

高频微振动对机翼减阻效果影响的数值模拟

李广兴 刘学强 陈乐乐 马海

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:采用数值模拟的手段,结合气动原理和实际情况,模拟了表面高频振动对亚声速条件下机翼的减阻作用。数值方法采用了求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程,数值格式为 Osher 格式,紊流模型为 S-A 一方程模型,并采用了基于 Delauney 图映射的动网格方法。文中对振动区域、振动频率、振幅以及不同来流迎角下减阻效果进行了计算分析。结果表明,在一定的振动区域以一定的振动频率及振幅进行流动控制将达到较佳的减阻效果。

关键词:减阻;数值分析;主动控制;机翼

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)05-0611-05

Numerical Simulation on Effect of Micro-vibrating at High Frequency on Drag Reduce with Wing Surface

Li Guangxing, Liu Xueqiang, Chen Lele, Ma Hai

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The drag reduce efficiency of the upper surface of the wing vibrating with high frequency at subsonic cruise conditions is numerically simulated by the flow control method. The Osher scheme, the S-A turbulence model and the dynamic grid based on Delauney mapping are included in the numerical methods. The efficiency of drag reduce is analyzed at different frequencies, amplitudes, and wing areas of vibrating. The simulation shows that the drag reduce efficiency is decided by the certain frequency, amplitude, and wing areas of vibrating.

Key words: drag reduce; numerical analysis; active control; wing

流动控制技术是通过一定的技术手段改变流动形态,从而达到控制流动分离、飞机减阻等目的。这些技术手段包括柔性材料技术、信息反馈/控制技术、机械技术等,通过这些技术达到对激波、分离、转捩等较特殊的流动现象进行调整和控制,其最终目的是实现流场的改善,以求达到减阻、降低噪声等目的。现今的流动控制包含两大类,一类是被动流动控制,该类控制不需要额外的能量输入,因而相对比较简单,已有较大的发展并成功应用到流动控制中,如飞机机翼的涡流发生器等。该类控制方式的缺点是一旦控制方式确定,将不能进行按流场的实时改变进行流动控制的改变。另一类是

主动流动控制,该类控制需要输入额外的能量,可根据需要实时改变流动控制方式,是现今流动控制研究的热点之一。主动控制方式具有较高复杂性及效用性。随着微机电技术和压电陶瓷材料等技术的出现,导致了微型传感器和驱动器的发展,出现了新型的主动控制方式,这些控制措施包括壁面吹吸、壁面波动、零质量射流等。自 20 世纪末以来,有研究者对通过物面振动进行流动控制进行了研究^[1-3]。在他们的研究中包含了通过物面进行低频振动方法以达到对附面层控制,以期达到改善附面层的不稳定性。但是,物面的低频振动对瞬时气动力有较大的改变,从而导致该类控制方式的控制

效率较低;而表面高频微振动下的气动特性却几乎与振动时间无关,所以采用物面高频振动对附面层的控制受到了人们的青睐^[4-8],并取得了较大的减阻效果,如 Pal^[6]用壁面高频振荡减阻控制的方式在低雷诺数情形下能使圆柱的阻力减小 12.4%。

本文对表面高频微振动的流动控制方式进行机翼在亚声速条件下的气动减阻进行了研究,研究手段为数值模拟方式。数值格式采用了 Osher 格式、S-A 一方程湍流模型以及基于 Delauney 图映射的动网格方法。研究内容包含不同频率、不同振幅对减阻效果的影响,最终形成规律,为这类控制方式提供气动依据。

