

文章编号:1674-8190(2018)04-566-11

基于联合射流的翼型动态失速流动控制研究

杨慧强^{1,2}, 许和勇^{1,2}, 叶正寅¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 西北工业大学 深圳研究院, 深圳 518057)

摘要: 动态失速控制对于提高翼型气动特性具有重要意义。采用联合射流方法对翼型俯仰动态失速控制进行数值模拟,完成两方面的研究:一是射流关闭时射流通道对动态失速特性的影响,二是射流开启时不同射流动量系数对动态失速控制的影响和分析。结果表明:射流关闭时,射流通道的存在对翼型上仰过程中附着流阶段的气动特性产生不利影响,使得升力系数明显下降,但是对翼型下俯过程中失速分离流阶段的气动特性影响不明显;射流开启后,动态失速特性得到极大改善,迟滞环面积显著减小,升力增加,阻力减小,且阻力和力矩的峰值显著减小,原基准翼型力矩曲线的负阻尼区域消失。

关键词: 联合射流;流动控制;动态失速;俯仰运动;射流动量系数

中图分类号: V211

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.04.015

Study on the Flow Control of the Airfoil Dynamic Stall Using the Co-flow Jet

Yang Huiqiang^{1,2}, Xu Heyong^{1,2}, Ye Zhengyin¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Research & Development Institute of Northwestern Polytechnical University in Shenzhen, Shenzhen 518057, China)

Abstract: Dynamic stall control is of great significance for enhancement of the airfoil aerodynamic characteristics. In the present study, the co-flow jet (CFJ) flow control method is numerically investigated to control the dynamic stall caused by the pitching airfoil. Two aspects regarding the CFJ implementation are studied: one is the effect of the CFJ channel on the dynamic stall characteristics when the jet is switched off and another is the effect of jet momentum coefficient on the dynamic stall control effectiveness when the CFJ is activated. Results show that the jet channel will significantly affect the aerodynamic characteristics in the attached flow regime during pitching up, but not have obvious influence on the aerodynamic characteristics in the massively separating regime during the pitching down process. When the jet is activated, the dynamic stall characteristics is significantly improved. The areas of the hysteresis lines are significantly reduced, and the lift is significantly increased, and drag is reduced. The peaks of the drag and moment are significantly reduced. Moreover, the negative damping existing in the moment coefficient hysteresis line of the baseline airfoil is removed, leading to a completely positive damping during the entire pitching cycle.

Key words: co-flow jet; flow control; dynamic stall; pitching movement; jet momentum coefficient

收稿日期:2018-02-28; 修回日期:2018-04-04

基金项目:国家自然科学基金(11472223)

航空科学基金(2016ZA53008)

中央高校基本科研业务费

深圳市科技计划项目(JCYJ20160331142601031)

111 引智基地项目(B17037)

通信作者:许和勇, xuheying@nwpu.edu.cn

0 引言

动态失速现象广泛存在于直升机旋翼、风力机叶片、机动飞行器、低雷诺数扑翼和鸟类昆虫的绕流中。顾名思义,动态失速是发生在攻角随时间动态变化的升力部件上的失速现象。由于动态效应,动态失速的失速攻角一般大于相应的静态失速攻

角,具有增大最大升力的作用。但是,随之而来的是升力部件吸力面动态失速涡的产生、移动和脱落,形成非常复杂的流动现象,产生很大的阻力和俯仰力矩峰值,给结构带来严重的振动载荷和稳定性问题。对于飞行器来说,动态失速会极大地限制机翼或桨叶的气动性能及飞行包线。因此,采用流动控制手段对动态失速进行控制一直是空气动力学领域的研究热点之一。

按照是否需要外部能量输入来分类,动态失速控制分为被动控制和主动控制。被动控制方法包括涡流发生器^[1-2]、格尼襟翼^[3-4]、固定前缘下垂^[3]、固定前缘缝翼^[5]、仿生波状前缘^[6]等。其中,组合使用格尼襟翼和固定前缘下垂方法可以起到较佳的控制效果,既可以减小迟滞环面积,又可以增加升力并减小力矩系数负峰值。主动控制方法由于其有效性和灵活性一直备受关注,形成了各种各样的主动控制策略,且均可以达到不同程度的控制效果,例如后缘偏转舵面^[7-11]、动态前缘下垂^[12-16]、前缘或表面变形^[17-21]、射流型涡流发生器^[22]、表面吹气^[23-24]、合成射流^[25-29]、等离子体激励^[30-32]等。G. C. Zha 等^[33]于 2004 年提出了一种新颖的零质量组合吹吸气控制方法——Co-Flow Jet (简称 CFJ)。该方法在翼型前缘设计喷气口进行吹气,同时在后缘设计吸气口进行等量吸气,从而达到零质量射流的效果。翼型内部的气泵装置连接前缘喷气口和后缘吸气口,实现气源的循环供给,因而无需从发动机引气。不同于传统的基于薄膜振动的单孔合成射流方法,该方法形成的射流属于连续射流,可以灵活控制射流强度,能够向外流场中注入更多的能量。此外,前缘喷气口处于吸力峰附近,压强比后缘吸气口低,气泵所消耗的能量也更小。静态翼型的风洞实验^[34]和数值模拟^[35]的结果表明,CFJ 可以大幅增升减阻并增大失速攻角,使得 CFJ 翼型具有非常优异的气动性能。A. Lefebvre 等^[36]通过数值模拟初步研究了 CFJ 对旋翼翼型动态失速的抑制效果,表明 CFJ 对不同程度的动态失速均有显著的抑制效果,但未进行更详细的参数影响研究和流动分析。国内,刘沛清等^[37]最早对 CFJ(论文称 CFJ 为联合射流)的静态增升效果进行了跟踪研究;随后,朱敏等^[38]将 CFJ(论文称 CFJ 为协同射流)应用至螺旋桨的增效研究中;Xu H Y 等^[39]将 CFJ 应用至风力机翼型的

流动控制中。本文沿用刘沛清等^[37]最早对 CFJ 的译法,下文统一称 CFJ 为联合射流。鉴于联合射流方法的新颖性和其在流动控制中的应用前景,有必要进一步针对其动态失速控制开展更为深入和详细的研究。

本文采用计算流体力学方法,对翼型动态失速的联合射流控制进行研究,主要对比不同射流量系数下的动态失速控制效果,并分析在射流关闭情况下联合射流在上翼面的气流通道对动态失速特性的影响。

1 计算方法

1.1 计算模型和网格

本文以 NACA0012 翼型为基准翼型,通过对基准翼型的修形得到相应的联合射流翼型 NACA0012-CFJ,二者轮廓线的对比如图 1 所示。CFJ 翼型的前缘喷气口设置在距离前缘 7% 弦长处,高度为 0.45% 弦长,后缘吸气口设置在距离前缘 85% 弦长处,高度为 0.90% 弦长。吸气口高度为喷气口高度的 2 倍,是为了避免等质量吸气时在吸气口发生堵塞。

