

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.008

旋翼翼型非定常来流动态失速力矩及阻尼特性研究

高远, 赵国庆, 井思梦, 招启军, 陆凡

(南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016)

摘要: 动态失速现象严重制约了直升机的飞行性能, 文中为揭示非定常来流状态下气动力矩及阻尼特性变化的机理, 采用有限体积方法、运动嵌套网格技术、Roe-MUSCL 格式和 S-A 湍流模型构建旋翼翼型非定常流场数值模拟方法。在此基础上, 对 SC1095 翼型及其变形翼型在定常/非定常来流-变迎角状态下的非定常气动特性进行数值模拟。对比分析计算结果发现: 动态失速涡(Dynamic stall vortex, DSV)的形成与对流是造成力矩失速的主要原因; 后缘涡(Trailing edge vortex, TEV)导致 DSV 从翼型表面抬起是引起低头力矩系数峰值的主要因素; 在本文的研究范围内, 定常来流状态下翼型失速方式为前缘失速, 非定常来流状态下受气动外形影响翼型失速方式存在前缘失速和后缘失速, 其 DSV 的对流速度及强度显著小于定常来流状态, 而各自来流状态下不同外形翼型 DSV 的对流速度差异较小。在定常、非定常来流状态下, 翼型弯度、厚度和前缘半径的变化会引起力矩发散相位角、负阻尼相位角范围、低头力矩系数峰值及其相位角有规律地增大或减小。在不同来流状态下, 翼型弯度、厚度和前缘半径的变化对 DSV 形成及其演化过程的影响规律不同。

关键词: 旋翼翼型; 非定常来流; 动态失速; 俯仰力矩; 气动阻尼

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)02-0275-10

Investigation of Moment and Damping Characteristics of Rotor Airfoil Dynamic Stall Under Unsteady-Freestream

GAO Yuan, ZHAO Guoqing, JING Simeng, ZHAO Qijun, LU Fan

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: Dynamic stall significantly limits the flight performance of helicopters. To reveal the mechanism behind the variations in aerodynamic moments and damping characteristics under unsteady freestream, a numerical simulation method for the unsteady flow field around rotor airfoils is developed using the finite volume method, moving-embedded grid, Roe-MUSCL scheme, and S-A turbulence model. Based on this approach, numerical simulations are conducted on the unsteady aerodynamic characteristics of the SC1095 airfoil and its modified airfoils under steady/unsteady freestream and angle-of-attack conditions. Comparative analysis of the results shows that the formation and convection of the dynamic stall vortex (DSV) are the primary causes of moment stall. The trailing edge vortex (TEV) causing the DSV to lift off from the airfoil surface is the main factor contributing to the peak of the negative pitching moment coefficient. Within the scope of this paper, under steady freestream conditions, the airfoil exhibits leading-edge stall characteristics, while under unsteady freestream conditions, the stall pattern of the airfoil is influenced by its aerodynamic shape, leading to both leading-edge and trailing-edge stall behavior. The convective velocity and strength of

基金项目: 国家自然科学基金(12072156); 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2024-09-11; **修订日期:** 2025-03-01

通信作者: 招启军, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zhaqijun@nuaa.edu.cn。

引用格式: 高远, 赵国庆, 井思梦, 等. 旋翼翼型非定常来流动态失速力矩及阻尼特性研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(2): 275-284. GAO Yuan, ZHAO Guoqing, JING Simeng, et al. Investigation of moment and damping characteristics of rotor airfoil dynamic stall under unsteady-freestream[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(2): 275-284.

DSV are significantly lower under unsteady freestream conditions compared to steady freestream conditions, although the differences in DSV convective velocity between airfoils of varying shapes are relatively small under both freestream conditions. Changes in airfoil camber, thickness, and leading-edge radius lead to regular increases or decreases in the phase angle of moment divergence, the range of negative damping phase angles, the peak value of nose-down moment coefficient, and its phase angle. The influence of changes in airfoil camber, thickness, and leading-edge radius on the formation and evolution of DSVs differs under steady and unsteady freestream conditions.

Key words: rotor airfoil; unsteady freestream; dynamic stall; pitching moment; aerodynamic damping

当直升机前飞速度较大时,后行侧桨叶部分剖面的迎角会超过失速迎角,引起动态失速,进而导致旋翼拉力突降、扭矩和振动陡增。动态失速现象严重制约了旋翼的气动性能,限制了直升机的飞行包线^[1]。翼型是旋翼桨叶的“基因”,翼型的动态失速特性在一定程度上决定了旋翼的动态失速特性,因此旋翼翼型的动态失速机理是旋翼空气动力学领域持续关注的热点问题之一^[2]。

目前,旋翼翼型动态失速特性研究大多针对定常来流条件下的俯仰振荡翼型开展^[3-5]。Bowles^[6]通过风洞试验开展了压缩性对定常来流下翼型动态失速气动阻尼的影响研究,研究发现,在轻度和深度失速状态下,翼型吸力面激波是造成瞬态负阻尼的主要因素。井思梦等^[7]研究了定常来流下翼型外形对动态失速气动二次峰值的影响,研究发现,翼型外形参数的变化会引起动态失速过程中动态失速涡和后缘涡的变化,使得气动二次峰值增量有规律地增加或减小,二次峰值相位有规律地前移或后移。然而,旋翼翼型动态失速通常发生在直升机高速前飞或机动飞行状态,此时,桨叶剖面翼型面临着随时间变化的相对来流速度。研究表明,定常来流条件下的翼型动态失速特性与旋翼环境下的翼型动态失速特性存在一定差异^[8]。因此,已有研究人员针对变来流条件下的旋翼翼型动态失速特性开展了研究。

Favier等^[9-10]在风洞定常来流中通过翼型前后平移模拟相对速度的变化,研究了非定常速度及相位差对气动载荷的影响,结果表明,来流速度和翼型迎角同相振荡时,周期平均气动系数高于定常来流状态。Gharali等^[11]通过非定常边界入流速度研究了俯仰振荡的NACA0012翼型在定常来流和非定常来流下的气动特性,并对无量纲马赫数振幅和相位差对翼型动态特性的影响进行了分析。结果表明,非定常来流速度和相位差的变化对翼型流场结构和气动载荷具有明显的影响。Hird等^[12-13]在俄亥俄州立大学(OSU)6×22英寸非定常跨音速风洞中研究了SSC-A09翼型的动态失速特性,研究结果表明,与定常来流中翼型俯仰振荡情况相比,来流速度和翼型迎角反相振荡时的升力线斜率

