

基于多种分析方法的低压涡轮边界层流动特性研究

孙爽, 黄禛, 康晋辉, 孙小鹏, 王茂茂, 卢乐晗
(中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

摘要:为探究航空发动机低压涡轮吸力面边界层受尾迹影响下的非定常流动特性,本文采用商用软件CFX 15.0进行数值模拟,并使用具有上游尾迹模拟功能的叶栅实验台进行了实验验证。首先,在保持轴向转速不变的情况下,调整上游尾迹杆转速实现了3种不同的上游尾迹折合频率。其次,利用数值模拟得到了3种工况下低压涡轮吸力面边界层流场数据并进行对比分析,分析中特别使用了本征正交分解(POD, proper orthogonal decomposition)、动态模态分解(DMD, dynamic mode decomposition)和傅里叶模态分解(FMD, Fourier mode decomposition)3种新式流场分析方法。结果表明,在3种折合频率下,尾迹中心通过分离区域时,其距离叶面的高度差别较大,尾迹作用下的吸力面边界层中尾迹的影响程度与识别到的主要特征也存在较大差别。

关键词:低压涡轮;边界层;尾迹;分离;卷升涡

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1674-5590(2024)05-0036-09

Study on flow characteristics of low-pressure turbine boundary layer based on multiple analysis methods

SUN Shuang, HUANG Zhen, KANG Jinhui, SUN Xiaopeng, WANG Maomao, LU Lehan
(College of Aeronautical Engineering, CAUC, Tianjin 300300, China)

Abstract: To investigate the unsteady flow characteristics of the low-pressure turbine suction surface boundary layer of an aero-engine under the influence of wake, the commercial software CFX 15.0 was used for numerical simulation in this paper, and a cascade test platform with an upstream wake simulation function was used for experimental verification. Firstly, three different upstream reduced frequencies of wakes were achieved by changing the speed of the upstream wake bar while keeping the axial velocity unchanged. Then, by numerical simulation, the flow field data of the low-pressure turbine suction surface boundary layer under three conditions were obtained and compared. Three new flow field analysis methods including proper orthogonal decomposition (POD), dynamic mode decomposition (DMD) and Fourier mode decomposition (FMD), were used in the analysis. The results show that, under the three reduced frequencies, the height of the wake center from the blade surface differs greatly when it passes through the separation area. The influence degree of the wake in the suction surface boundary layer and the main identified characteristics are also very different under the influence of wake.

Key words: low-pressure turbine; boundary layer; wake; separation; roll-up vortex

在现代航空发动机中,低压涡轮很大程度上影响着整机的性能和重量,如LEAP和GENx等多级低压涡轮发动机中,涡轮占据了发动机总重量的20%~30%^[1];同时,低压涡轮效率每提高1%,发动机耗油率将会减少0.7%~0.9%^[2]。低压涡轮的吸力面损失占据了总叶型损失的60%,因此,减少吸力面边界层的损失非常重要^[3]。吸力面边界层主要以层流为主,但逆压梯度会使其分

离,导致低压涡轮效率大幅降低,低雷诺数时尤其严重^[4-6]。分离带来损失的主要原因在于分离泡的脱落卷升涡现象^[7]。

尾迹是涡轮级间的固有现象,其对分离结构存在抑制作用,可以减小叶型损失^[5,8-9]。尾迹在叶栅通道内会发生拉伸,并在前后分别形成旋向相反的尾迹涡,分为具有不同作用的尾迹中心(WC, wake center)和尾

迹尾部(WT, wake tail)两部分。在尾迹诱导分离转捩过程中, 尾迹中心扰动分离泡引发开尔文-亥姆霍兹(K-H, Kelvin-Helmholtz)卷升涡, 而尾迹尾部则伴随着 Klebanoff 条纹促进卷升涡转捩并抑制分离泡^[10-11]。折合频率是标准化上游环向速度与标准化气流轴向速度之比。不同的折合频率会影响尾迹对分离的抑制效果, 并进一步影响叶型损失。Volino^[12]研究表明, 提高折合频率会有助于抑制分离。Schobeiri 等^[6]认为采用提高折合频率的方法来抑制分离主要体现在降低分离泡的厚度。Mahallati 等^[13]研究表明, 折合频率与叶型损失之间的关系是先下降后上升的。

近年来一些特殊的流场分析方法, 如本征正交分解(POD, proper orthogonal decomposition)^[14]、动态模态分解(DMD, dynamic mode decomposition)^[15]、傅里叶模态分解(FMD, Fourier mode decomposition)^[16]等被用来获取各种流场中的特征结构, 并取得了一定成果。Sirovich^[14]推导了 POD 方法, 并给出使用非连续的大量瞬时流场数据进行离散的 POD 公式, 指出 POD 方法的实质是获取流场的空间相干模态。Winhart 等^[17]使用 POD 方法识别到了主要旋涡结构位置, 并指出 POD 识别到的结构可能会表现为多个涡结构的组合。Lengani 等^[18]使用 POD 方法对叶栅实验台的数据进行分析, 说明了叶栅展向截面 POD 结果中对偶模态的存在, 以及其与周期性涡通过区域的对应, 同时也展示了 POD 重构的方法以及结构明显的重构流场。转捩过程中产生的卷升涡也是周期性涡, 也可以参考 POD 方法进行识别。高波等^[19]使用 POD 方法成功识别到了流场的主要结构。傅珏等^[20]研究表明, 仅用前几阶 POD 模态便可以很好地重构流场。DMD 方法是 Schmid^[21]提出的, 其初衷是规避 POD 方法应用二阶统计量分解丢失信息的缺点。Lengani 等^[22]将 POD 和 DMD 在分析层流分离泡上进行对比, 表明 DMD 可以成为 POD 方法的有力补充。袁猛等^[15]讨论了涡结构周期性稳定与不稳定情况下 DMD 分析结果的区别, 表明了 DMD 稳态圆与流场的定性关联。Sayadi 等^[23]证明了 DMD 方法对转捩过程中涡结构的良好识别性。DMD 方法同时也在其他一些研究中得到了应用^[24-25]。

