

文章编号: 1674-8190(2023)04-039-08

# 组合式吹吸气控制翼型动态失速数值模拟研究

贾天昊, 高超, 徐泽阳, 王玉帅

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072)

**摘要:** 改善翼型气动特性的关键问题之一是解决动态失速。提出利用翼型前缘吸气、后缘吹气的组合式吹吸气控制翼型动态失速的方法, 研究俯仰振荡条件下其对翼型动态失速特性的影响和控制作用。选取 NACA0012 翼型为研究对象, 基于转捩 SST 湍流模型求解非定常雷诺平均 Navier-Stokes (URANS) 方程, 计算不同射流动量系数下的翼型气动特性, 评估控制过程中的经济性。结果表明: 在马赫数 0.109, 减缩频率 0.1, 平均攻角  $14.84^\circ$ , 攻角振幅  $9.89^\circ$  条件下, 当射流动量系数为 0.006 5 时与无吹吸气控制对比, 翼型无明显失速现象, 平均升力系数提高 59%, 平均阻力系数下降 40%, 负俯仰力矩峰被消除, 使用组合式吹吸气进行流动控制可以抑制动态失速, 改善翼型气动特性。

**关键词:** 动态失速; 流动控制; 翼型; 吹吸气; 射流动量系数

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.04.04

## Numerical simulation study on dynamic stall of airfoil controlled by combined blow-suction

JIA Tianhao, GAO Chao, XU Zeyang, WANG Yushuai

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** One of the key problems to improve the aerodynamic characteristics of airfoil is to solve the dynamic stall. This paper presents a method to control the dynamic stall of airfoil by using the combination of leading-edge suction and trailing edge suction. The influence and control effect of pitch oscillation on the dynamic stall characteristics of airfoil are investigated. Taking NACA0012 airfoil as the research object, the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equation is solved based on the transition SST turbulence model, and the aerodynamic characteristics of airfoil with different jet momentum coefficients are calculated, and the economy in the control process is evaluated. It is found that under the conditions of Mach number 0.109, reduction frequency 0.1, average angle of attack  $14.84^\circ$  and amplitude  $9.89^\circ$ , when the jet dynamic coefficient is 0.006 5, compared with the control without blowing and suction, the airfoil has no obvious stall phenomenon, the average lift coefficient increases by 59%, the average drag coefficient decreases by 40%, and the negative pitching moment peak is eliminated, which indicates that the combined blowing-suction flow control can suppress the dynamic stall and improve the aerodynamic characteristics of the airfoil.

**Key words:** dynamic stall; flow control; airfoil; blowing and suction; jet momentum coefficient

收稿日期: 2022-06-13; 修回日期: 2022-09-15

基金项目: 国家自然科学基金(12172299)

通信作者: 高超, chaogao2020@163.com

引用格式: 贾天昊, 高超, 徐泽阳, 等. 组合式吹吸气控制翼型动态失速数值模拟研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(4): 39-46, 67.

JIA Tianhao, GAO Chao, XU Zeyang, et al. Numerical simulation study on dynamic stall of airfoil controlled by combined blow-suction[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(4): 39-46, 67. (in Chinese)

## 0 引言

翼型动态失速现象是翼型攻角超过静态失速角后,发生的延迟失速和非定常分离的流动现象<sup>[1]</sup>。风力机叶片、压气机叶片和直升机旋翼等气动部件进行非定常运动时常出现动态失速现象。动态失速时流场中存在着多尺度漩涡结构,其标志性特征是动态失速涡的生成、对流和脱落,气动性能表现出明显的非线性迟滞特性,出现阻力突增与气动中心位置波动<sup>[2]</sup>。

对于动态失速导致的负面影响,可以利用流动控制技术对翼型的气动性能进行改善。流动控制技术可划分为:改变原有气动外形的被动流动控制技术和在流场中输入能量的主动流动控制技术。常见的被动流动控制技术,例如涡流发生器<sup>[3-4]</sup>,后缘襟翼<sup>[5]</sup>和格尼襟翼<sup>[6]</sup>等,当这类控制装置处于非定常流场时,被动控制难以在非设计点达到预期效果。主动流动控制技术实现改善气动特性的方式是对流场施加适当的扰动,是目前研究动态失速流动控制的热点方向之一。

国内外对主动流动控制技术开展了深入研究,并取得了一定的成果。例如,合成射流<sup>[7]</sup>与合成双射流<sup>[8-9]</sup>的激励器能够产生涡流甚至等离子体射流作用于主流。等离子体激励<sup>[10-11]</sup>能够电离局部空气,加速带电粒子流动。实验发现层流分离泡对失速存在较大的影响,边界层吸气方法<sup>[12-15]</sup>能够抑制层流分离泡,进而抑制动态失速的产生和发展,但该方法在吸入气体的储存和吸气导致阻力增加等问题上存在一定的局限性。协同射流技术<sup>[16-19]</sup>通过气泵输送气流,属于无需气源的零质量通量技术,此方法在吸气口产生了冲压阻力,而吹气口射流产生的推力在一定程度上能够减轻吸气口的阻力影响。Zha G C等<sup>[19]</sup>提出将协同射流技术用于提升翼型的升力,该方法能增强弦向流动的动能以克服逆压梯度,但其在翼型吸力面的开槽破坏了原始气动外形,对气动特性造成了一定的负面影响。

