

翼型局部弹性自激振动的增升减阻效应研究

康伟, 张家忠

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 基于几何非线性的浅拱理论及空气动力学理论, 建立了局部弹性翼型的气动弹性模型, 并针对该模型建立了在 ALE 坐标下局部弹性翼型与非定常流场的耦合算法; 对振动 NACA0012 翼型的非定常气动力进行了计算, 结果与文献数据吻合良好, 验证了算法的准确性; 对雷诺数为 2×10^5 时弹性翼面自激振动对翼型的增升减阻效应进行了数值分析. 研究表明, 同刚性翼型的气动特性相比, 翼型的局部弹性自激振动使翼型的气动特性得到了明显改善: 其失速角度从原来的 13° 推迟到了 16° ; 在大攻角下, 翼型的升阻比提高了 80% 以上. 频谱分析发现: 在攻角为 8° 和 11° 时, 翼面振动与流场的耦合出现同步现象; 在攻角为 16° 时, 翼型的局部自激振动使剪切层内形成一系列小尺度涡, 同时削减了大涡的尺寸, 这使得升、阻力的波动幅度减小, 在一定程度上改善了翼型的气动性能. 文中建立的气弹模型具有明显的减阻增升效果, 可望应用于翼型的优化设计.

关键词: 翼型; 气动弹性; 增升减阻

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2011)05-0094-08

Numerical Analysis of Lift Enhancement and Drag Reduction by Self-Induced Vibration of Localized Elastic Airfoil

KANG Wei, ZHANG Jiazhong

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The effect of the self-induced vibration of a localized elastic airfoil on the aerodynamic performance of the airfoil at Reynolds number $= 2 \times 10^5$ is studied numerically. In particular, the influence on the lift enhancement and drag reduction of the airfoil is analyzed. An aero-elastic model of the localized elastic airfoil is established following the theory of shallow arch with geometric nonlinearity and aerodynamics, and an algorithm for the aero-elastic model is developed under the ALE framework. Furthermore, the case of unsteady flow around oscillating NACA0012 airfoil is simulated via the presented algorithm, and the lift coefficients are in good agreement with the data from the literature, which verifies the accuracy and feasibility of the algorithm for unsteady flow. The effect of the self-induced vibration of the structure on aerodynamic performance of the airfoil is investigated numerically. The results show that the aerodynamic performance of the localized elastic airfoil is improved greatly compared with the rigid airfoil. The stall angle is delayed from 13° to 16° and the lift-to-drag ratio increases by more than 80% due to the self-induced vibration of the localized elastic airfoil. Adopting FFT analysis, the synchronization between the vibration of the airfoil and the evolution of the unsteady flow occurs at the attack angles of 8° and 11° , respectively. As the attack angle is 16° , a series of small-sized vortices is formed in the shear layer and the size of the large eddy is decreased, which reduces the fluctuation amplitude of the lift and drag significantly and improves the aerodynamic performance accordingly.

Keywords: airfoil; aero-elasticity; lift enhancement and drag reduction

近年来的研究表明,结构的适当振动有助于改善流动,提高升力,减少阻力^[1-3].随着航空航天技术的飞速发展,大量新型、高强度的薄壁结构(如膜、杆、板、壳等)的广泛应用使得结构振动的利用和控制成为飞行器设计中一个重要的研究课题.当这类弹性结构体在受到均匀来流或振荡来流的冲击时,会受流体激励发生振动.传统的设计观点认为,持续振动的结构比静止的结构更加容易疲劳失效,同时流体的流动由于受到结构体振动的反作用而可能发生恶化,所以此类结构的振动是需要避免的.但是,近年来的研究表明,结构体适当的(局部)振动可以改善流体的流动状态,从而可通过对流动的控制,达到增升减阻的效果.因此,深入研究和理解这类弹性结构与非定常流动的相互耦合机理,有利于实现机翼的流动控制,达到增升减阻的目标.

近年来,一些学者开始对微型飞行器中弹性翼型与流体相互耦合作用下的翼型气动特性进行数值模拟和实验研究. Persson 等人^[4]采用高精度间断有限元方法对刚性和弹性薄膜翼面的绕流问题进行了研究. Gordnier^[5]对整体弹性薄膜翼面的气动特性进行了数值研究,结果表明,整体弹性翼面与非定常流体的耦合作用有助于提高翼型的升力.在实验研究方面, Song 和 Breuer^[6]利用实验风洞对哺乳动物的仿生薄膜翼面的气动特性进行了研究; Rojrat-sirikul 等人^[7]采用 PIV 技术对低雷诺数下二维薄膜翼型的非定常气动特性进行了研究.实验结果证实,弹性结构与流场的耦合作用有助于翼型气动特性的改善.但是,以上研究都是以微型飞行器为研究模型的,翼型的建模采用的是整个翼型为薄膜结构的物理模型,而对于正常或大尺寸的飞行器,翼面一般可以近似地看作板壳或拱结构,这时的整体弹性振动对翼型的寿命有不利影响,且不利于翼面的流动控制.