1 数值方法

数值方法包含两部分,一是非定常流动的数值模拟,二是在高频振动时的动网格技术。

1.1 非定常流动数值模拟

在本次的计算模拟中采用了基于雷诺平均的 Navier-Stokes 方程(N-S 方程)。对紊流的模拟采用了 S-A 一方程模型。

1.1.1 流动控制方程

三维情况下的 N-S 方程可写为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} = \frac{Ma_\infty \sqrt{\gamma}}{Re_\infty} \cdot \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial x_i} \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{U} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{F}_i = \begin{Bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_1 u_i + p \delta_{1i} \\ \rho u_2 u_i + p \delta_{2i} \\ \rho u_3 u_i + p \delta_{3i} \\ (e+p)u_i \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{G}_i = \begin{Bmatrix} 0 \\ \sigma_{1i} \\ \sigma_{2i} \\ \sigma_{3i} \\ u_m \sigma_{mi} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中: k, p, e, ρ 和 T 分别代表热传导系数、压强、能量、密度和温度。 u_i 为沿直角坐标系 x_i 方向的速度分量,黏性切应量的表达式为 $\sigma_{mi} = \mu \left(\frac{\partial u_m}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_m} \right) + \lambda \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \delta_{mi}$,在达到流动热平衡下的两黏性系数之间存在这样的关系: $\lambda = -\frac{2\mu}{3}$,黏性系数 μ 在

涡黏性假设下包含两部分 $\mu = \mu_L + \mu_T$,其中 μ_L 代表层流黏性系数, μ_T 为紊流黏性系数,热传导系数表达为 $k = -\frac{\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{\mu_L}{Pr_L} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right)$,其中 Pr_L 为层流普朗特数,为 0.72, Pr_T 为紊流普朗特数,为 0.9,

Re_∞ 为来流的雷诺数, Ma_∞ 代表来流马赫数, γ 为比热容比。

1.1.2 方程空间离散

在方程的空间离散过程中采用了基于 Osher 格式。

一般地,Osher 格式属于通量分裂格式,把通量分裂成 $F^+(U)$ 和 $F^-(U)$,这两部分需要满足如下关系式

$$F(U) = F^+(U) + F^-(U) \quad (3)$$

同时

$$\frac{\partial F^+}{\partial U} = A^+(U) \quad \frac{\partial F^-}{\partial U} = A^-(U) \quad (4)$$

对左右两个初始值 $U_0 = U_L, U_1 = U_R$,则在面 k 上的通量可以表达为

$$F_k(U) = F(U_0) + \int_{U_0}^{U_1} A^-(U) dU, \quad F_k(U) = F(U_1) - \int_{U_0}^{U_1} A^+(U) dU \quad (5)$$

在积分过程中 Osher 格式把积分路径分成 $U_0, U_{1/3}, U_{2/3}, U_1$ 三段进行积分。

1.1.3 紊流模型简介

在本文中采用了基于 S-A 一方程的紊流模型。在该模型中,通过求解与紊流黏性系数 μ_T 相关的变量 $\tilde{\nu}$ 的微分方程达到模拟紊流作用。微分方程可写为

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} - c_{w1} f_w \left[\frac{\tilde{\nu}}{d} \right]^2 + \frac{1}{\delta} [\nabla \cdot ((\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}) + c_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2] \quad (6)$$

紊流黏性系数由式(7)求得

$$\nu_t = \frac{\mu_t}{\rho} = \tilde{\nu} f_{\nu 1} \quad f_{\nu 1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{\nu 1}^3} \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (7)$$

其中 S 为涡量大小,其表达式为 $S = |\omega| = |\nabla \times (\mathbf{u}i + \mathbf{v}j + \mathbf{w}k)|$,修改后的涡量表达式为

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2} f_{\nu 2} \quad f_{\nu 2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{\nu 1}} \quad (8)$$

式中: d 为到物面的最近距离, f_w 由式(9)表示

$$f_w = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}} \quad g = r + c_{w2} (r^6 - r) \quad r = \frac{\tilde{\nu}}{Sk^2 d^2} \quad (9)$$

上述式子中的常数为

$$\begin{aligned} c_{b1} &= 0.1355, \delta = 2/3, c_{b2} = 0.622, k = 0.41 \\ c_{w1} &= c_{b1}/k^2 + (1 + c_{b2})/\delta, c_{w2} = 0.3 \\ c_{w3} &= 2, c_{\nu 1} = 7.1 \end{aligned} \quad (10)$$