和失速迎角增加,同相振荡时则减小。王清等^[14-15]通过翼型运动来模拟旋翼翼型相对来流速度的变化,研究了变速度-变迎角耦合状态下的旋翼翼型气动特性。研究表明:与定来流状态相比,非定常来流下的动态失速特性更贴近于旋翼的动态失速特性,且涡量变化相对于定来流状态更加平缓。

上述研究主要是针对来流参数和运动参数对翼型非定常来流动态失速特性和定常来流阻尼特性的影响,而针对旋翼翼型的几何外形参数,如厚度、弯度和前缘半径等对翼型非定常来流动态失速力矩和阻尼特性影响的研究较少。因此,本文构建了适用于非定常来流下俯仰振荡翼型流场求解的数值模拟方法,以探究翼型外形几何参数对翼型动态失速力矩和阻尼特性的影响规律。

1 旋翼翼型动态失速数值模拟方法

1.1 运动嵌套网格方法

本文采用运动嵌套网格方法,通过翼型网格平移实现非定常来流。通过求解椭圆形Poisson方程生成绕翼型的C形结构网格,背景网格采用笛卡尔网格,并对背景网格与翼型网格的重叠区域进行加密。分别采用“扰动衍射”方法^[16]和Inverse-Map方法^[17]进行挖洞和贡献单元搜索。图1给出了运动嵌套网格示意图,图中 c 表示翼型弦长。

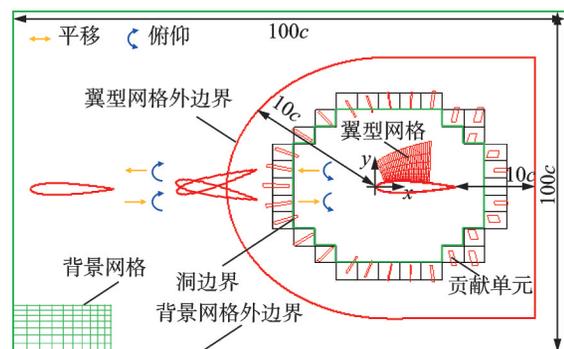


图1 运动嵌套网格示意图

Fig.1 Sketch of moving-embedded grid method

1.2 流动控制方程及求解

本文采用可压非定常雷诺平均Navier-Stokes方程作为流动控制方程,其守恒积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_S \mathbf{W} dS + \oint_l (F_c - F_v) \cdot \mathbf{n} dl = 0 \quad (1)$$

式中: S 为二维网格控制单元, \mathbf{W} 为守恒变量, l 为网格单元边, F_c 为对流通量, F_v 为黏性通量, $\mathbf{n} = (n_x, n_y)^T$ 为网格单元边的单位法向矢量。

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, F_c = \begin{bmatrix} \rho(V - V_\omega) \\ \rho u(V - V_\omega) + I_x p \\ \rho v(V - V_\omega) + I_y p \\ \rho H(V - V_\omega) + V_\omega p \end{bmatrix}, F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ I_x \tau_{xx} + I_y \tau_{xy} \\ I_x \tau_{yx} + I_y \tau_{yy} \\ I_x \Theta_x + I_y \Theta_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: ρ, p, E, H 分别表示控制体的密度、压强、单位质量的总能和总焓; u, v 分别为绝对速度矢量 V 在 x 和 y 方向的分量; V_ω 为网格速度矢量; I_x, I_y 分别为 x 和 y 方向的单位矢量; τ_{ij} 为黏性应力; Θ_i 为黏性应力和热传导做功项。采用 CLORNS 求解器^[18] 求解流场控制方程, 无黏通量离散采用 Roe-MUSCL 格式; 时间推进采用双时间法, 其中伪时间推进采用隐式 LU-SGS 格式; 湍流黏性系数的计算采用 S-A 湍流模型。

1.3 旋翼气动环境分析

受旋翼旋转运动及直升机前飞运动的影响, 旋翼桨叶特定剖面处的相对来流速度可表示为

$$Ma = Ma_m + Ma_a \sin(\omega t) \quad (3)$$

式中: Ma_m 为旋翼旋转引起的平均马赫数, Ma_a 为直升机前飞引起的马赫数振幅, ω 为旋翼旋转角速度。

本文模拟分析的翼型均绕 1/4 弦线做简谐俯仰运动, 旋翼翼型迎角变化规律为

$$\alpha = \alpha_m - \alpha_a \sin(\omega t - \Delta\varphi) \quad (4)$$

式中: α_m 为平均迎角, α_a 为迎角振幅, 相位角 $\varphi = \omega t - \Delta\varphi$, $\Delta\varphi$ 为翼型迎角变化与来流马赫数变化之间的相位延迟。

本文选取旋翼在前进比 $\mu = 0.225$ 状态下, 桨尖马赫数 $Ma_{tip} = 0.6$, 旋翼总距为 8° , 纵向周期变距为 -8° , 配置无扭转矩形桨叶, 桨叶展弦比为 15, 对应 0.75R 剖面翼型的工况^[19] 为 $\alpha = 8^\circ - 8^\circ \sin(\omega t)$, $Ma = 0.45 + 0.135 \sin(\omega t)$, $k = 0.044$, $Re = 3.5 \times 10^6$ 。其中来流马赫数和翼型迎角以相同的频率变化, 相位差 $\Delta\varphi = 0^\circ$ 表示翼型迎角最小时来流马赫数最大, 相位差 $\Delta\varphi \in (0^\circ, 180^\circ)$ 时表示最小翼型迎角对应的相位角滞后于最大来流马赫数对应的相位角。图 2 给出了不同相位延迟下翼型迎角变化与来流马赫数变化之间的关系。

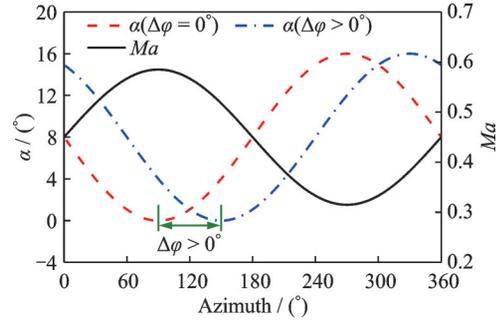


图 2 不同相位延迟下的翼型迎角与来流马赫数变化对比
Fig.2 Comparison of angle of attack and freestream Mach number variations under different phase delays for an airfoil