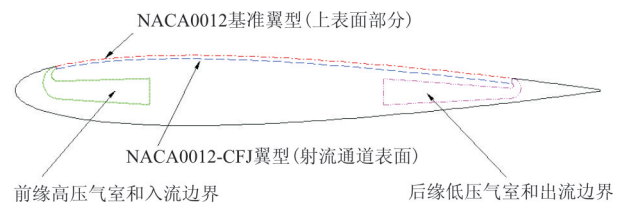


图 1 NACA0012 与 NACA0012-CFJ 翼型对比
Fig. 1 Comparison between NACA0012 airfoil and NACA0012-CFJ airfoil

为了使数值模拟的喷气口和吸气口的气流更加贴近实际情况,计算中保留高压气室和低压气室。高压气室的右端边界为射流的入流边界,低压气室的左端边界为射流的出流边界。此外,为了尽可能保持射流的附壁效应,在上翼面设计射流通道,通过将原翼型表面进行向下平移和微幅旋转得到。

计算网格采用结构化网格,如图 2 所示,在 NACA0012 基准翼型轮廓线之外采用常规的 O 网格拓扑,在高压气室、射流通道、低压气室的区域内采用 H 形网格。为了使喷气口和吸气口附近表面

网格点过渡更加光滑,进行局部加密。

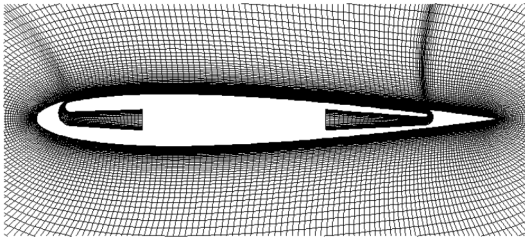


图2 NACA0012-CFJ翼型的计算网格图

Fig.2 Computing mesh of NACA0012-CFJ airfoil

本文主要研究翼型俯仰运动所引起的动态失速控制。翼型俯仰运动规律可描述为

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \cdot \sin(\omega t) \quad (1)$$

式中: α_0 为平均攻角; α_m 为攻角振幅; ω 为振动角频率。

在俯仰运动中,一般使用无量纲参数减缩频率 κ 来描述振动运动对来流的非定常影响程度, $\kappa = \frac{\omega c}{2 \cdot V_\infty}$,其中 c 表示弦长, κ 越大表示非定常效应越明显。本研究中,翼型绕距前缘0.25弦长处做俯仰振动,计算中网格采用整体刚性转动。

1.2 数值模拟方法

流场模拟采用的控制方程为非定常雷诺平均Navier-Stokes方程,湍流模型为一方程Spalart-Allmaras模型^[40]。方程采用中心有限体积法离散^[41],其中无黏通量项采用Roe格式^[42]离散和三阶MUSCL格式插值^[43],黏性通量项采用二阶中心差分格式离散。物理时间推进采用双时间方法^[44],伪时间推进采用隐式LU-SGS迭代^[45]。为了进一步加快计算收敛速度,采用伪时间步的当地时间步长方法以及OpenMP并行计算技术^[46]。壁面为无滑移边界条件,远场边界条件为基于黎曼不变量分析的无反射条件^[47]。高压气室的进气边界采用入流边界条件,总压、总温、入流角给定,入流速度由内场插值得到;低压气室的出气边界采用出流边界条件,静压给定,密度、水平速度和垂直速度均由内场插值得到。对于联合射流方法,通常采用射流动量系数来反映射流强度的大小,其定义为

$$C_\mu = \frac{\dot{m}V_j}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (2)$$

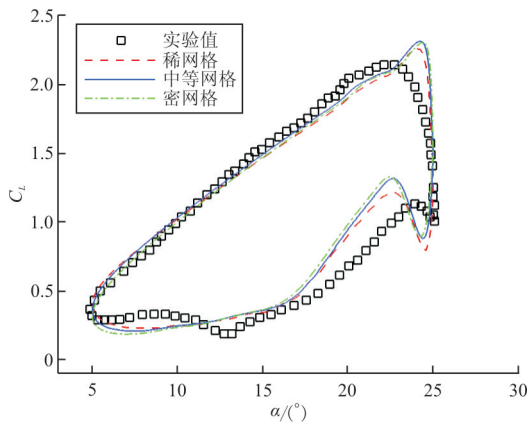
式中: \dot{m} 为质量流率; V_j 为喷气口处的射流速度; ρ_∞ 为自由来流密度; V_∞ 为自由来流速度; S 为参考面积。

