

文章编号:1674-8190(2021)03-037-09

涡襟翼在不同雷诺数下的控制分离特性研究

林立辉,叶坤,叶正寅
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:受鸟类抬起羽毛控制分离流的启发,涡襟翼成为翼型大迎角分离流的控制措施之一。采用数值模拟方法研究不同雷诺数下涡襟翼在控制翼型大迎角分离流动时的气动特性及其物理机制。结果表明:涡襟翼在低雷诺数下能够极大地改善翼型的大迎角升力特性,其物理机理是涡襟翼将翼型主分离涡的涡心位置控制在离翼型更近的区域,且涡心位置的涡量得到大幅提升,使得涡心附近的低压特性影响到翼型上表面,而且涡襟翼能够将翼型上方前区的低压与下游的高压隔开;但是在高雷诺数(对应常规飞机雷诺数)下涡襟翼改善翼型大迎角气动特性的效果远不如低雷诺数情况,由此解释了为什么鸟类能够通过羽毛抬起提高升力特性,而常规飞机的涡襟翼只能作为阻力板使用的原因。

关键词:流动控制;雷诺数;涡襟翼;大迎角;数值模拟

中图分类号: V211.41

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.03.05

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on the Separation Control Characteristics of Vortex Flap under Different Reynolds Numbers

LIN Lihui, YE Kun, YE Zhengyin
(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Inspired by birds raising their feathers to control the separation flow, vortex flap has become an approach to control the separation flow over airfoils at high angles of attack. In this paper, the aerodynamic characteristics and physical mechanism of vortex flap controlling separation flow over airfoils under different Reynolds number are numerically studied. The results show that vortex flap is able to greatly improve the lift of airfoil at low Reynolds number under high angle of attack. Its physical mechanism is that the vortex flap makes the core position of main separation vortex closer to the airfoil comparing to the original airfoil, and the vorticity of the vortex center position is also greatly improved so that the low-pressure characteristics caused by the vortex core will affect the flow field on the upper airfoil surface. In addition, the pressure filed on the upper surface of the airfoil is divided by vortex flap into two parts: the low pressure aera in the front and the high pressure aera at the back. However, under high Reynolds number (corresponding to conventional aircraft Reynolds number), the effect of vortex flap on improving the aerodynamic characteristics of airfoil at high angle of attack is far less effective compared to the case of low Reynolds number. This explains why birds can improve lift characteristics through feather lifting, while vortex flap can only be used as drag plates in conventional aircraft.

Key words: flow control; Reynolds number; vortex flap; high angle of attack; numerical simulation

收稿日期: 2020-08-18; 修回日期: 2020-10-12

基金项目: 翼型、叶栅空气动力学重点实验室基金(6142201190304)

通信作者: 叶坤, yekun@nwpu.edu.cn

引用格式: 林立辉,叶坤,叶正寅. 涡襟翼在不同雷诺数下的控制分离特性研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 37-45.

LIN Lihui, YE Kun, YE Zhengyin. Research on the separation control characteristics of vortex flap under different Reynolds numbers[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 37-45. (in Chinese)

0 引言

气流分离是影响翼型气动性能的重要因素。当来流迎角过大时,翼型表面出现流动分离现象,导致升力迅速降低,阻力突然增加,形成失速。科学家通过观察鸟类飞行,发现鸟类在遇到阵风和着陆的情况时,上表面羽毛会自动抬起(如图1所示),受此启发设计出涡襟翼装置,用来控制流动的分流。



(a) 海鸥着陆^[1]



(b) 猫头鹰着落^[2]

图1 鸟类着落前卷起的羽毛

Fig. 1 Bird feathers rolled up before landing

R. Meyer等^[3]率先利用雷诺数低于150的风洞装置验证了涡襟翼对分离流控制的有效性,实验结果表明,在大攻角下,涡襟翼抬起一定角度,能有效阻止分离流的发展;J. U. Schlüter^[4]通过在NACA0012、NACA4412和SD8020三种翼型上安装涡襟翼,在雷诺数为40 600的情况下,发现安装后翼型的失速迎角和最大升力系数均有不同程度的提升;C. H. Wang等^[5]、A. M. Abdulmalek等^[6]则关注了雷诺数在 4×10^4 情况下,有限翼上涡襟翼的使用所涉及的三维流动,研究结果表明,涡襟翼对翼尖气流流动几乎没有影响,翼根附近的最佳位置与二维翼型研究的最佳位置接近;J. Johnston等^[7]在雷诺数为 4×10^5 下研究了安装固定和自由运动的涡襟翼的效果,发现固定襟翼在大攻角下升力和阻力均有提升,但当襟翼安装角大于 60° 时,提升效果会减小;D. Arivoli等^[8]采用雷诺数为 10^5

的低速风洞进行实验,得出为获得更好的增升效果,涡襟翼所在的最佳弦向位置随平面形状变化而变化,并且全跨襟翼比截跨襟翼能更有效地控制失速涡逆流的前进;M. E. Rosti等^[9]在雷诺数为77 000情况下研究发现,流场与襟翼运动的相互作用对涡脱落过程有较大影响,表现为升力系数与襟翼安装角有较大相关性。

