃等<sup>[16-17]</sup>便研究了不同内外涵工况对于双涵匹配的影响,最终阐明双涵匹配机制本质上取决于风扇的总压比-流量特性以及内外涵流量再分配机制的共同作用。并且前缘侵蚀会对攻角产生影响<sup>[18]</sup>,

导致叶型损失增加<sup>[19]</sup>,增压能力有所下降,特别是在负攻角工况下,影响有所扩大。

选取某型大涵道比发动机压缩系统的风扇/增压级作为研究对象,采用多级联算的方式进行全流场数值模拟,研究风扇前缘侵蚀对风扇/增压级整体及级间的气动特性影响。对发动机日常运营、压气机风扇叶片设计和优化具有参考意义。

## 1 数值计算方法

### 1.1 研究对象

本文研究对象为某大涵道比发动机的风扇增压级部分,其参数如表 1 所示。发动机风扇增压级几何模型三维示意图如图 1 所示。风扇叶片前缘侵蚀处理如图 2 所示,在 50% ~ 100% 叶高处为侵蚀程度 0.5% 弦长的钝头前缘,0 ~ 50% 叶高处为侵蚀程度 0.05% 弦长的钝头前缘。对于该风扇转子侵蚀处理过后的模型称为混合侵蚀模型。

表 1 风扇增压级参数

Table 1 Fan booster stage parameters

参数	数值
风扇叶片 $N/\text{个}$	24
外涵导叶 $N/\text{个}$	76
内涵导叶 $N/\text{个}$	108
第一级(动/静) $N/\text{个}$	74/136
第二级(动/静) $N/\text{个}$	78/136
第三级(动/静) $N/\text{个}$	74/136
设计转速 $s/(\text{r}\cdot\text{min}^{-1})$	5 175
0 ~ 50% 叶高处侵蚀/ $\mu\text{m}$	0.05% 弦长
50% ~ 100% 叶高处侵蚀/ $\mu\text{m}$	0.5% 弦长

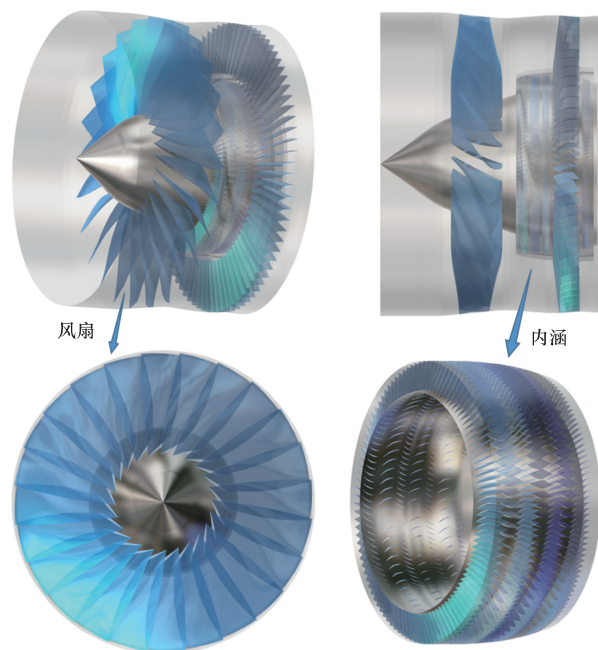


图 1 某大涵道比发动机风扇增压级部分

Fig. 1 The fan booster stage of a large-bypass-ratio engine

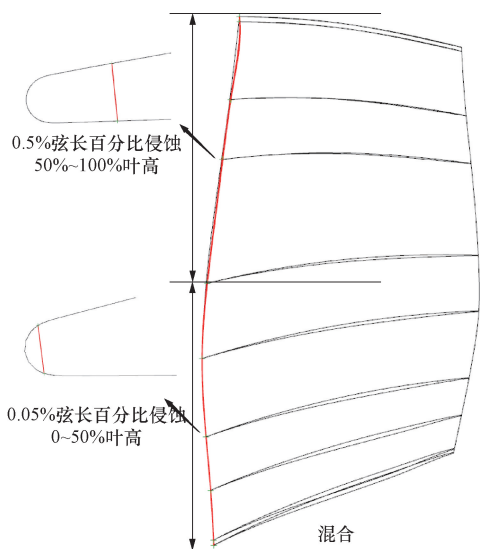


图2 风扇叶片前缘侵蚀处理

Fig. 2 Fan blade leading edge erosion treatment

### 1.2 模拟手段

采用 NUMECA 商业软件开展数值模拟计算, 网格模型由 Autogrid5 模块生成, 利用 Fine/Turbo 模块进行计算, CFView 模块进行后处理。采用雷诺平均 (Reynolds equation, RANS) 方法定常计算求解, 选择理想空气 (perfect air) 作为流体模型, 在求解过程中, 不涉及复杂的涡流模拟, 因此选择 Turbulent Navier-Stokes 数学模型与 Spalart-Allmaras 带拓展壁面湍流模型。空间差分法采用二阶中心方案, 时间项处理方法为四阶 Runge-Kutta 迭代解。采用多网格技术加速计算收敛, 库朗数 (Courant-Triedrichs-Lewy, CFL) 数设为 3。初始进口条件设置如表 2 所示。为了确定不同涵道近端点对应的背压条件, 分别将内外涵道的出口静压从较小数值处设置 1 000 Pa 等梯度逐渐增加, 当计算无法收敛时, 利用二分法减半重新计算。峰值效率点的确定方法同理。

表 2 进出口边界条件

Table 2 Inlet and outlet boundary conditions

条件	参数	数值
进口条件	总温/K	288.15
	总压/Pa	101 325
	转速/(r·min <sup>-1</sup> )	5 175
出口条件	平均静压/Pa	10 200