1.4 算例验证及网格无关性验证

为了验证本文建立的 CFD 方法对非定常来流翼型动态失速特性模拟的精度, 针对 SSC-A09 翼型的典型动态失速状态进行了数值模拟, 此计算状态的来流马赫数变化规律为 $Ma = 0.4 + 0.08 \sin(\omega t)$, 翼型迎角变化规律为 $\alpha = 8.5^\circ - 13.0^\circ \sin(\omega t - \Delta\varphi)$, $\Delta\varphi = -13.3^\circ$, 缩减频率为 0.05, 雷诺数为 3.0×10^6 。

由于引入湍流模型进行 RANS 类数值模拟, 当翼型网格达到一定密度后, 其计算结果变化不大, 继续加密也无法获得更精确的解, 需要做网格无关性验证。因此, 在保证 y^+ 满足求解边界层的需求下, 生成了 3 套不同尺寸的翼型网格, 网格具体信息在表 1 中给出。图 3 为 3 套网格升力系数的计算值与试验值^[11] 的对比。从图中可以看出, 计算结果与试验值相比存在一定的偏差, 这主要是因为文献[11]中的试验结果受三维展向流和风洞阻

表 1 用于网格无关性验证的网格信息

Table 1 Grid information used for grid independence verification

网格	翼型网格数	翼型表面布点
疏网格	275×73	197
中网格	347×94	249
密网格	425×111	307

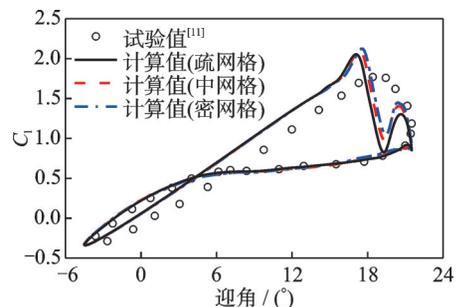


图 3 翼型气动系数计算值与试验值对比
Fig.3 Comparison of aerodynamic force coefficients between calculated results and test data

塞效应的影响,以及试验风洞对时变速度的控制精度不足。总体而言,CFD方法可以有效模拟非定常来流条件下俯仰翼型的气动特性,并且3套网格的计算结果基本重合。为了获得更为细节的流场流动,在下文的数值模拟分析中均采用与此算例密网格相同的生成参数。

2 非定常来流状态力矩及阻尼特性分析

通常以气动阻尼来衡量气动力对气动弹性系统稳定性的影响。周期平均气动阻尼系数 Ξ_{cycle} ^[20]表明动态失速现象可能导致失速颤振等气动弹性不稳定现象,其定义为

$$\Xi_{cycle} = -\frac{1}{\pi\alpha_a^2} \oint C_m d\alpha \quad (5)$$

式中 C_m 为俯仰力矩系数。

图4给出了翼型力矩系数随迎角振荡变化曲线,沿回线作积分,逆时针回线所围面积 $\oint C_m d\alpha < 0$,翼型气动力矩做负功,即振荡运动的这一阶段具有正阻尼,使振荡衰减;而顺时针回线所围面积 $\oint C_m d\alpha > 0$,气动力矩作正功,振荡有负阻尼,促使振荡发散。

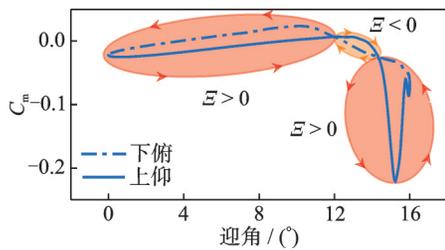


图4 俯仰力矩系数环线及其对应的气动阻尼

Fig.4 Pitching moment coefficient loops and the corresponding aerodynamic damping

由于俯仰力矩系数随迎角振荡变化曲线只能描述翼型运动子范围内的净阻尼,无法确定翼型在振荡过程中是否经历负气动阻尼,因此,本文采用瞬时气动阻尼系数(无量纲)^[21],其定义为

$$\Xi(t) = -\frac{1}{\alpha_a} (\tilde{C}_m \cos(\omega t) - C_m \sin(\omega t)) = -\frac{A_{C_m}(t)}{\alpha_a} \sin \psi(t) \quad (6)$$

式中： $A_{C_m}(t) = \sqrt{C_m^2 + \tilde{C}_m^2}$ ， $\psi(t) = \arctan\left(\frac{\alpha \cdot \tilde{C}_m - \tilde{\alpha} \cdot C_m}{\alpha \cdot C_m + \tilde{\alpha} \cdot \tilde{C}_m}\right)$ ， \tilde{C}_m 、 $\tilde{\alpha}$ 分别由 C_m 、 α 的Hilbert变换得到。

图5为俯仰力矩系数及对应的瞬时气动阻尼

系数。从图4中可以看出,俯仰振荡翼型的 $C_m \sim \alpha$ 曲线存在顺时针负阻尼回线,其周期平均阻尼系数 $\Xi_{cycle} = 0.090 > 0$,而瞬时气动阻尼系数在相位角 $136^\circ \sim 243^\circ$ 内为负。由此可见,在分析俯仰力矩对失速颤振问题的影响时,需综合考虑周期平均气动阻尼系数和瞬时气动阻尼系数。

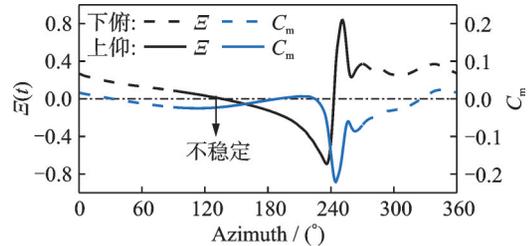


图5 俯仰周期内的力矩系数及瞬时气动阻尼系数

Fig.5 Pitching moment coefficient during a pitching cycle and time-resolved aerodynamic damping coefficient

图6和图7分别给出了翼型运动周期内翼型表面压强系数、摩擦因数分布云图及对应的力矩系数,其中压强系数云图中,虚线圈起来的区域表示超临界流动区域;摩擦因数云图则使用虚线圈出了摩擦因数为负的流动分离区域。结合图5可以看出,翼型上仰期间,翼型吸力侧前缘附近出现局部超音速区域,在该区域内吸力峰值增加,加剧了逆压梯度,引起层流分离泡的形成和向上游传播,即存在激波诱导分离。在特定迎角处,翼型前缘吸力