在用数值求解上述方程时,先对上述方程积分,然后采用有限体积法求解,通量采用 Osher 逆风格式。

1.2 动网格技术

在模拟这类问题时,因表面振动幅度小,同时是高频周期振动,所以要求网格在每个周期结束后能回归到以前同样的网格。常用的基于弹簧准则的动弹网格技术因是通过迭代移动网格,周期结束后不可能恢复到周期前的网格状态,因此采用基于 Delauney 图的动弹网格技术^[9]。该方法通过 Delauney 图把网格的移动进行转移,动网格引起的网格扰动将转换为 Delauney 图的变形操作,然后通过映射完成网格的最终移动。该方法包含 4 个内容步骤:(1)需要生成 Delauney 图;(2)需要建立网格与 Delauney 图的映射关系;(3)完成 Delauney 图的移动变形操作;(4)通过映射得到最终的动态网格。该方法的优点是能保证网格移动(变形)前后网格点分布密度、网格的拓扑结构得到完全保持,同时适合各类型的网格变形移动,不需要叠代操作,从而使得该方法效率高并且适应性强。图 1 给出了 Delauney 图移动前后,图 2 给出了网格的移动。

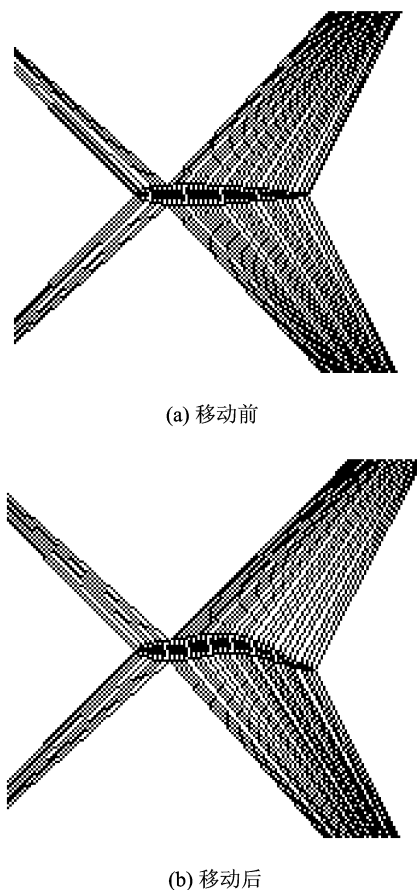


图 1 Delauney 图移动前后示意图

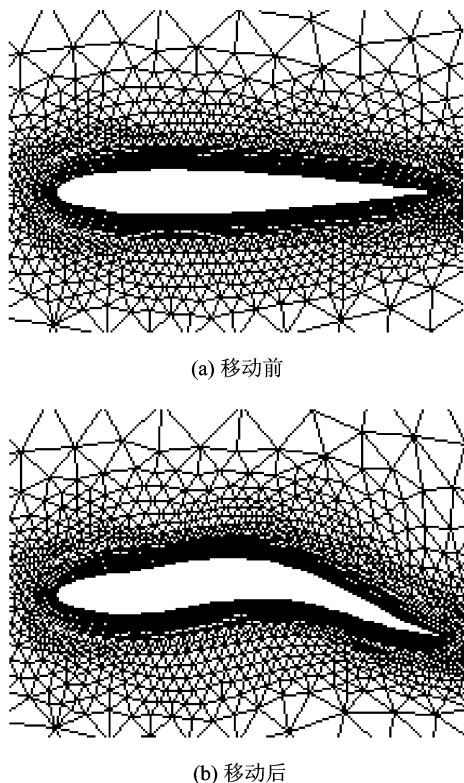


图 2 网格移动前后示意图

2 表面高频微振动减阻效果的数值模拟

首先分析高频微振动控制的理论基础。对有激发振动条件下物面的边界层的动量方程可表示为(用下标 $y=0$ 表示)^[10]