在非定常计算的伪时间迭代中,每隔一定步数修正入流边界的总压值和出流边界的静压值,以达到设定的射流动量系数值并保证入流质量流与出流质量流相等。

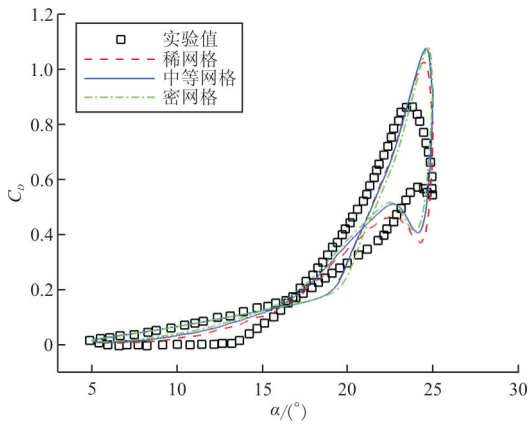
2 结果与讨论

2.1 算例验证

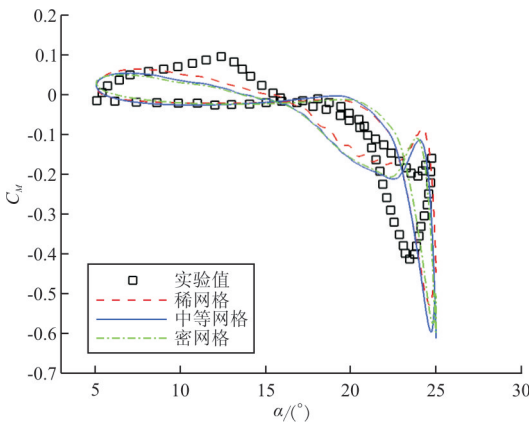
为了验证本文计算方法的可靠性,首先对实验模型进行计算对比,并进行网格无关性和时间步长无关性验证。实验模型和状态取自文献^[48], $Ma = 0.283$, $Re = 3.45 \times 10^6$, $\alpha_0 = 15^\circ$, $\alpha_m = 10^\circ$, $\kappa = 0.151$ 。计算域取半径为50倍弦长的圆形区域,生成三套单元数量不同的网格:稀网格 200×100 ,中等网格 300×150 ,密网格 400×200 。第一层网格高度均为 $1 \times 10^{-5}c$,附面层内网格的增长比分别为1.20,1.15,1.10。无量纲时间步长为 $dt = 0.01$ (以 c/V_∞ 无量纲化)。采用此三套网格计算得到的结果与实验值^[48]的对比情况如图3所示,可以看出:在翼型上仰过程的附着流阶段,升阻力和力矩的计算值与实验值均吻合得很好,但是在失速发生之后,计算值和实验值的吻合度有所下降,特别是接近最大攻角时的峰值存在显著差别;动态失速发生以后,流场以大范围分离涡结构为主导,本文采用的RANS方法对于分离流动模拟存在固有的缺陷,可能是出现上述差异的主要原因;但是,从总体上看,计算值和实验值吻合较好。通过对比三套网格的计算值可以看出,三套网格的结果差异不大,特别是中等网格和密网格之间差别很小,可以认为中等网格已经基本满足了网格无关性的要求。此外,通过对比 dt 分别为0.005、0.010、0.015三个物理时间步长的计算结果,验证了 $dt = 0.010$ 基本满足物理时间步长的无关性要求。因此,下文统一采用中等网格规模进行计算研究,相应的NACA0012-CFJ翼型网格在此NACA0012中等网格基础上通过补充射流通道和气室内部的网格而得到,物理时间步长均采用 $dt = 0.010$ 。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



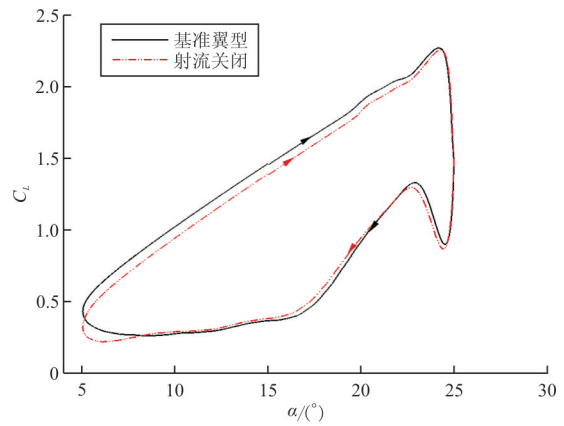
(c) 力矩系数

图 3 不同网格计算得到的气动力系数曲线
Fig. 3 Aerodynamic coefficient curves obtained from different meshes

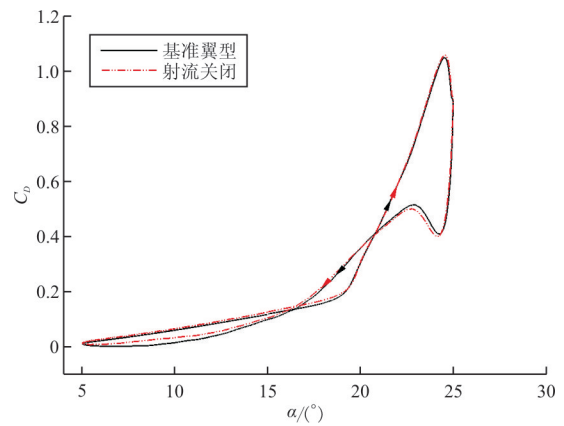
2.2 射流通道对动态失速特性的影响

对于一种主动流动控制方法,其对原始外形的

改动所造成的气动特性影响是评估该方法可靠性的一个重要方面。本文的联合射流方法在实施过程中对上翼面的外形做了一定改动(如图 1 所示),相比于原始翼型,其上翼面流动区域多出了射流通道部分。在联合射流系统出现故障或者因其他原因停止工作时,原射流通道将会对绕流产生影响。射流关闭时,喷气口和吸气口均为固壁边界,计算中不考虑两个气室。翼型的俯仰运动状态与 2.1 节相同。基准 NACA0012 翼型和射流关闭后的 NACA0012-CFJ_jet-off 翼型的计算结果对比如图 4 所示,可以看出:射流通道的影响主要体现在翼型上仰时的附着流阶段,升力系数和力矩系数的绝对值明显下降,阻力系数略有增加;在动态失速发生之后的分离流阶段,射流通道对气动特性的影响很小。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

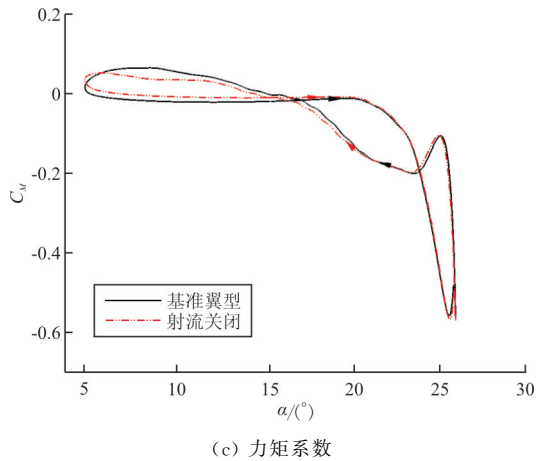


图 4 基准翼型和射流关闭翼型的迟滞曲线对比
Fig. 4 Comparison of aerodynamic hysteresis loops between baseline and jet-off airfoils

上仰过程中瞬时攻角 $\alpha = 16.71^\circ$ 时基准翼型和射流关闭翼型的流场对比如图 5 所示。

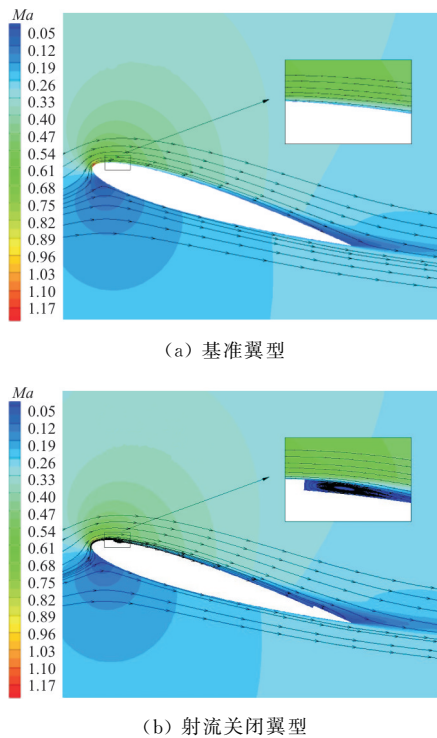


图 5 上仰时基准翼型和射流关闭翼型的流场图
Fig. 5 Comparison of flow fields between baseline and jet-off airfoils in the upstroke process