陈言秋等^[10]通过在水槽中进行实验,研究了在大三角翼前缘放置涡襟翼,并强迫涡襟翼振动来观察涡破裂的情况,发现前缘涡襟翼的振动可使涡破裂点后移;白亚磊等^[11]研究了涡襟翼在各种迎角及不同偏角下的气动力特性,当失速迎角达到一定范围,调整涡襟翼可以改善翼型的失速特性,增加翼型的升阻比;郝文星等^[12]通过对涡襟翼控制效果、襟翼偏转角度与襟翼气动力矩间的关系进行研究,发现对涡襟翼施加线性外力矩可以提升襟翼的实际控制效果。

上述研究工作比较全面地研究了涡襟翼控制流动分离的现象,其研究工作主要是在特定雷诺数条件下进行。但是在实际飞机中,并没有将涡襟翼作为大迎角的分离控制措施,为什么鸟类羽毛和上述涡襟翼的实验、计算研究却显示涡襟翼具有良好的改善分离流的效果?从实际流动环境看,主要是鸟类飞行雷诺数和飞机飞行雷诺数差异很大。为此,有必要研究雷诺数对涡襟翼控制分离流动的影响机理以及对改善大迎角气动特性的效果。

本文采用数值模拟方法,对三种雷诺数下四种涡襟翼抬高角度状态进行计算,通过对流场、气动参数以及压力系数等的分析,探索雷诺数对于涡襟翼控制分离流动效果的影响及其机理。

1 分析模型

采用NACA0012翼型为基础翼型,涡襟翼模型如图2所示。襟翼为刚性,即当偏转角度固定时襟翼不变形。弦长 $c=1\ 000\text{ mm}$, d 为襟翼安装位置距前缘距离, L 为襟翼长度, β 为襟翼与弦线夹角, i 点为翼型前缘点, e 点为翼型后缘点, g 点为涡襟翼前缘点, f 点为涡襟翼后缘点。

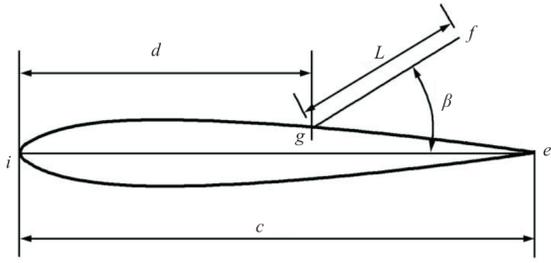


图 2 涡襟翼计算模型示意图
Fig. 2 Schematic of vortex flap calculation model

本文生成的翼型周围结构网格如图 3 所示,翼型弦长为 1 m,采用 338×208 结构网格。翼型上下表面各 208 个点, $Ma=0.15$, $Re=6 \times 10^6$ 时物面网格第一层高度为 4.5×10^{-6} m,满足 $y^+ \leq 1$,附面层径向采用 29 层近乎垂直于翼型表面的网格,增长率为 1.2,远场距离物面约为 20 倍弦长。

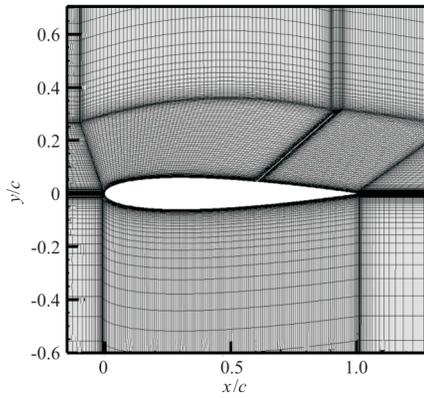


图 3 带涡襟翼翼型网格示意图
Fig. 3 Schematic of airfoil mesh with vortex flaps

2 数值方法及验证算例

三维非定常 N-S 方程在直角坐标系中的积分守恒形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}^v(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中: Ω 为控制体; $\partial\Omega$ 为控制体单元边界; \mathbf{Q} 为守恒变量; $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$ 为无黏通量, $\mathbf{F}^v(\mathbf{Q})$ 为黏性通量(具体如下: ρ, P, T, E 分别为密度、压强、温度和单位质量流体的总能); \mathbf{V} 为流体运动速度且 $\mathbf{V} = [u, v, w]^T$; \mathbf{n} 为控制体边界 $\partial\Omega$ 的外法向且 $\mathbf{n} = [n_x, n_y, n_z]^T$ 。

$$\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$$

$$\mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} = \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} + p \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \\ n_x \\ n_x \\ \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}^v(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} = n_x F_1^v + n_y F_2^v + n_z F_3^v$$

二维网格单元中,在控制体 Ω_i 上采用格心格式的有限体积法对控制方程(1)进行数值离散,离散后方程为

$$\frac{d\mathbf{Q}_i}{dt} V_i = - \sum_{m=1}^{N(i)} \mathbf{F}(\mathbf{Q}_{i,m}) \cdot \mathbf{n}_{i,m} \Delta S_{i,m} + \sum_{m=1}^{N(i)} \mathbf{F}^v(\mathbf{Q}_{i,m}) \cdot \mathbf{n}_{i,m} \Delta S_{i,m} \quad (2)$$

