

智能物面对非定常分离流的最优自适应控制¹⁾王 亮^{*,†} 吴锤结^{*,**,†,2)}^{*}(河海大学水电学院, 南京 210098)^{**}(中国科学院力学研究所非线性力学国家重点实验室, 北京 100080)[†](解放军理工大学理学院流体力学研究中心, 南京 211101)

摘要 以低雷诺数二维大攻角翼型绕流为研究对象, 将非定常动边界计算流体力学方法与最优控制方法有机结合, 研究二维不可压非定常流智能物面最优自适应流动控制的理论与算法, 并将其用于固定攻角和俯仰振荡翼型绕流. 结果表明: 在给定合适的最优控制目标函数下, 智能物面可最优地实时改变形状, 得到能显著提高翼型性能的最优翼型. 最优翼型在非设计工况下的气动性能也比对照翼型有所提高.

关键词 最优控制, 智能物面, 动边界, 大攻角, 翼型, 绕流, 非定常分离

中图分类号: O355 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2005)06-0764-05

引 言

流动控制包括利用主动和被动装置影响壁面流动或自由剪切流动, 使其向着有益的方向改变. 目前, 许多研究者都在研制智能化更高、更加复杂的交互式控制装置, 试图对普遍存在的转捩和湍流剪切层中的拟序结构进行控制^[1,2]. 文献[3~6]较全面地介绍了交互式控制方法以及 MEMS 技术在流动控制中的应用. Wu 等^[7]应用动波浪壁技术获得很好的翼型绕流开环控制效果. Mohammadi 与 Pironneau^[8]从流动最优控制角度对非定常可压缩流动中超音速翼型绕流控制进行了研究. 他们在刚性翼型上下表面的特定部分处通过抽吸、射流等穿透边界条件比拟翼型外形改变, 但该方法仅适用于小变形情形. 结果表明: 采用抽吸边界条件的最优变形翼型不但抑制了流动分离, 而且提高了升力.

本文将动边界计算流体力学方法与最优控制方法结合, 研究二维不可压非定常智能物面最优自适应流动控制理论与算法, 并将其用于固定攻角和俯仰振荡翼型绕流, 使翼型在各种条件下均取最优形状.

1 优化算法及翼型参数化

本文采用基于求解常微分方程的优化算法, 详

见文献[9].

本文采用 Chang 等人^[10]的翼型参数化方法. 该方法用一组形状函数来近似表示翼型, 并可将其优化参数降到 10 个左右, 使得优化效率大大提高.

NACA0012 翼型是一个对称翼型, 其数学表达式为

$$y(x) = \frac{t_{\max}}{0.2} (0.2969\sqrt{x} - 0.126x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4) \quad (1)$$

其中, $x \in [0, 1]$; $t_{\max}$ 表示最大厚度与弦长的比值. 当 $t_{\max} > 0$ (或 < 0) 时, 分别定义了上 (下) 表面.

采用形状函数构造翼型时, 首先通过 Gram-Schmidt 正交化过程, 将所取的 4 个形状函数 $\{g_i(x)\}$:

$$g_1(x) = \sqrt{x} - x, \quad g_2(x) = x(1 - x)$$

$$g_3(x) = x^2(1 - x), \quad g_4(x) = x^3(1 - x)$$

变成一个标准正交函数系 $\{f_i(x)\}$, 其中 $x \in [0, 1]$. 然后, 就可将 NACA0012 翼型近似表示为

$$s(x) = \sum_{i=1}^4 c_i f_i(x) \quad (2)$$

其中, $c_i = (y(x), f_i(x))$, $y(x)$ 是由式 (1) 定义的 NACA0012 翼型的表面函数. 由这 4 个形状函数重构

2004-05-27 收到第 1 稿, 2005-03-04 收到修改稿.

1) 中国科学院力学研究所非线性力学国家重点实验室和自然科学基金 (10172095) 资助项目.

2) E-mail: cjwu@jlonline.com

出来的 NACA0012 翼型与式 (1) 定义的 NACA0012 翼型的最大误差为 0.18×10^{-4} .

2 求解不可压 Navier-Stokes 方程的数值方法

在非定常最优智能物面流动控制中,除了用到上述优化算法和翼型参数化方法外,还要采用有限体积法^[11]精确求解动边界二维不可压 Navier-Stokes 方程和连续性方程.时间离散和空间离散的精度均为二阶.动网格条件下的守恒性通过几何守恒定律实现,具体方法可参见文献[11].