针对上述情况,提出利用翼型前缘吸气、后缘吹气的组合式吹吸气控制翼型动态失速的方法。基于URANS方法开展不同射流流量系数下控制动态失速的数值模拟研究,分析该方法对动态失速的影响和作用,并评估控制过程的经济性。

## 1 计算方法

### 1.1 问题描述

组合式吹吸气流控制方法的工作原理如图

1所示,两侧小图为吸气口和吹气口的示意图。

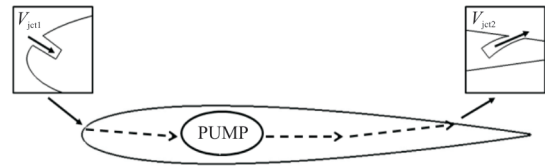


图1 组合式吹吸气原理

Fig. 1 Combined blowing-suction principle

NACA0012翼型的实验数据丰富,故选择其为基准翼型,弦长 $c$ 为0.601 m。射流开启状态下,从翼型前缘的吸力面开缝吸入气体 $V_{jet1}$ ,吸气口设置在距离前缘 $0.01c$ 处,宽度为6 mm。气流经翼型内部的气泵输送,从后缘吹气口吹出相等质量流量的射流 $V_{jet2}$ 。吹气口的宽度为6 mm,距离前缘 $0.85c$ 。翼型吸力面上的两个开缝非常小,总长度不足弦长的2%,对翼型原始气动特性的影响可以忽略不计。

针对翼型俯仰振荡引起的动态失速,周期性旋转中心为 $0.25c$ 处,俯仰运动规律可表示为

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

式中: $\alpha_0$ 为平均攻角; $\alpha_m$ 为振荡幅度; $\omega$ 为俯仰角频率。

减缩频率 $k$ 描述来流的非定常效应, $k$ 值与非定常特性正相关。减缩频率表示为

$$k = \frac{\omega c}{2 \cdot V_\infty} \quad (2)$$

滑移网格将流场划分为运动区域和静止区域,如图2所示。滑移网格相比其他网格既不需要更新网格,也不需要网格变形重构。采用结构网格与非结构网格结合的混合网格方法进行网格划分,两个区域在交界面进行通量交换,在交界面两侧加密网格。运动区域在内,使用O型拓扑的结构网格,静止区域在外,使用非结构网格,如图3所示。

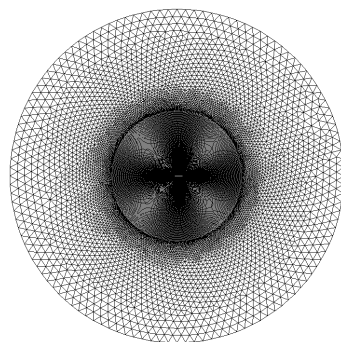


图2 滑移网格

Fig. 2 Sliding mesh

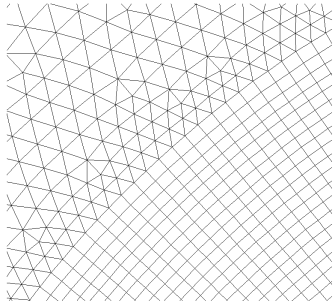


图3 交界面示意图

Fig. 3 Schematic diagram of interface

## 1.2 数值方法

数值模拟方法基于有限体积法,算法选择速度压力耦合,求解二维非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程。壁面为无滑移壁面边界条件,吹气口与吸气口为质量流率边界条件,保证质量流量相等。采用四方程湍流模型转捩 SST,该模型是两方程湍流模型  $k-\omega$  SST 耦合了转捩模型  $\gamma-Re_{\theta}$ 。  $k-\omega$  SST 湍流模型<sup>[20]</sup>在近壁面采用  $k-\omega$  湍流模型,在远离壁面处采用  $k-\varepsilon$  湍流模型,提高了模拟精度。F. R. Menter 等<sup>[21]</sup>提出的转捩模型对预测自然转捩和分离转捩有较好的性能,其中  $\gamma-Re_{\theta}$  用于转捩起始点的判断,代表脉动强度大小的流动间歇因子  $\gamma$  控制边界层内湍动能的生成和耗散以模拟转捩现象。该模型汲取了两种模型的优势,有利于翼型动态特性的分析。选择转捩 SST、 $k-\omega$  SST 和 Spalart-Allmaras(S-A) 三种湍流模型进行计算,并与实验结果<sup>[22]</sup>进行对比,如图4所示。