式中: V_i 为 Ω_i 的体积; $\mathbf{n}_{i,m} \Delta S_{i,m}$ 为网格单元 i 的第 m 个面积矢量; $N(i)$ 为网格单元 i 的总面数; $\mathbf{F}(\mathbf{Q}_{i,m})$ 和 $\mathbf{F}^v(\mathbf{Q}_{i,m})$ 分别为网格面 $S_{i,m}$ 上无黏项与黏性项的平均值。

本文采用 CFD 求解器进行求解^[13-14],剪切应力输运 SST $k-\omega$ 两方程湍流模型对流场进行数值模拟,采用有限体积方法进行空间离散,空间格式采用 Roe,时间推进采用 LU-SGS。

采用文献[15]中 NACA0012 的实验数据。实验条件为 $Ma=0.15$, $Re=6 \times 10^6$ 。升力系数随迎角的变化如图 4 所示,可以看出:计算结果与实验值总体吻合较好,说明其计算结果是可信的。

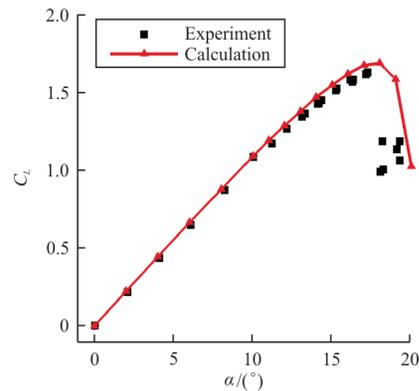


图 4 升力系数随迎角变化
Fig. 4 The lift coefficient vary with the angle of attack

3 结果与分析

首先根据对国内外已有结构的分析和本文的验算,确定出图 2 中涡襟翼安装位置 d 、襟翼长度 L

这两个主要参数,结果表明:当 $d=0.6c, L=0.4c$ 时襟翼对分离流的控制效果较好。因此,固定襟翼安装位置于 $0.6c$,长度为 $0.4c$ 。由于涡襟翼只会在大迎角条件下打开,选择几个大迎角和涡襟翼偏角作为主要变量进行组合(如表1所示)。

表1 不同来流迎角所对应合适的偏转角度
Table 1 The suitable deflection angle for different incoming angles of attack

襟翼偏转角度 $\beta/(\circ)$	来流迎角 $\alpha/(\circ)$		
	$Re=6\times 10^4$	$Re=6\times 10^5$	$Re=6\times 10^6$
20	14	—	—
30	16	18	19
40	18	19	20
50	21	21	22

3.1 不同雷诺数下的涡襟翼对气动力系数的影响

在三种雷诺数($Re=6\times 10^4, Re=6\times 10^5$ 和 $Re=6\times 10^6$)情况下,无涡襟翼的翼型升力系数随迎角的变化如图5所示,可以看出:雷诺数对翼型的升力系数影响很大,在低雷诺数时翼型的升力系数无法达到高雷诺数翼型的数值,即为典型的“低雷诺数效应”。

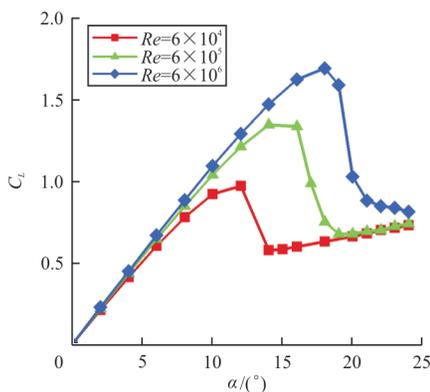
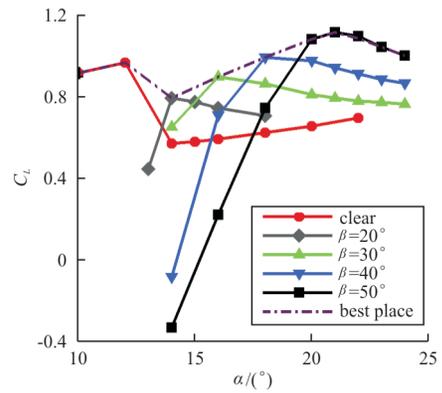
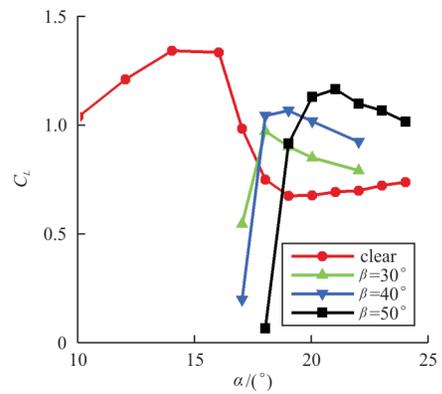


图5 不同雷诺数下的翼型升力系数曲线
Fig. 5 The lift coefficient curves of airfoils under different Reynolds numbers

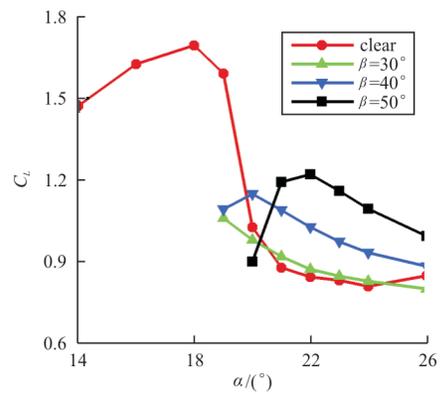
不同雷诺数($Re=6\times 10^4, Re=6\times 10^5$ 和 $Re=6\times 10^6$)下升力系数在迎角 $10^\circ\sim 26^\circ$ 区间的变化情况如图6所示,图中给出了不同的涡襟翼偏角的升力系数。



