

## 增加翼型升力的局部振动流动控制技术

裘进浩 李大伟 聂瑞 季宏丽

(南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京, 210016)

**摘要:**以增加升力、弱化激波为目的,采用计算流体力学的方法,开展了流场主动控制技术的研究。提出了内埋压电材料在上翼面引入周期性正弦振动形成附面层扰动这一主动控制方法。利用结构网格和相应的非定常流计算方法,对变形过程中的气动特性进行了数值仿真。分析了各种变形参数对升力特性的影响。以往的研究大多局限在二维翼型的数值仿真,本文将计算方法扩展到三维机翼模型,以进一步验证控制方法的有效性。研究表明,通过适当的参数优化,局部主动变形能够改善翼型背风区的气动特性,起到增升减阻的作用。低马赫数下,非对称翼型升力系数可提高15%;阻力系数减小16%;高马赫数下,通过控制使激波后移,对称翼型升力系数可提高17%。与传统机翼相比,这种自适应机翼负面效应小,不破坏机翼的结构,可以满足多种飞行状态下的气动需要。

**关键词:**激波;结构网格;主动控制;三维机翼

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2012)05-0638-07

## Vibration Flow Control Technology for Increasing Lift of Airfoil

Qiu Jinhao, Li Dawei, Nie Rui, Ji Hongli

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,  
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** Aims at increasing the wing's lift and weakening the wing's shock wave, flow active control is studied by using the fluid mechanics. A new active control method based on piezoelectric elements is proposed, in which piezoelectric elements are buried on upper surface of wing induces periodic disturbance of boundary layer. The numerical simulation of the aerodynamic characteristics during the deformation process is done using the structural grid and the unsteady flow calculation method. The effect of piezoelectric elements on increasing the lift and weakening the shock of the aircraft wing is analyzed using computational fluid dynamics (CFD). Most previous studies were confined in a two-dimensional airfoil numerical simulation. In this article, its computing method is extended to a three-dimensional wing model to verify the validity of the new control method. Research shows that through appropriate parameter optimization, partial active deformation can improve the aerodynamic characteristics of airfoil. With the low mach number, the lift coefficient can be increased by 15% and the drag coefficient can be descended by 16%. The shock wave will move backward by control in the condition of high mach number and the lift coefficient of symmetrical airfoil can be improved by 17%. The self-adaptive wing can meet aerodynamic needs in variety of conditions.

**Key words:** shock wave; structured grid; active control; three-dimensional wing

**基金资助:**国家自然科学基金(50830201)资助项目;教育部长江学者创新团队(IRT0968)资助项目;江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX12-0165)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金资助项目。

**修订日期:**2012-06-26

**通讯作者:**裘进浩,男,教授,博士生导师,长江学者,E-mail:qiu@nuaa.edu.cn。

飞机增升技术始终是流体力学研究的热点问题,增加飞机升阻比可以大大减小燃油的消耗,为应对  $N+2$  代民用飞机氮氧化物排放量减小 75%,油耗降低 40%,噪音小于 42 dB 的环保要求<sup>[1]</sup>,发展各种增升技术具有重要意义。针对这一情况,国内外提出了很多主动或被动控制方法,以进一步提高翼型/机翼的气动特性,如零质量射流技术<sup>[2-3]</sup>、实体鼓包技术<sup>[4]</sup>、后缘光滑变形技术<sup>[5-7]</sup>等。Liany 对微型飞行器薄膜翼进行了数值模拟研究,发现在薄膜被动变形情况下能有效提高低雷诺数椭圆形机翼的升力系数<sup>[8]</sup>。然而这些控制方法有的会使飞机质量增加,有的甚至会破坏机翼的结构,所以在追求优异气动特性的同时必须考虑质量增加和结构变化带来的负面影响。基于压电材料的主动控制技术具有结构小、质量轻、控制方便、不破坏机翼结构、主动控制机构在不需要时,不会带来负面效应等特点,而且在上翼面引入变形后可以很好地控制失速和激波<sup>[9-10]</sup>,因此,高性能压电材料的主动控制技术在质量要求极为苛刻的航空领域,具有非常广泛的应用前景。基于这一思想,本文对内埋压电片控制机翼上翼面局部变形这一主动控制方法进行数值模拟,通过主动变形的方式控制流动分离,改善翼型的气动特性。结果表明,上翼面局部的周期性正弦振动对翼型/机翼气动特性优化效果明显,其影响因素主要取决于振动的振幅、频率、波长和与激波的相对位置。以往关于动网格的计算大多采用非结构网格,而非结构网格无论是计算速度还是精度都不如结构网格,所以本文采用高质量的结构网格,使仿真结果具有一定的参考意义。