### 1.3 网格无关性验证

在 AutoGrid5 模块中生成 O4H 网格。为了验证网格的无关性, 分别生成了数量为 5.6 × 10<sup>6</sup>、6.1 × 10<sup>6</sup>、6.6 × 10<sup>6</sup>、7.1 × 10<sup>6</sup>、7.6 × 10<sup>6</sup> 的网格模型进行数值模拟计算。五套网格从低到高不断加密, 分别以 1.09 倍增加压缩系统各部件的网格数, 因此总网格数近似接近倍数关系。进行流场仿真计算, 后对计算

结果进行汇总并将全局峰值效率点处 (内涵背压 183 kPa, 外涵背压 133 kPa), 本文中当前使用的工质为空气, 根据数据取比热比值为 1.4。如图 3 所示, 可知 6.6 × 10<sup>6</sup> 网格数模型与另外四套网格模型总等熵效率参数和总压比误差在 0.2% 以内, 而且此时的总等熵效率和总压比达到最大值。因此选择 6.6 × 10<sup>6</sup> 的网格数模型进行求解并对后续流场对比分析。

当前壁面函数 y+ 值分布云图如图 4 所示, 可知 y+ 值平均小于 10, 满足 Spalart-Allmaras 湍流模型要求, 数值计算结果具有可靠性。

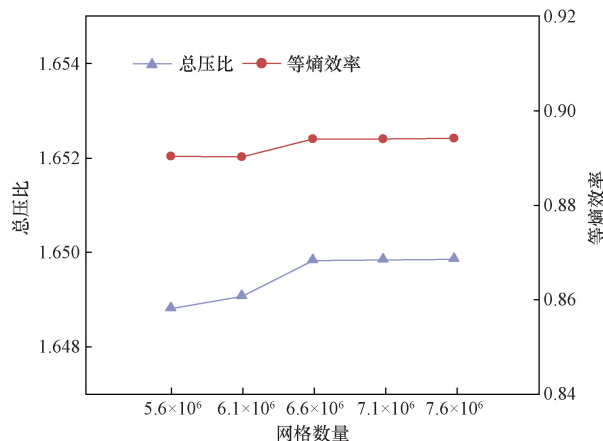


图3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence verification

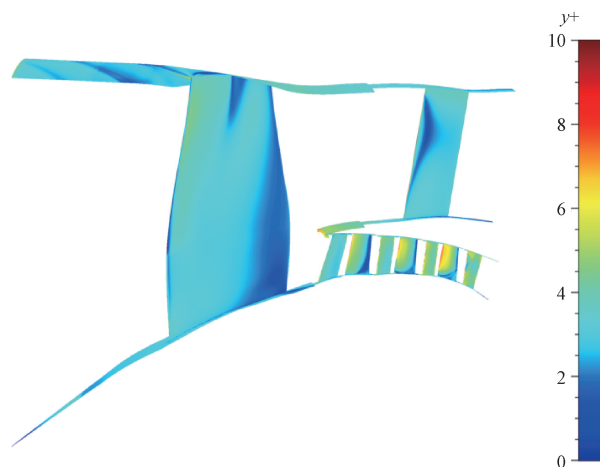


图4 y+ 值分布云图

Fig. 4 Cloud map of the y+ distribution

## 2 结果与分析

等熵效率的计算公式为

$$\eta_{is} = \frac{\left(\frac{P_{outlet}^*}{P_{inlet}^*}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{outlet}^*}{T_{inlet}^*} - 1} \quad (1)$$

式(1)中:  $\eta_{is}$  为等熵效率;  $P_{outlet}^*$  为涵道出口总压;  $P_{inlet}^*$  为风扇进口总压;  $T_{outlet}^*$  为涵道出口总温;  $T_{inlet}^*$  为风扇进口总温;  $\kappa$  为比热比,在本文中假设其为常数,使用工质为空气,根据数据取比热比值为1.4,通过式(1)可算出在改变外涵道出口背压的情况下,内外涵道等熵效率随总流量的改变趋势。

2.1 前缘侵蚀对压缩系统气动特性的影响

以总流量为 X 轴、等熵效率为 Y 轴,通过改变不同内外涵背压,分别绘制出内外涵道的流量-总压比曲线和流量-效率曲线,如图 5 和图 6 所示(Ori 为原始叶片模型,Mix 为混合侵蚀叶片模型)。

由图 5 和图 6 可以看出,前缘侵蚀使气级的总压比和等熵效率整体下降。内涵道特性曲线显示,与原始叶片模型相比,前缘侵蚀叶片模型的近端点压比降低 0.001,等熵效率降低 0.378% 以及通道流量下降 1.83 kg/s,整体曲线向流量减小方向移动,说明叶片的侵蚀导致流道的流通能力下降,流动

状态趋于阻塞。

外涵道特性曲线显示,前缘侵蚀叶片模型的峰值效率点处压比降低 0.003,等熵效率降低 0.786% 以及通道流量下降 2.53 kg/s,近端点处压比降低 0.01,等熵效率降低 2.183% 以及通道流量下降 7.43 kg/s。整体曲线向流量减小方向移动,同样说明了叶片的侵蚀导致流道的流通能力下降,流动状态趋于阻塞。

此外,对比内外涵流量特性曲线可以发现,改变外涵道出口背压所带来的外涵道等熵效率及压比的衰退更加严重,这也与大涵道比涡扇发动机特性相符合。

如图 7 所示,对比了两种工况,压缩系统的涵道比随着,工况一(改变外涵道出口背压)和工况二(改变内外涵道出口背压)的变化规律。研究表明,压缩系统的涵道比随着外涵道出口背压的提高而降低,随着内涵道出口背压的提高而提高。这是由于改变外涵道背压时,随着外涵道出口背压增大,外涵道流量逐渐减小,内涵道流量缓慢提升,造成涵道比整体呈下降趋势;改变内涵道背压时,随着内涵道出口背压增大,内涵道流量逐渐减小,外涵道流量缓慢提升且提升速度快于内涵到流量减小速度,造成涵道比整体呈缓慢上升趋势。