目前, 以上研究方法在平板实验中的优秀性能已经得到证明, 但少有文献给出将这些方法直接应用于高负荷低压涡轮吸力面边界层时的效果。本文将使用这些流场分析方法来分析不同折合频率的尾迹作用下高负荷低压涡轮吸力面边界层流场的特征, 同时也结合传统分析方法与以上分析方法进行对比。

1 建模与仿真

1.1 建模与网格划分

本文采用的模型如图 1(a)所示, Pak-B 叶栅模型参数如表 1 所示, 对尾迹杆和叶片部分分别进行了建模和网格划分。从叶片尾缘到出口平面的距离设置为叶片轴向弦长 C_x , 以减少出口压力反射影响。尾迹杆与叶片前缘之间的距离为 $0.6C_x$ 。模型参数基于中国民航大学的叶栅实验台和文献[13]设置。考虑到计算消耗, 并参考了文献[26-28]的研究方法, 本文仿真中计算域的展向宽度设置为 $0.18C_x$ 。如图 1(b)所示, 叶片近壁区域使用 O 型网格进行划分, 叶片近壁区域外使用 H 型网格进行划分。在叶片计算域内约有 1 100 万个节点, 尾流杆计算域内约有 116 万个节点。叶片壁面法线方向上的第一个网格层最大高度约为栅距的 4.5×10^{-5} 倍, 这保证了仿真计算中除前缘的距壁面距离 y^+ 约为 3 以外, 重要的尾迹作用区域的 $y^+ < 1$ 。

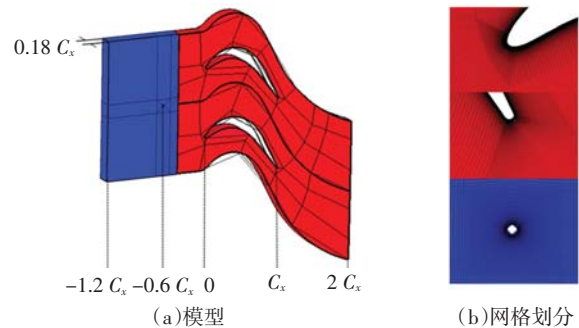


图 1 模型与网格划分

Fig.1 Modeling and grid division

表 1 Pak-B 叶栅模型参数

Tab.1 Parameters of the Pak-B cascade model

参数	数值	参数	数值
弦长 C /mm	83.90	出口角/ $^\circ$	60.00
轴向弦长 C_x /mm	75.40	Zweifel 数	1.08
栅距 Pitch/mm	66.80	尾迹杆直径/mm	1.50
进口角/ $^\circ$	35.00	杆距/mm	133.60

1.2 仿真方法

大涡模拟(LES, large eddy simulation)是前人研究中广泛使用的仿真模型^[29-31], 其可以兼顾计算消耗和模拟精度。本文使用了 ANSYS-CFX 商用 CFD 软件中 LES 的 Smagorinsky 子网格模型搭配 Van-Driest 壁面倾角函数进行数值模拟。设置的倾角因子和 Smagorinsky 常数分别是 25 和 0.1。文献[32-34]研究表明, 该仿真方式可以较为准确地模拟低雷诺数下高负荷低压涡轮吸力面边界层的非定常流动。计算器设置了中心差分法和二阶向后欧拉积分法。

在仿真中,步长设置为尾迹杆通过周期的 1/2 000。首先使用雷诺平均方法(RANS, Reynolds-averaged navier-stokes)仿真得到初始流场,然后进行 3 个周期的 LES 使尾迹完整通过一次计算域,之后再进行 6 个周期的 LES 用于统计分析。

1.3 叶型与边界参数

进口使用速度进口,展向速度设置为无速度。出口设置为平均静压出口,环向设置旋转周期性面,交界面设置瞬态连接,其他表面设置无滑移边界。叶型与边界参数如表 2 所示。

表 2 叶型与边界参数

Tab.2 Blade profile and boundary parameters

参数	流量系数 Φ	折合频率 Fr	雷诺数 Re	轴向速度 U _a /(m·s ⁻¹)	环向速度 U _t /(m·s ⁻¹)	圆棒转速 U _b /(m·s ⁻¹)	湍流度/%
工况 1	0.5	1.128	50 000	8.402	5.883	16.810	0.5
工况 2	1.0	0.564	50 000	8.402	5.883	8.402	0.5
工况 3	1.5	0.376	50 000	8.402	5.883	5.602	0.5

1.4 网格无关性

在进行仿真前,首先使用 600、1 100、2 700 万 3 种网格分别进行了叶栅网格的定常仿真。图 2 展示了 3 种网格数下吸力面的时均叶面静压系数 C_p,横轴为标准化流向位置,s 为流向位置,S₀ 为曲线对应的叶片吸力面或压力面流向长度。C_p 计算公式为