(a) $Re=6\times 10^4$



(b) $Re=6\times 10^5$



(c) $Re=6\times 10^6$

图6 不同襟翼偏转角下,升力系数随迎角的变化
Fig. 6 The lift coefficient vary with the angle of attack under different flap deflection angles

从图6可以看出:当雷诺数 $Re=6\times 10^4$ 时,只要涡襟翼在不同迎角下偏转一定的角度,升力系数基本上可以维持在一个很高的水平;而在 $Re=6\times 10^6$ 情况下,无论涡襟翼偏转多少角度,都很难将升力系数维持在一个较高的水平;对应 $Re=6\times 10^5$ 的情况则介于 $Re=6\times 10^4$ 和 $Re=6\times 10^6$ 之间。

研究表明,涡襟翼在低雷诺数情况下,在维持高升力方面可以取得很好的效果;而在高雷诺数

情况下, 涡襟翼在维持升力系数方面就难以达到理想状况, 这也就是为什么大型飞机无法采用涡襟翼改善大迎角气动特性的原因, 而鸟类的雷诺数范围则有利于涡襟翼维持一个很高的升力环境。

对应图 6 的各状态下阻力系数的变化规律如图 7 所示。

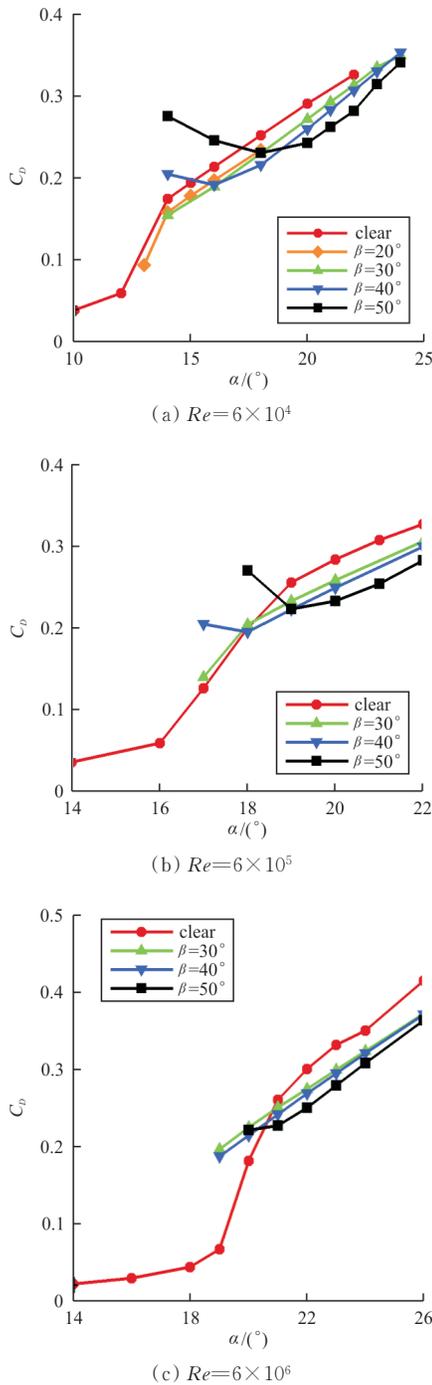


图 7 不同襟翼偏转角下, 阻力系数随迎角的变化
Fig. 7 The drag coefficient vary with the angle of attack under different flap deflection angles

从图 7 可以看出: 在大迎角区间内(对应迎角 18°以上) 涡襟翼偏转后阻力系数变化不大, 这是因为此时原始的翼型在 18°迎角以后基本上完全处于失速状态; 但是在中小迎角区间, 涡襟翼打开后, 会引起强烈的分离, 阻力系数会明显增加, 这也是民用飞机着陆时打开涡襟翼以减少滑跑距离的原因。

