

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.013

基于合成射流的旋翼翼型动态失速控制研究

史勇杰, 厉聪聪, 徐国华

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 针对直升机旋翼工作环境下来流速度和迎角(Angle of attack, AoA)耦合引起的动态失速问题,建立了基于合成射流的旋翼动态失速控制的数值模拟方法。采用运动嵌套网格方法,通过对翼型的平移和旋转实现变来流速度-变迎角的耦合。以积分形式的雷诺平均N-S方程为主控方程,空间离散使用Roe格式,时间离散为隐式LU-SGS方法,以OA209翼型为研究对象,在翼型上表面放置合成射流激振器,开展了射流位置、动量系数、无量纲频率以及偏角等参数对轻度失速、深度失速下翼型动态失速控制的研究。研究发现,轻度失速下,射流位置靠近气流分离点时(20% c 附近, c 为翼型弦长),对逆压梯度引起的轻度失速控制效果最佳。深度失速下气流分离点虽在5% c 之前,但射流位于前缘分离泡后端(10% c 附近)时控制效果较好。大迎角需要较大的动量系数才能有效控制。射流频率对涡结构的尺寸和数量会产生一定影响,能改变气动特性波动幅度。较小的射流偏角对轻度失速的控制更有效,而深度失速则需要较大的偏角。

关键词: 旋翼翼型;合成射流;动态失速;直升机

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号:1005-2615(2020)02-0270-10

Rotor Airfoil Dynamic Stall Control Based on Synthetic Jet

SHI Yongjie, LI Congcong, XU Guohua

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A numerical simulation method of rotor dynamic stall control based on synthetic jet is developed to solve the dynamic stall caused by coupling of flow velocity and angle of attack(AoA). This method is realized by the translation and rotation of the two-dimensional airfoil. Reynolds N-S equation in integral form is taken as the main control equation. Roeformat is used for spatial discretization and implicit LU-SGS method for temporal discretization. Taking the OA209 airfoil as the object, the synthetic jet excimer is placed on the upper surface of the airfoil, and the study on the dynamic stall control of airfoil with slight and deep stall is carried out with the parameters of jet position, momentum coefficient, dimensionless frequency and angle. It is found that under slight stall, when the jet position is close to the flow separation point (around 20% c), the control effect of slight stall caused by adverse pressure gradient is the best. Although the separation point of airflow under deep stall is before 5% c , the control effect is better when the jet is located behind the leading edge separation bubble (near 10% c). High angle of attack requires large momentum coefficient. The frequency has a certain influence on the size and number of vortexes and changes the fluctuation range of aerodynamic characteristics. Small angle of jet is more effective to control slight stall, while deep stall requires large angle.

Key words: rotor airfoil; synthetic jet; dynamic stall; helicopter

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2019-09-06; **修订日期:** 2019-11-16

通信作者: 史勇杰,男,副教授, E-mail: shiyongjie@nuaa.edu.cn。

引用格式: 史勇杰,厉聪聪,徐国华. 基于合成射流的旋翼翼型动态失速控制研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 270-279. SHI Yongjie, LI Congcong, XU Guohua. Rotor airfoil dynamic stall control based on synthetic jet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, XXXX, 52(2): 270-279.

直升机飞行时旋翼左右气流不对称,为了保持平衡,桨叶在后行侧时需要增加桨距角(周期变距)以抵消剖面速度减小的不利影响。当飞行速度较大时,后行侧桨叶容易因迎角(Angle of attack, AoA)过大引起失速,而由于桨叶运动过程中剖面迎角和速度是周期变化的,就形成了一种直升机旋翼特有的失速现象——动态失速^[1-2]。失速引起的桨叶升力突降、气动力矩振荡等会直接导致直升机振动水平的增加,严重时甚至会影响飞行安全;另外,动态失速也是目前限制直升机飞行速度提升的两个主要原因之一。因此,旋翼动态失速及其控制一直是直升机气动领域十分重要的研究课题。

文献[3]对三维旋翼的流动分离进行了深入分析,发现旋翼存在3个不同的流动分离区域,并且失速的发生与前一片桨叶的桨尖涡有明显联系。文献[4]使用RANS法对三维旋翼周期变距下动态失速现象进行了模拟。研究指出,深度动态失速时桨尖涡畸变会引发较强的二次动态失速,并且桨叶外侧仅有一小段截面的流动与二维动态失速相似。由于三维情况下旋翼气动环境和动态失速的复杂性,文献[5-8]针对二维振荡翼型的动态失速进行了试验及数值模拟。为了模拟旋翼的周期流场特性,文献[9]对二维翼型使用变来流速度进行模拟。目前大部分研究主要针对二维翼型,也有部分研究人员尝试进行真实旋翼环境下的动态失速研究^[10-11],但仍处于发展阶段。

关于翼型失速的控制研究由来已久。文献[12-13]应用协同射流方法进行了翼型动态失速控制的数值模拟研究。结果表明,协同射流对翼型动态失速控制的效果明显,迟滞环面积显著减小,但射流通道对上仰过程中气流的附着会有不利影响。文献[14-15]研究了等离子体对翼型动态失速控制的作用。结果表明等离子体气动激励能有效控制翼型动态失速,改善平均气动力,且翼型振荡频率增加后需要更高强度的等离子体激励才能较好控制动态失速。文献[16]研究了合成射流参数对翼型的动态失速特性的影响,指出合成射流位于气流分离点附近时,对动态失速有最好的控制效果。其对前飞旋翼动态失速的合成射流控制采用射流阵列组合,虽然气动特性有较大的提升,但射流各参数对前飞时周期气动环境下的失速控制效果仍有待研究。合成射流因其响应快、能耗低以及无须额外气体来源等特点,在控制失速方面有很大

的前景^[17]。然而目前合成射流对直升机环境下翼型的动态失速控制主要集中于固定来流速度,对周期性变来流速度下动态失速的射流控制研究仍较为欠缺。

本文针对直升机环境下的周期气动环境,开展了变来流-变迎角耦合情况下射流控制的研究。使用雷诺平均Navier-Stokes(N-S)方程,运用嵌套网格方法,通过对二维翼型平移和旋转,并在射流出口施加非定常边界条件,从而建立了直升机旋翼工作环境下二维翼型动态失速及射流控制的数值模拟。采用OA209翼型,在翼型上表面放置合成射流激振器,分别研究射流位置、射流动量系数 C_μ 、射流量纲化为一的频率 F^+ 和射流偏角 θ 等参数对轻度失速、深度失速下动态失速控制的影响。