$$C_p = \frac{P_{t,in} - P_s}{\frac{1}{2} \rho U_{out}^2} \quad (1)$$

式中:P_{t,in} 为进口总压;P_s 为表面静压;ρ 为密度;U_{out} 为出口速度。

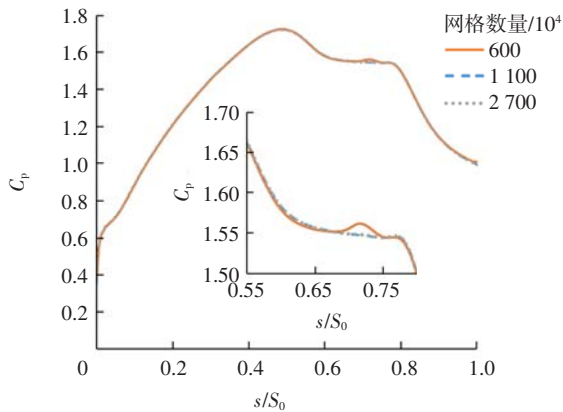


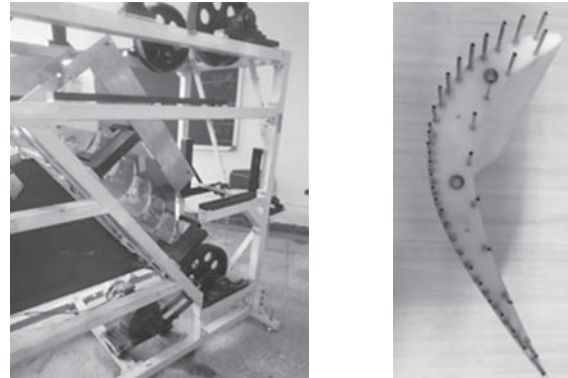
图 2 3 种网格数下的吸力面 C_p

Fig.2 C_p of the suction surface of the three grid quantities

2 实验设备

图 3 是中国民航大学叶栅实验台和测试用的

Pak-B 叶片。尾迹通过上游尾迹杆运动形成,尾迹杆由两条皮带带动,皮带由一台 11 kW 电机驱动并由变频器调节皮带转速。实验段入口紧靠低速风洞出口,由一台离心风机提供气源。在风洞出口段内有湍流网格来调节湍流度,在预先的调整中使用热线确定了湍流度。使用一台 Scanivalve DSA 3217 测量时均叶片表面静压,可以在 100 Hz 的频率下测量 ± 2 500 Pa 的压力范围。参考不确定度指南^[35]可知,使用 Scanivalve DSA 3217 测得的压力数据误差范围在 ± 0.12%。可据此得知测得的进口速度和静压误差分别是 1.70%和 3.50%。



(a)叶栅实验台

(b)Pak-B 叶片

图 3 叶栅实验台与测试 Pak-B 叶片

Fig.3 Cascade test platform and testing Pak-B blade

3 结果分析

3.1 静压系数验证

图 4 展示了实验与仿真的时均叶面静压系数 C_p 的对比,横轴为标准化流向位置。数值仿真线与实验接近,说明仿真结果是可信的。通常情况下,会用 C_p 线后半部分凸起的起点位置大致表征平均分离点,终点表征平均再附点,凸起程度表征平均分离泡的大小。在图 4 中,将 3 种工况平均分离点与再附点用对应的虚线进行了标记,可以看到:3 种工况的平均分离点接近;在高折合频率的工况 1 中,平均再附点大幅靠前,转捩被大幅促进,凸起程度低,分离受到显著抑制;工况 2 较工况 3 平均再附点靠前,说明平均转捩完成位置更靠上游。

3.2 尾迹形态分析

图 5 展示了尾迹即将接触叶片前时刻的定性对比,背景使用无量纲湍动能 k* 云图展示了尾迹范围,上标 * 表示无量纲,绿色线为 k* = 1 的等值线,用于标画尾迹范围的差别,可以看到:随折合频率减小,尾迹拉伸程度增大,使得尾迹中心的位置更加深入通道,工

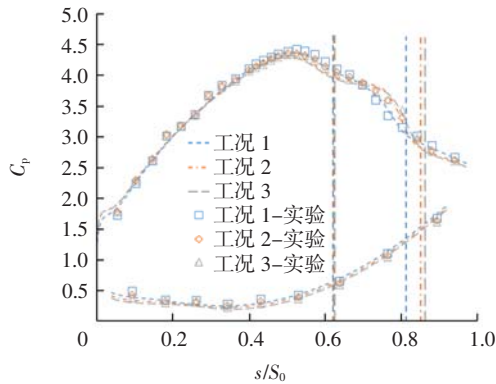


图 4 仿真和实验的时均 C_p

Fig.4 Time-averaged C_p of simulation and experiment

况 1 的尾迹中心尚在叶片前缘, 工况 3 的尾迹中心已到达叶片中上方。由于尾迹“负射流”效应, 尾迹中心会在叶栅通道内移动中不断靠近吸力面, 这个初始拉伸差距将使尾迹中心影响分离区时的距吸力面叶面距离不同。

图 6 展示了尾迹主体与分离区域发生接触时刻的定性对比, 横轴为标准化流向位置, 纵轴为用栅距 Pitch 标准化的距吸力面叶面距离 $y/Pitch$ 。背景使用无量纲湍动能云图展示了尾迹范围, 云图仅展示了 $k^* > 1$ 的部分。使用黑色实线标画了尾迹中心的大致高

度, 可以明显看到: 工况 1 的尾迹几乎贴着叶面运动, 在 $s/S_0 = 0.70$ 附近与分离区域接触; 工况 2 的尾迹中心高于工况 1, 虽也在 $s/S_0 = 0.70$ 附近接触, 但此时工况 2 的尾迹中心已到达 $s/S_0 = 0.60$ 位置; 工况 3 的尾迹中心更高, 接触位置在 $s/S_0 = 0.80$ 附近, 此时其尾迹中心已到达 $s/S_0 = 0.80$ 。

3.3 均方根分析

图 7 展示了 3 种工况下扰动速度的均方根(RMS, root mean square)云图, 其中标画了无量纲均方根 $RMS = 0.15$ 的等值线。扰动速度的 RMS 实际就是速度在时间轴上统计的标准差, 即速度方差的平方根。由于速度方差的大小表征了时均湍动能的大小, 标准差的大小也可认为表征了时均扰动速度大小。因此, RMS 值常被用于标注湍流程度较大的区域。另一方面, 这些极高的 RMS 值只可能由 K-H 涡和自然转捩的脱落涡产生, 可以用于比较流场中这些卷升涡的影响程度和平均发展情况。

从图 7 可以看到: 随着折合频率增大, 位于 $s/S_0 = 0.80$ 位置附近的深色块逐渐变小, 在工况 1 中变成了零散的几个小色块, 说明了转捩被更加快速诱导结束; 虽然工况 1 的极高 RMS 区域更小, 但是工况 1