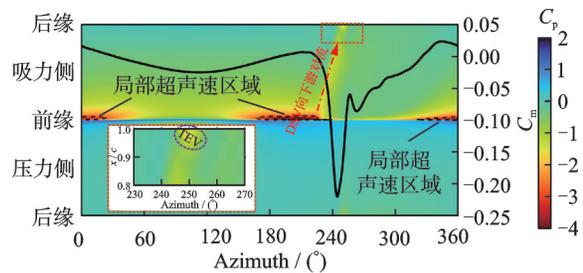


图6 翼型表面压强系数分布云图及对应的力矩系数

Fig.6 Contour plot of pressure coefficient distribution on the airfoil surface and the corresponding pitching moment coefficient

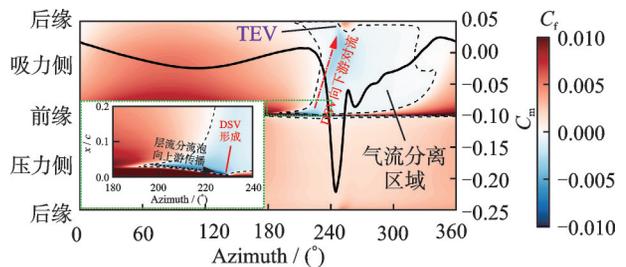


图7 翼型表面摩擦因数分布云图及对应的力矩系数

Fig.7 Contour plot of skin friction coefficient distribution on the airfoil surface and the corresponding pitching moment coefficient

峰值下降,形成DSV,DSV的对流导致翼型压力中心向翼型后缘移动,出现力矩发散(力矩失速),DSV对流至翼型1/4弦线附近时,阻尼系数达到最小值,随后DSV继续向翼型后缘对流,气动阻尼开始增加。随着迎角进一步增加,TEV形成并与DSV相互作用,促使DSV从翼型表面抬起并脱落,导致翼型出现动态失速(升力失速),低头力矩系数达到峰值,并出现正的瞬时气动阻尼。

3 翼型外形参数影响分析

3.1 翼型外形参数化方法

本文选用PARSEC^[22]参数化方法对SC1095翼型进行参数化调整,由于SC1095翼型的最大厚度位置、最大弯度位置、上翼面最大厚度位置及下翼面最大厚度位置均相同,因此在采用PARSEC方法改变其最大厚度和最大弯度时不会对其最大厚度位置及最大弯度位置产生影响。保证翼型最大厚度位置不变,对最大厚度位置前的翼型外形进行修形,最大厚度位置后的翼型外形采用上下翼面厚度变化比例进行修形。选取对翼型静、动态气动载荷和流动特性影响显著的翼型几何外形参数,如最大弯度、最大厚度和前缘半径,分别设计了3类新翼型,每一类包括5种不同变形量的翼型。本文中采用 f_c 、 f_t 和 f_r 分别表示翼型最大弯度、最大厚度和前缘半径的比例系数,例如 $f_c=1.2$ 表示该翼型最大弯度为基准翼型最大弯度的1.2倍, $f_c=1.0$ 表示基准翼型。本文研究的不同最大弯度、不同最大厚度及不同前缘半径的翼型几何外形分别如图8、9、10所示。

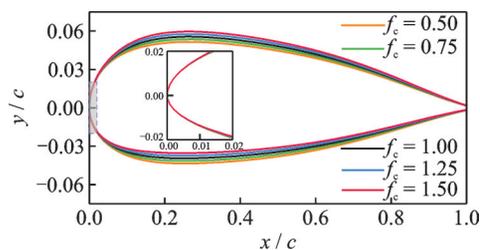


图8 不同弯度翼型外形对比

Fig.8 Comparison of airfoil geometries with different cambers

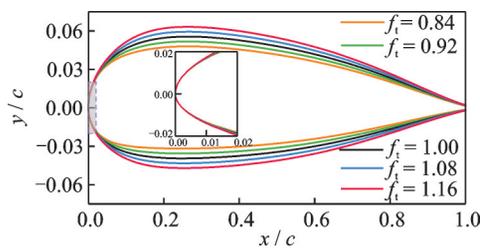


图9 不同厚度翼型外形对比

Fig.9 Comparison of airfoil geometries with different thicknesses

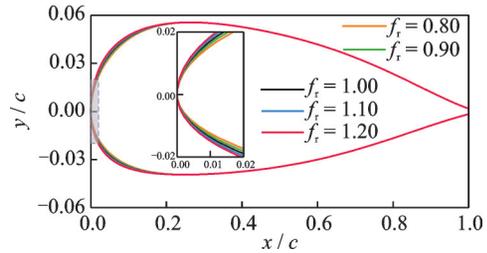


图10 不同前缘半径翼型外形对比

Fig.10 Comparison of airfoil geometries with different leading edge radii

3.2 翼型弯度影响分析

图11和图12分别给出了不同弯度翼型在定常、非定常来流状态下力矩系数及阻尼系数对比。从图中可以看出,在力矩发散前,不同来流状态下翼型俯仰力矩系数先减小后增大,翼型弯度越大,俯仰力矩系数越小,非定常来流状态下俯仰力矩系数变化较剧烈,而不同弯度翼型的阻尼系数差

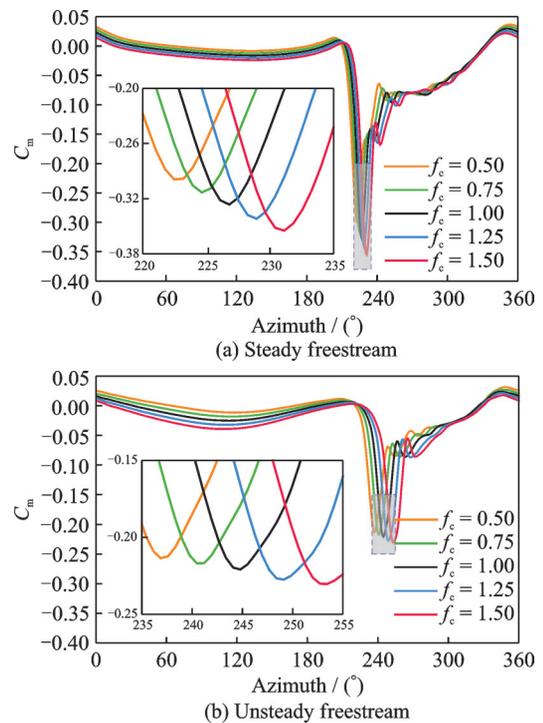
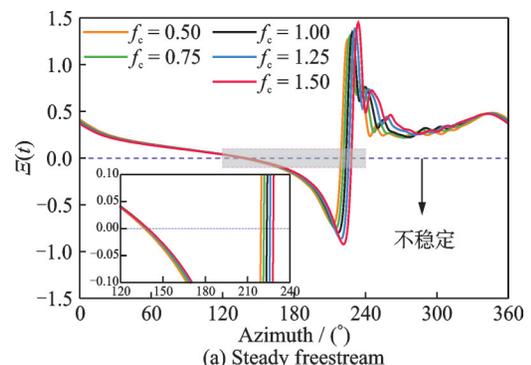