从上翼面前缘附近流场的放大图可以看出:基准翼型前缘附近流动附着壁面,流线光滑,而 CFJ 翼型在喷气口处的台阶使得流动产生后台阶流动,显著降低了台阶后上翼面的平均流速,因此 CFJ

翼型上翼面的低压水平下降,导致升力系数下降。这解释了图 4(a)中 CFJ 翼型上仰阶段升力曲线有明显下移量的原因。另外,该台阶的存在也会使翼型的分离时刻有所推迟。

下俯过程中 $\alpha = 24.14^\circ$ 时基准翼型和射流关闭翼型的流场对比如图 6 所示,可以看出:二者流场差别不大,射流通道的存在并没有显著影响流动结构。实际上,从空气动力学原理的角度来看,固壁形状的微小差异能够显著影响附着流状态的气动性能,但是对大范围分离流动的影响很小。对于发生了动态失速的下俯阶段,翼型背风面流动从前缘开始即已处于大范围分离状态,而射流通道完全处于分离区,故二者气动特性差异很小。

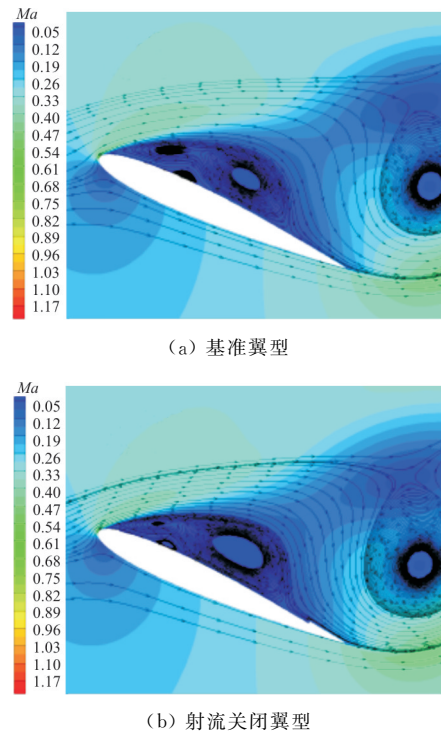
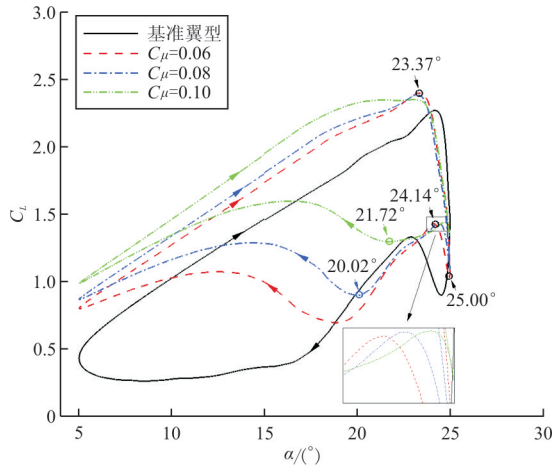


图 6 下俯时基准翼型和射流关闭翼型的流场图
Fig. 6 Comparison of flow fields between baseline and jet-off airfoils in the downstroke process

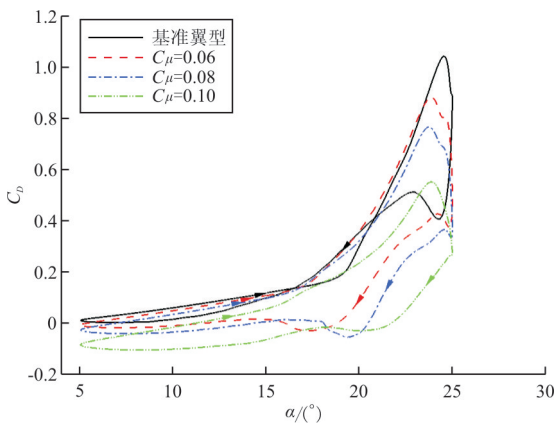
2.3 射流动量系数对动态失速控制的影响

基准 NACA0012 翼型和射流打开后的 NACA0012-CFJ 翼型的计算结果对比如图 7 所示,可以看出:联合射流极大地改善了翼型的动态失速特性,翼型的失速程度和失速后气流再附着的时间大幅降低,升力系数极大提升,阻力系数也显著下降,在低攻角阶段由于较大的射流反推力甚至出现负

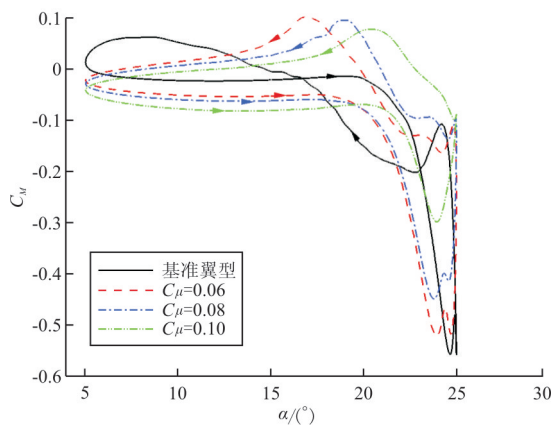
阻力,同时阻力系数和力矩系数的峰值显著降低,且射流动量系数越大,上述改善效果越明显。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 力矩系数

图 7 基准翼型和 CFJ 翼型的气动力迟滞曲线对比
Fig. 7 Comparison of aerodynamic hysteresis loops between baseline and CFJ airfoils

在此计算状态下,翼型从前缘开始出现分离,由于联合射流从喷气口高速喷出的气流加速了翼型上表面的流动,极大地提高了吸力峰处的流速,而翼型前缘过高的气流速度在绕过相同曲率的前缘时贴附翼型表面显得更加困难,因此联合射流使此状态下的分离提前。且 C_μ 越大,提前得越多,各翼型上表面前缘出现分离的时刻以及此时前缘吸力峰处最大马赫数如表 1 所示,可以看出:在 $\alpha = 16.37^\circ$ 时,原始翼型的前缘最大马赫数为 1.22,此时 $C_\mu = 0.10$ 的 CFJ 翼型的前缘最大马赫数高达 1.55,因此它最早出现了分离。类似地,每种翼型在出现分离时的前缘最大马赫数相比其他翼型是最高的,过了该时刻前缘分离泡逐渐发展成分离涡,前缘最大马赫数均有所下降。

表 1 出现分离时的攻角以及此时前缘吸力峰处最大马赫数对比

Table 1 Separation AoAs and maximum Mach numbers at leading edges of different airfoils

C_μ	Ma			
	$\alpha = 16.37^\circ$	$\alpha = 17.06^\circ$	$\alpha = 17.57^\circ$	$\alpha = 19.21^\circ$
$C_\mu = 0.10$	1.55 (开始分离)	1.53 (已分离)	1.53 (已分离)	1.43 (已分离)
$C_\mu = 0.08$	1.53	1.56 (开始分离)	1.49 (已分离)	1.39 (已分离)
$C_\mu = 0.06$	1.48	1.54	1.56 (开始分离)	1.39 (已分离)
基准翼型	1.22	1.34	1.44	1.50 (开始分离)