1 数值模拟方法

1.1 流场控制方程

针对非定常流场,为了捕捉非定常涡流动特性,采用可压缩的N-S方程作为流场求解的主控方程,即

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量; $\mathbf{F}_c, \mathbf{F}_v$ 分别为对流量和黏性通量。守恒形式变量和通量分别为

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho H V_r + V_r p \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: ρ, p, E 和 H 分别为气流密度、压强、总能和总焓; n_x, n_y 为表面单位法矢在 x, y 方向的分量; $V_r = V - V_i, V$ 为气流速度, V_i 为相对逆速度; τ_{ij} 为黏性应力; Θ 为与 τ_{ij} 和温度导数相关的项。空间离散采用Roe通量差分裂格式^[18],时间推进采用隐式LU-SGS^[19]方法,湍流模型使用SST $k-\omega$ ^[20]。

模拟合成射流对流场的干扰,射流出口的瞬时脉冲速度为

$$U = U_m \sin(\omega_{jet} t) \quad (3)$$

式中: U_m 为脉冲速度幅值; ω_{jet} 为合成射流的角频率。为了便于分析,根据文献[21]定义量纲化为一的频率 F^+ 与射流动量系数 C_μ

$$F^+ = \frac{\omega_{\text{jet}}}{U_\infty} = \frac{\omega_{\text{jet}} c}{2\pi U_\infty} \quad C_\mu = 2 \frac{h}{c} \left(\frac{U_m}{\sqrt{2} U_\infty} \right) \quad (4)$$

式中: U_∞ 为来流速度; h 为射流出口宽度; c 为翼型弦长。图1给出了合成射流在翼型表面的布置示意图, 射流偏角 θ 为射流出口气流与翼型表面切向方向的夹角。

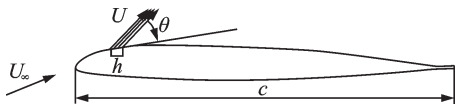


图1 翼型表面射流示意图

Fig.1 Schematic diagram of airfoil with jet

1.2 运动嵌套网格系统

为模拟直升机环境翼型在不同方位角时相对来流速度和迎角耦合的情况, 本文使用运动嵌套网格方法。嵌套网格部分采用C形网格, 在背景网格中前后平移和旋转。嵌套网格与背景网格叠加后, 通过洞单元识别, 在背景网格中进行挖洞, 图2给出了挖洞前后的示意图。挖洞后的网格边界处, 对邻近的4个网格单元采用距离加权法进行插值, 实现背景网格与嵌套网格之间的信息传递。

翼型迎角变化规律为: $\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2kt)$, 其中 α_0 为翼型平均迎角, α_m 为翼型振荡迎角的幅

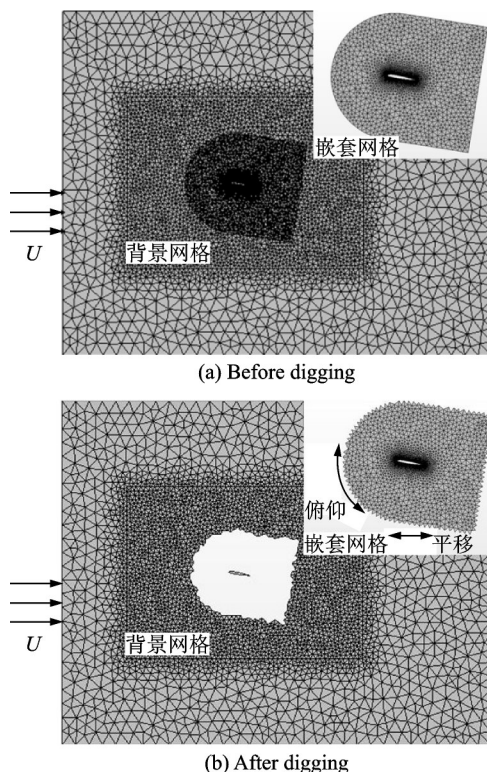


图2 运动嵌套网格挖洞前后示意图

Fig.2 Schematic diagram of moving-embedded grid before and after digging holes

值, 翼型缩减频率 $k = \frac{\pi fc}{U_\infty}$ 。

嵌套网格中翼型表面边界层处采用四边形网格, 壁面第1层网格 $Y^+ \approx 1$, 其余部分及背景网格使用三角形非结构网格。射流出口宽度为 $0.5\%c$, 由17个网格点覆盖, 如图3所示。

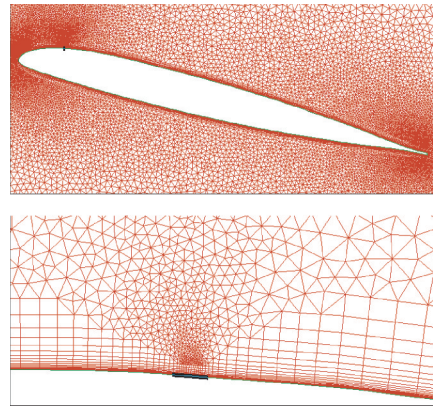


图3 翼型及射流出口附近网格图

Fig.3 Grid diagram of airfoil and jet exit

1.3 算例验证

为验证本文所建立方法的有效性, 分别进行了翼型动态失速、变来流翼型气动特性以及合成射流控制3个算例的计算。图4给出了NACA0012振荡翼型的模拟结果。来流马赫数0.283, 平均迎角 14.91° , 振幅 10° , 翼型缩减频率 $k=0.151$ 。由图4可见, 在翼型抬头过程中, 计算得到的 C_l, C_d, C_m 值与试验值^[22]较为吻合, 这表明本文使用的数值模拟方法可以较好地模拟定来流情况下的翼型动态失速现象。但在大迎角抬头过程中, 升力系数略小, 阻力系数偏大, 这很可能是由于所使用的湍流模型黏性较大所致。