对应图 6 的各状态下升阻比的变化规律如图 8 所示。

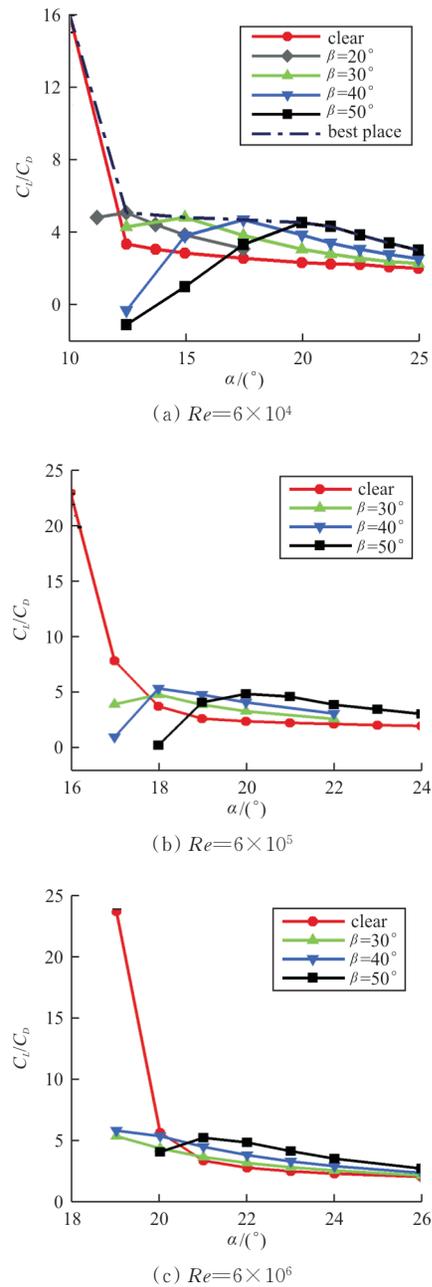


图 8 不同襟翼偏转角下, 升阻比随迎角的变化
Fig. 8 The lift-drag ratio vary with the angle of attack under different flap deflection angles

从图 8 可以看出:在大迎角区间内(对应迎角 18° 以上),低雷诺数($Re=6 \times 10^4$)的升阻比好于原始翼型,但是并没有大幅度提高;而对应高雷诺数情况,升阻比的改善状况没有低雷诺数明显。当然,在三种雷诺数情况下,升阻比都无法与“干净”翼型的小迎角相比,故涡襟翼只能是改善翼型完全失速后气动性能的流动控制措施。

3.2 不同雷诺数涡襟翼影响下的流场特点分析

为了分析涡襟翼改善翼型大迎角分离流动的基本特性,首先研究在翼型大迎角状态下有、无涡襟翼的压力分布。由于大迎角状态下涡襟翼偏角 50° 时对应的效果相对更好,选择涡襟翼偏角 50° 进行对比。

有、无涡襟翼翼型表面压力分布情况如图 9 所示,可以看出: f 、 g 和 e 点所包围的涡襟翼下游区域为“死水区”,流动速度较小,故压力系数维持在一个较高的等压区; i 、 g 和 f 点所包围的涡襟翼前区域由于涡襟翼的抬起会在襟翼前部形成低压区,故其压力系数相对“干净”翼型而言更低;在涡襟翼前缘位置的 g 点压力分布附近存在一个局部凹区域,这是由于 g 点处于翼型表面与涡襟翼之间的转折位置,存在一个与主分离涡流向相反的低速小涡,类似一个局部小的“死水区”,故此处的压力系数稍大。

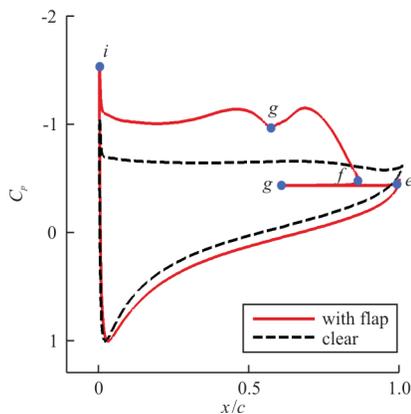
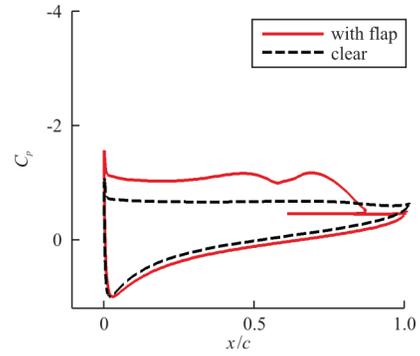


图 9 翼型表面压力分布情况($Re=6 \times 10^4, \alpha=21^\circ$)

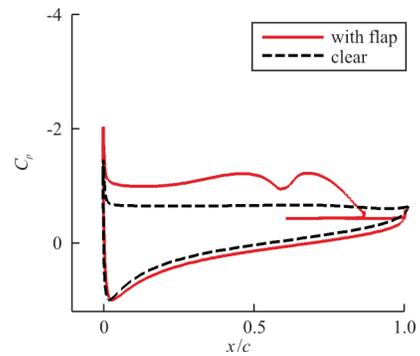
Fig. 9 Pressure distribution on airfoil surface
($Re=6 \times 10^4, \alpha=21^\circ$)

不同雷诺数下翼型表面压力分布情况如图 10 所示。图 10(a)和图 10(b)分别对应雷诺数为 $6 \times$

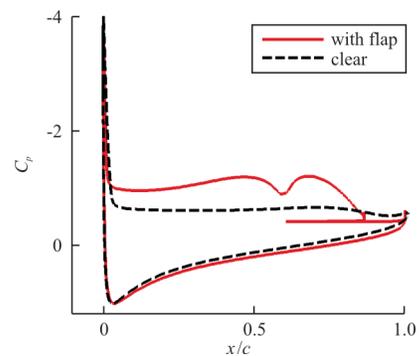
10^4 和 6×10^5 的情况,对应的迎角为 21° , 因为此迎角下涡襟翼的效果基本上处于最好的状况;图 10(c)对应雷诺数为 6×10^6 的情况,此时选取迎角为 22° , 因为在此雷诺数下涡襟翼效果比 21° 迎角更好。