## 1 模型与仿真

FLUENT 是目前处于世界领先地位的商业 CFD 软件之一,是模拟和分析复杂几何区域内流体流动的专业软件。本文采用 GAMBIT 建模,UDF 编译动网格程序并在 FLUENT 中求解。

### 1.1 模型

二维翼型采用四边形结构网格,三维机翼采用六面体结构网格,三维机翼模型采用两种形式:(1)为了得到准确的附面层扰动对机翼气动特性的影响,而在三维模型翼展两侧都采用了对称边界条件;(2)机翼一侧是对称边界条件,另一侧是翼梢。在构造三维网格的过程中,首先将二维的面按照垂直方向拉伸构造三维机翼的体结构。将两个对称面分别按照二维网格的方法进行划分,以两个对称面为源面选取 COOPER 格式在整体上划分六面体网

格,机翼末端必须是一个面而不是一条线,否则将无法划分六面体网格<sup>[11]</sup>。

### 1.2 FLUENT 仿真

以参考文献[11]中 NASA0012 翼型的算例进行方法验证,采用基于节点的高斯克林函数稳态压力基求解器、K-OMEGA SST 模型、耦合求解控制方式、二阶迎风格式进行计算。自由来流平板的雷诺数和速度的关系如下

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} c}{\mu} \quad (1)$$

选取空气密度  $\rho = 1.177 \text{ kg/m}^3$ ,运动粘度  $\mu = 1.789 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ ,弦长  $c = 1 \text{ m}$ ,标准温度和压强下的声速  $V_{\infty} = 347.51 \text{ m/s}$ 。图1给出了  $Ma = 0.3783$  时采用上述计算方法得到的 NASA0012 翼型升力系数与参考文献[11]中实验结果的比较,由图1可以看出,在小攻角范围内计算结果与实验值吻合,在大攻角范围内出现误差是因为统计湍流模型很难解决带有大涡湍流效应的问题。所以如无特殊说明,本文采用的攻角都是  $2^\circ$ 。

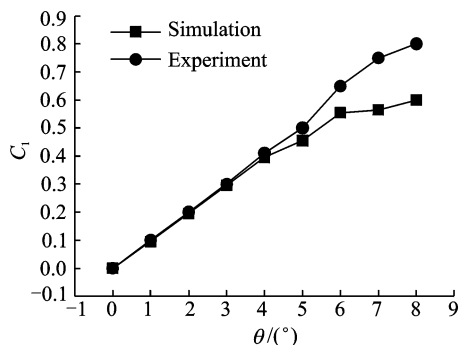


图1 FLUENT 计算结果与 NASA 实验结果的比较

利用 UDF 在机翼上表面  $L_1 = 0.2c$  到  $L_2 = 0.4c$  处产生振幅  $A = 0.01c$ ,波长  $\lambda = 0.2c$  的正弦振动如图2所示。为了显示效果此处的振幅取值比较大,后面仿真的振幅在  $0.0005c \sim 0.002c$  之间选取,随着柔性蒙皮和高性能压电材料技术的发展,振幅为  $0.001c$  的变形具有可行性。

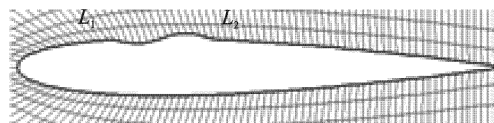


图2 翼型上表面的振动

研究中的机翼是弹性体,假设机翼上表面  $L_1$  到  $L_2$  区间内产生正弦振动,此区间内任一点的位移随时间的函数是

$$y = A \times \sin\left(2 \times \pi \frac{L - L_1}{L_2 - L_1}\right) \times \sin(2\pi ft) \quad (2)$$