算例2是OA209翼型在变来流下的模拟。固定迎角 3° , 自由来流平均马赫数为0.2, 缩减频率 $k=0.2$, 分别取 λ (脉动马赫数/平均来流马赫数) 为0.4, 0.8。翼型相对来流马赫数 $Ma = 0.2(1 + \lambda \sin(\omega t))$, 计算结果如图5所示。计算值相对理论值^[23]有一定的偏移, 文献^[23]中 Isaacs 理论模型是在无黏条件下建立的, 而本文的计算考虑了黏性。整体趋势和峰值均与理论值相近, 表明通过嵌套网格在背景网格中前后移动, 可以模拟直升机旋翼在旋转周期内相对气流速度的周期性变化。

最后给出的合成射流对大迎角下翼型失速的控制的模拟, 使用NACA0015翼型, 翼型迎角为 17.6° , $Ma=0.103$ 。射流激振器位于距前缘 $12\%c$ 处, 其 $F^+=0.75, C_\mu=0.0093$ 。计算得到翼型表面 C_p 值与实验值^[24]对比如图6所示。翼型下表面以

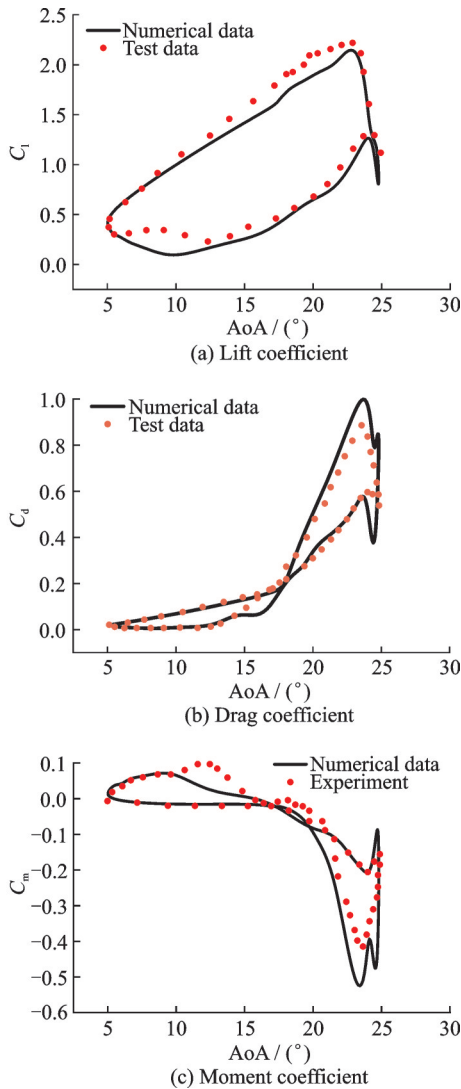


图 4 动态失速算例验证结果图

Fig.4 Dynamic stall verification result diagram

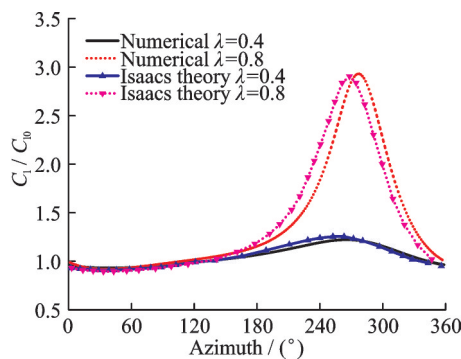


图 5 变来流定迎角下算例验证结果图

Fig.5 Variable freestream verification result diagram at fixed AoA

及上表面的前缘附近,计算值与试验值吻合较好,但翼型上表面的 C_p 值相对实验值略偏低。表明本文所使用的数值模拟方法可以较好地模拟真实情况下变来流速度-变迎角耦合状态下二维翼型动态失速现象。

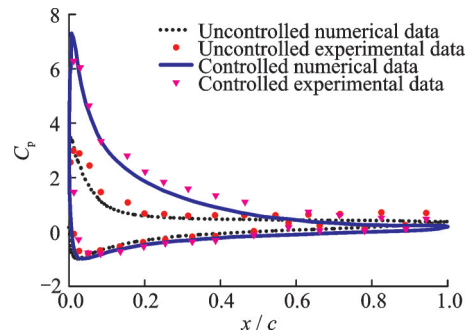


图 6 翼型表面压强系数分布对比

Fig.6 Comparison of pressure coefficient distributions of airfoil surface

2 动态失速特性和射流控制分析

2.1 轻度失速

在直升机旋翼工作条件下,当前进比较大时,前行侧与后行侧的气流不对称加剧。由于桨叶吹风挥舞的作用,前行侧相对气流速度增大时,桨叶向上挥舞使迎角减小,后行侧流速减小时,桨叶下挥得到更大的迎角。

针对直升机旋翼复杂气动环境下的剖面流动特征,发展了变来流-变迎角下的动态失速分析方法。本文以直-9直升机旋翼为研究对象,巡航速度 250 km/h,桨尖马赫数为 0.643,总距为 9° ,选取典型的 0.7R 剖面处翼型参数。使用 OA209 翼型,翼型相对来流马赫数为 $0.45 + 0.2\sin(\omega t)$,缩减频率为 0.046 1。翼型平均迎角为 9° 。根据中等拉力和大拉力状态下旋翼翼型失速程度的不同,设定轻度失速与深度失速下,翼型迎角振荡幅值分别为 6° , 8° ,如图 7 所示。

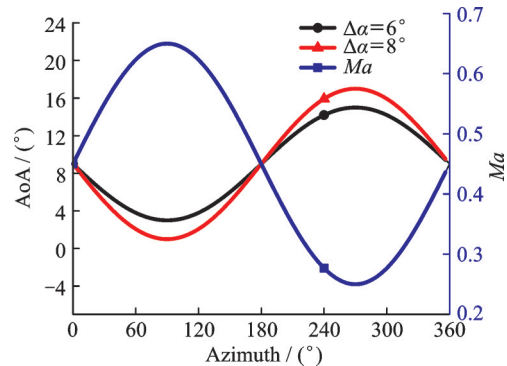


图 7 迎角和来流速度的变化图

Fig.7 Variation of AoA and freestream velocity

图 8 为 270° 方位角附近翼型表面流线图。对于深度失速,气流从翼型最高点附近开始分离。定来流速度下,翼型上表面始终附着一个大分离涡,没有明显的涡脱离和再附现象。变来流速度下,在 $240^\circ \sim 270^\circ$ 方位角之间,翼型相对来流速度降到最

