

相对弯度对低雷诺数流动中翼型 动态气动力特性的影响

冉景洪*, 刘子强, 白鹏

(中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要:以固定翼微型飞行器为研究背景,研究了相对弯度对低雷诺数流动中翼型动态气动力特性的影响规律。采用 Roe 迎风差分格式和双时间步迭代方法,数值求解解压缩性修正不可压 Navier-Stokes 方程组,给出了数值算法与实验数据的对比验证。以翼型弦长为特征长度,在 $Re=500\sim 50000$ 情况下,选取不同最大相对弯度和不同最大相对弯度位置的翼型,计算了其等速上仰时的动态气动力,结果表明后者对气动力的影响比较显著,把最大弯度位置布置在翼型弦向 40% 的地方要比布置在 30% 和 50% 两处所获得的动态升阻比大。

关键词:微型飞行器;低雷诺数;不可压流;翼型弯度;动态气动力特性

中图分类号: V211.3; V211.13; O354

文献标识码: A

1 引言

微型飞行器设想是基于鸟类飞行而产生的灵感,通过观察发现大自然中鸟类的翅膀有两个典型特点:厚度薄,有弯度^[1],飞行时其形状并非一成不变,而是随飞行环境的变化不断调整以适应远前方来流的。绝大多数情况下,鸟类飞行时都靠调整翅膀弧形布局,即改变翅膀弯度及弯度分布规律,以适应远前方来流的脉动获得最佳气动力。

近年来,学者们在研制微型飞行器时也考虑到了弯度对气动特性的影响。Tianshu Liu 等^[2]采用三维激光扫描仪测量了海鸥等鸟类翅膀的几何形状,并在分析过它们在定常无粘流中的气动特性后指出:海鸥和秋沙鸭的翅膀形状类似于低雷诺数高升力翼型,有一定弯度值,且展向上还表现出非常规系统的分布规律。杨爱明等^[1]用数值计算方式研究了微型飞行器小展弦比机翼的低雷诺数气动力特性后指出,雷诺数为 140000 时机翼的静态升力系数随弯度增加而增加,但阻力系数也随着增加,最好的情况是当机翼弯度为 2% 时拥有最大升阻比。

上仰运动是机动飞行中的基本动作之一,因此

设计微型飞行器机翼时,也应把弯度对翼型在等速上仰运动中气动特性的影响当重要因素考虑。本文采用数值方法研究了翼型最大相对弯度值及最大相对弯度所在位置对低雷诺数情况下翼型作等速上仰运动时升阻特性参数的影响。文中取翼型弦长为特征长度,给出了 500, 5000 和 50000 三个雷诺数和等速上仰速率分别为 0.2, 0.6 和 1.0 三个值相互组合所得九种条件下的计算结果。

2 数值方法

曲线坐标系下守恒型无量纲 2D 非定常不可压方程组为

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{E} - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \eta} = 0 \quad (1)$$

采用拟压缩法^[3]求解方程组(1)可得

$$\frac{\partial \hat{D}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{E} - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \eta} = 0 \quad (2)$$

式中 $\hat{Q} = (0, \hat{u}, \hat{v})^T$, $\hat{D} = (\hat{p}, \hat{u}, \hat{v})^T$, t 是物理时间, τ 是虚拟时间,其他各项详细表达式见文献[4],物理时间项用三点二阶向后差分格式,伪时间项用隐式 Euler 格式(两点一阶后差)离散后得

$$\left[I_{\tau} + \left(\frac{\partial \hat{R}}{\partial \hat{D}} \right)^{n+1,m} \right] (\hat{D}^{n+1,m+1} - \hat{D}^{n+1,m}) = -\hat{R}^{n+1,m} - \frac{I_m}{\Delta t} (1.5\hat{D}^{n+1,m} - 2\hat{D}^n + 0.5\hat{D}^{n-1}) \quad (3)$$

收稿日期:2008-03-28;修改稿收到日期:2008-12-07.

基金项目:国家自然科学基金(10432040, 90605005)

资助项目.

作者简介:冉景洪*(1980-),男,硕士,工程师

(E-mail:ranjhzh@163.com).