3 不可压流场中的非定常最优智能物面自适应控制

3.1 物面边界条件

最优自适应控制过程中包含两个不同的过程,即以固定翼型计算流场的时间推进过程和时间不推进的翼型优化过程.在优化前后,物面形状变化导致物面速度的存在.但我们认为形状变化是在瞬时完成的,又因存在惯性,不会导致流场突变,所以由此产生的边界速度不予考虑.

对于运动物体(如做俯仰振荡的机翼),物面上的速度不等于零.在时间推进过程中物面速度为

$$u_b = \frac{x_1 - x_0}{\delta t}, \quad v_b = \frac{y_1 - y_0}{\delta t} \quad (3)$$

其中, (x_0, y_0) 为 t_0 时刻的物面点坐标, (x_1, y_1) 为 $t_0 + \delta t$ (δt 为时间步长) 时刻的相应物面点坐标.对于优化过程,物面速度的计算公式与式 (3) 相同,但 (x_0, y_0) 和 (x_1, y_1) 所代表的意义有所不同.在这里, (x_0, y_0) 所代表的是优化前的参数 ζ_0 所对应的翼型表面上点的坐标.而 (x_1, y_1) 所表示的是参数 $\zeta_0 + h$ (h 为搜索步长) 对应的翼型表面上相应点的坐标.

3.2 非定常最优自适应控制的具体步骤

首先,将初始翼型参数化,确定优化参数的初始值 ζ_0 .再利用初始参数重构出初始翼型,按此翼型产生初始网格,并在初始网格上将流场计算到稳定周期态,然后开始进行控制.具体控制过程的伪程序如下.

DO, WHILE ($t < t_{\text{end}}$)

 令 $t = t_0$, 同时保存下该时刻的流场 u_0 以及目标函数值 $J(\zeta_0)$;

$iter = 0$;

 DO, UNTIL($iter > iter_{\text{max}}$, 或目标函数值的变化量小于一给定小量)

 令 $\zeta' = \zeta_0 + h$, 并利用 ζ' 产生新网格;

 将 u_0 插值到新网格上, 得到新的初始场;

 利用新网格和新的初始场计算 $t_0 + \delta t$ 时刻的流场, 得到目标函数值 $J(\zeta')$;

 IF($J(\zeta') < J(\zeta_0)$, 且 x' 满足所有的约束条件) THEN

$\zeta_0 = \zeta'$;

$J(\zeta_0) = J(\zeta')$;

 ENDIF

$iter = iter + 1$;

 ENDDO

 以优化后的参数计算流场, 直到下一次优化的时刻 $t = t_0 + \Delta t$;

ENDDO

其中, h 为搜索步长, δt 为时间步长, Δt 为一小段时间, 且 $\Delta t \gg \delta t$. 此外, 上述过程中的内循环相当于一个非定常状态下的翼型最优设计问题.

3.3 对固定攻角翼型绕流的最优智能物面自适应控制

3.3.1 目标函数和优化参数

所求解的最优控制问题为

$$\left. \begin{aligned} \min J(\zeta) &= |C_l - 0.6| + \frac{C_d}{C_d^0} \\ th_{\max} &< 12\%L, \quad th_{\min} > 0 \\ c_{\max} &< 2\%L, \quad r > 0.4\%L, \quad \Delta y_{\max} < 0.5\%L \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中, $th_{\max}$ 为机翼最大厚度, $th_{\min}$ 为机翼最小厚度, $c_{\max}$ 为机翼最大弯度, r 为前缘半径, $\Delta y_{\max}$ 为两次优化之间机翼表面的最大变化幅度, L 为机翼的弦长. ζ 表示优化参数, 它就是式 (2) 中的 c_i ; 在 $Re_c = 1000$, $\alpha = 12^\circ$ 时, NACA0012 翼型的平均升力系数约为 0.48. 为了在减小阻力的同时使升力也有所提高, 在式 (4) 中选取 0.6 这个比较适中的值. 所采用的约束全部是几何约束, 其优点是所有约束条件都不直接涉及流场计算.

在流场计算中采用 C 型网格, 网格数为 240×40 . 为了排除湍流模式等带来的不确定因素, 在本文中仅研究低 Reynolds 数流动, 取弦长 Reynolds 数 $Re_c = 1000$, 攻角 $\alpha = 12^\circ$. 为了使参数空间中包含尽可能多的翼型形状, 翼型上下表面分别采用 5 个形状函数, $g_1(x) = \sqrt{x} - x$, $g_2(x) = x(1-x)$, $g_3(x) = x^2(1-x)$, $g_4(x) = x^3(1-x)$, $g_5(x) = x^4(1-x)$, 所以参数空间 ζ 的维数为 10.