为了深入地研究联合射流在此深失速状态下的控制机理,各翼型在上仰时攻角分别为 23.37° 、 25.00° 和下俯时攻角分别为 24.14° 、 21.71° 、 20.02° 时的流场图如图 8 所示。虽然 RANS 模拟出的流场涡只是平均大尺度结构,但对其非定常脱落过程进行分析仍有助于理解失速特性。

从图 8 可以看出:

随着上仰攻角的增大,各翼型的前缘分离泡逐渐发展扩大成分离涡①,如图 8(a)所示,带标号的涡均是指时间涡。此时 $\alpha = 23.37^\circ$,可以看出:此时的 C_μ 越大,射流对分离涡的控制力度越大,使其向后缘发展的程度也更明显。

在上仰至最大攻角 $\alpha = 25.00^\circ$ 时,如图 8(b)所示,翼型均失速,只是失速程度有所不同。此时 CFJ 翼型的流场也比原始翼型的稍复杂,相比原始翼型正在脱落的顺时针涡①, $C_\mu = 0.06$ 的 CFJ 翼

型的顺时针涡①已经完全脱落, $C_{\mu}=0.08$ 的 CFJ 翼型的顺时针涡①不仅完全脱落, 且已在逆时针涡②的前面形成了新的顺时针涡③, $C_{\mu}=0.10$ 的 CFJ 翼型的顺时针涡①也已经完全脱落, 且由于较强的射流将新形成的顺时针涡③挤压在逆时针涡②前面发展演变, 涡的整体位置也更加靠后。

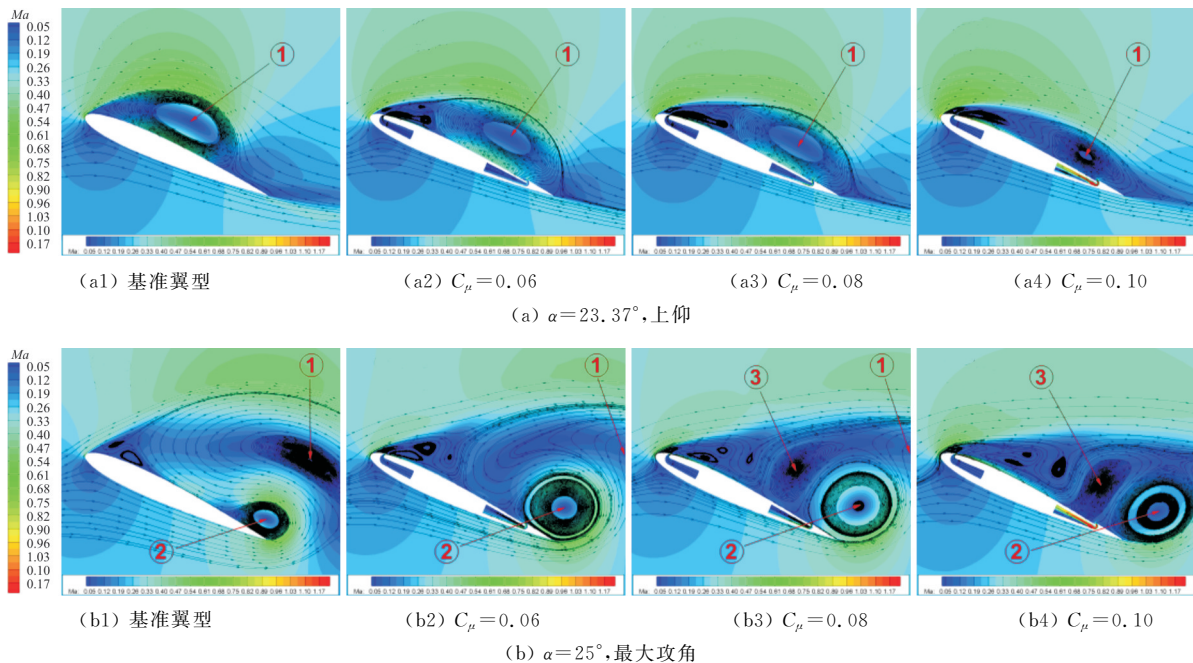
下俯至 $\alpha=24.14^{\circ}$ 时, 如图 8(c) 所示, 原始翼型的升力系数跌至最低点附近, 此时 CFJ 翼型的升力系数已到达最低点后的峰值点附近, 且射流动量系数越大, 该峰值点越大, 升力系数从最低点陡增到该峰值点的时间也越短。此时原始翼型原来的顺时针涡①已经脱落, 原来的逆时针涡②也即将脱落, 新形成的顺时针涡③向后缘运动的同时逐渐与前缘一系列小涡合并。与原始翼型相比, CFJ 翼型的顺时针涡③都已运动到尾缘, $C_{\mu}=0.10$ 的 CFJ 翼型的顺时针涡③更是已经脱落, 并且所有 CFJ 翼型的尾缘处又出现新的逆时针涡④, 射流强度越大, 该涡的发展越快, 同时喷气口附近的一系列小涡扩散得也更快。

下俯至 $\alpha=21.71^{\circ}$ 时, 如图 8(d) 所示, $C_{\mu}=0.10$ 的 CFJ 翼型上表面的所有涡均已脱落完毕, 流动基本变为附着流, 升力系数从陡增峰值点降到新的极值点; $C_{\mu}=0.06$ 和 $C_{\mu}=0.08$ 的 CFJ 翼型的升力系数还未降到新极值点, 原来的顺时针涡③进一步发展扩大, 且原来的逆时针涡④已经脱落形成新的逆时针涡⑤; 而此时原始翼型原来的顺时针涡③才开始脱落, 并开始形成新的逆时针涡④。

下俯至 $\alpha=20.02^{\circ}$ 时, 如图 8(e) 所示, $C_{\mu}=0.08$ 的 CFJ 翼型上表面的所有涡基本快要脱落完毕, 只剩下最后一个刚开始脱落的逆时针涡⑤, 流动开始逐渐转为附着流, 升力系数也从陡增峰值点降到了新的极值点, 而此时 $C_{\mu}=0.06$ 的 CFJ 翼型虽然也完成了顺时针涡③的脱落并剩下一个尚未脱落的逆时针涡⑤, 但它的升力系数还未降到新的极值点, 还会继续形成新的顺时针涡。此时原始翼型的流场较上一个状态无太大变化, 只是涡的尺度随着运动略微变大。