低的过程中,翼型上表面最高点之后不断生成新的涡结构。在顺来流向下游移动的过程中,涡结构不断增大并脱离。对于变来流轻度失速,翼型中后段

始终存在一个较小的分离涡。随着迎角的增大,气流分离点向前缘移动,主要为逆压梯度引起的失速。

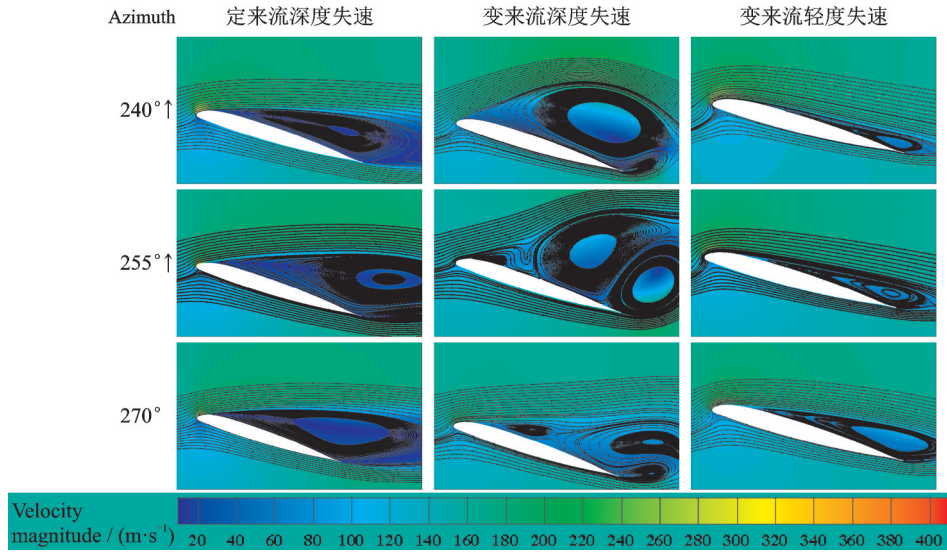


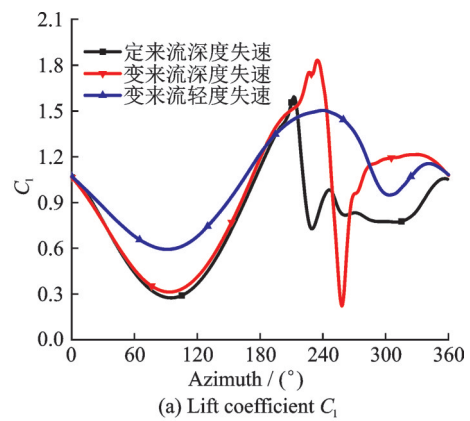
图8 定来流与变来流速度下翼型表面流线图

Fig.8 Surface streamline at constant and variable freestream

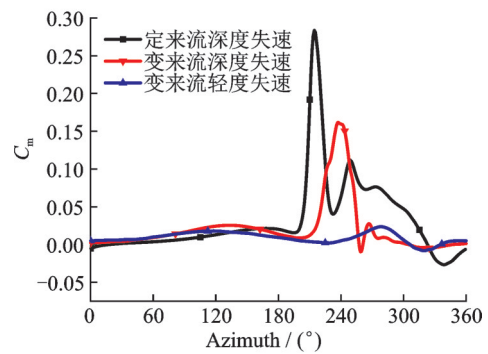
根据翼型相对来流速度无量纲化,得到升力系数 C_l , 力矩系数 C_m 曲线图如图9所示。图中可见,气动参数的区别主要在后行侧的失速区,即 210° 方位角之后。由上文分析可知,变来流深度失速下,翼型上表面存在大分离涡脱落的现象,因此 C_l 在 240° 方位角附近有很明显的下降。由于变来流在 270° 附近流速较低,使得 C_l 突降较定来流有所延迟,气流很快再附, C_l 在 270° 方位角之后提升明显。对于轻度失速,由于没有大分离涡的脱落, C_l 没有突降的过程,仅存在一个波谷且波动平缓。仅翼型后段由于逆压梯度而存在分离涡。

定来流情况下,翼型上表面气流大面积分离,上表面的气流从后缘吹向前缘,下表面气流从前缘吹向后缘,给翼型一个突增的低头力矩,对飞行控制非常不利。变来流下,由于涡结构的分散和脱离,该低头力矩峰值较小。

首先分析射流位置对轻度失速的影响。考虑到射流激励器在翼型内部的布置以及空间等因素,射流位置分别设置在 $5\%c$, $10\%c$, $15\%c$ 和 $20\%c$, $C_\mu=0.002$, $F^+=0.3$, $\theta=20^\circ$ 保持不变。图10给出了翼型运动过程中在若干位置上的流场图。轻度失速时,当在翼型中前部施加射流控制后,翼型上表面的气流分离现象得到了大幅改善。这是由于射流出口右侧形成的顺时针旋转涡在沿着来流向下游移动和发展中有效地削弱了原流场中的逆压梯度。涡的上部分气流速度与来流速度相同,使得涡的右侧翼型上表面逆压梯度减小,从而控制了翼



(a) Lift coefficient C_l



(b) Moment coefficient C_m

图9 不同失速条件下气动特性对比

Fig.9 Comparison of aerodynamic characteristics under different stall conditions

型上表面的气流分离。此外,从图10中也可看到激励器位置不同时,射流对于分离涡的控制效果也有明显的区别。当射流位置逐渐往后移动时,气流分离控制效果逐渐提高,一方面是由于文中研究的

轻度失速大致起始于 $20\%c$ 左右,另一方面是因为 $20\%c$ 处翼型表面的流动相对平缓些。而若在 $5\%c$ 处加入射流,此处流速较大,涡结构极易增