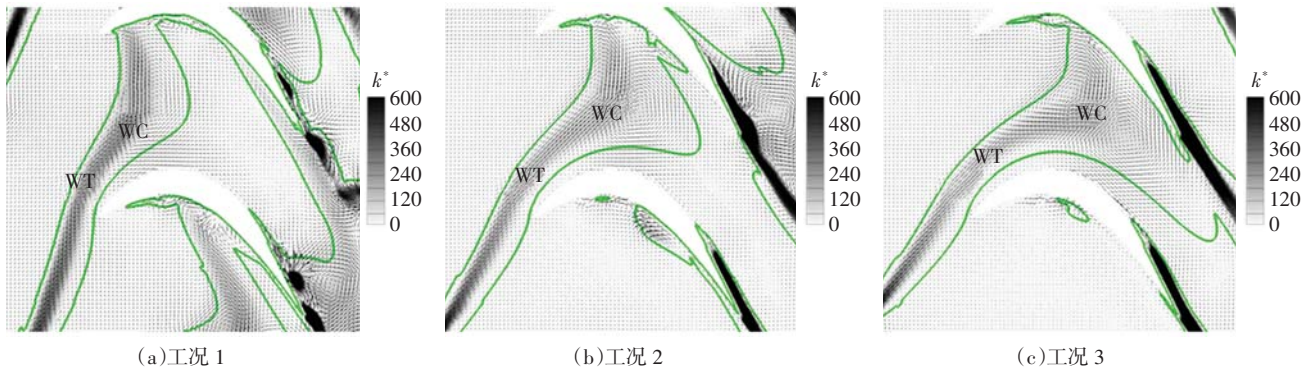


图 5 尾迹接触叶片前缘时的尾迹范围

Fig.5 Wake range of the time when wakes attach the leading edge of blade

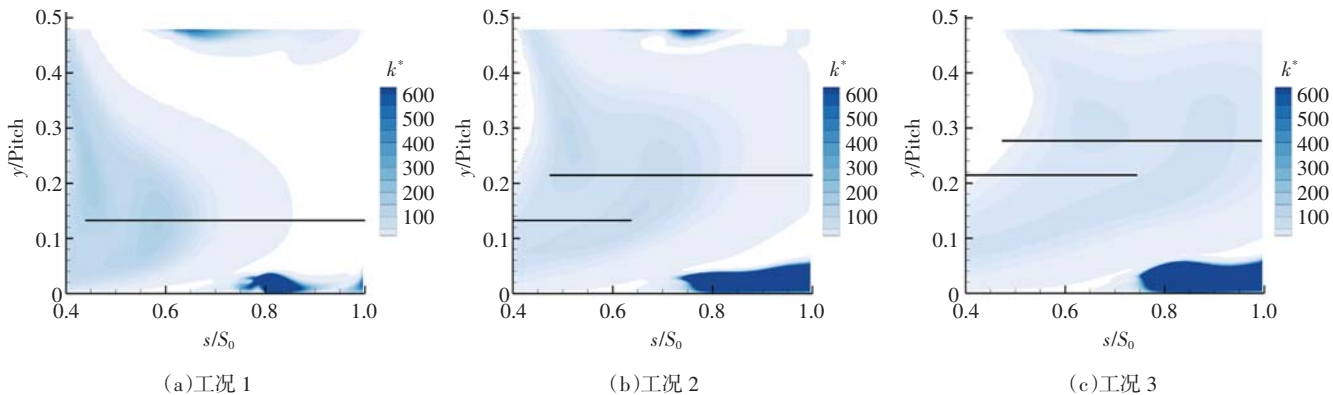


图 6 尾迹接触分离区域时的尾迹范围

Fig.6 Wake range of the time when wakes attach the separation region

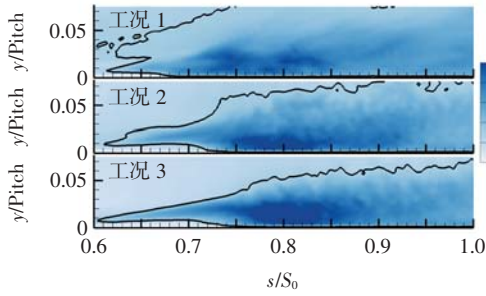


图7 RMS* 云图
Fig.7 Contour of RMS*

的较高RMS 区域却最大,且从等值线也可以看到,湍流区域的大小为工况 1 > 工况 2 > 工况 3,这可以佐证工况 1 有着较大的湍流损失情况。

3.4 POD 分析

POD 是一种新兴的流场分析工具,可以将一段时间流场中的特征结构捕捉出来^[18]。POD 的基本思路是将流场拆分为空间分布与时间分布,从而得到流场的空间分布特征,即

$$U(X, t) = \sum \Psi(X) \times A(t) \quad (2)$$

式中: U 为一定空间和时间内的流场矩阵; X 为广义坐标; t 为时间; Ψ 为 POD 得到的特征流场; A 为对应的时间分布。

POD 基本流程如下:首先,拼接获得流场矩阵 $U = [u^1 \ u^2 \ \dots \ u^N]$,其中: $u^N = u^N(X)$ 是一个时刻的所有速度数据, N 为所取时刻数量。然后,计算矩阵 $C = U^T U$,并找到 C 的所有特征值 $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_N$ 和对应的特征向量 A_1, A_2, \dots, A_N ,根据特征值大小进行排列,最大的称为模态 1,依次类推至模态 N ,特征值即为对应模态的特征流场能量。每个模态对应一个特征流场 Ψ_k 表示为

$$\Psi_k = \frac{UA_k}{\lambda_k} \quad (3)$$

式中, k 为完成前述排列后模态的编号。

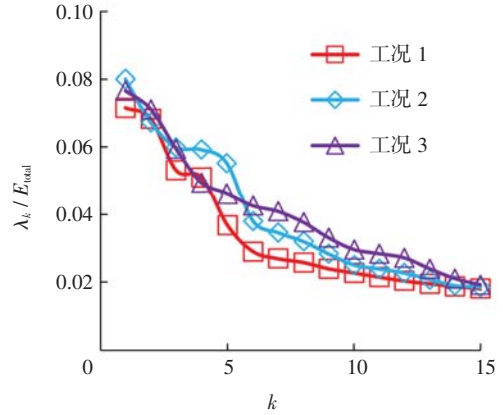
通过观察单个模态的能量占比及其累积占比,可以了解流场的特征^[17]。能量累积占比 ξ_k 计算方式为

$$\xi_k = \frac{\sum_{i=1}^k \lambda_i}{E_{total}} \quad (4)$$

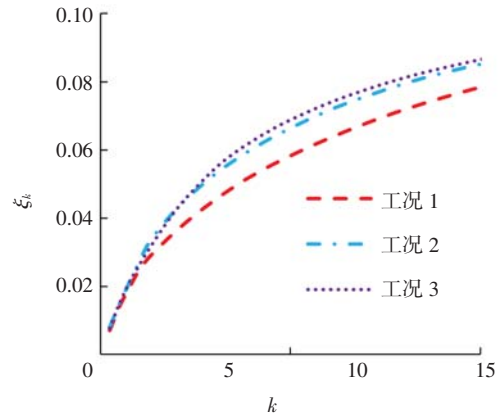
式中, E_{total} 为总能量。

图 8 展示了 3 种工况下近壁面法向扰动速度场的 POD 能量分析图。从图 8(a)可以看到工况 1 和工况 3 均在前两阶模态呈现出能量接近而又与第三阶模态能量差距较大的对偶模态,这说明工况 1 和工况 3 可能识别到了较大涡通过的区域^[18]。在图 8(b)中,工况 1 的曲线远低于工况 2 和工况 3,这说明工况 1