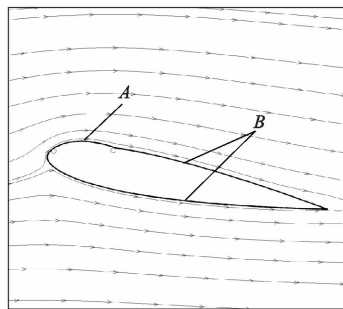
本文基于几何非线性的浅拱理论与空气动力学理论,建立了局部弹性振动翼型的气动弹性模型.对于非定常流体与局部弹性翼型构成的气弹系统,本文没有引入外部强迫激励.在非定常气动力的作用下,弹性翼面发生变形,进一步影响流体的演化,当两者的耦合作用大于结构阻尼作用时,会使结构发生自激振动.自激振动是一种不需要额外能量的被动控制,翼面能够自适应流场的演化,从而可以达到优化翼型气动特性的目的.同时,从自激振动出发,更有利于研究振动频率与流场适应的关系,找出有利于增升减阻的频率范围,从而为强迫振动激振频

率的选取提供理论参考依据,进而实现主动控制.为此,本文主要就翼型局部弹性自激振动对翼型气动特性的影响进行数值分析.

1 控制方程

1.1 弹性翼面的控制方程

当结构体(如翼面)的纵向尺寸与跨度相比很大时,受均匀侧压作用的薄壁结构的力学特性可以与浅拱类比,因此在本研究中,采用几何非线性的浅拱模型作为翼面弹性结构部分的物理模型.局部弹性翼型的气弹模型示意图如图1所示.



A:弹性翼面; B:刚性翼面

图1 局部弹性翼型的气弹模型示意图

设弹性翼面的横截面厚度为 h , 跨度为 L , 翼面为各向同性材料. y_0 和 y 分别为拱变形前、后中面轴线的位置, 记 $w = y - y_0$. 根据哈密顿原理和基本假设, 可得到关于位移 w 的浅拱控制方程

$$\rho h \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + EI w'''' + V(y_0'' - w'') + d \frac{\partial w}{\partial t} = \Delta p \quad (1)$$

其中

$$V = \frac{1}{L} \int_0^L \left[\frac{Eh}{2} (y_0'^2 - y'^2) \right] dx$$

边界条件为

$$x = 0, L; \quad w = 0 \quad (2)$$

1.2 流体控制方程

定义 L 为特征尺度, u_L 为特征速度, 在流体所在区域 $\mathbf{x} = (x, y)^T \in \Omega_t \subset R^2$ 、时间区域 $t \in (0, T)$ 上, ALE 坐标下的二维非定常不可压流体的 Navier-Stokes 方程为

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial u_i}{\partial t} + c_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \\ Re &= \frac{\rho u_L L}{\mu} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: $c_j = u_j - u_{g,j}$, 表示流体质点的对流速度, 其中 u_j 为流体质点的绝对速度, $u_{g,j}$ 为网格运动速度.

在流-固耦合的边界上, 有

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_b, \quad \text{在 } \Gamma_g \subset \partial\Omega_t \text{ 上}$$

式中: $\mathbf{u}_b$ 为耦合边界 Γ_g 上结构体的速度矢量.

2 数值方法

2.1 流场求解算法: ALE-CBS 算法

为了研究弹性翼面在非定常流体作用下的气动特性, 需要可靠的非定常流场求解方法. 传统的有限元方法由于不能有效消除对流项引起的数值振动而不适用于流场的求解. 本文采用的 ALE-CBS 算法通过特征线方程引入的稳定项, 可有效消除对流项引起的数值振荡. 该算法是在 Zienkiewicz 等人^[8]提出的基于特征线方程的分裂算法 (Characteristics Based Split scheme, 简称 CBS 算法) 的基础上进行了改进, 结合了动网格技术, 扩展了算法的适用范围, 适用于流-固耦合问题的求解.

ALE-CBS 算法的思路^[8]是通过特征线方程引入稳定项到 Navier-Stokes 方程中, 以消除对流项引起的数值振动, 然后利用算子分裂法建立时间离散化的递推关系, 再采用 Galerkin 有限元法对空间进行离散化, 得到相应的离散方程. 对不可压流体控制方程进行时间离散, 可以分成以下 3 步.