工况一中,峰值效率点和外涵道近端点前缘侵蚀风扇叶片的涵道比分别上升 0.07 和下降 0.125,这是因为前缘侵蚀后,外涵道流量略微下降,内涵道流量平缓下降,导致整体涵道比相较于原始叶片高,而增大的背压达到一定程度时,前缘侵蚀叶片的外涵道流量下降速度加快,导致涵道比相较于原始叶片低。

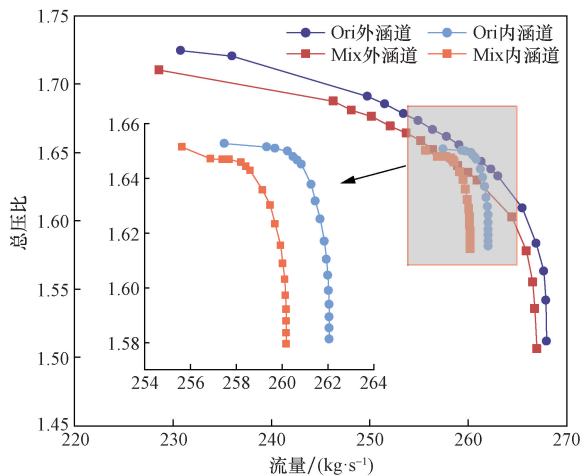


图 5 流量-总压比曲线

Fig. 5 Flow-total pressure ratio curve

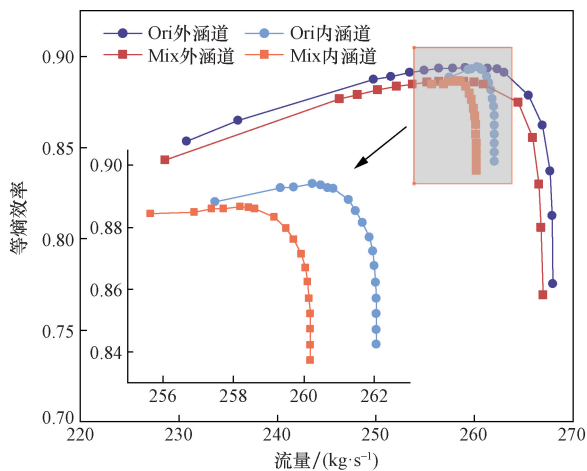


图 6 流量-效率曲线

Fig. 6 Flow-efficiency curve

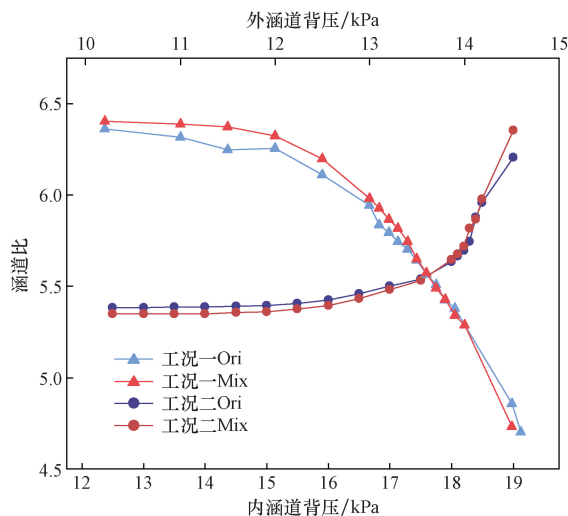


图 7 压缩系统的涵道比随两种方案的变化

Fig. 7 The variation of the bypass ratio of the compression system with two schemes

而在工况二中,由于前缘侵蚀后,外涵道流量平缓下降,内涵道流量略微下降,导致整体涵道比相较于原始叶片低,而增大到一定背压时,前缘侵蚀叶片的内涵道流量速度加快,导致涵道比相较于原始叶片高。峰值效率点和外涵道近端点前缘侵蚀风扇叶片的涵道比分别下降 0.07 和上升 0.147。

涵道流路不但控制着压缩系统内部的流量分配,决定各部件的匹配工作状态,其流动特性与损失水平也影响整个压缩系统的匹配过程,并进一步影响发动机的总体性能。所以在前缘侵蚀过后,涵道比的变化可能会导致匹配过程受损,造成发动机总体性能下降。因此,本文将选取峰值效率点和涵道比改变最为剧烈的内外涵近端点三种工况进行分析。

### 2.2 前缘侵蚀对风扇叶片流场的影响分析

由于风扇叶片位于增压级前端部分,为气动特性变化的主要体现,所以将对于风扇叶片着重分析。

前缘侵蚀会影响叶片静压系数分布并导致涡

流发生变化,如图 8 所示为前缘侵蚀与原始风扇叶片吸力面表面极限流线和静压系数的分布。在峰值效率点处时,受到混合侵蚀的风扇叶片吸力面处相较于原始风扇叶片,激波向下移动,区域 1 静压系数减小,区域 2 静压系数增大,大约 70% 叶高处开始叶尖到叶展中部的径向压力梯度增大,流动承受离心力能力增强,气流向叶展中部聚集。

在内涵道近端点时,激波相较于图 8(a)是向下移动的。其他总体变化情况与图 8(a)相似,但总体变化幅度与其相比较略小。而外涵道近端点工况下的变化,相较于图 8(a)和图 8(b)尤为显著。由于激波向叶片前缘处移动,导致区域 1 的静压系数增大。

此外,流线大幅偏折形成再付线,说明激波强度增大。其次,在叶片前缘中部至叶根处气体流向发生改变,逐渐转变为向径向移动。这是因为叶片前缘侵蚀导致角区分离加剧,靠近端壁的损失也相应加剧端壁,流动堵塞极大地降低轴向速度,出口绝对气流角减小,将会影响转子出口速度,导致叶根处效率和压比显著减小。