的近壁面流场可能能量更聚集在小涡中,尾迹诱导产生的 K-H 卷升涡影响较小^[36],工况 2 与工况 3 曲线接近,说明工况 2 和工况 3 可能有类似作用过程,这也对应了图 4 中的现象。



(a) 模态能量占比



(b) 模态累积能量占比

图 8 3 种工况下 POD 结果的能量分析图

Fig.8 Energy analysis diagram of POD results under three conditions

图 9 展示了 3 种工况下前两阶模态特征流场的无量纲法向速度 v^* 云图,从图 9 可以看出:在工况 3 中观察到了明显的代表脱落涡流动范围的对偶色块,这意味着脱落涡主导了近壁面^[18],而工况 1 中则在 $y/Pitch > 0.02$ 的范围中观察到了对偶色块,与脱落涡的对偶色块从 $s/S_0 = 0.75$ 附近逐渐沿流扩大不同,这些色块从较高处进入,表征了尾迹的前后涡旋结构,说明尾迹大幅侵入了近壁面。不同于工况 1 和工况 3,工况 2 的两阶模态特征流场识别到了类似的结构,对比来看,这很可能代表在工况 2 中,没有尾迹涡旋大幅侵入近壁面,而脱落涡又受到了抑制。考虑到工况 2 的尾迹中心高度在其他两个工况中间,在 $s/S_0 > 0.85$ 的区域出现的高大色块可能代表脱落涡和尾迹涡的叠加。

3.5 POD 重构

通过将 A_k 中的一部分置为 0,然后将式(3)变形为

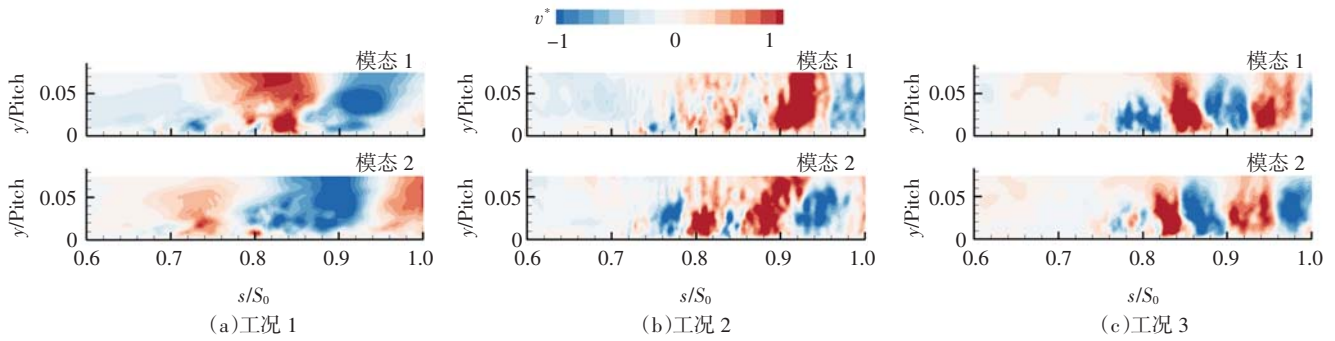


图 9 3 个工况下的前两阶模态特征流场

Fig.9 First two modal characteristic flow fields under three conditions

$$U = \sum \lambda_k \Psi_k A_k^{-1} \quad (5)$$

即可计算得到使用部分特征流场重新叠加形成的新流场, 这样生成的流场过滤了占据能量极少且通常是高频变化的结构, 可以用于观察主要结构的发展过程^[36]。

图 10 展示了对近壁面扰动速度场进行 POD 后, 使用从模态 1 开始直到 $\xi_k = 80\%$ 的全部模态进行重构的流场, 云图展示了重构流场的瞬时无量纲湍动能 k_ψ^* 的大小, 每列 10 张图展示了对应工况一个周期内的重构流场变化, 左侧使用 $0 \sim 0.9 T$ 标记了时间顺序与间隔,

T 为对应工况的尾迹通过周期。从图 10 中可以看到, 在工况 1 中, $0.4 T$ 时尾迹带来的高湍动能区进入了分离区域, 而后直到 $0 T$ 基本离开, 影响了近壁面半个周期的时间。在尾迹主体离开后, 亦能观察到自然转捩过程受到了一定抑制。工况 2 和工况 3 可以观测尾迹直接影响到时间均仅占了 $0.2 T$ 左右。工况 2 的尾迹离开后的 $0.6 T$ 仍可以观察到脱落卷升涡被抑制, 没有如 $0.9 T$ 时的不断沿流升高现象。工况 3 的尾迹离开后, 如 $0.4 T$ 时, 脱落卷升涡仍在沿流升高, 抑制不明显。