图11 不同弯度翼型在两种来流状态下力矩系数对比

Fig.11 Comparison of pitching moment coefficients of airfoils with different cambers under two freestream conditions



(a) Steady freestream

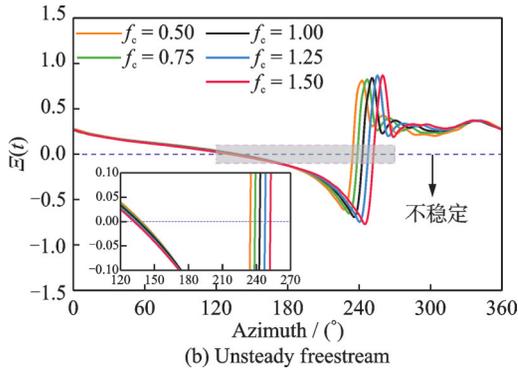


图 12 不同弯度翼型在两种来流状态下阻尼系数对比
 Fig.12 Comparison of time-resolved aerodynamic damping coefficients of airfoils with different cambers under two freestream conditions

异较小。在定常、非定常来流状态下,翼型弯度越大,力矩发散相位角越大,负阻尼相位角范围越大,低头力矩系数峰值越大,对应的峰值相位角越大。

图 13 和图 14 分别给出了 2 种来流状态下局部相位角范围内不同弯度翼型表面压强系数、摩擦因数分布云图及对应的力矩系数。从图中可以明显观察到,在定常、非定常来流状态下翼型失速方式均为前缘失速,翼型弯度增大对 DSV 的产生及演化、TEV 的产生起到推迟作用,导致低头力矩系数峰值相位角越大,同时翼型弯度越大,DSV 的强度越大,导致低头力矩系数峰值越大。在非定常来流条件下,DSV 的对流速度与强度明显低于定常来

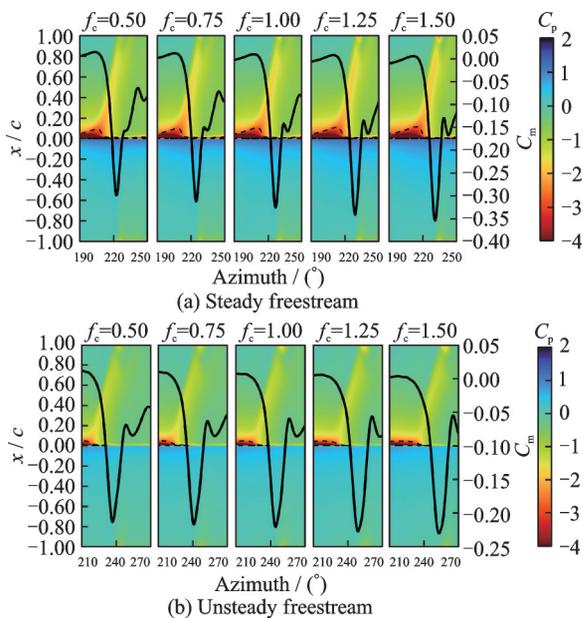


图 13 两种来流状态下局部相位角范围内不同弯度翼型表面压强分布云图及对应的力矩系数
 Fig.13 Contour plots of pressure coefficient distribution at local phase angles and corresponding pitching moment coefficients for airfoils with different cambers under two freestream conditions

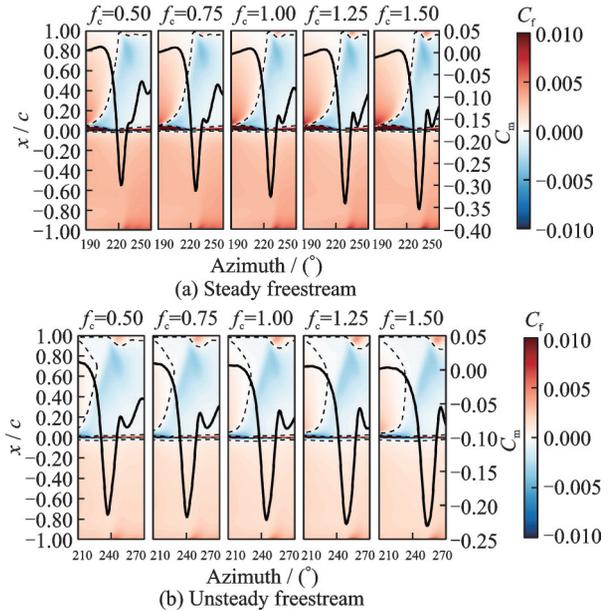


图 14 两种来流状态下局部相位角范围内不同弯度翼型表面摩擦因数分布云图及对应的力矩系数
 Fig.14 Contour plots of skin friction coefficient distribution at local phase angles and corresponding pitching moment coefficients for airfoils with different cambers under two freestream conditions

流条件。同时,在 DSV 的演化过程中,翼型后缘出现了分离涡,导致翼型表面分离区域相较于定常来流状态有所增大。

3.3 翼型厚度影响分析

图 15 和图 16 分别给出了不同厚度翼型在定

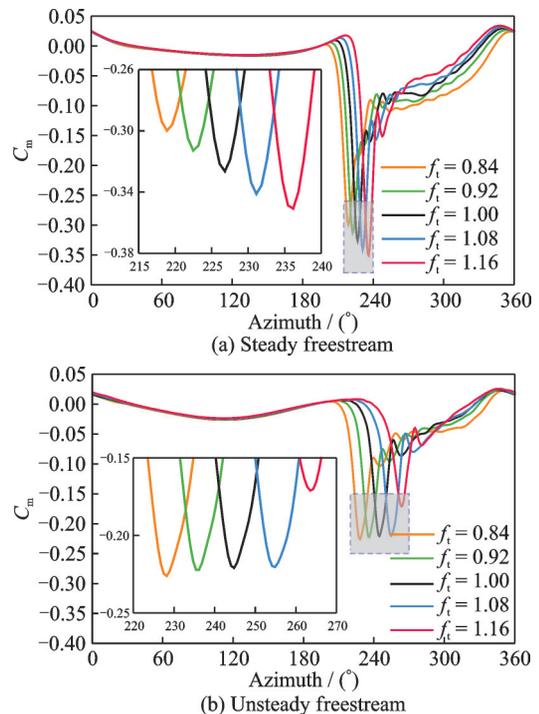


图 15 不同厚度翼型在两种来流状态下力矩系数对比
 Fig.15 Comparison of pitching moment coefficients of airfoils with different thicknesses under two freestream conditions