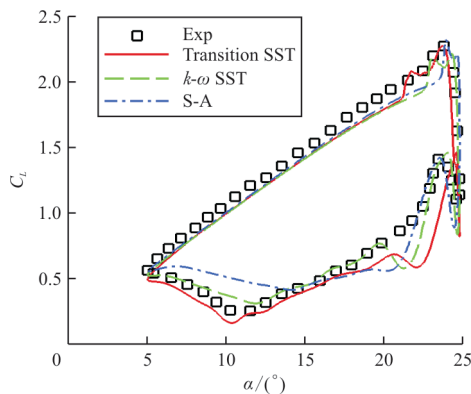


图4 不同湍流模型的升力系数曲线对比

Fig. 4 Comparison of lift coefficient curves of different turbulence models

从图4可以看出:不同湍流模型的计算结果有差别,在翼型失速和流动再附着两个时期差别比较明显,在下俯阶段的计算值中S-A湍流模型与走势偏差最大,转捩SST湍流模型预测的失速

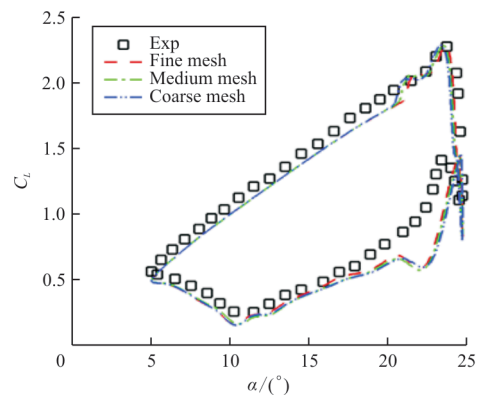
攻角和变化趋势最接近实验值。

## 2 讨论与分析

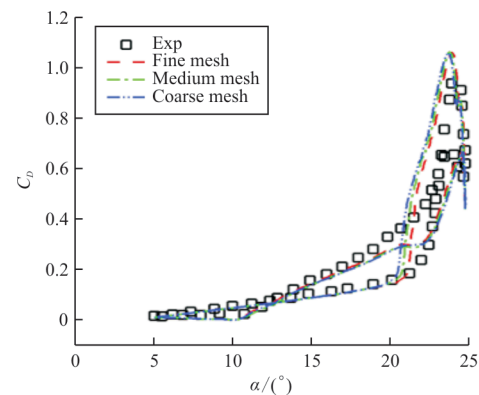
### 2.1 可靠性验证

为验证网格与计算方法的可靠性和准确性,开展网格单元数量与时间步长的无关性验证。选取实验数据<sup>[21]</sup>与数值模拟的计算结果进行比较。实验基于一段弦长为0.601 m,展长为0.914 4 m的机翼,其参数为: $\alpha_0=14.84^\circ$ , $\alpha_m=9.89^\circ$ , $k=0.1$ , $Ma=0.109$ , $Re=1.46 \times 10^6$ 。三种单元数量不同的网格分别是:6.5万的稀疏网格、8.5万的中等网格和10.5万的细密网格。

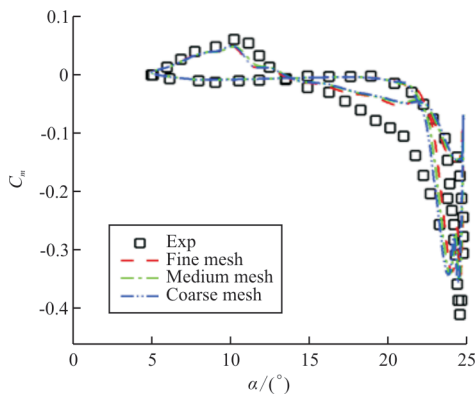
实验值与计算值的对比如图5所示,可以看出:气动力系数大致吻合,失速攻角与实验值一致,但翼型失速后存在较为明显的差别。翼型从开始上仰到失速前,升力系数计算值略小于实验值,造成该差异的原因可能是采用的模型对转捩预测不足;下俯阶段再附着流动的捕捉不准确可能是失速后流动情况比较复杂,难以对非线性变化完全模拟。三种网格的计算结果相近,能够较好地预测动态失速变化趋势,中等网格的阻力系数相对更贴合实验值,能够满足数值模拟的需求与网格无关性。



(a) 升力系数

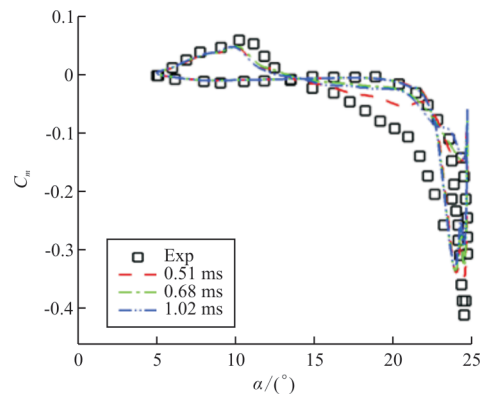


(b) 阻力系数



(c) 俯仰力矩系数

图 5 不同网格数量的气动力迟滞回路对比  
Fig. 5 Comparison of aerodynamic hysteresis loops with different grid numbers



(c) 俯仰力矩系数

图 6 不同时间步长的气动力迟滞回路对比  
Fig. 6 Comparison of aerodynamic hysteresis loops with different time steps