此后 $C_{\mu}=0.06$ 的 CFJ 翼型上表面的逆时针涡⑤脱落以后形成新的顺时针涡⑥, 待该涡脱落以后流动逐渐转为附着流, 当所有 CFJ 翼型上表面的涡都脱落完毕时, 原始翼型的顺时针涡③和逆时针涡④还一直保持缓慢脱落, 待顺时针涡③先脱落后还会再形成最后一个新的顺时针涡⑤, 待该涡脱落后流动约在 $\alpha=9^{\circ}$ 左右也转为附着流。

综合整个俯仰过程, 可以看出, 联合射流在深失速状态下对翼型动态失速有着很好的控制效果。虽然它提前诱导了前缘分离泡的出现, 但也加速了翼型上表面分离涡的运动和脱落, 对比不同时刻的流场图可以明显看到 CFJ 翼型上表面失速涡的脱落频率要比原始翼型快得多, 使得 CFJ 翼型在失速后能更快地达到陡增峰值点, 缩短整个失速周期, 更快地恢复到附着流状态, 且射流强度越大, 该效果越明显。



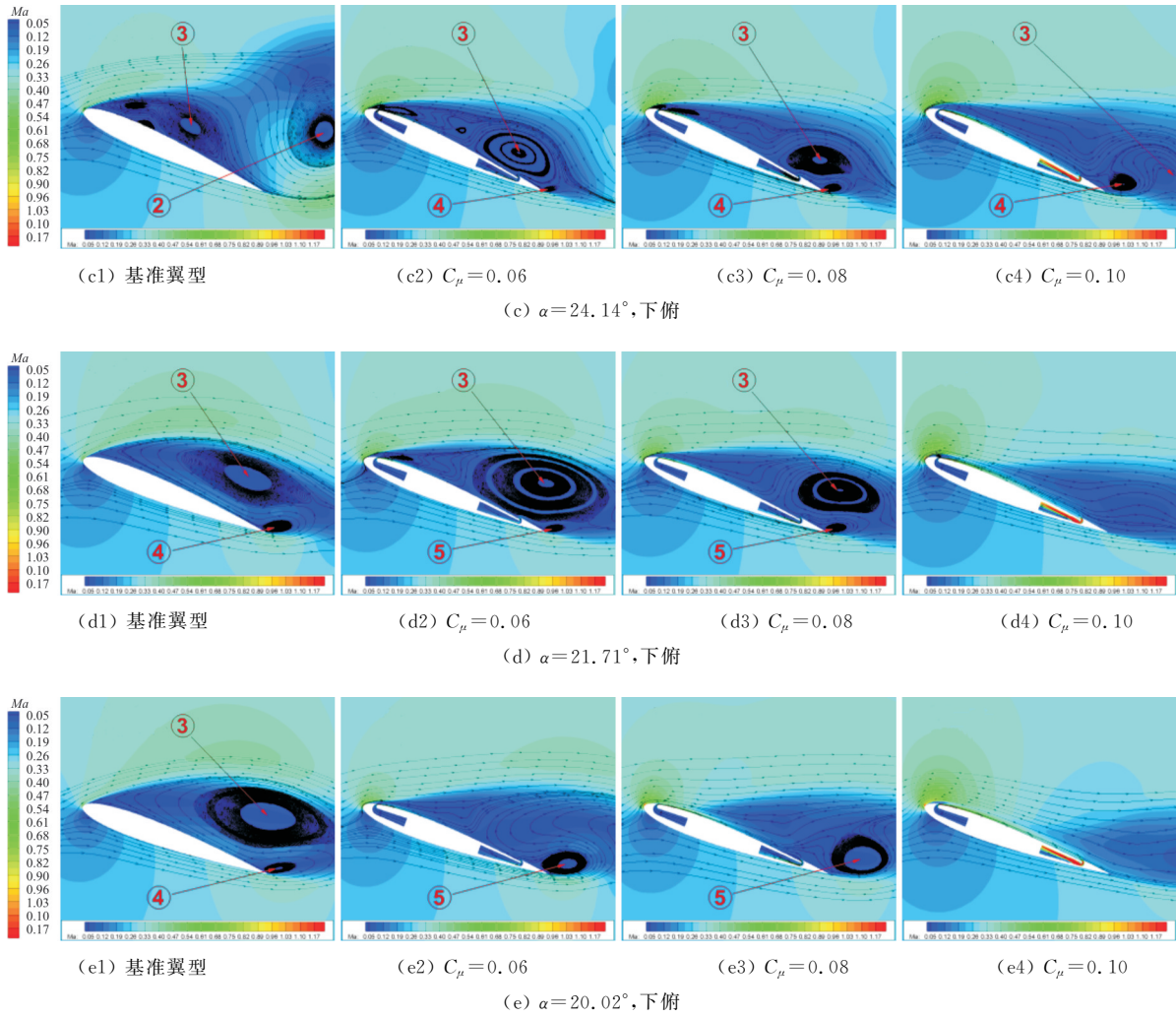
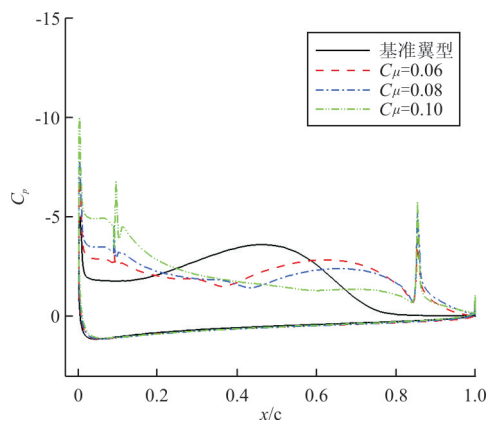


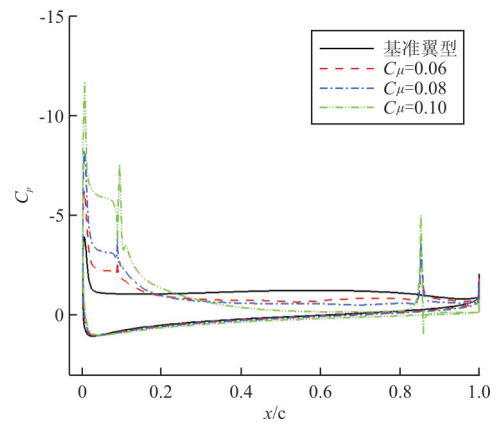
图 8 俯仰过程中不同时刻的流场对比

Fig. 8 Comparison of flow fields at different AoAs during pitching process

两个时刻各翼型的压强系数分布曲线如图 9 所示。



(a) $\alpha=23.37^{\circ}$, 上仰



(b) $\alpha=21.71^{\circ}$, 下俯

图 9 不同时刻各翼型的压强系数分布曲线

Fig. 9 Pressure distributions at different AoAs

从图9可以看出:由于射流的作用翼型前缘吸力峰附近有更强的低压区,在上仰 $\alpha=23.37^\circ$ 时,压强系数波动较大的区间即为分离涡所在的位置,显然较大 C_μ 的分离涡要更加靠近后缘;在下俯阶段,随着攻角的减小与失速涡的不断脱落,翼型压强系数分布的区别也越来越小。