(a) $Re=6 \times 10^4, \alpha=21^\circ$



(b) $Re=6 \times 10^5, \alpha=21^\circ$



(c) $Re=6 \times 10^6, \alpha=22^\circ$

图 10 不同雷诺数下,翼型表面压力分布情况($\beta=50^\circ$)
Fig. 10 The surface pressure distribution of airfoil under different Reynolds numbers ($\beta=50^\circ$)

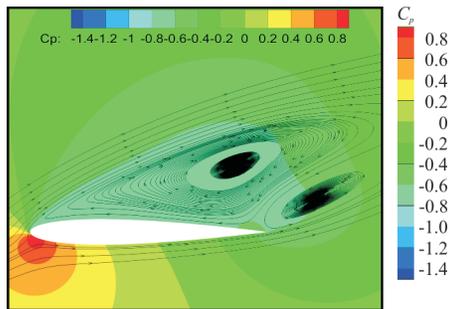
从图 10 可以看出:在无涡襟翼时(对应图中虚线的压力分布),翼型上表面由于翼型处于大分离的状况,其压力分布基本为平行于横轴的等值特征;而在有涡襟翼时,涡襟翼上方维持一定的低压

区,涡襟翼后缘与翼型后缘之间维持一个等压区,涡襟翼的作用是将后缘处的高压区与翼型上方前区的低压区隔离开,这就是涡襟翼改善翼型大迎角升力特性的物理本质。

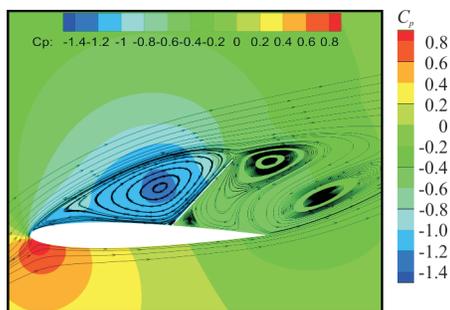
此外,涡襟翼的作用不仅是将翼型上方前后两个压力区隔开,而且该隔离效应甚至能够绕过翼型后缘影响到翼型的下表面区域,导致下表面的压强比无涡襟翼时更高,这也是改善翼型失速后升力特性的重要元素,而且雷诺数越低,这一元素的贡献越明显。由于“低雷诺数效应”, $Re=6 \times 10^4$ 时“干净”翼型的最大升力系数本身就小,故涡襟翼改变压力系数所包围区域在低雷诺数情况下带来的升力增益效应更加明显,这也是图 6(a)中涡襟翼维持翼型大迎角升力特性不恶化的原因。

3.3 涡襟翼改善翼型大迎角升力特性的机理分析

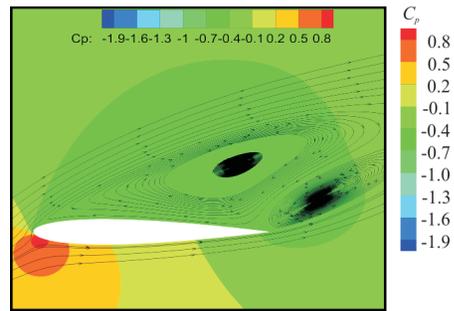
为了分析涡襟翼改善翼型大迎角气动特性的物理机理,三个雷诺数($Re=6 \times 10^4$ 、 $Re=6 \times 10^5$ 和 $Re=6 \times 10^6$)翼型的流线与压力云图如图 11 所示。



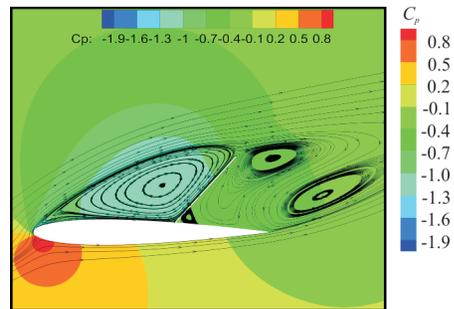
(a) 无襟翼, $Re=6 \times 10^4, \alpha=21^\circ$



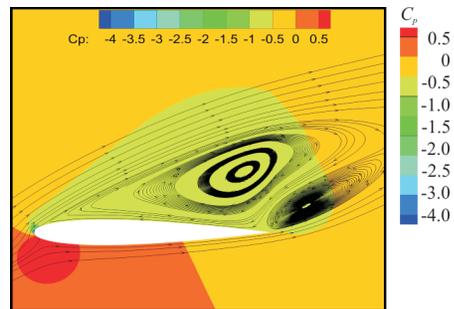
(b) 有襟翼, $Re=6 \times 10^4, \alpha=21^\circ$



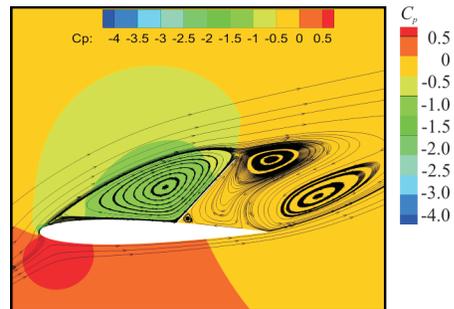
(c) 无襟翼, $Re=6 \times 10^5, \alpha=21^\circ$