$$v \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)_{y=0} \quad (11)$$

在式(11)中因振动沿纵向振动,因而沿流向引起的速度分量 $u|_{y=0}$ 很小,因而忽略。同时,在无振动的物面,因为物面法向速度 v 为零,因此式(11)的左端项等于零。但对于有振动的柔性壁面,该项不为零,为振动激励项。对于微振动,虽然激励引起的法向速度 $v_{y=0} = v_0 \cos(2\pi ft)$ 较小,但是横向速度梯度靠近物面附近 $(\partial u / \partial y)_{y=0}$ 较大,因而激励项有一定的量值,从而实现流动的控制,这种控制将影响附面层的形态。在式中右端第一项代表附面层内流向的压强梯度,第二项代表附面层形态引起的黏性力。计算和实验都表明,物面微振动对这两项都有一定的影响:振动时引起的激励项将减小逆压梯度,使得附面层推迟分离;激励项右端第二项变大,增加速度型的曲率半径,使得附面层的速度型变得饱满,前缘的压强降低,同时使得附面层厚度变薄,达到减小阻力的目的和推迟分离。

首先以圆柱的振动减阻来验证方法的可靠性。实验及计算来流马赫数为 0.2, $Re_{\infty} = 1.5 \times 10^5$, 振动频率 2.25 kHz, 振幅 $0.1 \mu\text{m}$ 。振动区域为 $72^{\circ} \sim 74^{\circ}$ 。Sinha^[11-12]在实验中测得通过振动将分离点推后, 压差阻力减小为 12.4%, 在计算中, 平均压差阻力减小 10.96%。导致这一差异的主要原因包括实验和计算模拟条件有差别(风洞其他条件的干扰)以及计算手段有一定的限制等。但在压强分布的比较中(图 3)可以看到, 计算得到的分离点位置与实验得到的值一致, 代表本文所采用的方法是较为可行的。图 4 给出计算得到的涡系图。

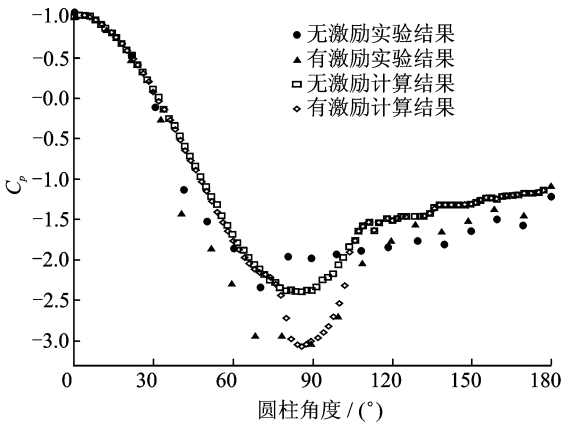


图 3 圆柱表面振动前后压强系数比较

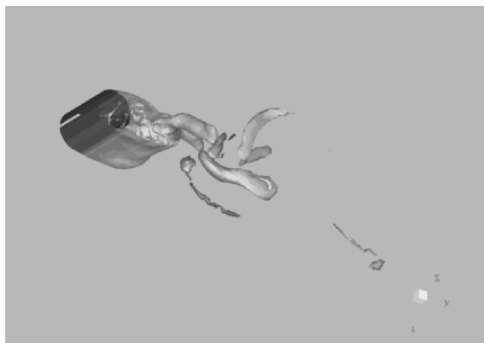
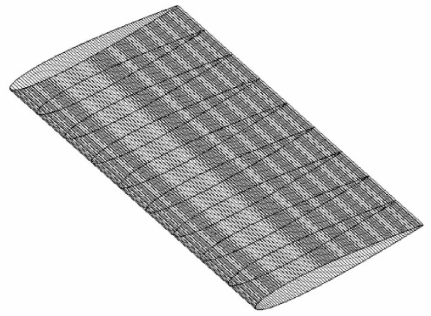