式(3)对流项用 Rogers 发展的三阶精度 Roe 迎风格式^[4]离散,粘性项用中心差分格式。求解方程组(3)时,由 LGS 法^[5]将五对角矩阵方程组化成三对角矩阵方程组,再用近似 LU 分解方法^[6]即可,包括边界条件在内的其他细节参考了文献^[7]的方法。

最后求解椭圆型 Poisson 方程^[8]生成初始网格,由坐标旋转变换得等速上仰运动的动网格。因该动网格与翼型是作刚性旋转,故未考虑几何守恒律。

2 计算条件及算例验证

设翼型绕距前缘 0.25 倍弦长处的转轴做等速上仰运动,为避免从静止突然上仰造成加速度无穷大,引入加速转动时间 T_0 ,记 α_0^+ 为无量纲最终等速上仰速率。定义角速度变化过程为

$$\begin{cases} \alpha^+ = 0.5\alpha_0^+ \left(1 - \cos \frac{\pi t}{T_0}\right) & 0 < t < T_0 \\ \alpha^+ = \alpha_0^+ & t > T_0 \end{cases} \quad (4)$$

通过如上分段函数定义角速度变化过程后,可保证在 $t = 0$ 和 $t = T_0$ 时刻上仰加速度为零。

2.1 加速上仰时间 T_0 对计算结果的影响

选取 $T_0 = 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0$ 和 1.2 七个值为研究对象,用 281×60 的 C 型网格(尾缘割缝布置 60 个点)数值模拟 NACA0015 翼型在 $Re = 48000$ 时,以无量纲速率 $\alpha_0^+ = 0.6$ 等速上仰的情况,其时间步长取 $dt = 0.005$,所得升力系数随攻角变化曲线见图 1。

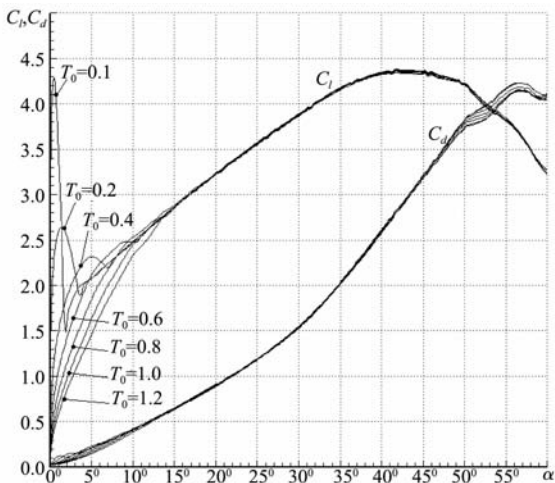


图 1 加速上仰时间对计算结果的影响情况
Fig. 1 Comparison of different T_0

由此可知,当 $T_0 \geq 0.8$ 时因加速上仰时间过短引起的峰值已消失, T_0 越大所致的升力系数增量就越小,其冲击影响也越小,故后续研究均取 $T_0 = 1.0$ 。

2.2 网格密度对计算结果的影响

选取 C 型网格密度 ① 161×60 (割缝布 40 个点),② 281×60 (割缝布 60 个点)和③ 401×80 (割缝布 100 个点),物面第一层网格间距取 0.0005,且翼型前后缘均局部加密情况下,研究计算所得升力系数随攻角变化曲线与试验结果的对比情况。数值模拟过程中 NACA0015 翼型以无量纲速率 $\alpha_0^+ = 0.6$ 等速上仰时, $Re = 48000$,物理时间步长 $dt = 0.005$ 。

由图 2 可知,网格 ① 计算所得升力系数相对偏大,网格 ② 和 ③ 结果接近,与试验结果吻合更好。白鹏^[7]在研究网格密度及时间步长对结果的影响后指出:用较密的 O 型网格 205×71 数值模拟该问题,加速上仰时间取 1.0,时间步长取 0.005 会有利于获得与实验结果吻合更好的升/阻力系数,也能更好地揭示流场的涡运动情况。考虑到计算量及网格②和③结果接近等因素,后续研究用网格② 281×60 (割缝布 60 点),物面首层网格间距取 0.0005,翼型周向网格前后缘局部加密, $dt = 0.005$ 和 $T_0 = 1.0$ 。注意,当 $Re \leq 1000$ 时,随 Re 数不断降低,收敛速度越来越慢甚至不收敛,此时需将第一层径向网格间距适当放大(文中取 0.001);且减小时间步长取 0.0025。