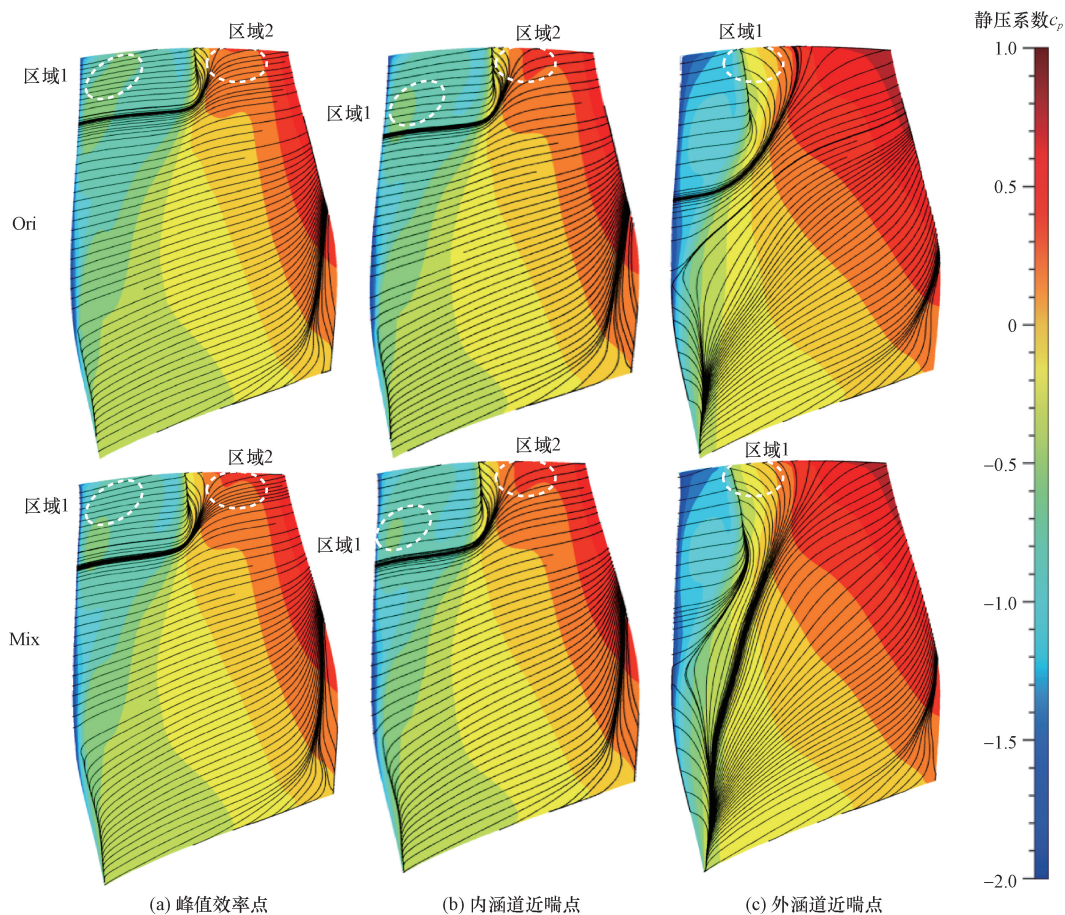


图 8 风扇转子吸力面静压系数和近壁面极限流线的分布

Fig. 8 The distribution of static pressure coefficient and limiting streamlines on fan rotor suction surface

静压系数用来描述叶片的抗压能力,其计算公式为

$$c_p = \frac{p - p_{in}}{p_0 - p_{in}} \quad (2)$$

式(2)中: $p$ 为流场内任一点的静压; $p_{in}$ 为入口截面压力; $p_0$ 为相对总压。

为了能更清晰地看到风扇叶片前缘侵蚀导致的静压系数变化,如图9所示,选取风扇叶片分别于10%、50%、95%叶高,静压系数沿叶片的轴向分布情况。由图9可知在风扇叶片10%、50%叶高处,3种不同工况的静压系数在经过前缘侵蚀后与原型

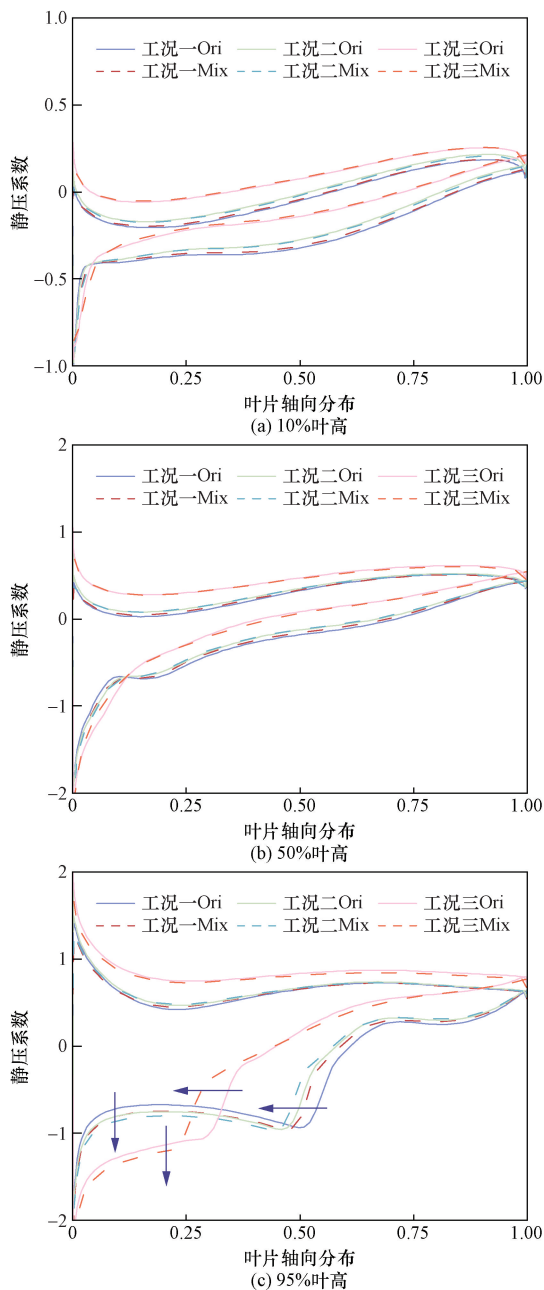


图9 静压系数于不同叶高处沿风扇叶片轴向分布图  
Fig. 9 Distribution of static pressure coefficients along the axial direction of fan blades at different blade heights