时间步长对数值模拟有较大影响,恰当的时间步长能够更准确地反映漩涡的演化过程。选取 1.02、0.68 和 0.51 ms 三个时间步长,计算结果对比如图 6 所示,可以看出:三个参数的计算结果在翼型上仰阶段相差不大,但下俯阶段时间步长为 0.51 ms 的计算结果与实验值相比最接近,变化趋势更吻合,选取 0.51 ms 满足时间步长无关性验证。后续基于上述参数开展数值模拟研究。

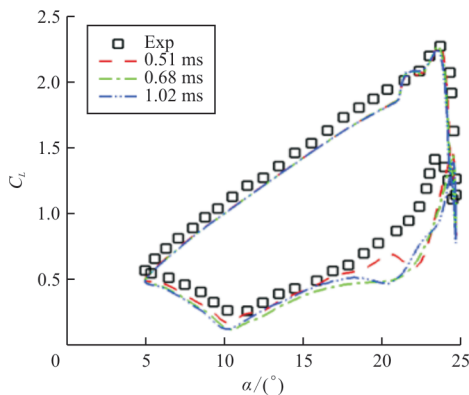
## 2.2 射流动量系数的影响

基于翼型前缘吸气、后缘吹气的组合式吹吸气方法,开展三种不同强弱射流下控制翼型动态失速的数值模拟,研究翼型俯仰振荡运动中射流动量系数对流动控制的影响与控制作用。射流动量系数能够衡量射流的强弱程度,其定义为

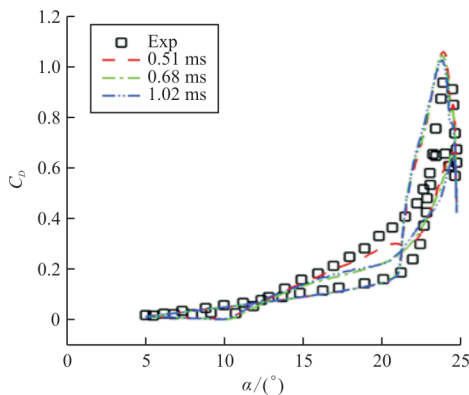
$$C_{\mu} = \frac{\dot{m} V_{\text{jet}2}}{1/2 \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} \quad (3)$$

式中: $\dot{m}$ 为质量流量; $V_{\text{jet}2}$ 为吹气口射流速度; $\rho_{\infty}$ 为自由来流密度; $S$ 为参考面积。

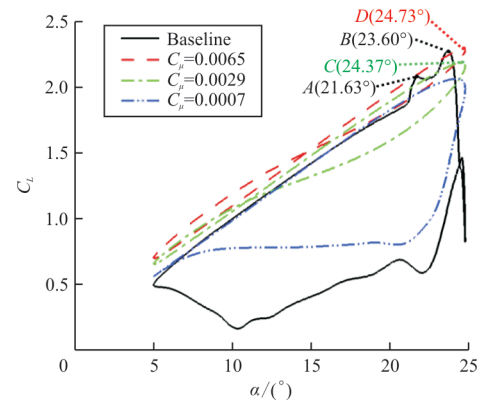
研究组合式吹吸气在马赫数为 0.109,减缩频率为 0.1,质量流率分别为 0.05、0.10、0.15 的情况下,射流动量系数对翼型气动特性的影响。对应的射流动量系数分别为 0.000 7、0.002 9 和 0.006 5,开启射流控制与无吹吸气控制的数值模拟对比,如图 7 所示。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(a) 升力系数