3.3.2 结果分析

图 1 所示的是初始翼型和非定常最优自适应控制过程中各个时刻的优化翼型. 可见, 翼型基本上是连续单向变化的. 刚开始控制时, 翼型变化的幅度较大, 但经过数次控制以后, 翼型几乎收敛到一个最优形状上. 取 $t = 15$ 时的优化翼型 (如图 2), 在 $Re_c = 1000$, $\alpha = 12^\circ$ 的情况下进行模拟, 并与相同条件下 NACA0012 翼型的模拟结果进行比较. 结果表明, 各气动参数的平均值基本上与自适应控制过程中最后稳定阶段的平均值相当.

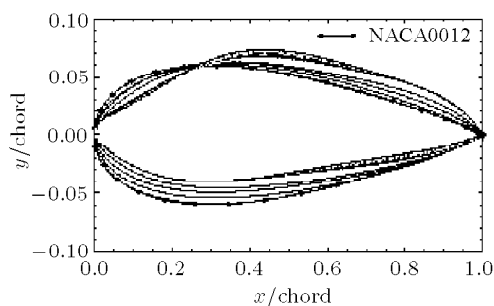


图 1 初始翼型和非定常最优自适应控制过程中各个时刻的优化翼型

Fig.1 The initial and the optimized airfoils in the process of unsteady adaptive optimal control

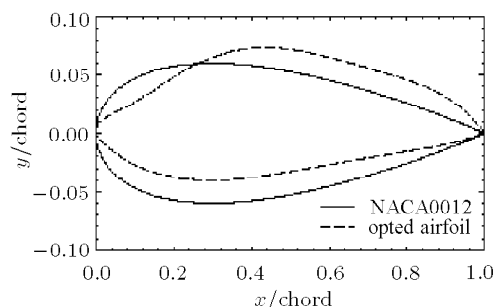
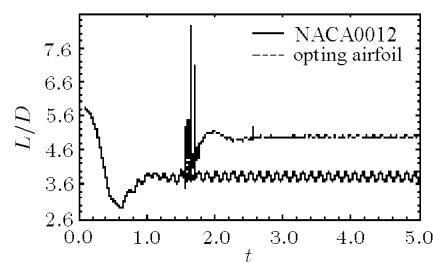


图 2 NACA0012 翼型和 $t = 15$ 时的优化翼型

Fig.2 NACA0012 and the optimized airfoils at $t = 15$

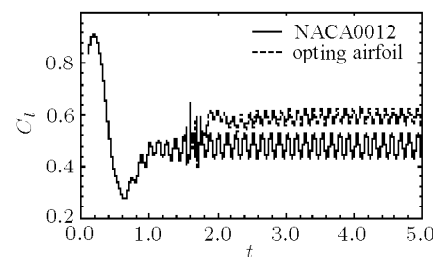
图 3(a) 是 NACA0012 翼型 and 自适应控制过程中优化翼型的升阻比随时间演化的曲线图. 图中所示的时间是无量纲时间的 1/10. 整个计算时间为 15, 控制开始的时刻为 $t = 1.5$, 控制时间间隔为 $\Delta t = 0.05$. 从图中可见, 升阻比在 $t = 2.0$ 之前变化剧烈. 这些较大的振荡对应于图 1 中翼型的较大变化. 当 $t > 2.0$, 由于约束的限制, 翼型变化的余地越来越小, 使得翼型逐渐固定下来, 升阻比也稳定下来, 其振荡幅度远小于 NACA0012 翼型的. 升阻比的平均值从原来的 3.827 上升至稳定后的 5.001, 提高了 30.8%.

从图 3(b) 中可以看到, 在翼型逐渐固定下来以



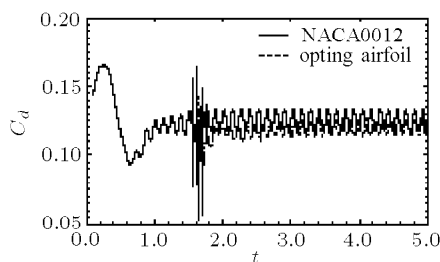
(a) L/D 随 t 的变化

(a) $L/D-t$



(b) C_l 随 t 的变化

(b) C_l-t



(c) C_d 随 t 的变化

(c) C_d-t

图 3 NACA0012 翼型和自适应控制过程中优化翼型的气动参数随时间 t 的变化. $Re_c = 1000$, $\alpha = 12^\circ$

Fig.3 The aerodynamic parameters of NACA0012 and the optimal airfoils under the adaptive optimal control

后, 升力系数的平均值为 0.602, 比初始翼型的平均值 0.481 提高了 25.3%. 这与目标函数的期望值大致相等. 从图 3(c) 中可见, 阻力的平均值下降了约 4.1%.