第 1 步: 得到中间速度 U_i^*

$$U_i^* - U_i^n = \Delta t \left[-c_j \frac{\partial U_i^n}{\partial x_j} + \frac{1}{Re} \frac{\partial U_i^n}{\partial x_j \partial x_j} \right] + \frac{\Delta t^2}{2} c_k \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\frac{\partial}{\partial x_j} (c_j U_i^n) + \frac{1}{Re} \frac{\partial U_i^n}{\partial x_j \partial x_j} \right) \quad (4)$$

其中 $c_j = u_j - \hat{u}_j$.

第 2 步: 求解连续方程

$$\theta_1 \left(\frac{\partial^2 p^n}{\partial x_i \partial x_i} \right) = \frac{1}{\Delta t} \left(\theta_1 \frac{\partial U_i^*}{\partial x_i} + (1 - \theta_1) \frac{\partial U_i^n}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

第 3 步: 利用压力来修正速度

$$U_i^{n+1} - U_i^* = -\Delta t \frac{\partial p^n}{\partial x_i} \quad (6)$$

采用 ALE-CBS 算法, 基于时间离散得到了方程(4)~(6), 接下来可以采用 Galerkin 有限元方法进行逼近.

2.2 浅拱模型的 Galerkin 方法

在本节中, 将采用 Galerkin 方法来逼近浅拱控制方程^[9]. 对于方程(1), 边界条件为式(2), 其线性算子可以定义为 $Lw = \frac{Eh^3}{12} w''''$. 该线性算子的一系列特征函数张成了完备的空间

$$H = \text{span} \left\{ \sin\left(\frac{\pi}{L}x\right), \dots, \sin\left(\frac{n\pi}{L}x\right) \right\}_{n=1}^{\infty}$$

方程(1)的解可以投影到该空间中. 挠度 w 表示为

$$w(x, t) = \sum_{n=1}^{\infty} w_n(t) \sin\left(\frac{n\pi}{L}x\right) \quad (7)$$

$$G(x, y, w) = \frac{Eh^3}{12} w'''' + V(y_0'' - w'') +$$

$$\rho h \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + d \frac{\partial w}{\partial t} - \Delta p \quad (8)$$

由 Galerkin 方法得到

$$\int_0^l G(x, y, w) \sin\left(\frac{m\pi}{L}x\right) dx = 0, \quad m = 1, 2, 3, \dots \quad (9)$$

通过式(7)~式(9)并结合流场的求解, 可以得到翼面上的压强分布, 进而可以求得弹性翼面的位移和速度.

2.3 动网格技术

在流-固耦合问题中, 流体域在耦合边界附近的网格需要适应耦合边界的变化. 由于采用每个时间步长重新生成网格会非常耗时, 且大大降低了计算效率, 因此本文采用弹簧近似方法的移动网格技术来实现网格的变形. 这种方法最早被 Batina^[10]用来求解强迫振动翼型绕流问题, 后来 Blom^[11]对标准的弹簧近似方法加以改进, 加入了扭转弹簧效应, 使其变形能力大大提高. 在 Blom 改进的弹簧近似方法的基础上, 本文对弹性系数的定义进行了改进, 包括边界修正和扭转效应修正, 以防止运动边界附近的网格单元发生严重扭曲, 提高网格变形的质量. 弹簧近似方法采用式(10)进行迭代计算, 当迭代精度取 $\|x_i^{\text{new}} - x_i^{\text{old}}\|_{L_2} \leq 10^{-8}$ 时, 约迭代 3 000 次即可得到移动网格的新位置.

$$x_i^{\text{new}} = x_i^{\text{old}} + \frac{\sum_{j=1}^{n_i} K_{ij} x_j^{\text{new}} - \sum_{j=1}^{n_i} K_{ij} x_j^{\text{old}}}{\sum_{j=1}^{n_i} K_{ij}} \quad (10)$$

式中: x_i^{new} 为第 i 个节点的新位置坐标; x_j^{new} 为第 i 个节点邻近的第 j 个节点的新位置坐标; n_i 为第 i 个节点邻近的节点总数; K_{ij} 为第 i 个节点与邻近的第 j 个节点之间的弹簧系数.

3 算例与分析

3.1 算法验证

为了验证算法对于计算非定常流动问题的准确性, 本节将对振动翼型绕流问题进行数值模拟. 所计算的 NACA0012 翼型绕其 1/4 弦点作简谐振动, 雷

诺数为 1.35×10^5 , 瞬时攻角 $\alpha(t)$ 的运动方程为

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\alpha t) \tag{11}$$

其中平均攻角 $\alpha_0 = 0$, 最大振幅攻角 $\alpha_m = 7.5^\circ$, 俯仰运动的折合频率 $k = 0.05$.