(d) 有襟翼, $Re=6 \times 10^5, \alpha=21^\circ$



(e) 无襟翼, $Re=6 \times 10^6, \alpha=22^\circ$



(f) 有襟翼, $Re=6 \times 10^6, \alpha=22^\circ$

图 11 翼型流线与压力云图

Fig. 11 Airfoil streamline and pressure nephogram

结合图 10 的压力分布特征分析,从图 11 可以看出:在无涡襟翼时,翼型上方几乎都是分离区,而且主分离涡的涡心位置离翼型上表面较远,翼型上方的近壁面区域都处于流动速度的低速区,由于近壁面区域流动小,压强在整个翼型上方完全处于连通状态,导致压强在上壁面几乎成为一个等压区(见图 10);而在有涡襟翼时,主分离涡被涡襟翼限制在涡襟翼后缘点(f 点)与翼型前缘点(i 点)之间的区域,使得涡襟翼上游的主分离涡涡心位置更靠近壁面。

不同雷诺数下涡心位置与涡心涡量值如表 2~表 3 所示,可以看出:有涡襟翼时主分离涡的涡心不仅位置更靠近壁面,而且涡心的涡量值有很大幅度地提升。

表 2 不同雷诺数下,“干净”翼型的涡心位置与涡心涡量
Table 2 The vortex center position and vorticity of the “clean” airfoil under different Reynolds numbers

雷诺数	涡心位置(x,y)	涡心涡量/ s^{-1}
$Re=6\times 10^4$	(0.871 6,0.311 8)	-133.356
$Re=6\times 10^5$	(0.870 0,0.314 0)	-127.680
$Re=6\times 10^6$	(0.895 0,0.284 0)	-202.650

表 3 不同雷诺数下,带涡襟翼翼型的涡心位置与涡心涡量
Table 3 The vortex-center position and vortex-center vortices of a vortex flaps under different Reynolds numbers

雷诺数	涡心位置(x,y)	涡心涡量/ s^{-1}
$Re=6\times 10^4$	(0.551 5,0.219 4)	-250.47
$Re=6\times 10^5$	(0.548 7,0.218 8)	-250.07
$Re=6\times 10^6$	(0.552 0,0.215 6)	-250.70

由于主分离涡具有产生涡升力的属性(这也是过失速机翼产生高升力^[16]、昆虫翅膀前缘涡不脱落的高升力机制^[17]),导致涡襟翼后缘点(f 点)与翼型前缘点(i 点)之间的区域具有更低的压强值;而在涡襟翼下游,两个主要的漩涡位置距离壁面较远,在涡襟翼下游的翼型壁面附近几乎成为一个“死水区”,这个区域的翼型表面压强基本上等值,而且这个压强值与后缘处的压强值相同,是一个比较高的压强值。因此,涡襟翼改善翼型大迎角升力特性的物理机理是涡襟翼将翼型前方的主分离涡维持在涡襟翼尾端点与翼型前缘点之间的区域,使得主分离涡的涡心低压区更靠近翼型表面,从而提升翼型上方前区的升力特性。 $\beta=50^\circ$, $Re=6\times 10^4$, $\alpha=21^\circ$ 时,涡襟翼安装点附近的流动情况如图 12 所示。

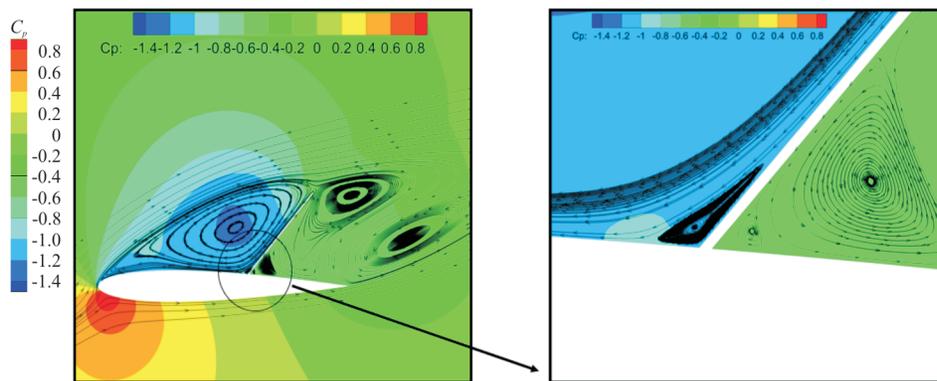


图 12 涡襟翼安装点附近流动情况($\beta=50^\circ$, $Re=6\times 10^4$, $\alpha=21^\circ$)
Fig. 12 Flow near the installation point of the vortex flap ($\beta=50^\circ$, $Re=6\times 10^4$, $\alpha=21^\circ$)

4 结 论

(1) 涡襟翼在大迎角情况下改善翼型升力特性的物理本质是涡襟翼抬起后,可以将翼型大迎角的主分离涡控制在离翼型表面更近的位置,且涡心的涡量得到大幅度地提升,致使分离涡的涡心低压区影响到翼型上表面的压力分布,使得翼型前区压强比无涡襟翼的压强更低,从而提高翼型的升力系数。

(2) 由于涡襟翼将翼型上游的低压区与下游的低压区分开,涡襟翼不仅改善了翼型大迎角的上游低压区,还能够阻滞翼型下方的高压绕过涡襟翼后缘向上游传递。与无涡襟翼情况相比,还能够一定程度上提高翼型下表面的压强值,改善翼型大迎角升力特性。