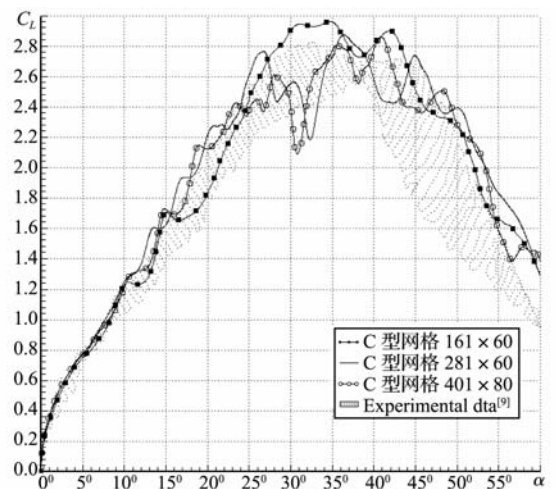


图 2 不同网格密度对计算结果的影响情况
Fig. 2 Comparison of different grid density

2.3 验证算例

验证采用 281×60 (尾缘割缝布置 60 个点) C 型网格, $\alpha_0^+ = 0.1$, $T_0 = 1.0$ 的数值计算结果与 Walker J^[9] 的实验数据, 及欧平^[10] 数值解的对比情况如图 3 所示。从图中可知, 上述数值方法模拟所得到的计算结果与已有实验值和数值解吻合得很好, 说明用该方法编写的程序可用于本类物理问题的研究。

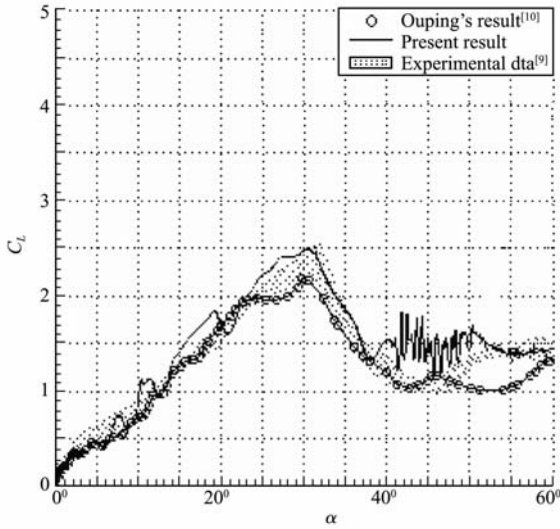


图 3 NACA0015 在 $Re = 48000, \alpha_0^+ = 0.1$ 时 C_l 随攻角变化图
Fig. 3 Curve of C_l Vs. AoA of NACA0015 at $Re = 48000, \alpha_0^+ = 0.1$

3 计算结果分析

本文数值模拟了不同最大相对弯度值及其所在位置不同情况下的动态升阻特性, 结果如下。

3.1 翼型最大相对弯度值对动态

气动力特性参数的影响

本文选了 NA 系列的五个翼型, 研究最大相对弯度值对动态升阻特性的影响, 它们的最大厚度均为 10%, 最大厚度的位置都在 35% 处, 曲线图中各编号的意义及其他信息见表 1。

表 1 研究相对弯度值的影响时
所选翼型的主要参数

Tab. 1 The main parameters of the airfoils for researching in the effects of the maximum relative camber

翼型名称	最大相对弯度值	最大相对弯度的位置
① NA63-010	0.00%	50.0%
② NA63-210	1.10%	50.0%
③ NA63A410	2.10%	50.0%
④ NA63A510	2.76%	50.0%
⑤ NA63A610	3.31%	50.0%

3.1.1 雷诺数为 500 时的情况

图 4 中所有曲线呈光滑的变化趋势; 升/阻力系数及升阻比随攻角变化关系的曲线族都有最大值攻角; 随等速上仰速度的增加, 升/阻力系数曲线的最大值攻角变大, 升阻比的最大值攻角则减小, 因最大相对弯度值不同而引起同族曲线之间的差异逐渐减弱, 在等速上仰速度为 1.0 时同族曲线几乎重合。 $\alpha_0^+ = 0.2$ 和 $\alpha_0^+ = 0.6$ 的两幅小插图中, 能分辨出同族曲线间的差异表明, 升/阻力系数曲线的位置按 ①~⑤ 的顺序逐渐升高, 说明升/阻力系数都随最大相对弯度值的增大而增大, 升阻比在小攻角时也有相同的变化特征。总的说来, 雷诺数 500 时在选定的五个翼型中最大弯度值越大所获得的动态升阻比也就相对较大。