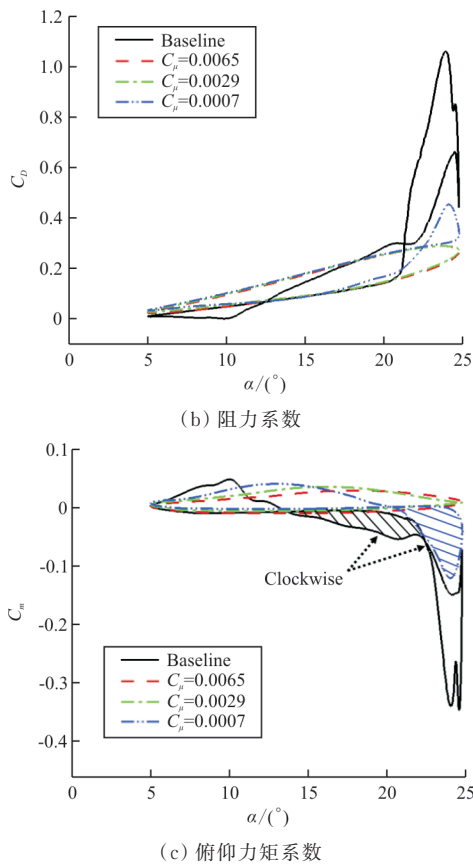
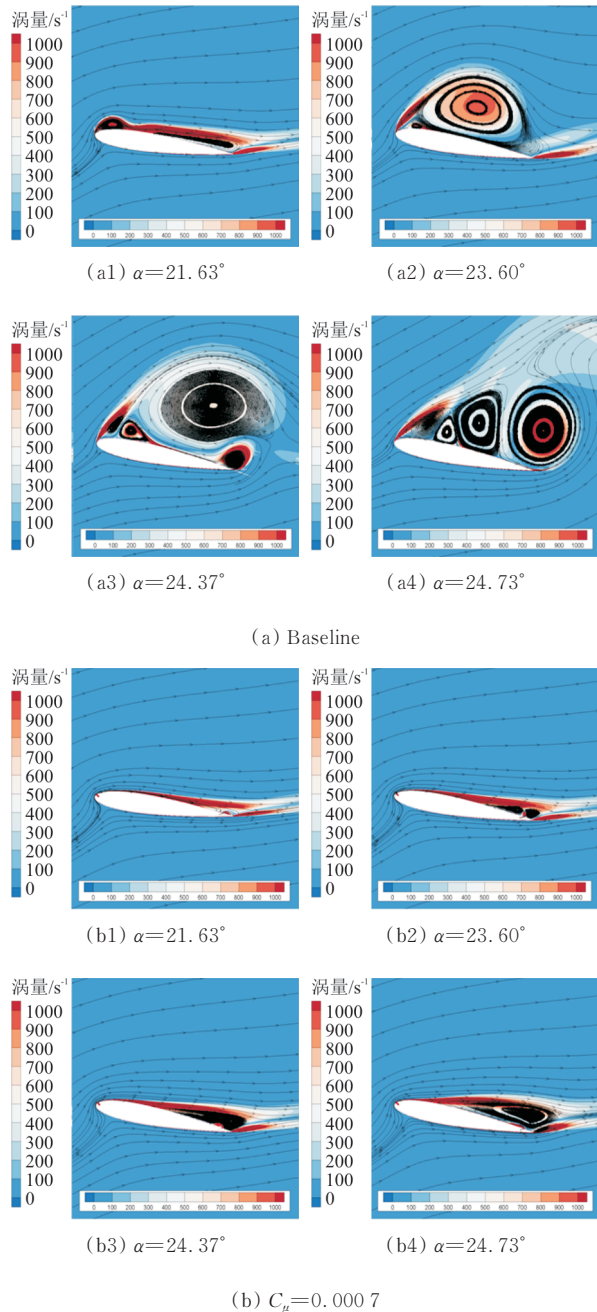


图 7 不同射流动量系数的气动力迟滞回线对比  
Fig. 7 Comparison of aerodynamic hysteresis loops with different jet momentum coefficients

从图 7 可以看出： $C_{\mu}=0.0007$  时，在大攻角下出现失速，动态失速程度减轻； $C_{\mu} \geq 0.0029$  时，流动保持附着，无明显的失速特征，下俯阶段的升力系数甚至大于上仰阶段；随着  $C_{\mu}$  增大，气动力系数迟滞回线的面积不断减小，表明射流动量系数越大对动态失速的控制效果越好； $C_{\mu}=0.0065$  时，平均升力系数超过 1.5，相比基准翼型提高 59%。阻力与俯仰力矩系数的迟滞回线都显著下降，阻力系数曲线在攻角较小时基本重合，证明射流控制能大幅降低阻力，但仅增大  $C_{\mu}$  不能进一步减少阻力。不同  $C_{\mu}$  对应的俯仰力矩系数相差明显， $C_{\mu}=0.0007$  时低头力矩得到一定的改善，其他情况下负俯仰力矩峰被消除。 $C_{\mu}=0.0065$  时，平均阻力系数下降 40%，平均俯仰力矩系数大于零，表明组合式吹吸气方法在一定的射流动量系数下对翼型

动态失速具有很好的抑制能力。

为研究组合式吹吸气方法抑制动态失速的细节，选取图 7(a) 中四个不同攻角对翼型无吹吸气控制和不同强弱的射流控制时的涡量云图和流线进行分析，如图 8 所示，翼型表面压力系数如图 9 所示。四个攻角分别对应着前缘涡生成后的点 A、基准翼型的升力系数最大点 B、中等强度射流的失速点 C 和振荡到最大攻角的点 D。