叶片的分布曲线几乎完全重合,说明风扇叶片前缘侵蚀在风扇10%和50%叶高处对于叶片表面静压系数曲线无太大影响。

而在风扇95%叶高处,峰值效率点工况下的侵蚀后静压系数曲线在轴向0~50%时斜率下降,在轴向50%~65%时斜率上升,这也与图5(a)的静压系数变化所对应。同样的,内涵道近端点工况的静压系数曲线的变化也与峰值效率点处类似,但整体变化幅度与峰值效率点处相比较略小,这也与图5(b)中的静压系数变化所对应。说明图5(a)、图5(b)两种工况在轴向0~50%时静压降低,而在轴向50%~65%处总压降低,使叶片扩压能力减弱。

外涵道近端点工况的静压系数曲线则是在前缘侵蚀后,轴向0~24%时斜率下降,在轴向大约24%~40%时斜率上升,且变化幅度强于图5(a)、图5(b)两种工况,使静压系数曲线包裹面积缩小,这也与图5(c)的静压系数变化所对应。说明图5(c)工况下,轴向0~24%处时静压降低,而在轴向24%~40%处总压降低,减弱了叶片的扩压能力。同时证明外涵道近端点对于发动机的静压系数影响更大,这也与大道涵比涡扇发动机特性相符合。

图10所示为不同工况下的风扇95%叶高等熵马赫数沿径向分布。由图10可知,前缘侵蚀后,3种工况下的风扇叶片吸力面激波都会向进口方向移动,其中外涵道近端点移动距离最长从30%弦长位置移动至24%的弦长位置,且3种工况下的激波前等熵马赫数上升,将会导致激波损失增大,一定程度上说明了前缘侵蚀导致效率降低的原因。

如图11所示为风扇叶片不同工况下95%叶高处的相对马赫数云图。在峰值效率点工况下,吸力面叶尖的高速区域面积和数值,侵蚀叶片相较于原始叶片明显增大,说明激波-附面层干扰加重,导致分离损失急剧增加。且气流通过激波后所产生的马赫数为1左右的速度区,侵蚀叶片相较于原始叶片面积减小,说明速度损失增大。在内涵道近端点工况下,整体变化与图11(a)处类似,但相较于其激波的区域略微增大。在外涵道近端点工况下,整体变化也与图11(a)处类似,但变化的数值和幅度更大。同时,相较于图11(a)和图11(b)处,原本激波经过叶尖后所产生的马赫数为1左右的速度区消失,激波区域明显增大,叶尖处高速区数值增大,尾迹低速区区域面积增大,其中产生的低速气体可能会与主流区发生掺混产生动量交换,造成掺混损失增加,导致整体气动性能下降,说明改变外涵道背压对于风扇流场的影响更大,且前缘侵蚀会导致气动损失加剧。3种工况下激波后的分离区也有一定扩大,也与图10对应。

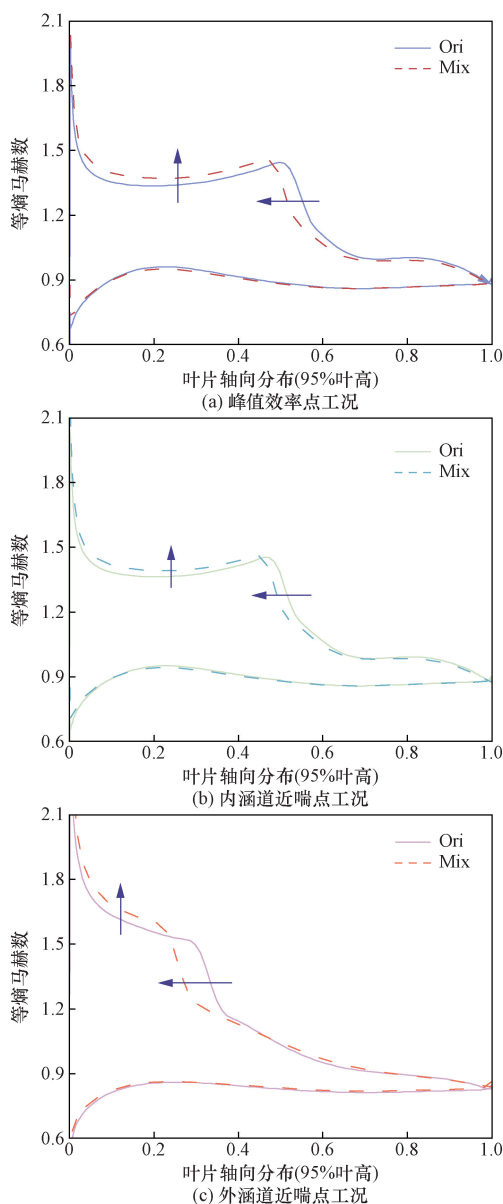


图 10 不同工况下风扇 95% 叶高等熵马赫数轴向分布  
Fig. 10 Axial distribution of Mach number with high entropy of 95% of the fan's high blades under different operating conditions

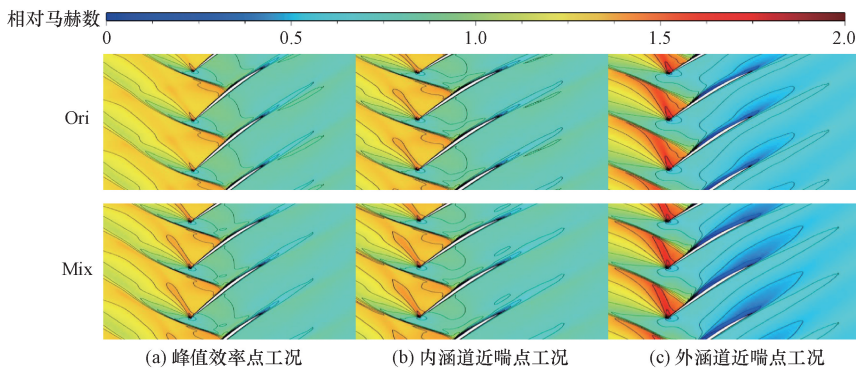


图 11 不同工况下风扇 95% 叶高处相对马赫数云图  
Fig. 11 Relative Mach number cloud at the height of 95% of the fan blades under different operating conditions