图 2 给出的升力系数随攻角的变化呈近似椭圆形分布, 与文献[12]所给的数据吻合良好, 验证了算法在非定常流场计算中的可靠性和准确性.

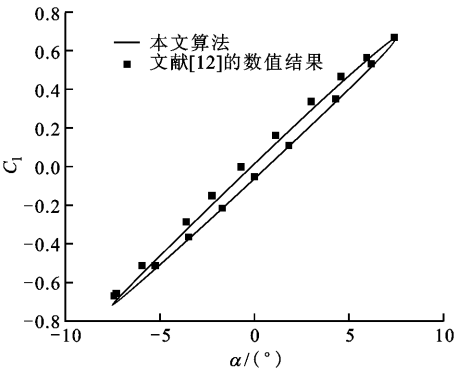


图 2 升力系数随攻角的变化

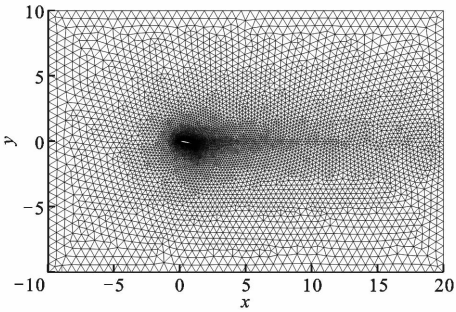
3.2 局部弹性翼面自激振动的气动特性分析

选取 NACA0015 翼型作为研究对象, 上表面的前缘到 1/4 弦长位置处为弹性翼面. 浅拱的归一化结构参数(以翼型的弦长和自由来流速度为特征参数)见表 1. 翼型绕流流场采用 Easymesh 软件进行非结构化三角形网格剖分, 由 12 217 个节点、24 159 个单元组成, 计算区域的网格与翼型附近的网格如图 3 所示. 程序中选取相同条件下刚性翼面绕流的流场为初始计算流场, 翼面振动部分的初始位置与同样位置处的刚性翼面重合, 即初始条件下相对刚性翼面的位移为 0. 归一化时间步长取为 0.001.

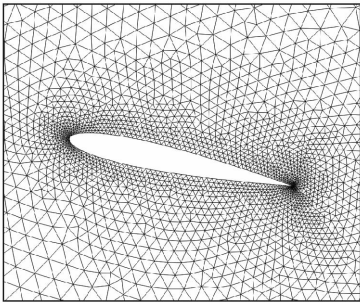
表 1 浅拱的归一化结构参数

截取的模态数	浅拱厚度	阻尼系数	浅拱弹性模量	浅拱密度
7	0.001	0.5	1.2×10^6	7 850

在雷诺数 $Re = 2 \times 10^5$ 、攻角的范围为 $4^\circ \sim 17^\circ$ 的条件下, 对比了弹性翼面和刚性翼面的气动特性(见图 4). 表 2 给出了攻角在 $8^\circ \sim 16^\circ$ 范围内时弹性翼面与刚性翼面升、阻力(分别用升力系数 C_L 和阻力系数 C_d 表示)变化率的比较. 由对比结果可以看出, 自激振动的弹性翼面大大改善了翼型的升、阻力特性, 其失速角度从原来的 13° 推迟到了 16° , 而且在发生失速之后, 翼型的振动仍然有效地提高了升力; 在攻角为 11° 时, 局部自激振动使得升力增加了 12.68%; 在发生失速以后, 在攻角为 16° 时, 升力增



(a) 计算区域网格



(b) 翼型附近网格局部放大图

图 3 计算网格示意图

表 2 局部弹性翼面和刚性翼面升阻力的相对变化率对比(负值表示减小)

攻角/(°)	C_L 变化率/%	C_d 变化率/%	(C_L/C_d) 变化率/%
8	3.160	-0.51	3.689 09
10	5.714	-7.26	13.982 04
11	12.680	-2.56	15.646 45
12	7.720	-20.38	35.291 86
13	3.705	-37.02	64.659 07
14	6.940	-43.27	88.511 38
15	18.690	-35.52	84.078 63
16	23.480	-33.45	85.530 06