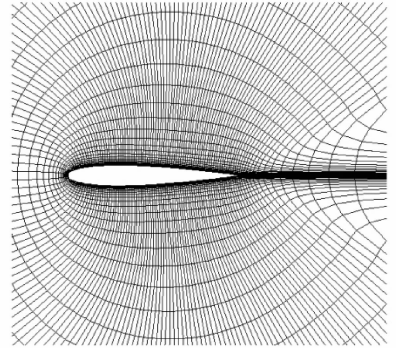
图 4 圆柱后的涡系示意图

对机翼的减阻采用 NACA0012 翼型为机翼剖面^[13], 计算网格及机翼如图 5 所示。计算来流条件: 马赫数为 0.3, 雷诺数为 2×10^4 。对在不同迎角、不同振幅、不同振动频率的减阻效果进行了数值模拟。

图 6 给出了在不同迎角下减阻效果的影响。这时振动的振动频率为 143 kHz, 振幅为 $7 \mu\text{m}$, 振动的区域为翼面前缘到 15% 弦长处之间的区域, 振动模式采用正弦同步振动, 无过渡, 展向为整个上翼面区域。计算结果表明, 随着迎角的增加, 振动对上翼面的流场扰动减阻效果变弱, 这主要是因



(a) 表面网格图



(b) 截面网格图

图 5 三维直机翼及网格图

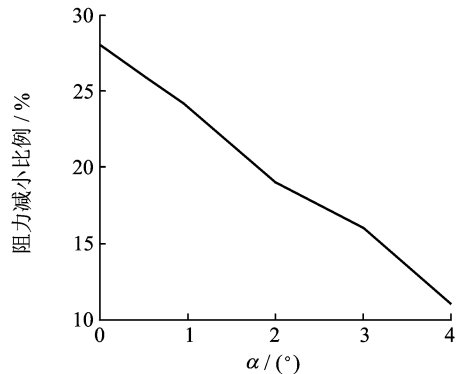


图 6 阻力随来流角度增加的减小比例

为迎角大后上翼面附面层变厚, 高频微振动对附面层的影响也降低, 导致减阻效果弱化, 也表明物面微小振动对亚声速流场的控制存在一定的局限性, 需要根据迎角实时更新控制方式。

图 7 给出了振幅改变对减阻效果的影响。从图中可以看到, 在相同频率下, 振幅的增加意味着振荡源项增加, 导致对附面层干扰愈大, 也导致减阻效果增加。但是因是主动控制, 在振动频率一致的情况下振幅增加将大大增加主动控制所需要的能量, 同时引起高频振动的材料达不到较高的振幅, 因而一般选取振幅 $7 \mu\text{m}$ 左右。

图 8 给出了不同振动频率下的减阻效果图, 可以看到, 在相同振幅下, 振动频率提高有助于减阻效果的增加, 这也是因为频率增加也导致振动源项

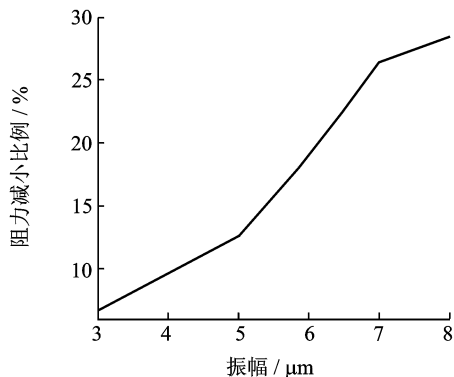
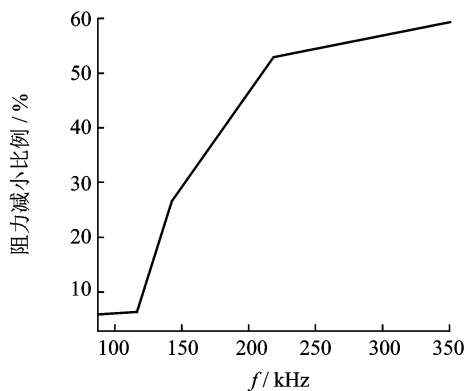