### 2.3 前缘侵蚀对叶型气动特性匹配的影响

由于叶片叶型角度的变化同样会影响气动特性,本文中对前缘侵蚀前后的叶片叶型角度变化数据进行分析。如图 12 所示为风扇叶片进口及出口气流角沿叶高分布图,可知,在 40% ~ 80% 叶高左右,侵蚀叶型的进口气流角会有略微增大[图 12(a)];则在 10% ~ 30% 叶高左右,侵蚀叶型的出口气流角有着略微减小[图 12(b)],在 40% ~ 100% 的叶高处,侵蚀叶型的进口气流角显著增大[图 12(c)]。说明前缘侵蚀会对峰值效率点和外涵道近端点处进口气流方向产生偏差。

如图 13 所示为风扇叶片攻角和落后角沿叶高分布图,可知,前缘侵蚀导致峰值效率点工况下的攻角在 50% ~ 80% 叶高处小幅降低,内涵道近端点工况下的攻角在 40% ~ 60% 叶高处有所降低,但前两种工况整体变化幅度都不大,而外涵道工况下整个叶片不同高度的攻角都有着 2° 左右的增大,失速风险将会上升,说明前缘侵蚀对于外涵道近端点的攻角影响更为显著,并将导致叶片气动效率下降和失速裕度产生变化,偏离原始叶型设计。

对于落后角而言,在前缘侵蚀的条件下,峰值效率点工况的落后角在 60% ~ 100% 叶高处减小,0 ~ 60% 叶高处增大,最值提高。而内涵近端点处前缘侵蚀后叶根处最值下降。此外,外涵道近端点工况落后角则只在 40% ~ 100% 叶高处有少量波动变化。说明前缘侵蚀对于落后角的影响则在峰值效率点处更为显著,还将导致叶片气动效率下降。

为了探究进一步探究前缘侵蚀对于攻角特性的影响,对气流转折角的变化进行研究。气流转折角定义为

$$\Delta\beta = \theta + i - \delta \tag{3}$$

式(3)中:  $\theta$  为叶型弯角;  $i$  为攻角;  $\delta$  为落后角。

由图 13 发现气流转折角整体趋势都随着叶高

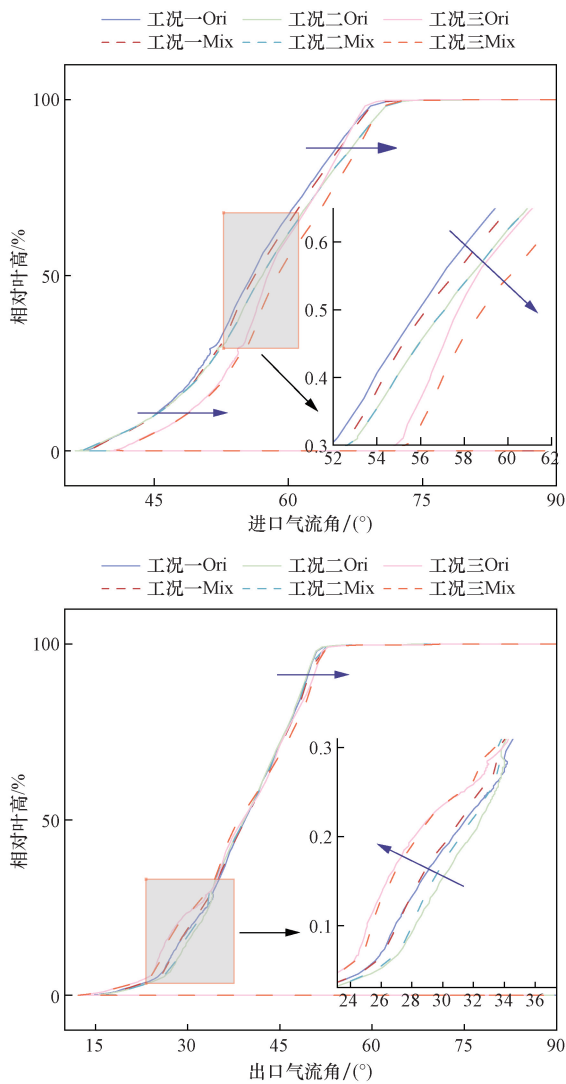


图 12 风扇叶片进口及出口气流转折角沿叶高分布图  
Fig. 12 Fan blade inlet and outlet airflow angle distribution

的增高而逐渐增大。由气流转折角的公式式(3)可以看出,对于叶型弯角不变,气流转折角与攻角呈线性变化,不同工况下风扇叶片气流转折角在不同叶高处变化情况,如图 14 所示。

可以发现 3 种不同工况下的气流转折角分别会在靠近叶根和叶尖处达到最值,而在前缘侵蚀的影响下,3 种工况气流转折角变化各不相同,峰值效率点工况下,叶尖处气流转折角略微增大,叶根处最值减小 0.846°,内涵道近喘点工况下,气流转折角在叶片 0~40% 叶高处增大,40%~100% 叶高处最值减小 0.812°。外涵道近喘点工况则是在达到叶根最值前,气流转折角整体增大 1°~2°,叶根处最值变化微小,仅下降 0.0665°,但由于外涵道近喘点处的气流转折角相较于另两种工况已经平均增大 4°,此时气流转折角的增大将会使 20%~100% 叶高处叶片气动载荷升高。