力矩回线之间的面积是一个气动阻尼指标,回线的走向确定系统是正阻尼(逆时针)还是负阻尼(顺时针)。而阻尼指标直接关系到系统的稳定性,当负的气动阻尼(即力矩系数迟滞闭环中顺时针部分所包含的区域)在整个振荡周期中超过正的气动阻尼时,翼型会失去稳定性而引起失速颤振,从而

导致结构的疲劳损伤和系统失稳。因此动态失速控制的主要目标是:既要保持动态失速能使最大升力增加的优势,同时又要大幅降低阻力、负的俯仰力矩峰值以及负的气动阻尼^[49-50]。一个俯仰周期内升力系数峰值的变化情况如表2所示,可以看出:在此深失速状态下,施加联合射流控制以后,最大升力系数有不同程度的提高,最大阻力系数和力矩负峰得到不同程度的降低,且射流动量系数越大,降低的程度也越大。同时,从图7(c)可以看出:原始翼型在上仰和下俯时的力矩曲线发生交叠,出现了一定区域的负阻尼,而CFJ翼型则均未出现负阻尼,整个回线均为正的气动阻尼。

表2 一个振荡周期内气动力系数峰值的变化

Table 2 The variation of aerodynamic coefficient peaks in one oscillation cycle

C_μ	$C_{L,max}$	$\Delta C_{L,max}$	$C_{D,max}$	$\Delta C_{D,max}$	$C_{M,min}$	$\Delta C_{M,min}$
基准翼型	2.277 3	—	1.046 9	—	-0.558 1	—
$C_\mu=0.06$	2.399 8	5.38% ↑	0.886 3	15.34% ↓	-0.519 1	7.00% ↓
$C_\mu=0.08$	2.386 7	4.80% ↑	0.770 5	26.41% ↓	-0.446 9	19.91% ↓
$C_\mu=0.10$	2.351 5	3.26% ↑	0.555 3	46.96% ↓	-0.295 4	47.07% ↓

3 结 论

(1) 在联合射流关闭的情况下,射流通道对动态失速特性有一定影响,主要体现在翼型上仰时的附着流阶段,而对处于失速分离阶段的气动特性影响很小。

(2) 在打开联合射流的情况下,动态失速特性得到了极大的改善,升阻力系数迟滞环和力矩系数迟滞环的面积均显著减小,升力系数大幅提高,阻力系数显著减小,且阻力系数和力矩系数曲线的峰值显著减小。此外,联合射流可以完全消除基准翼型力矩系数曲线所反映出的负阻尼区域,使得整个俯仰周期内力矩系数曲线均表现为正阻尼。

(3) 联合射流方法对于翼型动态失速问题具有很好的控制效果和应用前景。

参考文献

- [1] Martin P B, Wilson J S, Berry J D, et al. Passive control of compressible dynamic stall[R]. AIAA-2008-7506, 2008.
- [2] Heine B, Mulleners K, Joubert G, et al. Dynamic stall control by passive disturbance generators[R]. AIAA-2011-3371, 2011.
- [3] Joo W, Lee B, Yee K, et al. Combining passive control method for dynamic stall control[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 1120-1128.
- [4] 王元元, 张彬乾. Gurney襟翼改善翼型动态失速特性研究[J]. 飞行力学, 2010, 28(4): 5-8.
Wang Yuanyuan, Zhang Binqian. Investigation of Gurney flap on improving dynamic stall aerodynamic characteristics of an airfoil[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(4): 5-8. (in Chinese)
- [5] Carr L W, Chandrasekhara M S, Wilder M C, et al. Effect of compressibility on suppression of dynamic stall using a slotted airfoil[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2): 296-309.
- [6] 张仕栋. 波状前缘翼动态失速控制数值研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2015.
Zhang Shidong. Numerical study of dynamic stall control via wavy leading-edge modification[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2015. (in Chinese)
- [7] Feszty D, Gillies E A, Vezza M. Alleviation of airfoil dynamic stall moments via trailing-edge-flap flow control[J]. AIAA Journal, 2004, 42(1): 17-25.
- [8] Gerontakos P, Lee T. Dynamic stall flow control via a trailing-edge flap[J]. AIAA Journal, 2006, 44(3): 469-480.
- [9] 王荣, 夏品奇. 多片后缘小翼对直升机旋翼桨叶动态失速及桨毂振动载荷的控制[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1083-1091.
Wang Rong, Xia Pinqi. Control of helicopter rotor blade