3.1.2 雷诺数为 5000 时的情况

由图 5 可知, 当等速上仰速度较低 (为 0.2) 时, 大攻角情况下升/阻力系数呈现出多个峰值, 无法揭示出优劣之别, 但升阻比曲线图却表明, 最大相对弯度值越大, 在极值攻角附近所获得的升阻比就相对较大一些。 $\alpha_0^+ = 0.6$ 和 $\alpha_0^+ = 1.0$ 时的插图

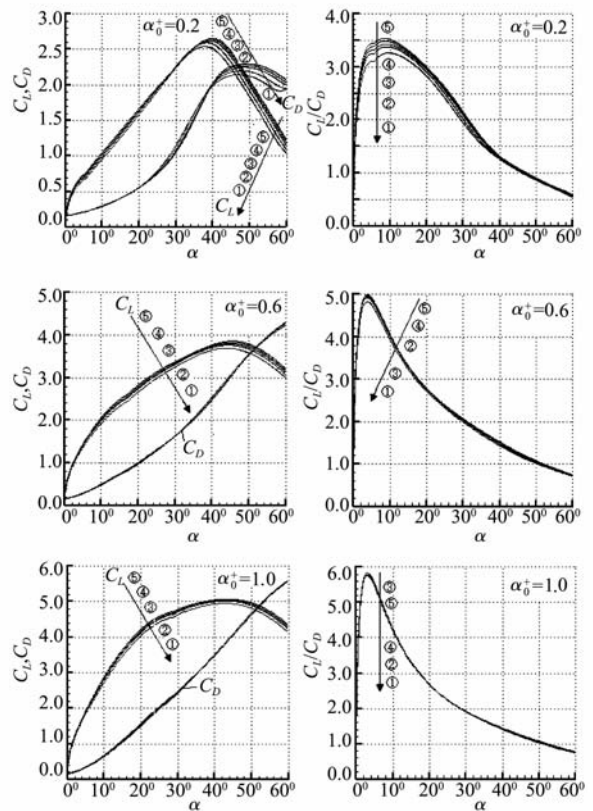


图 4 $Re=500$ 时不同弯度翼型以不同速率等速上仰的情况
Fig. 4 Results of different relative camber airfoils with different identical pitching rates at $Re=500$

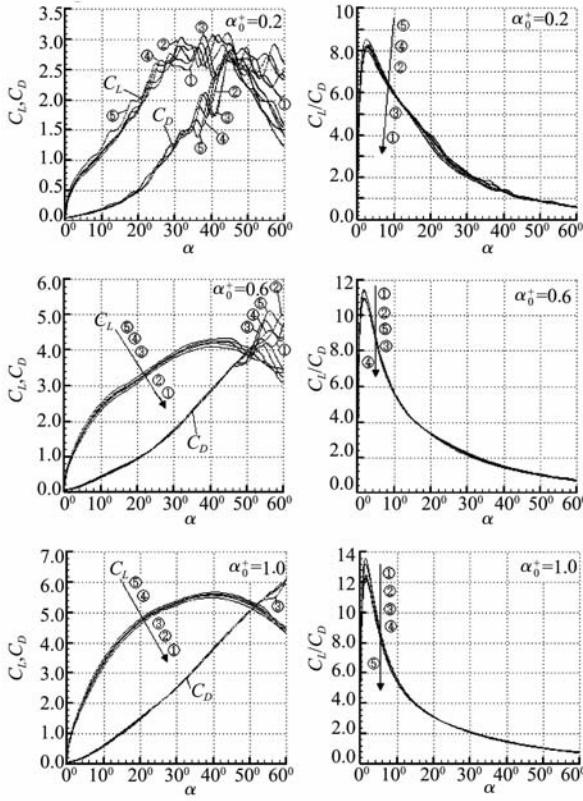


图 5 Re=5000 时不同弯度翼型以不同速率等速上仰的情况

Fig. 5 Results of different relative camber airfoils with different identical pitching rates at Re=5000