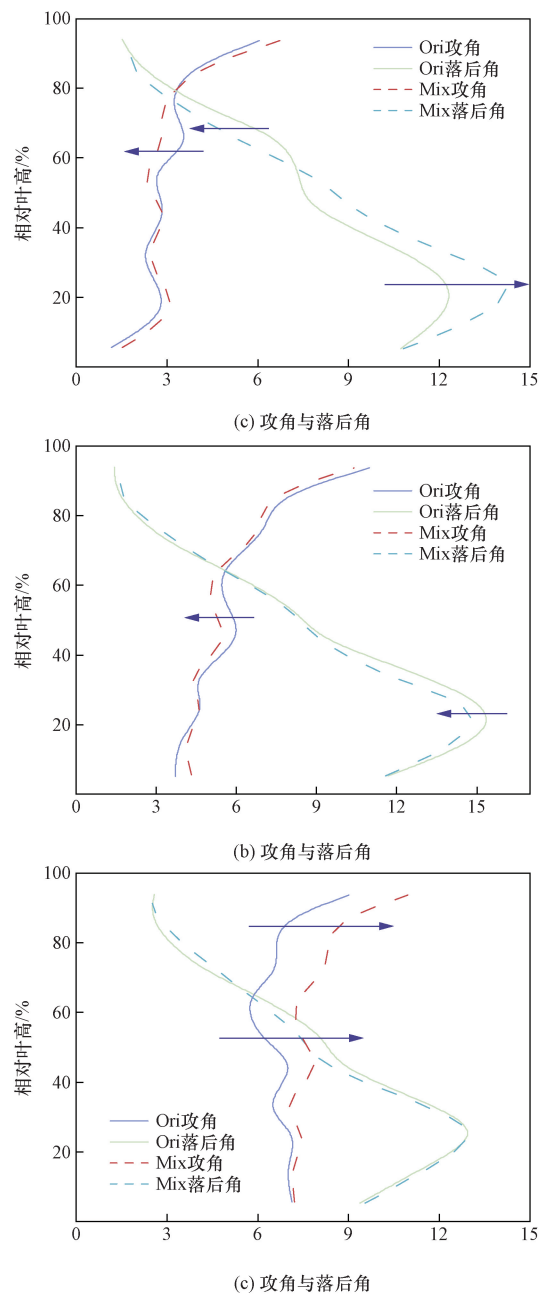


图 13 不同工况下攻角和落后角沿叶高分布图  
Fig. 13 Distribution of angle of incidence and deviation along the leaf height under different operating conditions

### 3 结论

通过建立 50%~100% 叶高处为侵蚀程度 0.5% 弦长的钝头前缘以及 0~50% 叶高处为侵蚀程度 0.05% 弦长的钝头前缘的混合侵蚀风扇叶片模型,与原始风扇叶片的压缩系统模型进行数值仿真计算,对气动特性和叶型角度变化进行了研究,得到如下结论。

(1)随着外涵道出口背压变化,压缩系统流场特性曲线向流量减小的方向移动,流道的流通能力

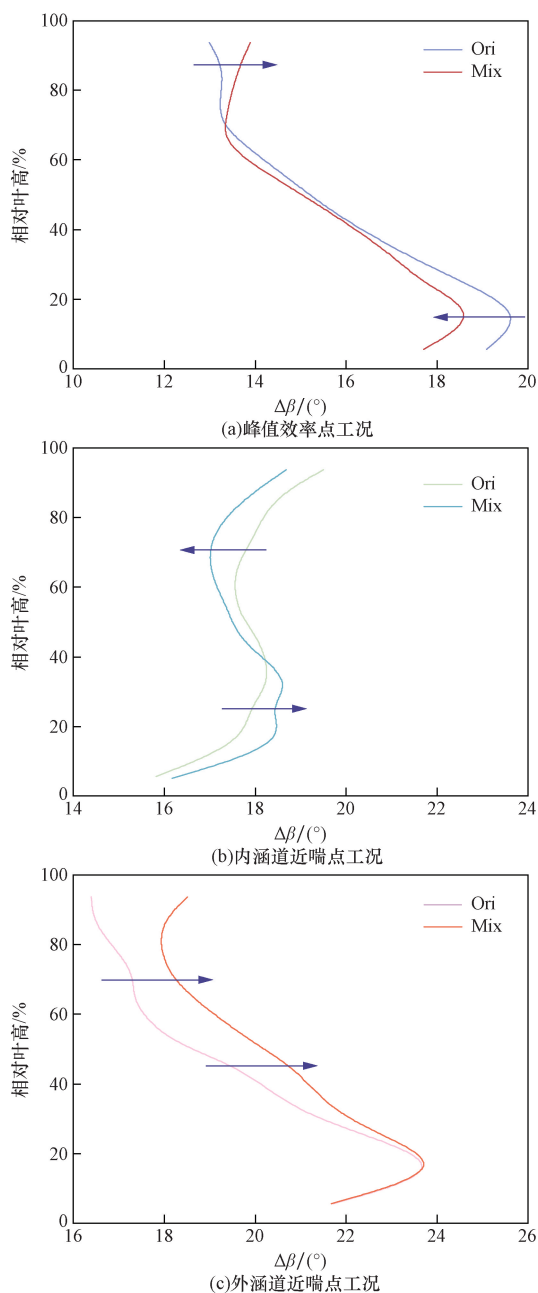


图 14 不同工况下气流转折角沿叶高分布图  
Fig. 14 Distribution of air turning angle along the leaf height under different working conditions

下降,流动状态趋于阻塞。随着前缘侵蚀,峰值效率点处的等熵效率下降 0.786%, 压比下降 0.3, 涵道比也随着前缘侵蚀的影响产生变化,使风扇匹配性下降,发动机整体性能下降。

(2)前缘侵蚀会导致叶片激波区域的面积和大小发生改变,尤其在外涵道近端点工况下。而对于静压系数,前缘侵蚀使静压系数曲线在 95% 叶高处轴向 0 ~ 24% 时斜率下降,静压降低。在轴向大约 24% ~ 40% 时斜率上升,使静压系数曲线包裹面积缩小,总压降低,减弱了叶片的扩压能力。