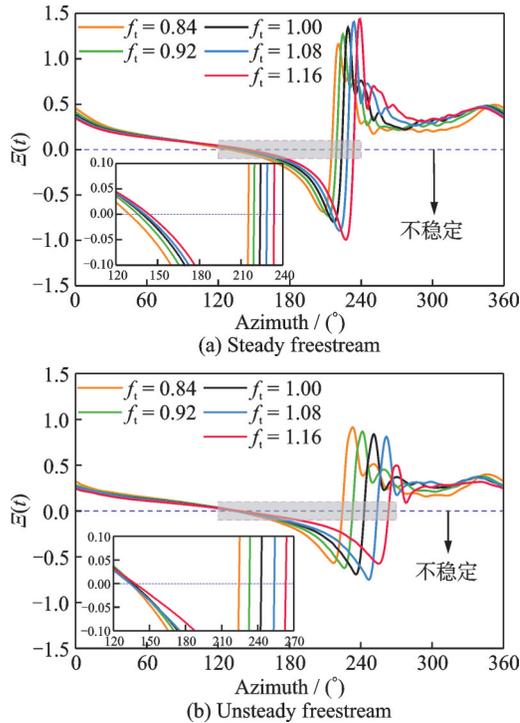


图 16 不同厚度翼型在两种来流状态下阻尼系数对比
Fig.16 Comparison of time-resolved aerodynamic damping coefficients of airfoils with different thicknesses under two freestream conditions

常、非定常来流状态下力矩系数及阻尼系数对比。从图中可以看出,在力矩发散前,不同来流状态下俯仰力矩系数先减小后增大,非定常来流状态下俯仰力矩系数变化较剧烈,而不同厚度翼型的俯仰力矩系数和阻尼系数差异较小。在定常、非定常来流状态下,翼型厚度越大,力矩发散相位角越大,低头力矩系数峰值相位角越大,负阻尼相位角范围越大。在定常来流状态下,翼型厚度越大,低头力矩系数峰值越大;而在非定常来流状态下,翼型厚度越大,低头力矩系数峰值越小。

图 17 和图 18 分别给出了两种来流状态下局部相位角范围内不同厚度翼型表面压强系数、摩擦因数分布云图及对应的力矩系数。从图中可以明显观察到,在定常状态下翼型失速方式均为前缘失速,而非定常来流状态下在 $f_t \in [0.84, 1.08]$ 范围内,翼型的失速形式均表现为前缘失速,而对于 $f_t = 1.16$ 的翼型,失速主导机制为后缘分离。在定常、非定常来流状态下,翼型厚度增大对 DSV 的产生及演化、TEV 的产生起到推迟作用,导致低头力矩系数峰值相位角越大,定常来流状态下翼型厚度越大,DSV 的强度越大,导致低头力矩系数峰值越大;非定常来流状态下翼型厚度越大,DSV 的强度越小,导致低头力矩系数峰值越小。相较于定常来流,非定常来流状态下 DSV 的对流速度和强度明

显降低。此外,在 DSV 的演变过程中,翼型后缘形成分离涡,翼型表面的分离区域比定常来流下的范围更大。

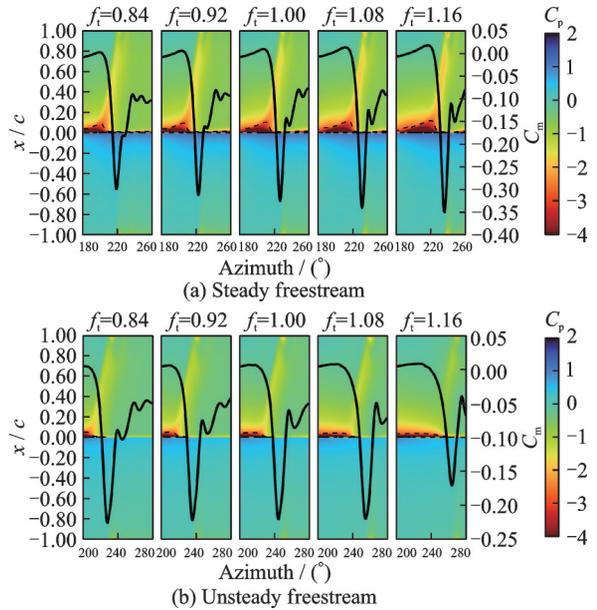


图 17 两种来流状态下局部相位角范围内不同厚度翼型表面压强系数分布云图及对应的力矩系数
Fig.17 Contour plots of pressure coefficient distribution at local phase angles and corresponding pitching moment coefficients for airfoils with different thicknesses under two freestream conditions

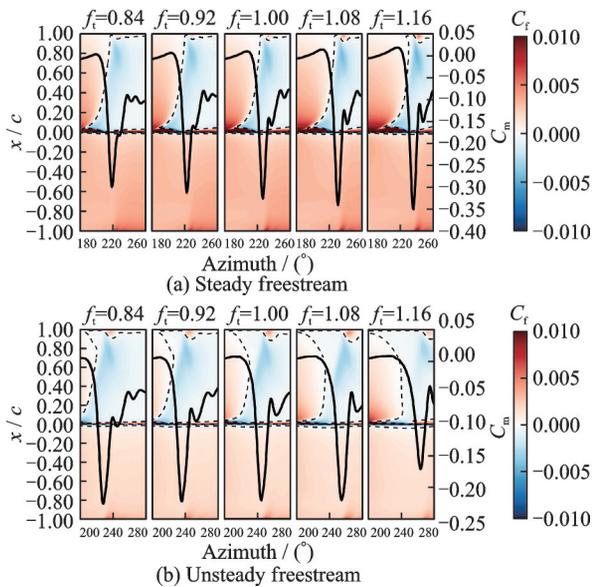


图 18 两种来流状态下局部相位角范围内不同厚度翼型表面摩擦因数分布云图及对应的力矩系数
Fig.18 Contour plots of skin friction coefficient distribution at local phase angles and corresponding pitching moment coefficients for airfoils with different thicknesses under two freestream conditions