强,反而加剧上表面气流的紊乱。涡结构顺着来流向翼型后缘流动,脱落时导致气流参数有较大的波动,使翼型上表面的流动更加紊乱。

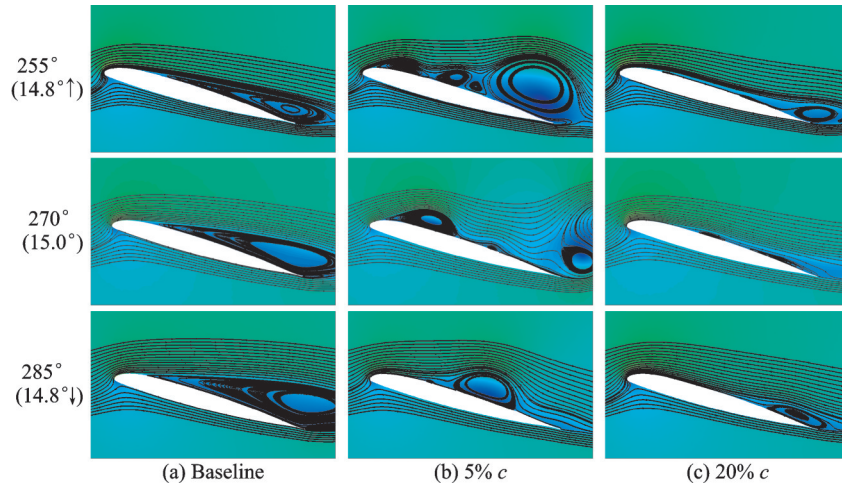


图 10 不同射流位置下轻度失速下翼型表面流线图

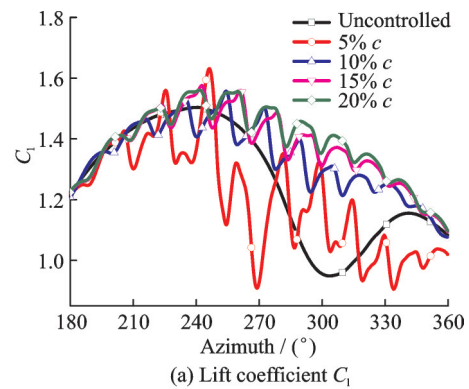
Fig.10 Airfoil surface streamline under slight stall at different jet locations

图 11 相应给出了不同射流位置下翼型升力及力矩系数随方位角的变化。除 $5\%c$ 处的射流外,其余射流控制均使 $270^\circ \sim 330^\circ$ 方位角附近(失速区)的升力系数得到很大的提升。随着射流激励器位置的后移, C_l 逐渐提升,气动参数的振荡幅度也有所减弱。在靠近前缘气流分离位置附近放置合成射流激励器,对轻度失速控制效果最明显。

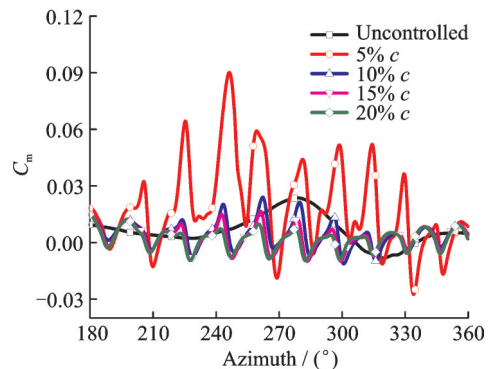
针对射流频率的作用,分别取射流激励频率为 $0.1, 0.3, 0.5, 0.7$ 的情况进行研究。射流激励器位于 $20\%c$ 处,计算得到 C_l 随方位角的变化如图 12 所示。不同激励频率下, C_l 均有明显提升。当激励频率较低时,例如当 $F^+ = 0.1$ 时,虽然与基准状态相比,失速现象有所改善,但 C_l 波动幅度较大。从图 13 可知,这是由于频率较小时,射流周期更长,自由来流对射流出口右侧的卷起的涡有更长的加速时间。当该涡脱落时引起 C_l 波动更明显。随着射流频率的增加,翼型上表面的涡结构数量增多且尺寸减小。

针对射流动量系数 C_μ 的作用,分别取射流激励频率为 $0.001, 0.002, 0.003$ 三种情况进行研究,计算得到 C_l 变化如图 14 所示。3 种动量系数对轻度失速都有较好的控制效果。表明增大射流出口速度不会对轻度失速控制效果有进一步提升。

选取射流偏角为 $0^\circ, 20^\circ, 40^\circ, 60^\circ$ 四种情况对深度失速控制进行研究。从图 15,16 中可以看出,当射流偏角为 0° 时,翼型的 C_l 波动幅度最小。此时翼型仅尾缘存在一个较小的分离涡,翼型前半段几乎不存在由于射流而产生的涡结构。射流出口气



(a) Lift coefficient C_l



(b) Moment coefficient C_m

图 11 不同射流位置对轻度失速下翼型气动特性的影响

Fig.11 Effect of different jet locations on aerodynamic characteristics of airfoil under slight stall

流紧贴翼型上表面向下游移动,几乎没有对边界层内外的气流进行掺杂,也不产生涡结构,射流气体的能量主要用于对抗翼型上表面的逆压梯度。当 $\theta = 60^\circ$,翼型上表面的多个涡结构会引起 C_l 较大的波动。