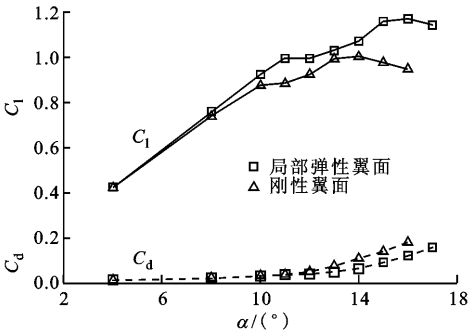


图 4 不同攻角下局部弹性翼面和刚性翼面的气动特性比较

加了 23.48%。同时,翼面的自激振动在大攻角的情况下具有显著的减阻作用。随着攻角的增大,翼面的振动减阻效果逐渐明显,在攻角大于 13° 时,阻力减小了 30% 以上。从翼型的升阻比可以看出,随着攻角的增大,由于局部自激振动的作用,升阻比有明显的提高,在大攻角下,翼型的升阻比提高了 80% 以上。

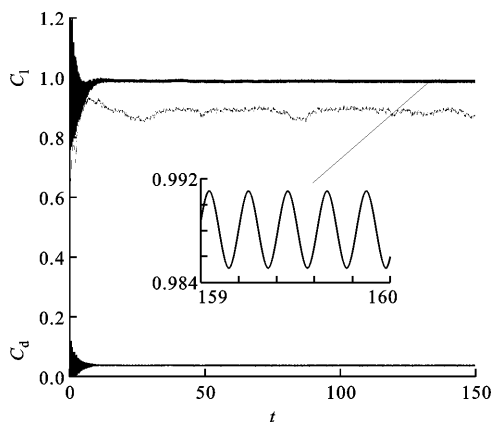
图 5 和图 6 分别给出了攻角为 11° 时的局部弹性翼型升、阻力变化曲线和翼面中点归一化振动位移的时间历程曲线。从图 5 和图 6 中可以看出,在流-固耦合的初期,翼面的振动幅度变化很大,这时对应的升、阻力系数也有较大变化。随着时间的推进,耦合变得稳定。相对于刚性翼面的升力变化幅度,弹性翼面振动的幅值大幅减小,此时升力和阻力也分别稳定在某个值附近振动。从图 5 的刚性翼面和弹性翼面升力波动幅度比较可以看出,弹性翼面

的自激振动与流场进行耦合,能够有效地调整升、阻力振动的幅度和形式。

为了研究翼面振动和流场耦合的频率关系,选取弹性翼面中点的速度时间序列和翼型后缘附近的流场中一点(1, -0.4)的速度、压力时间序列为研究对象。对于流场中该点的选取既保证了靠近翼型的后缘,使之与涡脱落有直接联系,又使该点位于弹性翼面振动部分的下游流场中,这样可以便于研究弹性翼面振动对流场演化的影响。对翼面中点的速度时间序列、流场中(1, -0.4)点的速度和压力时间序列中最后的 60 000 个数据进行频谱分析,研究弹性翼面自激振动与流场耦合的频率关系,结果表明:在攻角为 8° 时,翼面自激振动的频率以归一化频率 $f_0 = 5.5994$ 为基频,呈现出 1~8 倍基频的频率特征,对应的速度功率谱在低频部分与之保持一致;弹性翼面的振动频率与流场中的振动频率在低频部分的 3 个频率上保持约 1:1 的对应关系;相应地,流场的压力功率谱也是以频率 $f_0 = 5.5994$ 为基频,呈现出整数倍的频率特征,与翼面的振动频率分布保持一致。文献[13]指出,若 2 个动力系统的振子频率在一定的频率范围内出现有理数倍的比值关系,即可以认为出现同步现象。在攻角增大至 11° 时,翼面的振动频率与流场的频率仍然保持同步关系,翼面自激振动的频率呈现出基频 $f_0 = 4.8995$ 的 1~10 倍的频率特征,流场的压力功率谱在对应频率上保持了约 1:1 的对应关系。

图 8 显示攻角为 16° 时局部弹性翼型与刚性翼型的绕流时均流场流线。根据 Haller 分离判定准则[14],周期或准周期流场的分离点为时均流场平均涡量为 0 的点。对时均流场进行涡量计算得知,流体在刚性翼面前缘的上表面(0.410 9, -0.007 864)坐标处发生分离,而对于弹性翼面,流体在前缘上表面(0.496 5, -0.001 827)坐标处发生分离。这说明,位于前缘的局部自激振动延迟了流动的分离,使得分离点的位置向后推延。从翼面的时均压力分布(见图 10)可以看出,在前缘发生流动分离之前,由于翼面的局部自激振动,使得流体的动能提高,吸力面上的压力较刚性翼面上的压力明显降低,从而提高了升力。

对比时均流场图可以看出,对于刚性翼型,剪切层失稳后在约 1/2 弦长位置形成了一个顺时针旋转的小涡,与之连接的是位于后缘处的一个占主导地位的大涡,其尺寸明显大于其他涡团。从图 4 和图 9 的升、阻力变化可以看到,由于主导大涡的生成和脱