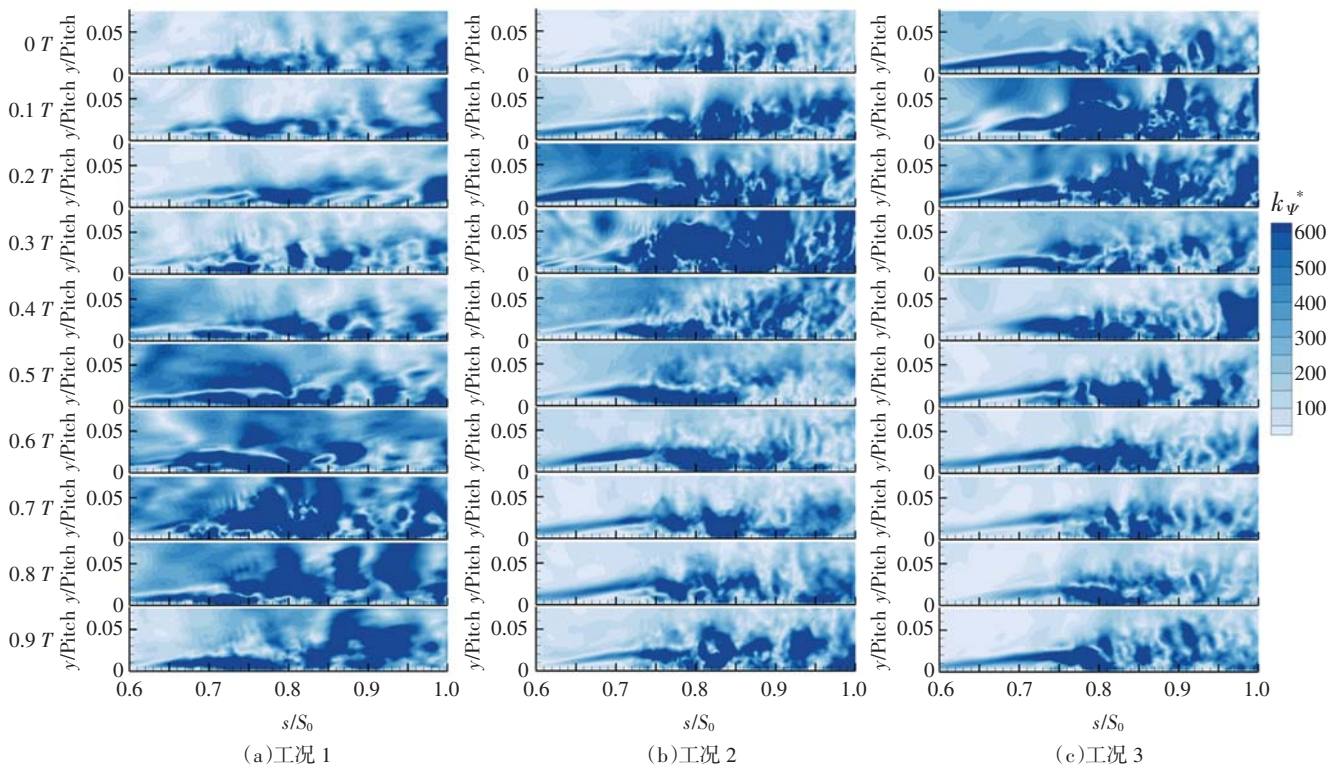


图 10 重构流场

Fig.10 Reconstructed flow field

3.6 DMD 分析

DMD 也是一种新兴的流场分析工具, 其可以提供稳定性和模态衰减速度等信息, 是 POD 方法的有力补充^[15, 22]。DMD 方法流程如下: ①采用类似于 POD 的方

法拼接得到矩阵 $U_1^k = [u^1 \ u^2 \ \dots \ u^k]$, 对除去 U_1^k 最后一列 u^k 的 U_1^{k-1} 进行奇异值分解, $U_1^{k-1} = V \delta W^H$, 其中, $V \delta W$ 为奇异值分解的结果; ②计算特征阵 $S = V^H U_2^k W \delta^{-1}$, 其

中, U_2^k 为 U_1^k 除去首列 u^1 ; ③获取 S 的所有特征值 λ_k 和对应的特征向量 A_k ; ④计算 DMD 各模态的特征流场 $\Psi_k = VA_k$, 各模态包含的能量可以用 $D_k = A_k^{-1} \delta W^T$ 的二范数表示, 模态增长率为 $\text{Re}[\ln(\lambda_k)/\Delta t]$, 若其为负数, 则说明模态衰减。

将 λ_k 的实部和虚部绘制在复坐标系中, 可以得到流场的特征值圆^[5], 图 11 展示了 3 种工况的特征值圆, 从图 11 可以看出: 工况 3 远离单位圆的点显然少于另两种工况, 这代表着工况 3 一个周期内的近壁面流场结构比较类似, 对应了图 10 的情况。DMD 中单位圆特征值越远离 1, 越不稳定, 因此, 以特征值距离小于 0.9 为条件筛选出一些最不稳定的模态, 关注其衰减率和能量占比得到图 12。从图 12 可以看出: 工况 3 的不稳定模态都只占有极少的能量; 相对地, 工况 2 有一个占据了较多能量的模态①, 同时有一个具有极大衰减率的模态②; 工况 1 有 2 个具有较大衰减率的模态③和模态④。

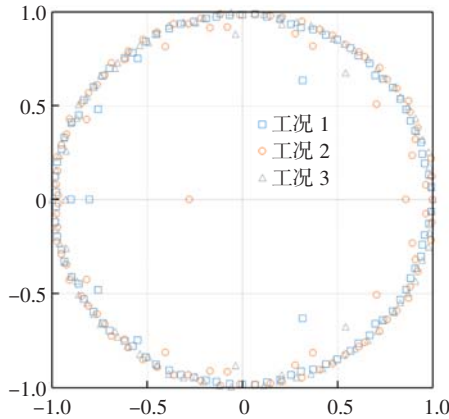


图 11 特征值圆

Fig.11 Characteristic circles

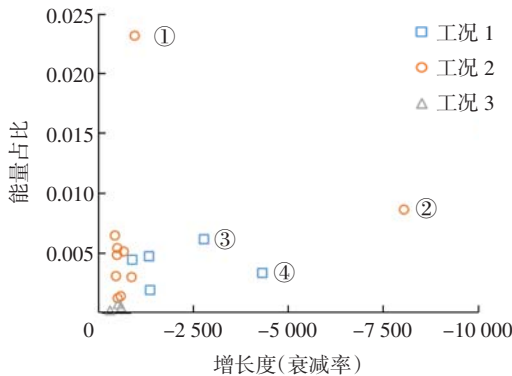


图 12 3 种工况下能量占比与衰减率关系

Fig.12 Relationship between energy proportion and attenuation rate under three conditions