(3)前缘侵蚀对风扇的流场影响主要集中于叶尖,并且在 95% 叶高至叶顶处,叶片的做功能力出现明显退化,总压损失明显,并使激波处低速区面积减小,导致气动损失加剧。且该影响对于外涵道近端点工况更加严重。

(4)在前缘侵蚀后,来流工况发生改变,外涵道近端点工况下,叶片整体攻角有着 2° 左右的增大,失速风险将会上升,导致叶片气动效率下降和失速裕度产生变化,偏离原始叶型设计。此外,20% ~ 100% 叶高处气流转折角增大,叶片气动载荷升高。

#### 参 考 文 献

- [1] Hergt A, Klinner J, Steinert W, et al. The effect of an eroded leading edge on the aerodynamic performance of a transonic fan blade cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(2): 021006.
- [2] 于贤君, 朱宏伟, 刘宝杰. 亚音叶型前缘形状对附面层参数影响[J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(10): 2108-2118.  
Yu Xianjun, Zhu Hongwei, Liu Baojie. Effects of leading-edge geometry on boundary layer parameters in subsonic airfoil[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(10): 2108-2118.
- [3] 李乐, 刘火星, 李鹏. 压气机叶片钝头前缘对边界层气动影响[J]. *推进技术*, 2018, 39(2): 299-307.  
Li Le, Liu Huoxing, Li Peng. Aerodynamic influence of compressor blade with blunt leading edge on boundary layer performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(2): 299-307.
- [4] 赖安卿, 谭燕, 李世林. 压气机叶片边缘磨损对其性能的影响研究[J]. *计算机仿真*, 2020, 37(5): 20-24.  
Lai Anqing, Tan Yan, Li Shilin. Research on influence of edge wear on transonic compressor blade performance[J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2020, 37(5): 20-24.
- [5] 史磊, 杨光, 林文俊. 前缘侵蚀对风扇转子叶片气动特性的影响机理[J]. *航空学报*, 2019, 40(10): 123007-123007.  
Shi Lei, Yang Guang, Lin Wenjun. Influence mechanism of leading-edge erosion on aerodynamic performance of fan rotor blade[J]. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2019, 40(10): 123007-123007.
- [6] 王光存, 李剑峰, 贾秀杰, 等. 离心压缩机叶轮材料 FV520B 冲蚀规律和机理的研究[J]. *机械工程学报*, 2014, 50(19): 182-190.  
Wang Guangcun, Li Jianfeng, Jia Xiujie, et al. Study on erosion behavior and mechanism of impeller's material FV520B in centrifugal compressor[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2014, 50(19): 182-190.
- [7] Giebmanns A, Schnell R, Steinert W, et al. Analyzing and optimizing geometrically degraded transonic fan blades by means of 2D and 3D simulations and cascade measurements [C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. Copenhagen: ASME, 2012: 279-288.
- [8] 彭鸿博, 薛渤韦, 史磊, 等. 跨音速风扇转子叶片前缘再造型优化设计[J]. *科学技术与工程*, 2022, 22(23): 10301-10309.  
Peng Hongbo, Xue Bowei, Shi Lei, et al. Re-modeling optimization design of leading edge of titanium alloy fan blade[J]. *Science*

- Technology and Engineering, 2022, 22(23): 10301-10309.
- [9] Tabakoff W. Study of single-stage axial flow compressor performance deterioration[J]. *Wear*, 1987, 119(1): 51-61.
- [10] Reid L, Urasek D C. Experimental evaluation of the effects of a blunt leading edge on the performance of a transonic rotor [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1973, 95(3): 199-204.
- [11] Schmücker J, Schäffler A. Performance deterioration of axial compressors due to blade defects[C]//AGARD Conference Proceedings Agard CP. Rotterdam: Advisory Group For Aerospace Research and Development, 1994: 16.
- [12] Giebmanns A, Schnell R, Werner-Spatz C. A method for efficient performance prediction for fan and compressor stages with degraded blades[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2015: V02AT37A006.
- [13] Sayma A I, Kim M, Smith S. Leading-edge shape and aeroengine fan blade performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(3): 517-520.
- [14] Li S M, Ramakrishnan R. A CFD study and performance evaluation of service-run variable vanes in a high pressure compressor of a turbofan engine[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Atlanta: Engine Technologies and Repair Development, 2016: 0391.
- [15] 李晓娟, 金海良, 桂幸民. 风扇/增压级内外涵联算的特性数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(12): 2719-2726.
- Li Xiaojuan, Jin Hailiang, Gui Xingmin. Performance numerical investigation of double-channel fan/compressor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(12): 2719-2726.
- [16] 郑覃, 杨小贺, 叶俊, 等. 内涵工况对风扇增压级双涵匹配的影响[J]. *航空学报*, 2022, 43(7): 184-199.
- Zheng Tan, Yang Xiaohe, Ye Jun, et al. Influence of various core working conditions on twin-duct matching in fan booster[J]. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2022, 43(7): 125477.
- [17] 郑覃, 杨小贺, 叶俊, 等. 变外涵工况下风扇增压级双涵匹配机理[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(9): 1946-1956.
- Zheng Tan, Yang Xiaohe, Ye Jun, et al. Twin-duct matching mechanism in fan booster under different bypass working conditions [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(9): 1946-1956.
- [18] 张永军, 陈浮, 冯国泰, 等. 低速条件下压气机静叶栅中弯叶片对变攻角性能影响的数值分析[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(2): 396-402.
- Zhang Yongjun, Chen Fu, Feng Guotai, et al. Numerical investigation of the effects of bowed compressor stator vanes on variable incidence performance at low speed [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(2): 396-402.
- [19] 高丽敏, 蔡宇桐等. 加工误差对压气机叶栅气动性能的影响[J]. *推进技术*, 2017, 38(3): 525-531.
- Gao Limin, Cai Yutong. Experimental investigation on aerodynamic performance of compressor blade considering manufacturing error [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 525-531.