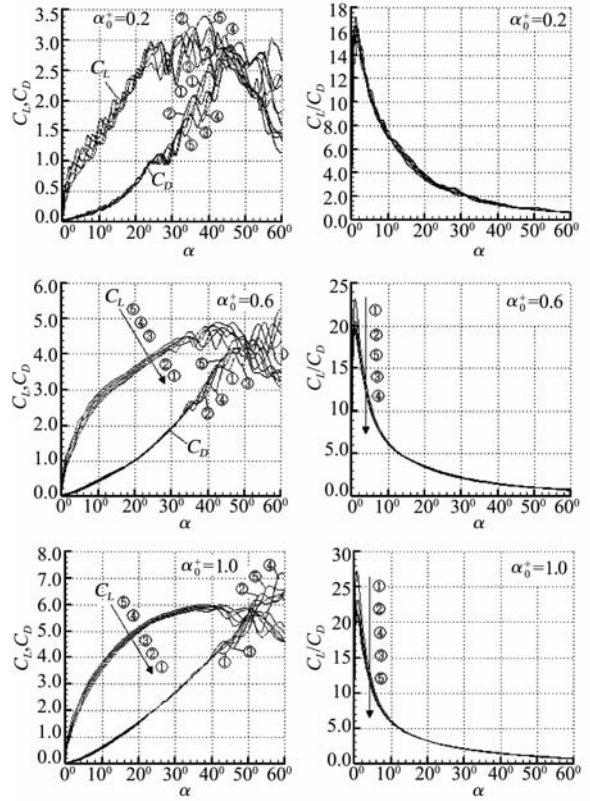


图 6 Re=50000 时不同弯度翼型以不同速率等速上仰的情况

Fig. 6 Results of different relative camber airfoils with different identical pitching rates at Re=50000

表明升/阻力系数都随最大相对弯度值的增大而增大,但相对弯度值最大时所获得的升阻比却不是最大的,相比之下,没有弯度时的升阻比为最大。

另外,等速上仰速度增大后,升/阻力系数的不规则波动现象有所减弱,在极值攻角前都随攻角的增大而增大,在极值攻角后都随攻角的增大而减小。总之,在雷诺数为 5000 的情况下,小于极值攻角时升/阻力系数曲线随攻角的增加而增加,大于极值攻角时则随攻角的增加而减小;等速上仰速度较小时弯度越大所获得的升阻比就越大,随着等速上仰速度值的增加,小弯度差异带来的影响逐渐减弱。

3.1.3 雷诺数为 50000 时的情况

由图 6 可知,等速上仰速度为 0.2 时,升/阻力系数曲线族的不规则波动特别明显,同族曲线之间已经无法显示因翼型最大相对弯度值不同而带来的差异。随着等速上仰速度的增加,小攻角(小于 40°)范围内的升/阻系数曲线变得更加光滑,且升阻比曲线族在最大值攻角附近的差异也明显增大,无弯度翼型在小攻角范围内,所获得的升阻比峰值

最大。当 $\alpha_0^+ = 0.6$ 和 $\alpha_0^+ = 1.0$ 时,其总体变化趋势类似于雷诺数为 5000 时的情况。

综上所述,在本文所研究的范围内,升/阻力系数随着最大弯度值的增加而增加,而升阻比除在极值攻角附近无弯度翼型的情况稍大一些外,其他四个弯度值所引起的差异不大。

3.2 翼型最大相对弯度位置对动态气动特性参数的影响

选取了 GOE 系列的三个翼型来研究最大相对弯度位置带来的影响,它们的最大厚度在 10% 左右,最大厚度的位置在 30% 处,曲线图中各编号的意义及其他信息见表 2。

表 2 研究相对弯度位置影响时所选翼型的主要参数

Tab. 2 The main parameters of the airfoils for researching in the effects of position of the maximum relative camber

翼型名称	① GOE574	② GOE477	③ GOE496
最大相对弯度值	4.92%	4.88%	5.0%
最大相对弯度位置	30.0%	40.0%	50.0%