图 13 展示了上述 4 个特殊模态对应的特征流场的无量纲动能 k_ψ^* 空间分布, 由于 DMD 方法会将平均

流场识别为一个占据最高能量的稳定模态, 故图 13 也可以视为一种湍动能分布。从图 13 可以看出: 模态③和模态④均表现了从 $s/S_0 = 0.70$ 位置附近的分离区域逐渐沿流升高的高能量区域, 类似于自然转捩脱落涡和 K-H 涡的运动范围, 意味着在工况 1 中, 这两者的存在非常不稳定, 难以持续沿流升高运动到尾缘, 这对应了图 10 中工况 1 模态中只有极少时间存在沿流升高的涡结构情况。模态①则展示了类似于分离泡边界的能量分布, 但在 $s/S_0 = 0.78$ 左右, 高能量区域消失, 这可能是对工况 2 中受抑制的分离泡的一种体现。模态②展示了一种在 $s/S_0 = 0.78$ 位置出现的较大涡结构, 这类似于尾迹影响的转捩过程中出现的 K-H 卷升涡, 该模态具有极高的衰减率可能代表着在工况 2 中 K-H 卷升涡会很快被破坏。

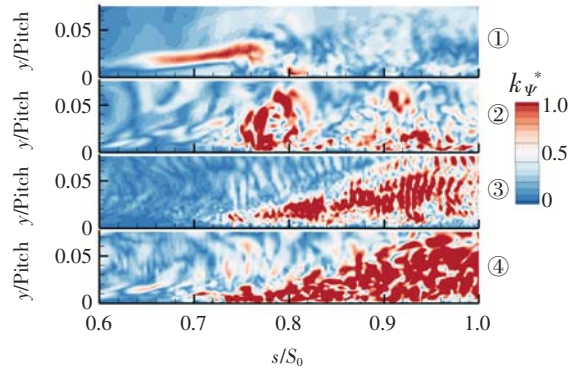


图 13 DMD 模态特征流场

Fig.13 Characteristic flow field of DMD mode

3.7 FMD 分析

FMD^[16]是一种类似于 DMD 的流场分析工具, 其原理非常易于理解。对流场内每个点的速度直接进行傅里叶变换, 而后按照频率将各点幅值进行组合, 即构成一个该频率对应的特征流场, 相当于使用多个周期性变化的流场直接组成原流场。受益于快速傅里叶变换方法减少了傅里叶变换的计算量, 使 FMD 方法得以应用, 否则其计算量是不可接受的。

图 14 展示了 3 种工况在尾迹通过频率下特征流场的无量纲法向速度 v^* 。在 3 种工况下, 尾迹通过频率所占据的流场能量均是除去平均流场以外最大的, 与 DMD 类似, FMD 也会将平均流场单独分进一个模态中, 因此图中也可以视为扰动速度场。从图 14 可以看出: 工况 1 中只有布满近壁面的红蓝大色块, 这是尾迹的前后涡; 而工况 2 和工况 3 中均有从 $s/S_0 = 0.74$ 往后逐渐远离壁面的红蓝交替色块群, 这应该是卷升涡在与其固有频率不同的频率下的投影。在工况 1 中没有这些色块群而只有代表尾迹涡的大色块, 说明尾

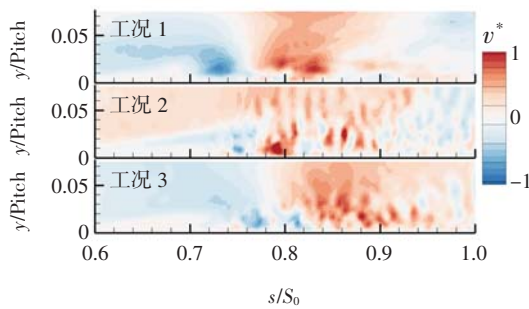


图 14 FMD 模态特征流场

Fig.14 Characteristic flow field of FMD mode

迹主导了工况 1 的近壁面,大幅抑制了卷升涡;工况 2 的红色色块可以以 $y/Pitch = 0.035$ 为界分为两部分,下半部分是卷升涡的投影,而上半部分红色大块连成一片,这应当是尾迹涡,印证了图 9 中 POD 结果的推断;工况 3 在较高处也是红蓝大块,但可以看到在 $s/S_0 = 0.80 \sim 0.90$ 范围中,红色块受到卷升涡色块影响较大,再次说明工况 3 的尾迹中心较高,从而对近壁面影响较小。

4 结语

本文利用多种流场分析方法对不同折合频率尾迹作用下的高负荷低压涡轮吸力面边界层流场进行分析,得到如下结论。

(1)尾迹拉伸程度随折合频率减小而增大,且尾迹中心通过分离区域时距离叶片的高度也会随之增大。不同于小折合频率,在较大折合频率下,尾迹区域在靠近分离区域前就已贴附吸力面。

(2)在较大折合频率下,尾迹对边界层影响较大,分离及卷升涡现象都受到尾迹较大抑制,尾迹本身成为边界层主要流场结构,产生了大范围的湍流区域;在较小折合频率下,尾迹对边界层影响较小,稳定的分离卷升涡现象主导了其下游边界层流动;在中等折合频率下,尾迹对分离和卷升涡都有所抑制,形成了尾迹与卷升涡叠加的边界层时均结构。

(3)在分析高负荷低压涡轮叶片边界层中,POD 方法展现出了较好的效果,很好地反映出最主要影响边界层的流场结构差别,对流场数据的精细程度要求较低。DMD 方法可以提供很多补充信息但很难单独用于分析。FMD 方法可能是由于流场的高复杂性,只能模糊地提供佐证。由于可以给出特征流场与具体流场结构进行对应,这些新式流场分析方法具有传统 RMS 等统计方法不具有的优势。

参考文献:

- [1] HODSON H P, HOWELL R J. The role of transition in high-lift low-pressure turbines for aeroengines[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(6): 419-454.
- [2] WISLER D C. The technical and economic relevance of understanding boundary layer transition in gas turbine engines[C]//Minnowbrook II, 1997 Workshop on Boundary Layer Transition in Turbomachines, NASA/CP-1998-206958, New York, USA, 1998: 53-64.
- [3] CURTIS E M, HODSON H P, BANIEGHBAL M R, et al. Development of blade profiles for low-pressure turbine applications[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(3): 531-538.
- [4] MAYLE R E. The 1991 IGTI scholar lecture: the role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4): 509-537.
- [5] HALSTEAD D E, WISLER D C, OKIISHI T H, et al. Boundary layer development in axial compressors and turbines: Part 3 of 4: LP turbines [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2): 225-237.
- [6] SCHOBREIRI M T, ÖZTÜRK B. Experimental study of the effect of periodic unsteady wake flow on boundary layer development, separation, and reattachment along the surface of a low pressure turbine blade[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 663-676.
- [7] SAJADMANESH S M, MOJADDAM M, MOHSENI A, et al. Numerical identification of separation bubble in an ultra-high-lift turbine cascade using URANS simulation and proper orthogonal decomposition[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93: 105329.
- [8] PFEIL H, HERBST R, SCHRÖDER T. Investigation of the laminar-turbulent transition of boundary layers disturbed by wakes[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1983, 105(1): 130-137.
- [9] HODSON H P, DAWES W N. On the interpretation of measured profile losses in unsteady wake: turbine blade interaction studies[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 276-284.
- [10] STIEGER R D, HODSON H P. The unsteady development of a turbulent wake through a downstream low-pressure turbine blade passage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 388-394.
- [11] SUN S, WU X S, TAN T R, et al. Generation and development of klebanoff streaks in low-pressure turbine cascade under upstream wakes[C]//Volume 2B: Turbomachinery, September 21-25, 2020, Virtual, Online. American Society of Mechanical Engineers, 2020.
- [12] VOLINO R J. Effect of unsteady wakes on boundary layer separation on a very high lift low pressure turbine airfoil[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(1): 011011.
- [13] MAHALLATI A, SJOLANDER S A. Aerodynamics of a low-pressure turbine airfoil at low Reynolds numbers: part II: blade-wake interaction[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(1): 011011.
- [14] SIROVICH L. Turbulence and the dynamics of coherent structures. I. coherent structures[J]. Quarterly of Applied Mathematics, 1987, 45(3): 561-571.
- [15] 袁 猛, 张新玉, 柳贡民, 等. 并列双圆柱绕流的动力学模态分解[J]. 船舶力学, 2021, 25(5): 527-534.
- [16] MA L Q, FENG L H, PAN C, et al. Fourier mode decomposition of PIV data[J]. Science China Technological Sciences, 2015, 58(11): 1935-1948.

- [17] WINHART B, SINKWITZ M, ENGELMANN D, et al. On the periodically unsteady interaction of wakes, secondary flow development and boundary layer flow in an annular LPT cascade: part 2: numerical investigation[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo, Oslo, Norway, 2018.
- [18] LENGANI D, SIMONI D, UBALDI M, et al. POD analysis of the unsteady behavior of a laminar separation bubble[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, 58: 70–79.
- [19] 高波, 陈来祚, 苟文波, 等. 不同间距比下错列双平板绕流流场的 PIV 测量与 POD 分析[J]. *流体机械*, 2020, 48(9): 18–22.
- [20] 傅珏, 杨波, 钟芳源. 基于 POD 方法的跨声速轴流压气机转子叶顶间隙流场分析[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(9): 2048–2055.
- [21] SCHMID P J. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2010, 656: 5–28.
- [22] LENGANI D, SIMONI D, UBALDI M, et al. Experimental investigation on the time–space evolution of a laminar separation bubble by proper orthogonal decomposition and dynamic mode decomposition[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(3): 031006.
- [23] SAYADI T, SCHMID P J, NICHOLS J W, et al. Reduced–order representation of near–wall structures in the late transitional boundary layer [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2014, 748: 278–301.
- [24] 刘震雄, 胡博. 基于动力学模态分解法的轴流压气机叶顶非常流动分析[J]. *汽轮机技术*, 2021, 63(3): 161–166.
- [25] ZHU X C, HU C X, YANG X J, et al. Dynamic mode decomposition analysis of the unsteady flow in a centrifugal compressor volute[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 32(1): 04018136.
- [26] WU X H, DURBIN P A. Evidence of longitudinal vortices evolved from distorted wakes in a turbine passage[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2001, 446(1): 199–228.
- [27] MITTAL R, VENKATASUBRAMANIAN S, NAJJAR F. Large–eddy simulation of flow through a low–pressure turbine cascade[C]//15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, June 1–14, 2001, Anaheim, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2001: 2560.
- [28] MICHELASSI V, WISSINK J, RODI W. Analysis of DNS and LES of flow in a low pressure turbine cascade with incoming wakes and comparison with experiments[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2002, 69(3): 295–329.
- [29] RAO V N, TUCKER P G, JEFFERSON–LOVEDAY R J, et al. Large eddy simulations in low–pressure turbines: effect of wakes at elevated free–stream turbulence[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2013, 43: 85–95.
- [30] CUI J H, RAO V N, TUCKER P. Numerical investigation of contrasting flow physics in different zones of a high–lift low–pressure turbine blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(1): 011003.
- [31] SARKAR S. Influence of wake structure on unsteady flow in a low pressure turbine blade passage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(4): 041016.
- [32] TOMIKAWA K, HORIE H, IIDA M, et al. Parametric surveys of the effects of wake passing on high lift LP turbine flows using LES[C]//Fluids Engineering Division Summer Conference, New York, USA, 2007.
- [33] FUNAZAKI K I, YAMADA K, CHIBA Y, et al. Numerical and experimental studies on separated boundary layers over ultra–high lift low–pressure turbine cascade airfoils with variable solidity: effects of free–stream turbulence[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo, Berlin, 2008.
- [34] Ooba Y, KODAMA H, ARAKAWA C, et al. Numerical simulation of a wake–blade interaction using LES[R]. Sydney: 17th Symposium on computational, Fluid Dynamics, 2002.
- [35] JCGM. Evaluation of measurement data: guide to the expression of uncertainty in measurement[M]. Paris: BIPM, 2008.
- [36] SUN S, WU X S, HUANG Z, et al. Experimental and numerical investigation of periodic downstream potential flow on the behavior of boundary layer of high–lift low–pressure turbine blade[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 123: 107453.

(责任编辑:孟欣)