上述分析表明, 在 $Re_c = 1000$, $\alpha = 12^\circ$ 的情况下, 优化翼型的气动性能优于 NACA0012 翼型. 为了了解最优翼型在其它攻角下和其它 Reynolds 数下的气动性能, 计算了该优化翼型在 $Re_c = 1000$ 时不同攻角下的气动参数, 以及当 $\alpha = 12^\circ$ 时, 弦长 Reynolds 数分别为 2000, 3333 和 5000 的情形. 表 1 列出以上各种情况下初始翼型与最终优化翼型在时间区间 $[5, 15]$ 内的平均气动参数. 从中可见,

在各种情况下优化翼型的升阻比都高于相同条件下的初始翼型. 但当 $Re_c = 5000$ 时优化翼型的升力系数比 NACA0012 翼型的小; 而当 $Re_c = 2000$ 和 $Re_c = 3333$ 时, 虽然升力系数有所提高, 但阻力系数

也增大了. 可见在某一工况下得到的优化翼型在非设计工况下的气动性能可能不如初始翼型. 因此, 要在各工况下都得到理想的气动性能, 必须采用非定常最优自适应控制.

表 1 最终优化翼型的气动性能在各种工况下与初始翼型的比较

Table 1 The comparison of $\bar{C}_l$, $\bar{C}_d$ and $\bar{L}/\bar{D}$ of the optimized and initial airfoils at different working conditions

Re_c	$\alpha(^{\circ})$	NACA0012			The optimal airfoil($t = 15$)			Increasment (%)		
		$\bar{C}_l$	$\bar{C}_d$	$\bar{L}/\bar{D}$	$\bar{C}_l$	$\bar{C}_d$	$\bar{L}/\bar{D}$	$\Delta\bar{C}_l$	$\Delta\bar{C}_d$	$\Delta\bar{L}/\bar{D}$
1 000	10	0.397	0.093	4.287	0.505	0.084	6.035	27.363	-9.507	40.778
1 000	12	0.481	0.125	3.827	0.606	0.120	5.030	26.068	-3.973	31.428
1 000	14	0.587	0.172	3.405	0.700	0.170	4.103	19.191	-0.738	20.474
2 000	12	0.482	0.132	3.619	0.712	0.149	4.773	47.658	12.524	31.879
3 333	12	0.580	0.153	3.761	0.811	0.179	4.506	39.969	16.994	19.826
5 000	12	0.868	0.194	4.440	0.868	0.181	4.774	-0.053	-6.743	7.541

3.4 对俯仰振荡翼型绕流的最优智能物面自适应

控制

飞机在作机动飞行时, 机翼的攻角随时间不断变化. 因此有必要对运动物体自身作复杂运动而引起的非定常最优控制问题进行研究. 俯仰振荡翼型绕流是这类问题的最简单模型.

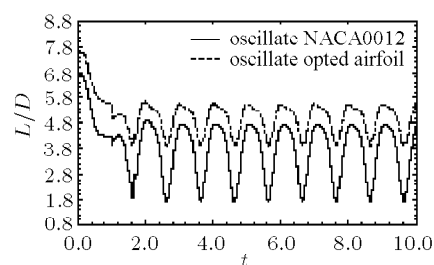
3.4.1 振荡规律与目标函数

仍采用 NACA0012 翼型作为初始翼型, 优化参数 ζ 共有 10 个. 计算采用 C 型网格, 网格数为 240×40 . 取弦长 Reynolds 数 $Re_c = 1000$. 翼型的振荡规律为 $\alpha = \alpha_0 + 3^{\circ} \sin(\omega t)$, 其中, $\alpha_0 = 9^{\circ}$; 振荡周期为 $T = 1.0$. 优化的目标函数为 $J(\zeta) = |C_l - C_l^0|/C_l^0 + 20C_d/C_d^0$. 约束条件与式 (4) 中的相同. 以下所示的时间是无量纲时间的 1/10. 整个最优自适应控制时间为 10.0, 控制开始时刻为 $t = 2.0$, 控制时间间隔为 $\Delta t = 0.05$.

3.4.2 结果分析

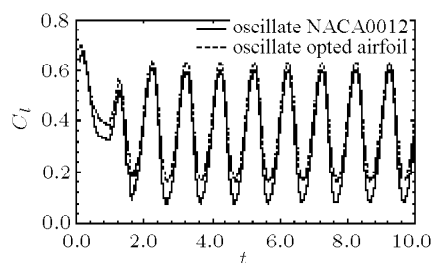
由于翼型作俯仰振荡, 因此在其运动过程中非定常最优智能物面翼型不会收敛到一个最终形状, 而是时刻随翼型运动和流场变化而取最优形状. 从图 4 中可见, 用非定常最优智能物面翼型做俯仰振荡时, 各项气动性能都比初始的 NACA0012 翼型有所改善.