3.4 翼型前缘半径影响分析

图 19 和图 20 分别给出了 2 种来流状态下局部

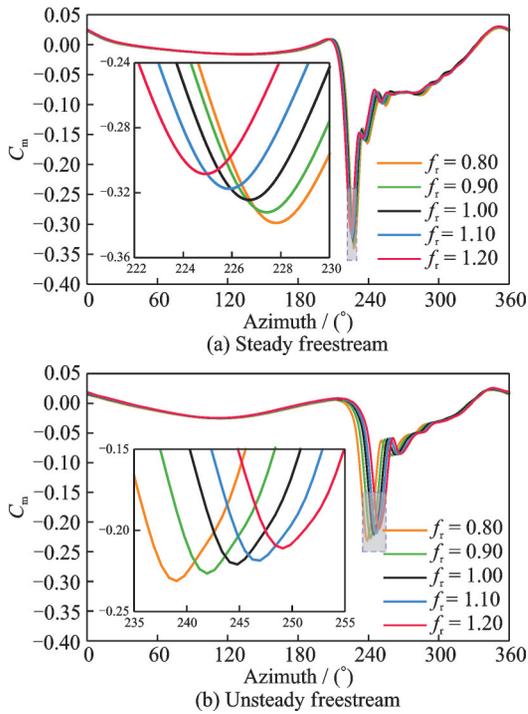


图 19 不同前缘半径翼型在两种来流状态下力矩系数对比

Fig.19 Comparison of pitching moment coefficients of airfoils with different leading edge radii under two freestream conditions

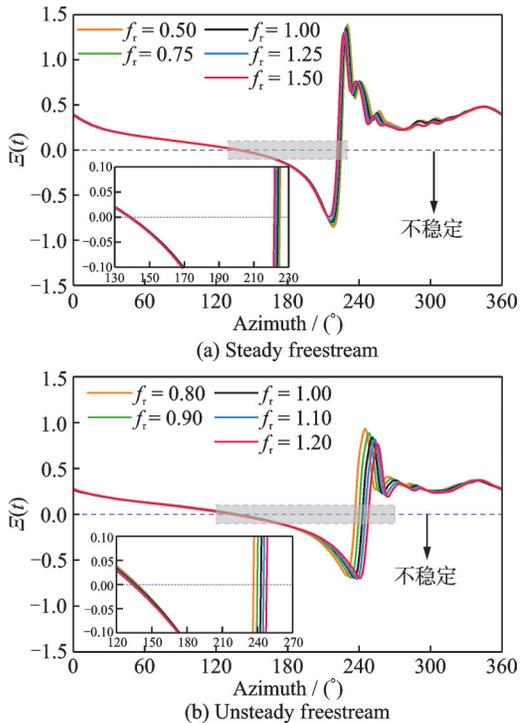


图 20 不同前缘半径翼型在两种来流状态下阻尼系数对比

Fig.20 Comparison of time-resolved aerodynamic damping coefficients of airfoils with different leading edge radii under two freestream conditions

相角范围内不同前缘半径翼型表面压强系数、摩擦因数分布云图及对应的力矩系数。从图中可以

看出,在力矩发散前,不同来流状态下俯仰力矩系数先减小后增大,非定常来流状态下俯仰力矩系数变化较剧烈,而不同前缘半径翼型的俯仰力矩系数和阻尼系数差异较小。在定常来流状态下,翼型前缘半径越大,力矩发散相位角越小,负阻尼相位角范围越小,低头力矩系数峰值越小,对应的峰值相位角越小;在非定常来流状态下,翼型前缘半径越大,力矩发散相位角越大,负阻尼相位角范围越大,低头力矩系数峰值越小,对应的峰值相位角越大。

图 21 和图 22 分别给出了 2 种来流状态下局部相位角范围内不同前缘半径翼型表面压强系数、摩擦因数分布云图及对应的力矩系数。从图中可以明显观察到,在定常、非定常来流状态下翼型失速方式均为前缘失速。在定常状态下翼型前缘半径增大对 DSV 的产生及演化、TEV 的产生起到促进作用,导致低头力矩系数峰值相位角越小;而非定常来流状态下翼型前缘半径增大对 DSV 的产生及演化、TEV 的产生起到推迟作用,导致低头力矩系数峰值相位角越大。在定常、非定常来流状态下,翼型前缘半径越大,DSV 的强度越小,翼型前缘半径越大,低头力矩系数峰值越小。在非定常来流状态下,DSV 的对流速度及强度显著小于定常来流状态,同时 DSV 演化的过程中翼型后缘存在分离涡,翼型表面分离区域相对定常来流状态较大。

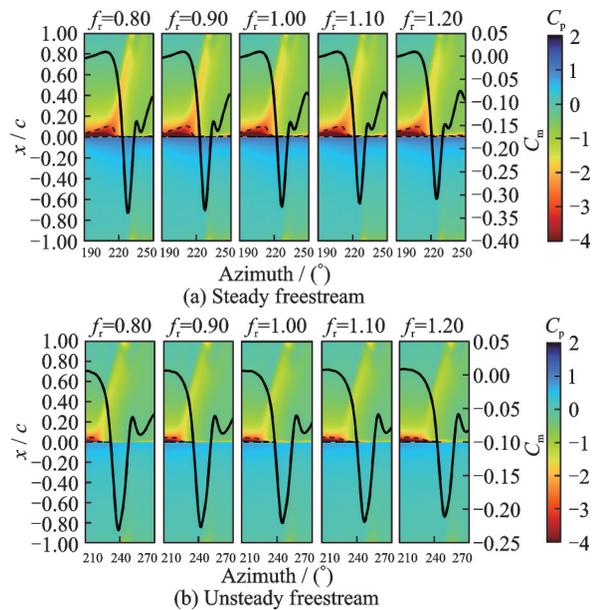


图 21 两种来流状态下局部相位角范围内不同前缘半径翼型表面压强系数分布云图及对应的力矩系数

Fig.21 Contour plots of pressure coefficient distribution at local phase angles and corresponding pitching moment coefficients for airfoils with different leading edge radii under two freestream conditions