实线为局部弹性翼面;虚线为刚性翼面

图 5 攻角为 11° 时局部弹性翼面与刚性翼面的气动特性比较

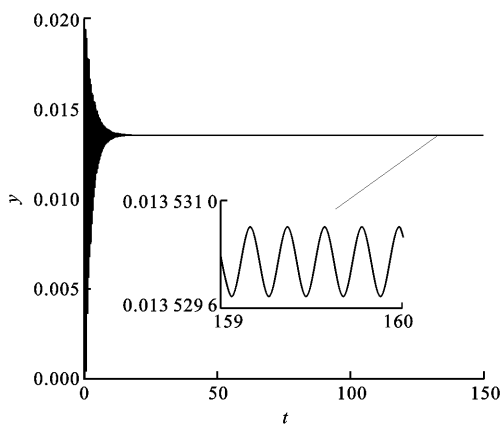
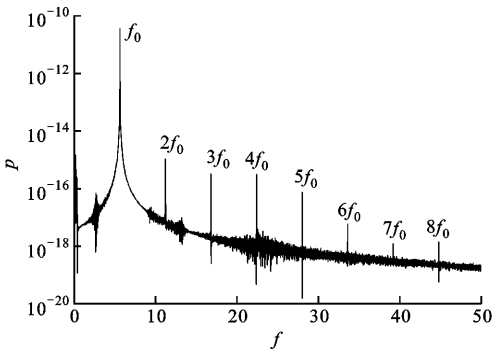


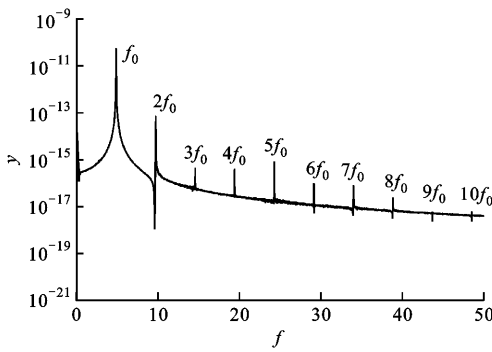
图 6 攻角为 11° 时局部弹性翼面中点的振动位移时间历程曲线

落,翼型升、阻力的波动幅度极大,其气动性能明显下降.对于弹性翼面的绕流流场,剪切层内涡的演化规律发生了变化(见图 8).文献[15]指出,剪切层的不稳定性演化是从层流到湍流转捩的机制之一,随着雷诺数的增加,其失稳机理符合 Kelvin-Helmholtz 不稳定性的规律.这说明,剪切层是一个复杂的非线性系统.从非线性动力学的角度来看,流场中涡与涡之间的结构是由鞍点与鞍点相连接形成的异宿轨道^[16].由于非线性动力系统对扰动极其敏感,当其被施加一局部小扰动(在本研究中即为局部的

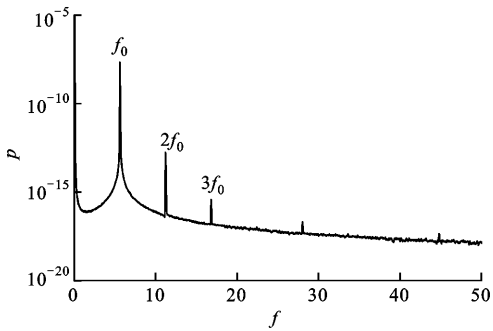
自激振动)时,鞍点会发生失稳,使得剪切层的演化规律发生改变.从弹性翼面的时均流场图中可以看到,剪切层失稳之后形成的涡结构与刚性翼面的涡结构有很大差别.由于局部弹性翼面的自激振动,在翼型上表面形成了一系列小尺度涡,同时大涡的尺寸也得到了削减,从图 9 中可以看到,其对应的升、阻力波动幅度大幅减小.对比图 4 可知,由于大涡的削弱,弹性翼型升、阻力的变化较刚性翼型趋于平缓,同时保持了高升力和低阻力,在一定程度上改善了翼型的气动性能.