(b)  $C_{\mu}=0.0007$

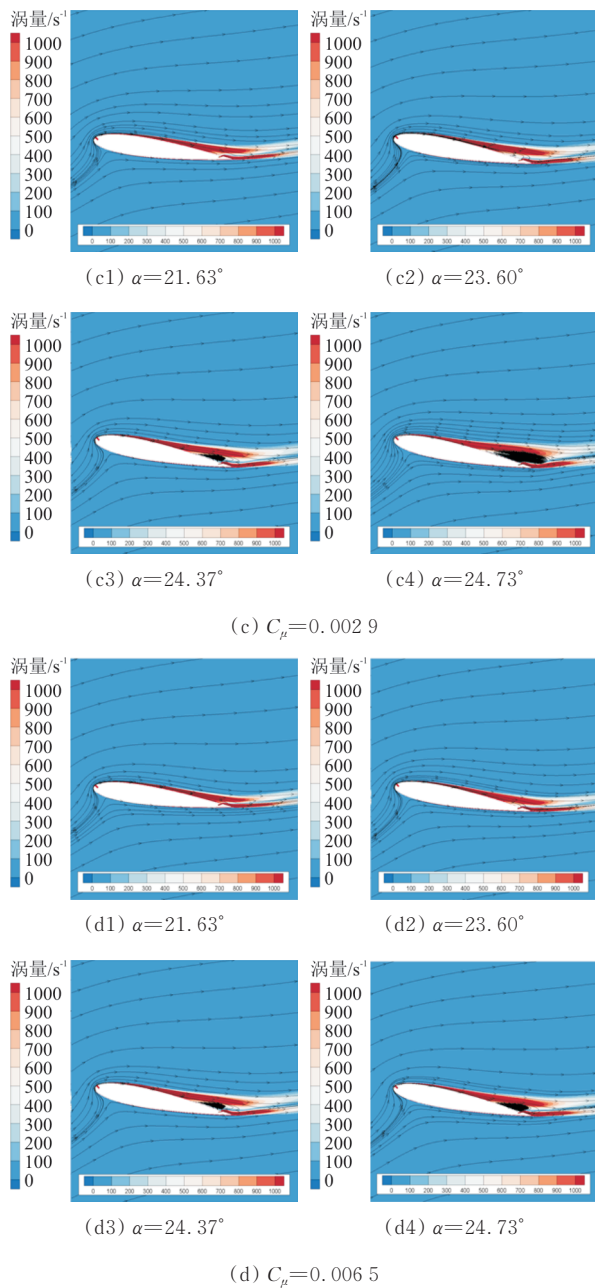


图8 不同攻角下的流场对比

Fig. 8 Comparison for flow fields at different angles of attack

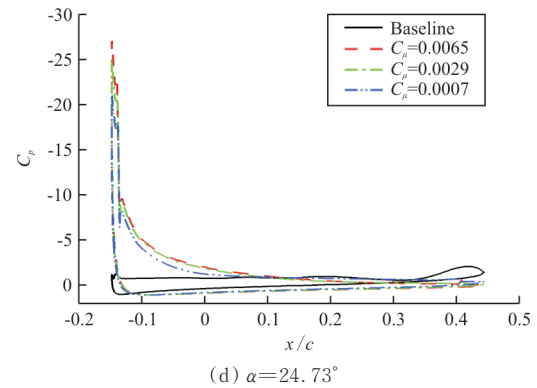
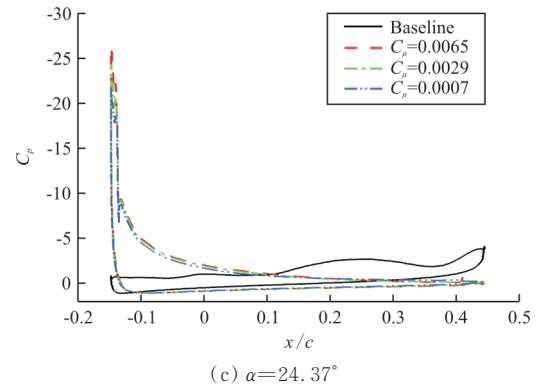
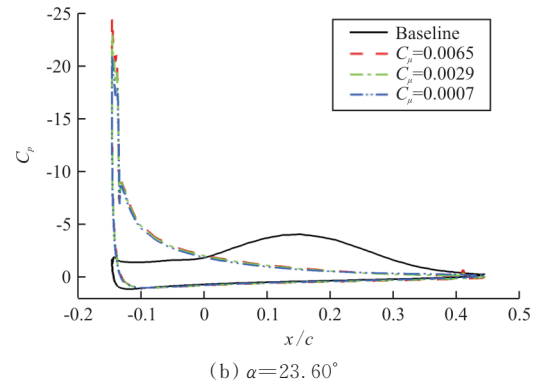
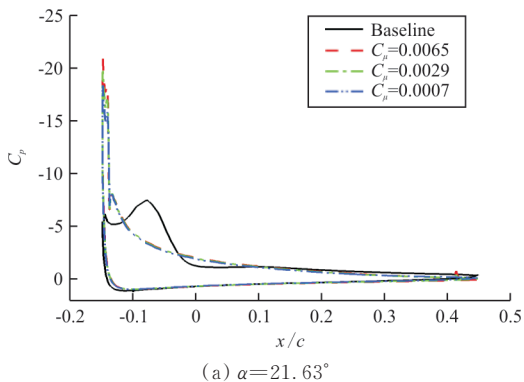


图9 不同攻角下的压力系数

Fig. 9 Pressure coefficient at different angles of attack

从图8可以看出:(a1)为无吹吸气控制的基准翼型,流线显示翼型前缘形成了较明显的分离涡,后缘存在一定的分离,该攻角下开启射流的算例中,前缘流动都保持附着且后缘分离被抑制;(a2)中翼型吸力面的大部分位置都被动态失速涡占据,此刻升力系数达到峰值,(b2)显示射流动量系数较低时抑制尾缘分离失效,吹气口的射流不仅没有摧毁尾缘的湍流结构,还持续为分离流动增加涡量,扩大了后缘分离范围;(c3)中后缘存在小范围分离,该时刻升力系数达到最大,增大攻角已经无法继续提高升力系数;(a3)中翼型吸力面上动