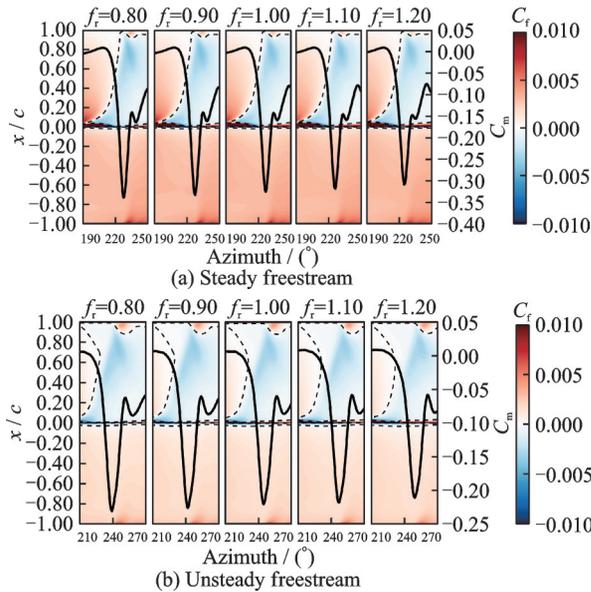


图22 两种来流状态下局部相位角范围内不同前缘半径翼型表面摩擦因数分布云图及对应的力矩系数

Fig.22 Contour plots of skin friction coefficient distribution at local phase angles and corresponding pitching moment coefficients for airfoils with different leading edge radii under two freestream conditions

4 结 论

本文构建了非定常来流状态旋翼翼型非定常气动特性数值模拟方法。在此基础上,通过模拟SC1095翼型在定常/非定常来流-变迎角耦合状态下的气动特性,分析了翼型外形参数对定常、非定常来流状态下气动力矩及阻尼特性的影响。主要结论如下:

(1)DSV的产生及对流是造成力矩发散的主要原因,TEV导致DSV从翼型表面抬起是引起低头力矩系数峰值的主要因素。

(2)在研究范围内,定常来流状态下翼型失速方式为前缘失速,而非定常来流状态下不同弯度和前缘半径翼型失速方式为前缘失速,而厚度的增大会导致翼型失速机制由后缘分离主导,非定常来流状态下DSV的对流速度及强度显著小于定常来流状态下,而各自来流状态下不同外形翼型DSV的对流速度差异较小。

(3)定常来流状态下,旋翼翼型弯度和厚度越大、前缘半径越小,力矩发散相位角越大,负阻尼相位角范围越大,低头力矩系数峰值越大,其峰值相位角越大;非定常来流状态下,旋翼翼型弯度、厚度和前缘半径越大,力矩发散相位角越大,负阻尼相位角范围越大,低头力矩系数峰值相位角越大,旋翼翼型弯度越大、厚度和前缘半径越小,低头力矩系数峰值越大。

参考文献:

- [1] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2002.
- [2] 招启军,徐国华.直升机计算流体动力学基础[M].北京:科学出版社,2016.
ZHAO Qijun, XU Guohua. Foundation of helicopter computational fluid dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2016.
- [3] LORBER P F, CARTA F O. Unsteady stall penetration experiments at high Reynolds number: AD-A186 120[R]. Hartford: United Technologies Research Center, 1987.
- [4] CHANDRASEKHARA M S, AHMED S. Laser velocimetry measurements of oscillating airfoil dynamic stall flow field[C]//Proceedings of the 22nd Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference. Honolulu: [s.n.], 1991.
- [5] KIM T, KIM S, LIM J, et al. Numerical investigation of compressibility effect on dynamic stall[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 105918.
- [6] BOWLES P O. Wind tunnel experiments on the effect of compressibility on the attributes of dynamic stall [D]. South Bend, United States: University of Notre Dame, 2012.
- [7] 井思梦,赵国庆,招启军.翼型动态失速气动力二次峰值数值模拟研究[J].南京航空航天大学学报,2022,54(2):191-202.
JING Simeng, ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun. Numerical research on secondary peak of aerodynamic forces of airfoil under dynamic stall[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 191-202.
- [8] KAUFMANN K, MERZ C B, GARDNER A D. Dynamic stall simulations on a pitching finite wing[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(4): 1303-1316.
- [9] FAVIER D, MARESCA C, REBONT J. Dynamic stall due to fluctuations of velocity and incidence[J]. AIAA Journal, 1982, 20(7): 865-871.
- [10] FAVIER D, AGNES A, BARBI C, et al. Combined translation/pitch motion—A new airfoil dynamic stall simulation[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25 (9) : 805-814.
- [11] GHARALI K, JOHNSON D A. Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity[J]. Journal of Fluids and Structures, 2013, 42: 228-244.
- [12] HIRD K, FRANKHOUSER M W, GREGORY J W, et al. Compressible dynamic stall of an SSC-A09 airfoil subjected to coupled pitch and freestream mach

- oscillations[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 70th Annual Forum. Montréal, Québec, Canada: [s.n.], 2014.
- [13] HIRD K, FRANKHOUSER M W, NAIGLE S, et al. Study of an SSCA09 airfoil in compressible dynamic stall with freestream Mach oscillations[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 71st Annual Forum. Virginia Beach, Virginia: [s.n.], 2015.
- [14] 王清. 旋翼动态失速力学机理及气动外形优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- WANG Qing. Investigations on dynamic stall mechanism and aerodynamic shape optimization of rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [15] WANG Q, ZHAO Q J. Unsteady aerodynamic characteristics investigation of rotor airfoil under variation of freestream velocity[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 58: 82-91.
- [16] 赵国庆, 招启军, 吴琪. 旋翼非定常气动特性 CFD 模拟的通用运动嵌套网格方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 546-554.
- ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun, WU Qi. A universal moving-embedded grid method for CFD simulation of unsteady aerodynamic characteristics of rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 546-554.
- [17] MEAKIN R L. A new method for establishing inter-grid communication among systems of overs grids[C]//Proceedings of the 10th Computational Fluid Dynamics Conference. Honolulu, USA: AIAA, 1991.
- [18] ZHAO Q J, ZHAO G Q, WANG B, et al. Robust Navier-Stokes method for predicting unsteady flowfield and aerodynamic characteristics of helicopter rotor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(2): 214-224.
- [19] JING S M, ZHAO Q J, ZHAO G Q, et al. Multi-objective airfoil optimization under unsteady-freestream dynamic stall conditions[J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(2): 293-309.
- [20] CARTA F O. An analysis of the stall flutter instability of helicopter rotor blades[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1967, 12(4): 1-18.
- [21] BOWLES P O, CORKE T C, COLEMAN D G, et al. Improved understanding of aerodynamic damping through the Hilbert transform[J]. AIAA Journal, 2014, 52(11): 2384-2394.
- [22] SOBIECZKY H. Parametric airfoils and wings[M]//Recent development of aerodynamic design methodologies: Inverse design and optimization. Wiesbaden: Vieweg+ Teubner Verlag, 1999: 71-87.

(编辑:孙静)