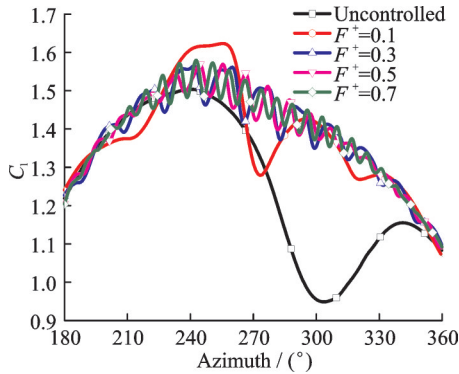


图12 射流频率对轻度失速翼型升力曲线的影响
Fig.12 Effect of jet frequency on C_l of slight stall

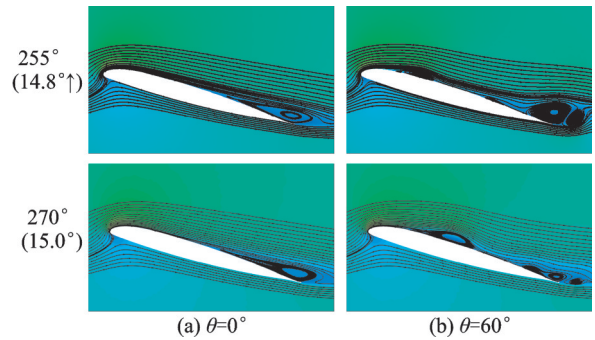


图16 不同射流偏角下轻度失速翼型表面流线图

Fig.16 Surface streamline of slight stall at different jet angles

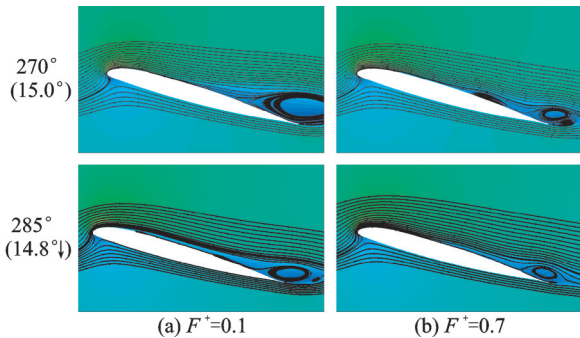


图13 不同射流频率下轻度失速翼型表面流线图

Fig.13 Surface streamline of slight stall at different jet frequencies

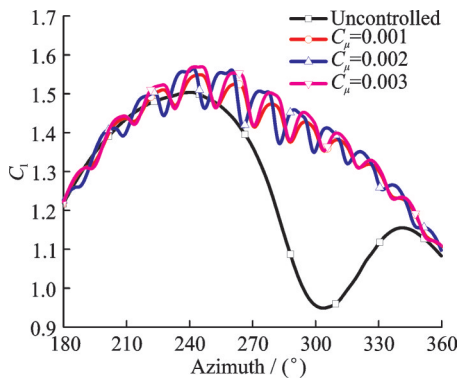


图14 射流动量系数对轻度失速下翼型升力系数的影响

Fig.14 Effect of jet momentum coefficient C_μ on lift coefficient C_l of slight stall

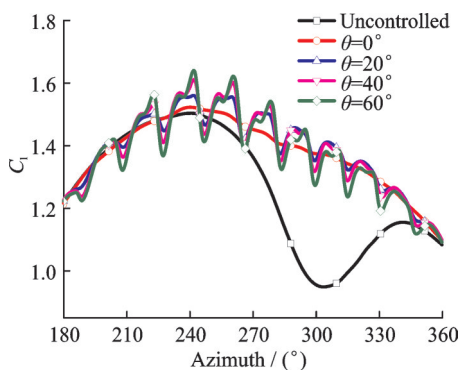


图15 射流偏角对轻度失速翼型升力曲线的影响

Fig.15 Effect of jet angle θ on lift coefficient C_l of slight stall

2.2 深度失速

深度失速下,翼型上表面气流大面积分离,分离点位于翼型最高点附近,气流分离泡位于 $10\%c$ 附近。在翼型上表面 $5\%c, 10\%c, 15\%c, 20\%c$ 处分别放置合成射流激励器,射流参数为 $F^+=0.8, C_\mu=0.006$,偏角 $\theta=20^\circ$ 。计算得到翼型气动特性如图17所示。从图17中可以看出,射流激励器靠近气流分离点及分离泡时,气动参数波动较平缓。尤其是当射流激励器位于分离泡后端时($10\%c$ 附近),对大迎角下的深度失速控制效果更佳。当射流离前缘分离泡较远时,大迎角下的气动参数没有明显改善。但是在 300° 方位角之后,即迎角较小时,此时主要为后缘逆压梯度引起的失速。该状态位于后部($20\%c$ 附近)的射流激励器对 C_l 的提升更加明显,与小迎角轻度失速下的结论一致。

图18给出了 240° 方位角附近1个射流周期内,与射流相位 ϕ 相关的翼型上表面涡结构的流线图。对于该顺时针分离涡,在其右侧($10\%c$ 附近)使用射流激励器,可以有效削弱涡的强度。 $0^\circ\sim 180^\circ$ 相位角射流吹气过程中,射流出口附近形成多个较小的涡结构。在射流吸气时, 270° 相位角的图中,多个较小的涡结构聚集成一个涡。而当射流位置较靠后($20\%c$ 附近),翼型上表面的多个涡结构聚合和粘连,逐渐形成一个较大的分离涡。

选取射流频率 $F^+=0.5, 0.8, 1.1$ 三种情况对深度失速的控制进行研究。射流激励器位于分离泡右端,即 $10\%c$ 处。从图19的 C_l 曲线可以看出,随着 F^+ 的增加, C_l 波动幅度略有减小,从能耗的角度看,增大 F^+ 的效果并不明显,该结论与轻度失速类似。

针对射流动量系数 C_μ 的作用,分别取射流激励频率为 $0.004, 0.006, 0.008$ 和 0.010 的情况进行研究。从图20中可以看出,较小的 C_μ 下, C_l 曲线有较大波动,且与基准状态相比,失速的方位角从 240° 附近延迟到了 270° 附近。由图21可知, 240° 方

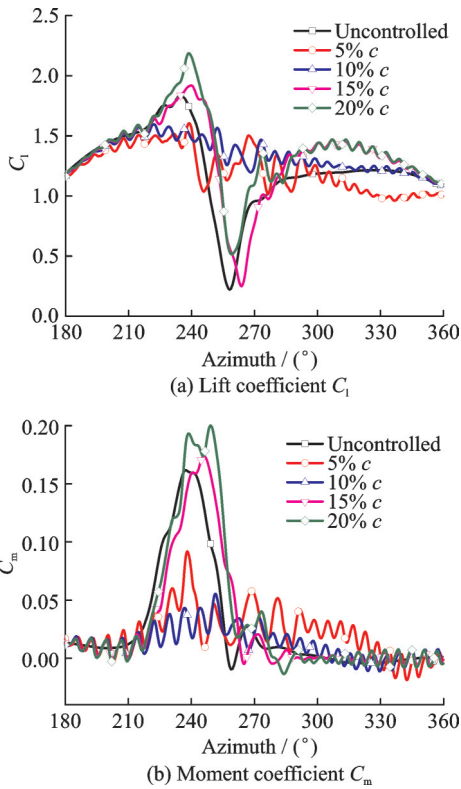


图 17 射流位置对深度失速下翼型气动参数的影响
Fig.17 Effect of different jet locations on aerodynamic characteristics of airfoil under deep stall