态失速涡正在脱落,进入深失速状态,而(d3)中流动依然保持完全附着;当攻角达到最大时,从(a4)中观察到吸力面被次级涡和后缘分离涡等演化的漩涡占据,升力系数达到极小值;(b4)中出现大范围流动分离,后缘发生一定的流动分离,而 $C_\mu=0.0065$ 时前后射流正常工作,无明显的动态失速特征,表明射流动量系数越大,抑制动态失速的效果越好。

从图9可以看出:吸气提高了前缘的压差, $C_\mu$ 越大对应的低压峰越高,且随着攻角的增大更加明显,表明吸气口的作用之一是提供吸力使主流在压力梯度作用下附面。结合图8(a3)与图9(c),在射流的作用下,前缘分离涡与后缘分离涡的生成被有效抑制。图8(d3)中 $C_\mu$ 较大时,后缘的流动分离被完全消除。翼型的动态失速角在射流动量系数最大时推迟到了 $24.61^\circ$ ,远高于基准翼型的 $23.6^\circ$ ,也高于 $C_\mu$ 最低时的 $23.89^\circ$ ,施加射流控制后驻点相较于基准翼型后移,表明前缘吸气及时消除了低动量流体使流动保持附着,抑制了前缘涡的生成。涡量云图表明后缘射流不仅没有增加翼型的相对弯度,反而增加了负弯度,即升力系数增加是因为后缘射流在附壁效应的作用下抑制了附面层回流,避免后缘分离涡生成。吸气口造成了不能忽略的阻力增加,吹气提供的推力还能抵消一部分负面效果,但阻力系数降低主要原因是动态失速被抑制后翼型的动态特性得到改善。

俯仰力矩系数迟滞回线围成的顺时针环与负阻尼相关,逆时针环与正阻尼相关。负气动阻尼代表俯仰力矩不稳定,而这种不稳定反映了压力载荷不稳定,可能激发翼型的失速颤振<sup>[23]</sup>。后缘吹气提供抬头力矩,图7(c)表明射流动量系数偏低时顺时针环围成的面积反而增大,对俯仰力矩特性产生负面影响,增加了不稳定性。 $C_\mu \geq 0.0029$ 时,射流控制完全抑制了动态失速,使负气动阻尼被消除,非定常载荷的减轻带来俯仰力矩波动的降低,大幅改善了翼型的俯仰力矩特性。

### 2.3 功耗分析

本文提出的组合式吹吸气控制方法基于零质量通量的控制方法,此方法作为主动流动控制方法之一,实际使用中的经济性很重要,能耗评估对理论控制技术转化为工程应用有直接影响。气泵输送射流以克服总压损失,其功率与质量流率和

总压比相关,功率系数<sup>[19]</sup>定义为

$$P_c = \frac{\dot{m} c_p T_2}{\eta} \left[ \left( \frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (4)$$

$$1/2 \rho_\infty V_\infty^3 S$$

式中: $c_p$ 为定压比热; $T_2$ 为吸气口总温; $\eta$ 为泵效率; $P_1$ 为吹气口总压; $P_2$ 为吸气口总压; $\gamma$ 为比热比。

不同射流动量系数的组合式吹吸气在一个翼型俯仰振荡周期内的功率系数如图10所示,可以看出:翼型上仰过程中功率系数随着攻角增大而增加,最大值都出现在失速攻角附近;下俯时功率系数随着攻角减小而同步回落, $C_\mu=0.0007$ 时功率系数先骤降后趋于稳定,对应了该算例在图7(a)中的失速阶段。射流动量系数越大则对应的功率系数越大,且所需功率随攻角增加呈现非线性增加。从功率系数的定义可知,压比是影响功率系数的主要因素。翼型上仰时前缘吸力峰不断增大(图9),为维持流速不变,吸气口定压随之不断降低,吸气口总压持续降低。因此总压压比不断增大,使功率系数也不断上升。

组合式吹吸气方法在该算例条件下具有较好的经济性。数值模拟所用翼型的弦长为 $0.601\text{ m}$ ,其参考面积为 $0.5495\text{ m}^2$ 。这与弦长为 $0.601\text{ m}$ ,展长为 $0.9144\text{ m}$ 的平直机翼具有相等的参考面积。功率区间为 $74.2 \sim 2029.3\text{ W}$ ,在攻角最大时功率偏高,但能耗代价仍处于可以接受的范围之内。 $C_\mu=0.0029$ 时流动控制效果较好,功率区间相对较低,为 $195.5 \sim 1341.8\text{ W}$ ,是三种工况中最具经济性的,在工程应用中具有一定的潜力和经济性。

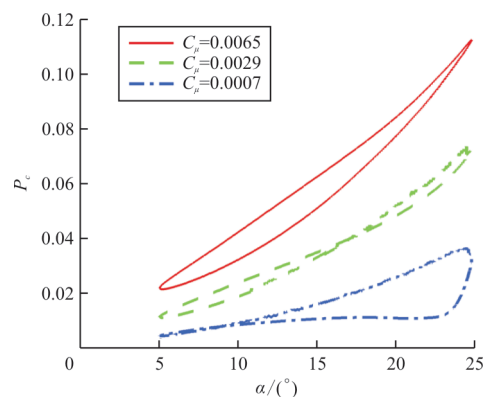


图10 不同射流动量系数的功率系数  
Fig. 10 Comparison of power coefficients of different jet momentum coefficients