- dynamic stall and hub vibration loads by multiple trailing edge flaps[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(5): 1083-1091. (in Chinese)
- [10] 刘洋, 向锦武. 后缘襟翼对直升机旋翼翼型动态失速特性的影响[J]. *航空学报*, 2013, 34(5): 1028-1035.
Liu Yang, Xiang Jinwu. Effect of the trailing edge flap on dynamic stall performance of helicopter rotor airfoil[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(5): 1028-1035. (in Chinese)
- [11] 马奕扬, 招启军, 赵国庆. 基于后缘小翼的旋翼翼型动态失速控制分析[J]. *航空学报*, 2017, 38(3): 127-137.
Ma Yiyang, Zhao Qijun, Zhao Guoqing. Dynamic stall control of rotor airfoil via trailing-edge flap[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(3): 127-137. (in Chinese)
- [12] 王建涛. 直升机旋翼前缘下垂控制动态失速数值模拟研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2008.
Wang Jiantao. Numerical simulation of dynamic stall control on helicopter rotor wings with variable droop leading edge method[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2008. (in Chinese)
- [13] 黄勇, 牟斌, 陈作斌, 等. 翼型动态失速的变下垂前缘控制数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(3): 496-504.
Huang Yong, Mou Bin, Chen Zuobin, et al. Numerical investigation of dynamic stall control using variable droop leading edge airfoil[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(3): 496-504. (in Chinese)
- [14] Zhao G Q, Zhao Q J. Dynamic stall control optimization of rotor airfoil via variable droop leading-edge[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 43: 406-414.
- [15] Geisslera W, Wall B G. Dynamic stall control on flapping wing airfoils[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 62: 1-10.
- [16] Niu J, Lei J, Lu T. Numerical research on the effect of variable droop leading-edge on oscillating NACA 0012 airfoil dynamic stall [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 72: 476-485.
- [17] Chandrasekhara M S, Wilder M C, Carr L W. Unsteady stall control using dynamically deforming airfoils[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(10): 1792-1800.
- [18] Sahin M, Sankar L M, Chandrasekhara M S, et al. Dynamic stall alleviation using a deformable leading edge concept—a numerical study[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(1): 77-85.
- [19] 葛兰. 波动翼对动态失速控制的研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
Ge Lan. Study on dynamic stall control of undulatory airfoils[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013. (in Chinese)
- [20] 许和勇, 邢世龙, 叶正寅, 等. 基于充气前缘技术的旋翼翼型动态失速抑制[J]. *航空学报*, 2017, 38(6): 91-103.
Xu Heyong, Xing Shilong, Ye Zhengyin, et al. Dynamic stall suppression for rotor airfoil based on inflatable leading edge technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(6): 91-103. (in Chinese)
- [21] Wang Q, Zhao Q J. Rotor airfoil profile optimization for alleviating dynamic stall characteristics[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 72: 502-515.
- [22] Singh C, Peake D J, Kokkalis A, et al. A control of rotorcraft retreating blade stall using air-jet vortex generators[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(4): 1169-1176.
- [23] Ekaterinaris J A. Numerical investigations of dynamic stall active control for incompressible and compressible flows[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(1): 71-78.
- [24] Muller-Vahl H F, Strangfeld C, Nayeri C N, et al. Control of thick airfoil deep dynamic stall using steady blowing[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(2): 277-295.
- [25] Traub L W, Miller A, Rediniotis O. Effects of synthetic jet actuation on a ramping NACA 0015 airfoil[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(5): 1153-1162.
- [26] Florea R, Wake B E. Parametric analysis of directed-synthetic jets for improved dynamic-stall performance [R]. AIAA-2003-0216, 2003.
- [27] 蒋瑾, 杨爱明, 翁培奋. 合成射流用于动态失速控制的数值模拟[J]. *上海大学学报: 自然科学版*, 2008, 14(4): 405-411.
Jiang Jin, Yang Aiming, Weng Peifen. Numerical simulation of dynamic stall control using synthetic jet[J]. *Journal of Shanghai University: Natural Science*, 2008, 14(4): 405-411. (in Chinese)
- [28] 韩忠华, 宋文萍, 乔志德. OA212 翼型主动流动控制的数值模拟研究[J]. *空气动力学学报*, 2009, 27(6): 639-644.
Han Zhonghua, Song Wenping, Qiao Zhide. Numerical simulation of active dynamic stall control on an OA212 rotor airfoil[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2009, 27(6): 639-644. (in Chinese)
- [29] Zhao Q J, Ma Y Y, Zhao G Q. Parametric analyses on dynamic stall control of rotor airfoil via synthetic jet[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(6): 1818-1834.
- [30] 宋科, 杨旭东, 乔志德. 翼型动态失速 DBD 等离子体流动控制的数值模拟研究[J]. *航空计算技术*, 2010, 40(3): 5-8, 17.
Song Ke, Yang Xudong, Qiao Zhide. Flow control of airfoil dynamic stall based on DBD plasma actuators[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2010, 40(3): 5-8, 17. (in Chinese)
- [31] Corke T C, Bowles P O, He C, et al. Sensing and control of flow separation using plasma actuators[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society A-Mathematical Physical and Engineering Sciences*, 2011, 369: 1459-1475.
- [32] Lombardi A J, Bowles P O, Corke T C. Closed-loop dynamic stall control using a plasma actuator[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51: 1130-1141.
- [33] Zha G C, Paxton C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet [R]. AIAA-2004-2208, 2004.
- [34] Zha G C, Carroll B F, Paxton C D, et al. High-performance airfoil using co-flow jet flow control[J]. *AIAA Journal*

- nal, 2007, 45(8): 2087-2090.
- [35] Wang B, Haddoukessouni B, Levy J, et al. Numerical investigations of injection-slot-size effect on the performance of coflow jet airfoils[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(6): 2084-2091.
- [36] Lefebvre A, Zha G C. Numerical simulation of pitching airfoil performance enhancement using co-flow jet flow control [R]. AIAA-2013-2517, 2013.
- [37] 刘沛清, 旷建敏, 屈秋林. 联合射流控制技术的增升效果和机理[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(6): 737-740. Liu Peiqing, Kuang Jianmin, Qu Qiulin. Effect and mechanism of lift enhancement of the co-flow jet technology[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(6): 737-740. (in Chinese)
- [38] 朱敏, 杨旭东, 宋超, 等. 应用协同射流控制的临近空间螺旋桨高增效方法[J]. *航空学报*, 2014, 35(6): 1549-1559. Zhu Min, Yang Xudong, Song Chao, et al. High synergy method for near space propeller using co-flow jet control [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(6): 1549-1559. (in Chinese)
- [39] Xu H Y, Xing S L, Ye Z Y. Numerical study of the S809 airfoil aerodynamic performance using a co-flow jet active control concept[J]. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 2015, 7(2): 033127-226.
- [40] Spalart P, Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA-92-0439, 1992.
- [41] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time stepping scheme[R]. AIAA-81-1259, 1981.
- [42] Roe P. Approximate riemann solvers parameter vectors, and difference schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43: 357-372.
- [43] Leer B. Towards the ultimate conservative difference scheme a second order sequel to Godunov's method[J]. *Journal of Computational Physics*, 1979, 32: 101-136.
- [44] Jameson A. Time dependent calculations using multi-grid with applications to unsteady flows past airfoil and wings [R]. AIAA-91-1596, 1991.
- [45] Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric-gauss-seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. *AIAA Journal*, 1988, 26: 1025-1026.
- [46] Hermanns M. Parallel programming in fortran 95 using OpenMP[R]. Spain: Universidad Politecnica De Madrid, 2002.
- [47] Jameson A, Baker T. Multigrid solution of the Euler equations for aircraft configurations[R]. AIAA-84-0093, 1984.
- [48] McAlister K W, Pucci S L, McCroskey W J, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections. Volume 2: pressure and force data[R]. NASA-TM-84245, 1982.
- [49] 陈文轩. 直升机动态失速研究[J]. *直升机技术*, 2008(3): 4-18. Chen Wenxuan. Helicopter dynamic stall study[J]. *Helicopter Technique*, 2008(3): 4-18. (in Chinese)
- [50] 俞国华, 竺晓程, 杜朝辉. 俯仰风力机翼型动态失速数值模拟[J]. *太阳能学报*, 2011, 32(11): 1571-1579. Yu Guohua, Zhu Xiaocheng, Du Zhaohui. Numerical simulation of pitching wind turbine airfoil dynamic stall[J]. *Acta Energiae Solaris Sinica*, 2011, 32(11): 1571-1579. (in Chinese)

作者简介:

杨慧强(1990—)男,硕士研究生。主要研究方向:流动控制数值模拟。

许和勇(1980—)男,博士,教授。主要研究方向:计算流体力学、流动控制。

叶正寅(1963—)男,博士,教授。主要研究方向:计算流体力学、流固耦合力学。

(编辑:马文静)