(3) 涡襟翼能够改善翼型大迎角升力特性的物理机制在低雷诺数情况下尤其明显,这是因为在低雷诺数情况下,无涡襟翼的翼型升力特性由

于“低雷诺数效应”本身不如高雷诺数情况。当涡襟翼改善升力特性后,低雷诺数的升力特性改善更加明显,甚至能够将翼型的升力系数维持在一个很高的水准,这也是鸟类利用羽毛抬起提升着落性能的基本物理机制;在高雷诺数情况下,与失速前的升力特性相比,涡襟翼无法维持升力特性达到失速前的水准,这也是民用飞机主要将涡襟翼用于阻力板的原因。

(4) 涡襟翼虽然能够在低雷诺数情况下极大地改善翼型的升力特性,但是阻力特性不会改善,升阻比也不如失速前,因此,涡襟翼只是在低雷诺数下改善升力特性有效,这一特性只能用于着落情况,其他飞行状况下涡襟翼并没有优势。

参考文献

- [1] ARIVOLI D, SINGH I, SURIYANARAYANAN P. Rudimentary emulation of covert feathers on low-AR wings for poststall lift enhancement[J]. AIAA Journal, 2020, 58(2): 501-516.
- [2] DUAN Chengfang, WAITE J, WISSA A. Design optimization of a covert feather-inspired deployable structure for increased lift[C]// 2018 Applied Aerodynamics Conference. [S.l.: s.n.], 2018: 3174.
- [3] MEYER R, BECHERT D W, HAGE W, et al. Aeroflexible oberflächenklappen als rückstrombremsen - nach dem vorbild der deckfedern des vogelflügels: Technical Report TR-96-05[R]. Berlin: DLR, 1997.
- [4] SCHLÜTER J U. Lift enhancement at low Reynolds numbers using self-activated movable flaps[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 348-351.
- [5] WANG C H, SCHLÜTER J U. Stall control with feathers: self-activated flaps on finite wings at low Reynolds numbers[J]. Comptes Rendus-Mécanique, 2012, 340(1): 57-66.
- [6] ABDULMALEK A M, WAQAR A, ERWIN S, et al. A review on aerodynamics of non-flapping bird wings[J]. Journal of Aerospace Technology and Management, 2016, 3(8): 7-17.
- [7] JOHNSTON J, GOPALARATHNAM A. Investigation of a bio-inspired lift-enhancing effector on a 2D airfoil[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2012, 7(3): 036003.
- [8] ARIVOLI D, SINGH I. Self-adaptive flaps on low aspect ratio wings at low Reynolds numbers[J]. Aerospace Science & Technology, 2016, 59: 78-93.
- [9] ROSTI M E, KAMPS L, BRUECKER C, et al. The PEL skin project-part V: towards the control of the flow around aerofoils at high angle of attack using a self-activated deployable flap[J]. Meccanica, 2017, 52(8): 1811-1824.
- [10] 陈言秋, 吕志咏, 李椿萱. 涡襟翼振动对三角翼涡的影响[J]. 航空学报, 1990, 11(9): 505-509.
- CHEN Yanqiu, LYU Zhiyong, LI Chunxuan. The influences of forced oscillations toward vortex-breakdown[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(9): 505-509. (in Chinese)
- [11] 白亚磊, 明晓, 丁涛. 带涡襟翼翼型流场的数值模拟[J]. 计算力学学报, 2010, 27(4): 42-46.
- BAI Yalei, MING Xiao, DING Tao. Numerical simulation of the flowfield of an airfoil with eddy-flap[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2010, 27(4): 42-46. (in Chinese)
- [12] 郝文星, 李春, 丁勤卫, 等. 自适应襟翼流动分离控制数值研究[J]. 中国电机工程学报, 2019, 39(2): 536-543.
- HAO Wenxing, LI Chun, DING Qinwei, et al. Numerical study on flow separation control of adaptive flap[J]. Proceedings of the CSEE, 2019, 39(2): 536-543. (in Chinese)
- [13] LI Heng, YE Zhengyin. Effects of rotational motion on dynamic aeroelasticity of flexible spinning missile with large slenderness ratio[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 94: 153-159.
- [14] HUA R H, ZHAO C X, YE Z Y, et al. Effect of elastic deformation on the trajectory of aerial separation[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 45: 128-139.
- [15] McCROSKEY W J. A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil: NACA AD-A193 182[R]. USA: NACA, 1987.
- [16] 王刚, 叶正寅. 运用非定常DES方法数值模拟三角翼大迎角流动[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(4): 413-418.
- WANG Gang, YE Zhengyin. Study of the unsteady flow around a delta wing at high incidence using detached eddy simulation[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(4): 413-418. (in Chinese)
- [17] 孙茂. 动物飞行的空气动力学[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(1): 122-129.
- SUN Mao. Aerodynamics of animal flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(1): 122-129. (in Chinese)

作者简介:

林立辉(1995-),男,硕士研究生。主要研究方向:流动控制。

叶坤(1987-),男,博士,助理研究员。主要研究方向:流动控制和气动弹性力学。

叶正寅(1963-),男,博士,教授、博导。主要研究方向:空气动力学,气动弹性力学。

(编辑:马文静)