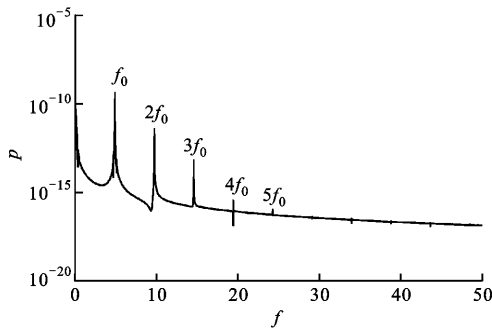
(a) 攻角为 8°时弹性翼面中点的速度功率谱



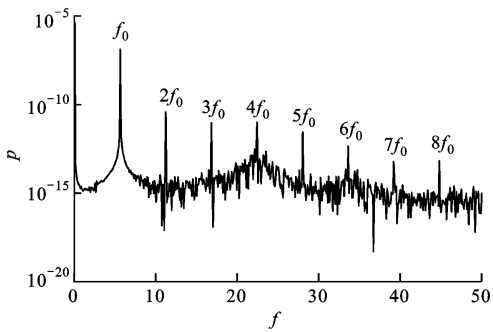
(b) 攻角为 11°时弹性翼面中点的速度功率谱



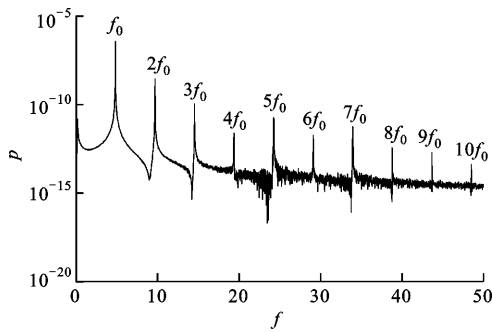
(c) 攻角为 8°时流场中(1, -0.4)点的速度功率谱



(d) 攻角为 11°时流场中(1, -0.4)点的速度功率谱

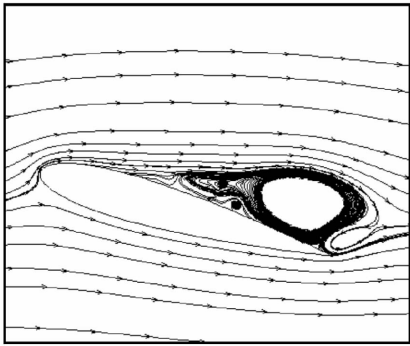


(e) 攻角为 8°时流场中(1, -0.4)点的压力功率谱

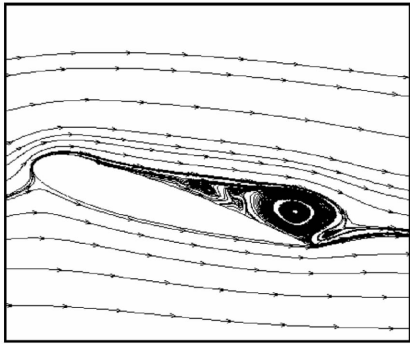


(f) 攻角为 11°时流场中(1, -0.4)点的压力功率谱

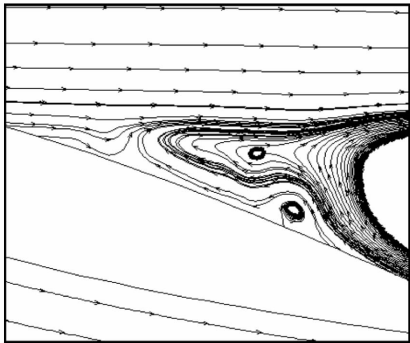
图 7 不同攻角时局部弹性翼面中点和流场中(1, -0.4)点的功率谱比较



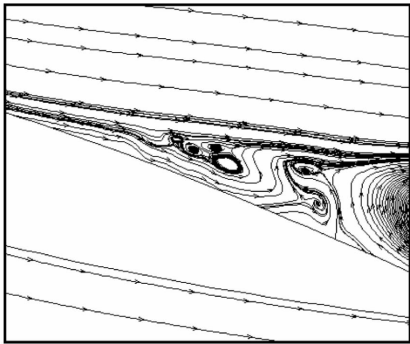
(a)刚性翼型



(b)局部弹性翼型

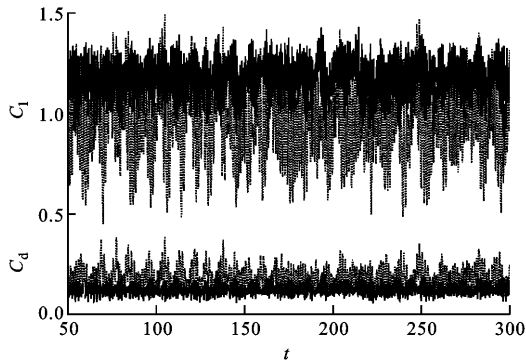


(c)图(a)的局部放大图



(d)图(b)的局部放大图

图 8 攻角为 16°时刚性及局部弹性翼型的绕流时均流场



实线为局部弹性翼型；虚线为刚性翼型

图 9 攻角为 16°时刚性及局部弹性翼型的升阻力变化曲线

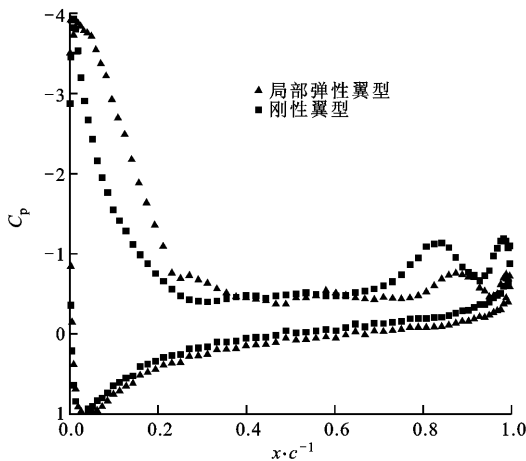


图 10 攻角为 16°时刚性及局部弹性翼型表面的时均压力分布

4 结 论

通过对局部弹性翼型的气动弹性问题进行研究,得到以下结论。

(1)翼面的局部自激振动大大改善了翼型的升阻力特性,表现为:失速角度从原来的 13°推迟到了 16°;翼型的升阻比有明显的提高,在大攻角下的升阻比提高了 80%以上。

(2)在攻角为 8°和 11°时,振动翼面与流场的功率谱在低频前几阶频率上约为 1 : 1 的对应关系,即出现了同步现象,这时升、阻力波动幅度减弱,波动形式也发生了改变。

(3)在攻角为 16°时,自激振动使得剪切层的演化规律发生改变,形成了一系列小尺度涡,同时大涡的尺寸减小,这使得升阻力的波动幅度大幅减小,在一定程度上改善了翼型的气动性能。

(4)计算结果表明,本文提出的算法对于流-固

耦合问题的数值求解是有效和准确的。

(5)本文所建立的气弹模型能够显著地达到增升减阻的效果,有助于对机翼流动控制的理论研究与数值模拟。

参考文献:

- [1] IFJU P, JENKINS D, ETTINGER S, et al. Flexible wing based micro air vehicles, AIAA-2002-705-737 [R]. Reno, Nevada, USA; AIAA, 2002.
- [2] TAYLOR G, KROKER A, GURSUL I. Passive flow control over flexible non-slender delta wings, AIAA-2005-865-395 [R]. Reno, Nevada, USA; AIAA, 2005.
- [3] WANG Jin-jun, LIU Yang. Experimental study on lift characteristics for flow over flexible cropped delta wings [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(6): 2158-2161.
- [4] PERSSON P, PERAIRE J, BONET J. A high order discontinuous Galerkin method for fluid-structure interaction, AIAA-2007-4327-227 [R]. Reno, Nevada, USA; AIAA, 2007.
- [5] GORDNIER R. High fidelity computational simulation of a membrane wing airfoil [J]. Journal of Fluids and Structures, 2009, 25(5): 897-917.