3.2.1 雷诺数为 500 时的情况

由图 7 的三幅小插图可知,在雷诺数为 500 时升/阻力系数和升阻比随攻角变化曲线图都呈光滑的变化趋势,都有最大值攻角,且最大值攻角随等速上仰速度的增加而增加;升阻比随攻角变化曲线中也有最大值攻角,但它却随等速上仰速度的增加而减小。当等速上仰速度较大 ($\alpha_0^+ = 0.6$ 和 $\alpha_0^+ = 1.0$) 时,尽管最大相对弯度的位置对等速上仰情况下的升力系数还有一定影响,但对阻力系数的作用却已经明显减小,阻力系数曲线族几乎重合。

三幅图中都有相同现象:升/阻力系数曲线②所在位置比同族曲线中其他两条曲线①和③的位置高,说明它所代表的翼型在拥有较大升力的同时,阻力也较大;但升阻比曲线②也有同样的规律表明曲线②所代表的翼型相对拥有较大的升阻比,即在雷诺数为 500 时,最大弯度位置设在弦长 40.0% 处所得的升阻比要比设在 30.0% 处和 50.0% 处都大。

3.2.2 雷诺数为 5000 时的情况

图 8 所示升/阻力系数随攻角变化曲线呈现出规则的波动趋势,尽管升力系数曲线②比同族其

他两条曲线略占优势,但效果并不明显;阻力系数随攻角变化的曲线图在大攻角时也呈不规则的波动趋势,曲线②略高一些,说明曲线②代表的翼型在获得较大升力的同时,也产生了较大的阻力。随着等速上仰速度的增加,升/阻力系数的不规则波动趋势逐渐减弱直到最后消失。 $\alpha_0^+ = 0.6$ 和 $\alpha_0^+ = 1.0$ 时曲线图中也具备上述变化特征,曲线②所代表的翼型在获得较大升力的同时,产生了较大的阻力;比较升阻比曲线族可发现曲线②处于最高位置,表明②所代表的翼型相对具有较大的动态升阻比,即在雷诺数为 5000 时,最大弯度位置设在弦长的 40.0% 处所得到的动态升阻比要比设在 30.0% 处和 50.0% 处都大,这与雷诺数 500 时的情况相同。

3.2.3 雷诺数为 50000 时的情况

同雷诺数 500 和 5000 时的情况相比,图 9 中的升/阻力系数曲线图显得更加不规则,等速上仰速度较不时,同族曲线之间无法显示好坏之别;升阻比随攻角变化的曲线族也出现多次交差的现象。等速上仰速度增加到 $\alpha_0^+ = 0.6$ 和 $\alpha_0^+ = 1.0$ 后,曲

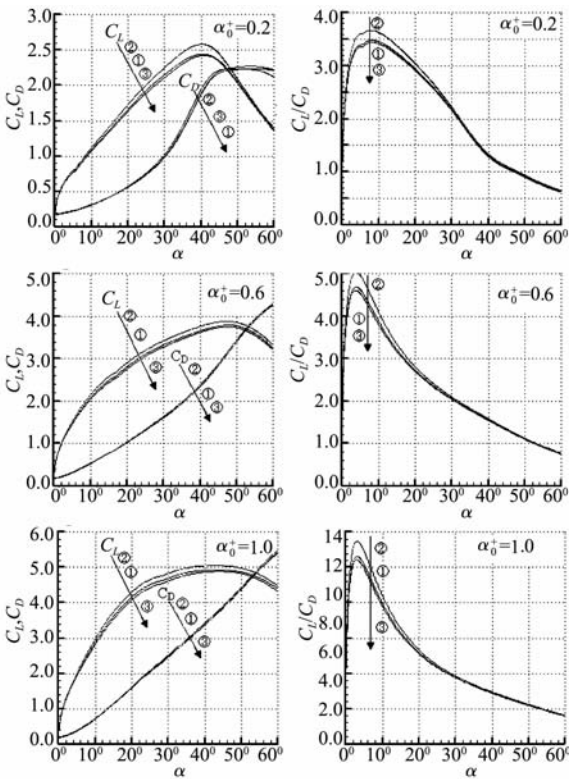


图 7 Re=500 时不同最大弯度位置的翼型以不同速率等速上仰时的情况

Fig. 7 Results of different positions of maximum camber airfoils with different identical pitching rates at Re=500