图7 频率 143 kHz,不同振幅的减阻效果

图8 7 μm 振幅下不同频率的减阻效果

的增加,从而对附面层有较大的影响而导致减阻效果的增加。同时从图上也反映出,当频率大于 220 kHz 时,阻力减小比例趋于平缓,从而达到控制的极限。另一方面,过高的振动频率也是目前实际应用中难以实现的。图 9 给出了某一时刻下的等压云图,由于是高频微振动,因而在某一时刻显示的等压云图看不出明显的流动非定常效应。

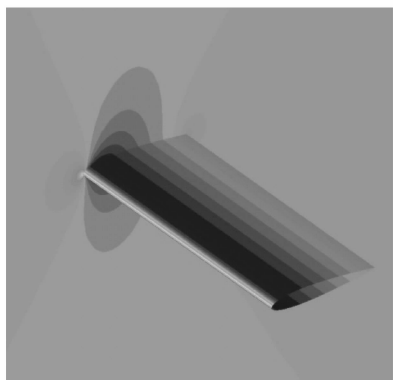


图9 机翼等压云图

3 结束语

主动流动控制技术是一个十分复杂的研究领域,存在许多未知领域,是目前气动热点研究之一。

本文对在低亚声速情况下的机翼表面高频微振动的减阻效果进行了数值模拟,分析了该振动方式通过改变附面层形态达到对低马赫数、低雷诺数情况下的机翼减阻机理。结果表明,振幅及振动频率在一定范围内的提高有助于减阻效果的改善。本文的后续工作为研究这种振动控制方式对附面层内相干结构、附面层转捩等现象的影响,以及分析控制方式对这些现象的具体原因,这需要下一步非常精细的计算和深入的理论研究。

参考文献:

- [1] Amitay M, Glezer A. Role of actuation frequency in controlled flow reattachment over a stalled airfoil[J]. *AIAA Journal*, 2002,40(2):209-216.
- [2] Amitay M, Glezer A. Aerodynamic flow control of a thick airfoil using the synthetic jet actuators[R]. *ASME Paper FEDSM99-6922*, 1999.
- [3] Amitay M, Glezer A. Controlled transients of flow reattachment over stalled airfoils[J]. *International Journal of Heat Transfer and Fluid Flow*, 2002,23(5):690-699.
- [4] Hsiao F B, Liu C F. Control of wall-separated flow by internal acoustic excitation[J]. *AIAA Journal*, 1990,28(8):1440-1446.
- [5] Williams D, Acharya M. The mechanism of flow control on a cylinder with the unsteady bleed technique[R]. *AIAA Paper 91-0039*, 1991.
- [6] Pal D, Sinha K. Controlling an unsteady separating boundary layer on a cylinder with an active compliant wall[R]. *AIAA Paper 97-0213*, 1997.
- [7] Amitay M, Smith B L. Aerodynamic flow control using synthetic jet technology[R]. *AIAA Paper 98-0206*, 1998.
- [8] Liu W P, Brodie G. A demonstration of active turbulence transition with MEMS sensors[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2000,21(3):297-303.
- [9] Liu X Q, Qin N. Fast dynamic grid deformation based on Delaunay graph mapping[J]. *Journal of Computational Physics*, 2006,211(2):405-423
- [10] Schlichting H. *Boundary layer theory* [M]. New York: McGraw Hill, 1979.
- [11] Sinha S K. Flow separation control with micro-flexural wall vibrations[J]. *Journal of Aircraft*, 2001,38(3):496-503.
- [12] Sinha S K. Aircraft drag reduction with flexible composite surface boundary layer control[R]. *AIAA2004-2121*, 2004.
- [13] 马海.一种主动流动控制技术应用于三维机翼减阻的数值模拟[D].南京:南京航空航天大学,2009.