- [6] SONG A, BREUER K. Dynamics of a compliant membrane as related to mammalian flight, AIAA-2007-665-200 [R]. Reno, Nevada, USA; AIAA, 2007.
- [7] ROJRATSIRIKUL P, WANG Z, GURSUL I. Unsteady fluid-structure interactions of membrane airfoils at low Reynolds numbers [J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(5): 859-872.
- [8] ZIENKIEWICZ O, CODINA R. A general algorithm

for compressible and incompressible flow; part I the split, characteristic-based scheme [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1995, 20(8): 869-886.

- [9] ZHANG Jia-zhong, LIU Yan, LEI Peng-fei, et al. Dynamic snap-through buckling analysis of shallow arches under impact load based on approximate inertial manifolds [J]. Dynamics of Continuous, Discrete and Impulsive Systems: Series B, 2007, 14: 287-291.
- [10] BATINA J. Unsteady Euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes [J]. AIAA Journal, 1990, 28(8): 1381-1388.
- [11] BLOM F. Considerations on the spring analogy [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2000, 32(6): 647-668.
- [12] AKBARI M H, PRICE S J. Simulation of dynamic stall for a NACA0012 airfoil using a vortex method [J]. Journal of Fluids and Structures, 2003, 17(6): 855-874.
- [13] 陆同兴. 非线性物理概论[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2002:120-134.
- [14] HALLER G. Exact theory of unsteady separation for two-dimensional flows [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2004, 512: 257-311.
- [15] HOARAU Y, BRAZA M, VENTIKOS Y, et al. Organized modes and the three-dimensional transition to turbulence in the incompressible flow around a NACA0012 wing [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 496: 63-72.
- [16] YEN S C, HSU C M. Flow patterns and wake structure of a swept-back wing [J]. AIAA Journal, 2007, 45(1): 228-236.

(编辑 葛赵青)