另外, 虽然在优化过程中没有针对消除迟滞环采取措施, 但非定常最优智能物面翼型的升阻比和升力系数的迟滞环面积比 NACA0012 翼型的都有了明显缩小.



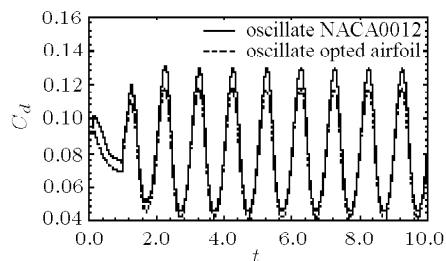
(a) L/D 随 t 的变化

(a) $L/D-t$



(b) C_l 随 t 的变化

(b) C_l-t



(c) C_d 随 t 的变化

(c) C_d-t

图 4 NACA0012 翼型和最终优化翼型 ($t = 10$) 做俯仰振荡时的气动参数随 t 的变化

Fig.4 The aerodynamic parameters of NACA0012 and the optimized airfoils ($t = 10$) under the pitching motion

4 结 论

(1) 通过智能物面最优地实时改变形状, 可以对非定常分离流进行有效控制, 使翼型的气动性能得到显著提高. 在给定合适的最优控制目标函数和约束条件下, 当来流不变, 翼型攻角也不变时, 翼型最终会收敛到一个最优翼型上去, 且该最优翼型在非设计工况下的气动性能也比对照翼型有所提高.

(2) 当翼型做俯仰振荡时, 智能翼型会不断变化并时刻保持最优形状, 从而真正实现对非定常分离流的最优智能控制.

参 考 文 献

- 1 Cantwell BJ. Organized motion in turbulent flow, *Ann Rev Fluid Mech*, 1981, 13: 457~515
- 2 Robinson SK. Coherent motions in the turbulent boundary layer. *Ann Rev Fluid Mech*, 1991, 23: 601~639
- 3 Gal-el-Hak M. Interactive control of turbulent boundary layers: a futuristic overview, *AIAA J*, 1994, 32: 1753~1765
- 4 Gal-el-Hak M. Modern developments of flow control. *Appl Mech Rev*, 1996, 49: 365~379
- 5 Gal-el-Hak M. Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management. USA: Cambridge University Press, 2000
- 6 Moin P, Bewley T. Feedback control of turbulence. *Appl Mech Rev*, 1994, 47: S3~S13
- 7 Wu CJ, Xie YQ, Wu JZ. "Fluid roller bearing" effect and flow control. *Acta Mechanica Sinica*, 2003, 19(5): 476~484
- 8 Mohammadi B, Pironneau O. Applied Shape Optimization for Fluid. Oxford University Press, 2000
- 9 Kaufman EK, Leeming DJ, Taylor GD. An ODE-based approach to nonlinearly constrained minimax problems. *Numerical Algorithms*, 1995, 9: 25~37
- 10 Chang I-C, Torres FJ, van Dam CP. Wing design code using three-dimensional Euler equations and optimization. AIAA 91-3190, 1991
- 11 Ferziger JH, Perić M. Computational Method for Fluid Dynamics. Spinger, 1999

OPTIMAL ADAPTIVE CONTROL OF UNSTEADY SEPARATED FLOW WITH A SMART BODY SURFACE¹⁾

Wang Liang^{*,†} Wu Chuijie^{*,**,†,2)}

^{*}(Institute of Hydraulics and hydroelectrics, Hohai University, Nanjing 210098, China)

^{**}(LNM, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

[†](Research Center for Fluid Dynamics, PLA University of Science and Technology, Nanjing 211101, China)

Abstract Combined with the moving boundary CFD method, the authors developed a new real-time optimal control strategy which can be used to adaptively change the shapes of body surface to improve aerodynamics properties. For airfoils with fixed angle of attack and under pitching motion, the results show that with the new method, the aerodynamics properties of the optimized airfoil can be improved remarkably, and the aerodynamics characteristics of the optimized airfoil at different angles of attack are all superior than the original airfoil.

Key words optimal control, smart surface, moving boundary, large angle of attack, airfoil, flow around, unsteady flow separation

Received 27 May 2004, revised 4 March 2005.

1) The project supported by the State Key Laboratory of Nonlinear Mechanics, Institute of Mechanics, CAS and the National Natural Science Foundation of China (10172095).

2) E-mail: cjwu@jlonline.com