### 3 结 论

1) 射流开启后失速延迟,流动重新附着加快,平均升力提高,平均阻力下降,低头力矩与负气动阻尼被消除。 $C_{\mu}=0.0065$ 时,流动保持附着,无明显失速特征,动态失速被完全抑制,平均升力系数提高 59%,平均阻力系数下降 40%。

2) 吸气口具有移除低动量流体和提供压力梯度的作用,吹气口具有抑制尾缘回流,提供推力和抬头力矩的作用,表明吸气和吹气构成组合控制的必要性。

3)  $C_{\mu}$ 越大控制效果越好,动态失速在射流强度足够的情况下被有效抑制,翼型的气动力特性得到显著改善。当  $C_{\mu}$  偏低时反而会扩大后缘存在的分离,降低流场的稳定性。

4) 在马赫数为 0.109,减缩频率为 0.1 的条件下组合式吹吸气方法具有相对较低的功耗, $C_{\mu}=0.0029$ 时既有较好的控制效果又有较低的功耗,表明本文提出的组合式吹吸气控制翼型动态失速的方法具有一定的经济性和工程应用潜力,既有零质量射流无需考虑气源的益处,又因气流从翼型内部流过,具有维持翼型原始气动外形的优势。

5) 在翼型内部增加气泵会带来制造与维护的问题,但鉴于此技术蕴含的潜力与效益,开展后续的研究探索工作是有必要的。

#### 参 考 文 献

- [1] MCCROSKEY W J, CARR L W, MCALISTER K W. Dynamic stall experiments on oscillating airfoils[J]. AIAA Journal, 2012, 14(1): 57-63.
- [2] CARR L W. Progress in analysis and prediction of dynamic stall[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(1): 6-17.
- [3] HWANGBO H, DING Y, EISELE O, et al. Quantifying the effect of vortex generator installation on wind power production: an academia-industry case study [J]. Renewable Energy, 2017, 113: 1589-1597.
- [4] BRÜDERLIN M, ZIMMER M, HOSTERS N, et al. Numerical simulation of vortex generators on a winglet control surface[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 651-660.
- [5] GERONTAKOS P, LEE T. PIV study of flow around unsteady airfoil with dynamic trailing-edge flap deflection[J]. Experiments in Fluids, 2008, 45(6): 955-972.
- [6] HEINE B, MULLENERS K, JOUBERT G, et al. Dynamic stall control by passive disturbance generators [J]. AIAA Journal, 2013, 51(9): 2086-2097.
- [7] 周岩, 罗振兵, 王林, 等. 等离子体合成射流激励器及其流动控制技术进展[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 98-140.  
ZHOU Yan, LUO Zhenbing, WANG Lin, et al. Plasma synthetic jet actuator for flow control: review [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 98-140. (in Chinese)
- [8] 杨升科, 郭奇灵, 罗振兵, 等. 基于合成射流的机翼溢流冰防护实验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(11): 2364-2370.  
YANG Shengke, GUO Qiling, LUO Zhenbing, et al. Experiment on airfoil runback ice protection based on synthetic jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2364-2370. (in Chinese)
- [9] 李玉杰, 罗振兵, 邓雄, 等. 合成双射流控制 NACA0015 翼型大攻角流动分离试验研究[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 817-825.  
LI Yujie, LUO Zhenbing, DENG Xiong, et al. Experimental investigation on flow separation control of stalled NACA0015 airfoil using dual synthetic jet actuator [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 817-825. (in Chinese)
- [10] 王玉玲, 高超, 郝江南, 等. 不同类型多级等离子体激励器诱导气流的力学特性研究[J]. 航空工程进展, 2015, 6(3): 279-286.  
WANG Yuling, GAO Chao, HAO Jiangnan, et al. Investigation on mechanical properties of the airflow induced by different kinds of multi-DBD plasma actuators [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(3): 279-286. (in Chinese)
- [11] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 381-405.  
WU Yun, LI Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 381-405. (in Chinese)
- [12] WOLF A, LUTZ T, WÜERZ W. et al. Trailing edge noise reduction of wind turbine blades by active flow control [J]. Wind Energy, 2015, 18(5): 909-923.
- [13] LEI J, LIU Q, LI T. Suction control of laminar separation bubble over an airfoil at low Reynolds number[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(1): 81-90.
- [14] LEE T, GERONTAKOS P. Investigation of flow over an oscillating airfoil [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2004, 512: 313-341.
- [15] REZAEIHA A, MONTAZERI H, BLOCKEN B. Active flow control for power enhancement of vertical axis wind turbines: leading-edge slot suction [J]. Energy, 2019, 189: 116-131.
- [16] 许和勇, 马成宇. 协同射流流动控制方法研究进展综述 [J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 1-16.

(下转第 67 页)