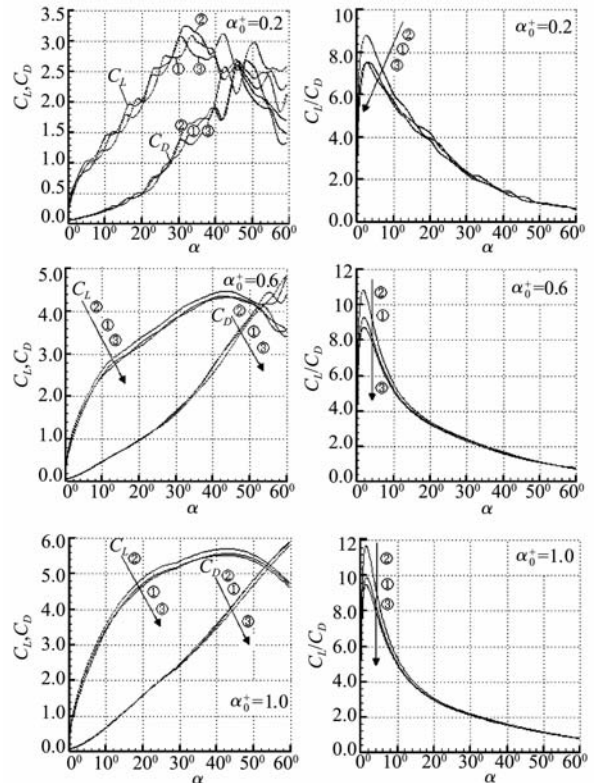


图 8 Re=5000 时不同最大弯度位置的翼型以不同速率等速上仰时的情况

Fig. 8 Results of different positions of maximum camber airfoils with different identical pitching rates at Re=5000

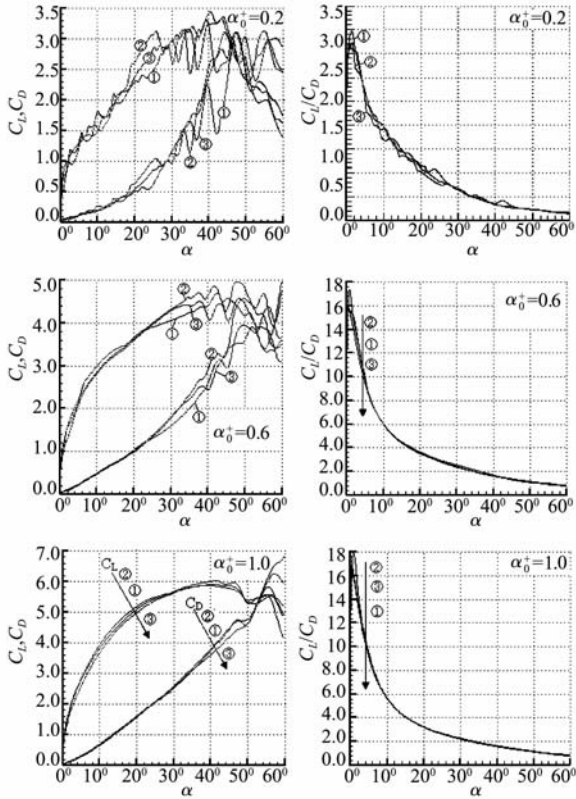


图 9 $Re=50000$ 时不同最大弯度位置的翼型以不同速率等速上仰时的情况

Fig. 9 Results of different positions of maximum camber airfoils with different identical pitching rates at $Re=50000$

线图表明随等速上仰速度增加,升/阻力系数曲线图的波动逐趋减弱,变得比较光滑。大攻角时升阻比曲线图在基本重合,但在小攻角时曲线②还是略占优势,说明相对之下曲线②所代表翼型的地动态升阻比要大一些。

4 结 论

本文对翼型微弯时最大弯度值及最大弯度所在位置的对低雷诺数情况下动态升阻特性所带来的影响规律作了分析,结果如下:

(1) 微弯情况下,从图中可知阻力系数随最大相对弯度值的增加而增加得很小,升力系数随最大相对弯度值的增加而增加得也不多,可认为弯度大小的影响很小,总的趋势是:升/阻力系数随最大相对弯度值的增加而增加,在雷诺数为 500 时,最大弯度值越大动态升阻比就越好;随雷诺数增加,小攻角情况下最大相对弯度值对动态升阻比变化有一定影响,而在大攻角情况下该影响则不是很明显,相对之下,在本文研究范围内 2%~3% 左右的最大相对弯度值是容易获得较大的动态升阻比。

(2) 在本文研究范围内,雷诺数为 500~50000 时,把最大弯度位置布置在弦向 40% 的地方要比布置在 30% 和 50% 这两个地方所获动态升阻比都大。

(3) 增加等速上仰速率,有助于减小升/阻力系数波动时,获得更大的升力系数,推迟最大升力系数出现的攻角,从而增加高升力系数保持的范围,得到更好的机动大攻角特性。

当然,实际应用中最大弯度值、在弦向的位置、展向各个平面内的布局形式和展向弯度的耦合等多方面因素结合在一起,才能决定机翼气动特性,本文考虑了单一因素的影响,具备一定参考价值,更详细的信息及作用机理有待进一步研究。

参考文献 (References):

- [1] 杨爱明,翁培奋. 微型飞行器小展弦比机翼的低雷诺数气动特性分析[J]. 空气动力学报,2005,23(1): 57-67. (YANG Ai-ming, WENG Pei-fen. Numerical analysis of low Reynolds number flows around thin wings for micro aerial vehicle[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2005,23(1):57-67.
- [2] LIU T, KUYKENDOLL K, RHEW R, et al. Avian Wings[R]. AIAA 2004-2186.
- [3] CHORIN A J. A numerical method for solving incompressible viscous flow problems[J]. Journal of Computational Physics, 1967,2:12-16.
- [4] ROGERS S E, KWAK D. Upwind differencing scheme for the time-accurate incompressible Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1990,28(2):253-262.
- [5] ROGERS S E, KWAK D, KIRIS C. Numerical solution of incompressible Navier-Stokes equations for steady-state and time-dependent problems[J]. AIAA Journal, 1991,29:603-610.
- [6] YOON S, JAMESON A. Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the euler and Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1988,26(9): 1025-1026.
- [7] 白 鹏,等. 等速上仰翼型动态失速现象研究[J]. 力学学报, 2004,36(5):569-576. (BAI Peng, et al. Investigation of the dynamic stall about the pitching airfoil[J]. ACTA Mechanica Sinica, 2004,36(5): 569-576. (in Chinese))
- [8] HILGENSTOCK A. A fast method for the elliptic

generation of three dimensional grids with full boundary control[A]. Numerical Grid Generation in CFM'88 [C]. Proceedings of the Second International Conference, Miami Beach, FL, Pineridge Press Ld, 1988;137-146.

[9] WALKER J, et al. Unsteady surface pressure measurements on a pitching airfoil [R]. AIAA 85-0532,

1985.

[10] 欧 平,等.任意马赫数非定常流动数值模拟的统一算法[J]. 计算物理, 2007,2:44-48. (OU Ping, et al. A uniform method for unsteady flow simulations at arbitrary Mach number[J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2007,2:44-48. (in Chinese))

The effect of relative camber to the dynamic aerodynamic characteristics about pitching airfoils

RAN Jing-hong*, LIU Zi-qiang, BAI Peng

(China Academy of Aerospace and Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Numerical computations for Micro Aerial Vehicle (MAV) applications were conducted to analyze the effects of airfoil relative camber and its position to dynamic aerodynamic characteristics of airfoil with identical pitching rate at low Reynolds number. The dual —step Roe schema developed by Rogers was used to solve the incompressible Navier-Stokes equations revised by artificial compressibility method. Verification was done between the numerical results and Walker's experimental results. Taking the length of the chord as characteristic length, at the low Reynolds number ($Re=500, 5000$ and 50000), the dynamic aerodynamic characteristics were researched about different values of maximum relative camber and position. The research results indicated that the effect of the latter is more obvious than the former in the paper, and the dynamic lift-drag ratio was greater at 40% along chord than those of at 30% or at 50%.

Key words: Micro Aerial Vehicle; low Reynolds number; incompressible flow; the relative camber; dynamic aerodynamic characteristic