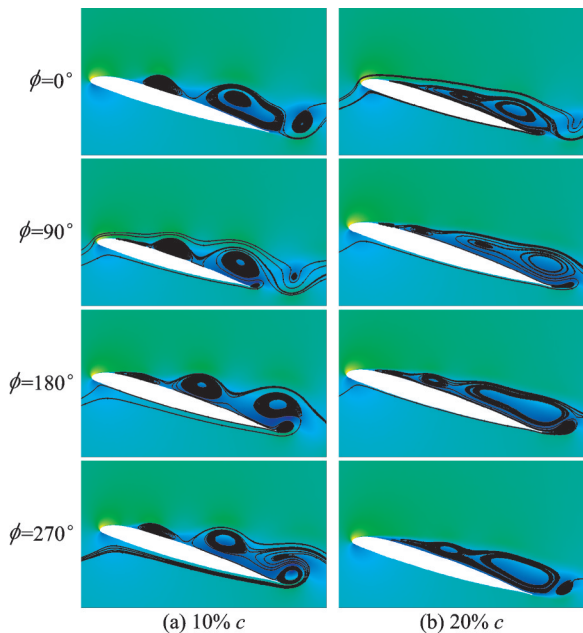


图 18 一个射流周期内翼型表面涡结构流动示意图
Fig.18 Schematic flow chart of surface vortex structure of airfoil in a jet cycle

位角下翼型上表面涡结构较小,迎角未达到最大,此时较小的射流动量仍能控制失速。当迎角进一步增加,在 270°方位角附近出现大分离涡,表明大迎角下的深度失速,仍需要较大的射流动量系数才能有效控制。

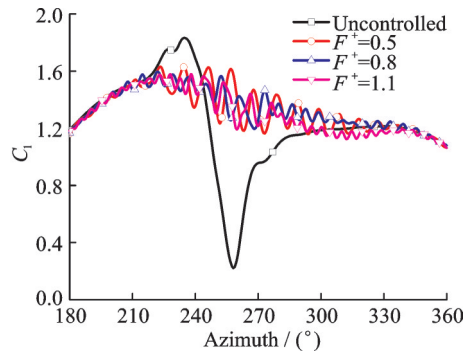


图 19 射流频率对深度失速翼型升力系数的影响
Fig.19 Effect of jet frequency on lift coefficient C_l of deep stall

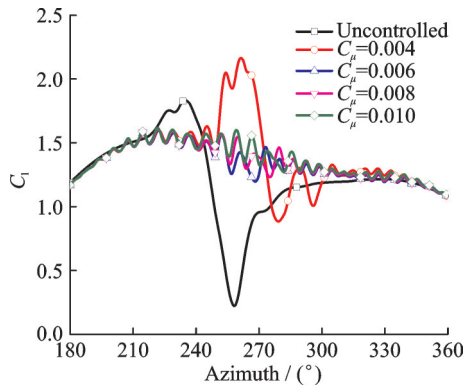


图 20 动量系数对深度失速下翼型升力曲线的影响
Fig.20 Effect of jet momentum coefficient C_μ on lift coefficient C_l of deep stall

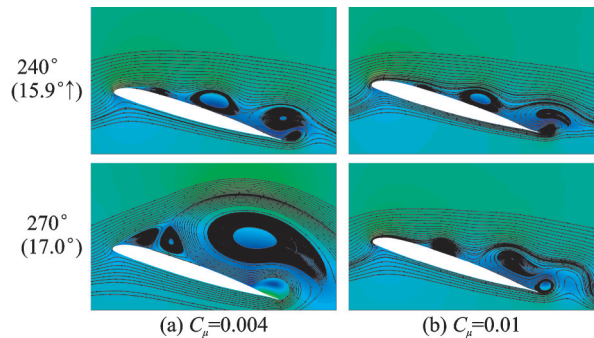


图 21 不同动量系数下深度失速翼型表面流线图
Fig.21 Surface streamline of deep stall at different jet momentum coefficient C_μ

针对射流偏角 θ 的作用,分别取射流激励偏角为 $0^\circ, 20^\circ, 40^\circ, 60^\circ$ 的情况进行研究。计算得到不同射流偏角下 C_l 曲线如图 22 所示。对于 $240^\circ \sim 270^\circ$ 方位角,翼型大迎角抬头过程, 0° 射流偏角下 C_l 有较大的波动,从图 23 可见,翼型上表面气流分离严重。该结论与轻度失速下的结论不同,这是由于失速机理不同导致的。对于尾缘轻度失速的控制,主要是抵消逆压梯度。而对前缘分离泡引起的深度失速,需要增加射流偏角来增强边界层气流的混合,生成多个涡结构来控制后缘的气流分离。

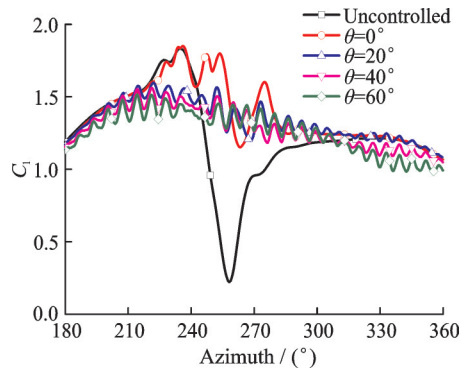


图22 射流偏角 θ 对深度失速下翼型升力曲线的影响

Fig.22 Effect of jet angle θ on lift coefficient C_L of deep stall

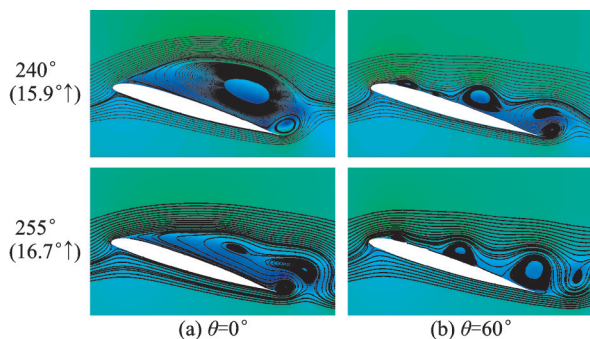


图23 不同射流偏角下深度失速翼型表面流线图

Fig.23 Surface streamline of deep stall at different jet angles

3 结 论

本文针对合成射流对直升机旋翼翼型动态失速的控制,建立了基于运动嵌套网格的变来流速度-变迎角耦合的方法。以OA209翼型为研究对象,在翼型上表面放置合成射流激振器,分析了射流位置、射流动量系数 C_μ 、射流无量纲频率 F^+ 、射流偏角 θ 等参数对轻度失速、深度失速下动态失速控制的影响,得到以下结论:

定来流深度动态失速过程中,翼型上表面始终存在一个较大的分离涡,且该分离涡没有脱落及剥离的现象。变来流速度的情况更加符合直升机旋翼的工作状态。深度失速时,翼型上表面的大分离涡会出现剥离、脱落现象,导致气动参数有剧烈的波动。轻度失速下,翼型主要为逆压梯度引起的后缘失速,翼型后半段始终存在一个分离涡。气动参数有所波动,但不是很剧烈。

射流位置影响较大。轻度失速时,将合成射流激振器布置于翼型表面流场变化相对平缓的中前部位置处,实现对轻度失速的有效控制;而将射流激振器布置于流场变换剧烈的前缘处,翼型上表面气流分离反而会更加严重,导致控制失败。深度失速时,射流位于前缘分离泡之后,能有效抑制顺时

针分离泡的增强。

射流频率会改变同一时刻翼型上表面涡结构的数量和强度。射流频率对轻度失速及深度失速控制的影响类似。过低的射流频率会引起气动参数较大幅度的波动,较高的射流频率不会对控制效果有进一步提升。

轻度失速下,较小的射流角能集中射流能量用于对抗逆压梯度,从而控制轻度失速。深度失速下,较大的射流偏角能增强边界层内外气流的混合,产生涡结构,控制深度失速。

射流动量系数表明射流出口气流的能量。大迎角下(深度失速)需要较大的 C_μ 才能生成一定强度的涡,控制气流分离。轻度失速下动量系数的影响不明显。

参考文献:

- [1] LEISHMAN G J. Principles of helicopter aerodynamics with CD extra [M]. UK, Cambridge: Cambridge University Press, 2006.
- [2] CONLISK A T. Modern helicopter aerodynamics [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1997, 29(1): 515-567.
- [3] RICHEL F. Analysis of dynamic stall mechanisms in helicopter rotor environment [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2018, 63(2): 1-11.
- [4] LETZGUS J, KEBLER M, KRÄMER E. CFD-simulation of three-dimensional dynamic stall on a rotor with cyclic pitch control [C]//Proceedings of the 41th European Rotorcraft Forum. [S.l.]:[s.n.], 2015.
- [5] CARR L W, MCALISTER K W, MCCROSKEY W J. Analysis of the development of dynamic stall based on oscillating airfoil experiments: NASA-TN-D-8382, A-6674 [R]. Washington, US: NASA, 1977.
- [6] 刘勇,陈琨,张呈林.大机动飞行时旋翼翼型的动态失速模型 [J].南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 330-334.
LIU Yong, CHEN Kun, ZHANG Chenglin. Dynamic stall model for high maneuvering flight of helicopters [J]. Journal of University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(3): 330-334.
- [7] WANG S, INGHAM D B, MA L, et al. Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils [J]. Computers & Fluids, 2010, 39(9): 1529-1541.
- [8] 孔卫红,陈仁良,孙振航.旋翼翼型低速动态失速研究 [J].南京航空航天大学学报, 2018, 50(2): 213-220.
KONG Weihong, CHEN Renliang, SUN Zhenhang.

- Numerical investigation of dynamic stall on rotor airfoil in low-speed flow [J]. *Journal of University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(2): 213-220.
- [9] WANG Q, ZHAO Q. Unsteady aerodynamic characteristics investigation of rotor airfoil under variational freestream velocity [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 58: 82-91.
- [10] RICHEZ F. Numerical analysis of dynamic stall for different helicopter rotor flight conditions [C]//Proceedings of the 73rd Annual Forum of the American Helicopter Society. [S.l.]:[s.n.], 2017.
- [11] TRUONG K. Modeling aerodynamics, including dynamic stall, for comprehensive analysis of helicopter rotors [J]. *Aerospace*, 2017, 4(2): 21.
- [12] LEFEBVRE A, ZHA G. Numerical simulation of pitching airfoil performance enhancement using coflow jet flow control [C]//Proceedings of 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. [S. l.]: AIAA, 2013: 2517.
- [13] 杨慧强, 许和勇, 叶正寅. 基于联合射流的翼型动态失速流动控制研究 [J]. *航空工程进展*, 2018(4): 16.
YANG Huiqiang, XU Heyong, YE Zhengyin. Study on the flow control of the dynamic stall using the co-flow jet [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018(4): 16.
- [14] MITSUO K, WATANABE S, ATOBE T, et al. Lift enhancement of a pitching airfoil in dynamic stall by DBD plasma actuators [C]//Proceedings of the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. [S. l.]: AIAA, 2013: 1119.
- [15] 李国强, 常智强, 张鑫, 等. 翼型动态失速等离子体流动控制试验 [J]. *航空学报*, 2018, 39(8): 128-140.
LI Guoqiang, CHANG Zhiqiang, ZHANG Xin, et al. Airfoil dynamic stall plasma flow control test [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(8): 128-140.
- [16] ZHAO Qijun, MA Yiyang, ZHAO Guoqing. Parametric analyses on dynamic stall control of rotor airfoil via synthetic jet [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(6): 1818-1834.
- [17] 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展 [J]. *力学进展*, 2005(2): 221-234.
LUO Zhenbing, XIA Zhixun. Advances in synthetic jet technology and application in flow control [J]. *Advances in Mechanics*, 2005(2): 221-234.
- [18] ROE P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes [J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43(2): 357-372.
- [19] STOLL P, GERLINGER P, BRÜGGEMANN D, et al. Domain decomposition for an implicit LU-SGS scheme using overlapping grids [C]//Proceedings of the 13th Computational Fluid Dynamics Conference. [S.l.]:[s.n.], 1997: 1896.
- [20] HUANG H, SUN T, ZHANG G, et al. Modeling and computation of turbulent slot jet impingement heat transfer using RANS method with special emphasis on the developed SST turbulence model [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 126: 589-602.
- [21] DONOVAN J, KRAL L, CARY A. Active flow control applied to an airfoil [C]//Proceedings of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S. l.]: AIAA, 1998: 210.
- [22] MCALISTER K W, PUCCI S L, MCCROSKEY W J, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil section. Volume 2: Pressure and force data: NASA TM-84245 [R]. USA: NASA, 1982.
- [23] VAN DER WALL B G, LEISHMAN J G. On the influence of time-varying flow velocity on unsteady aerodynamics [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1994, 39(4): 25-36.
- [24] GILARRANZ J L, TRAUB L W, REDINIOTIS O K. A new class of synthetic jet actuators—Part II: Application to flow separation control [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2005, 127(2): 377-387.

(编辑:孙静)