式中:  $A$  为振动的振幅;  $f$  为频率。K-OMEGA SST 湍流模型由 Menter 发展而来的, 该模型在近壁面采用 K-OMEGA 模型, 在来流的主流区域采用独立的 K-EPSILON 模型。有效的融合了其鲁棒性和准确性, 和 Standard K-OMEGA 模型相比 K-OMEGA SST 模型在更多的流动范围内更加准确, 可靠。K-OMEGA 模型方程如下

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$

方程中:  $\tilde{G}_k$  代表速度梯度产生的湍流动能;  $\tilde{G}_\omega$  代表耗散率产生的湍流动能;  $\Gamma_k$  和  $\Gamma_\omega$  分别代表湍流动能( $k$ )和耗散( $\omega$ )产生的有效扩散系数;  $Y_k$  和  $Y_\omega$  代表  $k$ ,  $\omega$  产生的损耗;  $D_\omega$  代表交叉扩散项;  $S_k$  和  $S_\omega$  是用户自定义的原项。

## 2 二维计算结果

基于压力的方法可以在很大流动速度范围内进行求解, 而基于节点的高斯克林函数求梯度的方法比基于控制体中心的精度要高。

### 2.1 二维对称翼型

二维对称翼型采用 NASA0012 翼型, 利用 Force Monitors 监控升力和阻力的变化, 其周期和物理振动周期相吻合时计算结束。

#### 2.1.1 低马赫数下振动参数的影响

正弦振动形状参数的影响是综合的, 通过单一参数调整无法描述其影响, 因此本小节按照两种情况进行讨论。

##### (1) 频率-位置-宽度的影响

来流马赫数  $Ma = 0.3783$ , 在定常流状态下  $C_l = 0.196$ ,  $C_d = 0.0178$ 。不同振动位置不同频率下  $\lambda = 0.2c$ ,  $A = 0.001c$  的正弦振动引起的气动特性变化见图3。其中  $DC_l$  和  $DC_d$  分别表示升力和阻力系数的增量。由于在上翼面引入周期正弦振动, 所以升力系数和阻力系数都是周期变化的, 但所有升力系数和阻力系数的振幅都小于 0.002 在可接受的范围内。由图3可以看出, 振动位置对翼型气动特性影响不大, 频率的影响比较明显。当正弦振动位于  $0.6c \sim 0.8c$  处时, 翼型的升力系数随着振动频率的增加而增加,  $f = 2000$  Hz, 升力系数平均值为 0.205, 比定常流提高了 4.5%。阻力系数随频率的增加而减小,  $f = 2000$  Hz, 阻力系数平均值为

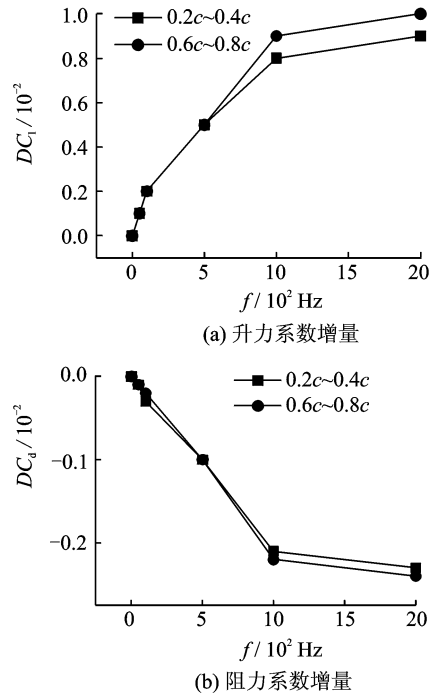


图3 宽度为  $0.2c$  不同位置的气动特性

0.0154, 比定常流减小了 13.4%。升阻比从 11.011 增加到 13.376, 增加了 21.5%。

图4给出了振动宽度为  $0.4c$ ,  $\lambda = 0.2c$ ,  $A = 0.001c$ , 不同位置不同频率气动特性的变化。通过比较图3和4可以发现, 振动位置和宽度对升力系数的影响不大, 这是由于此时是在低流速情况下进行的研究。

##### (2) 振幅-波长的影响

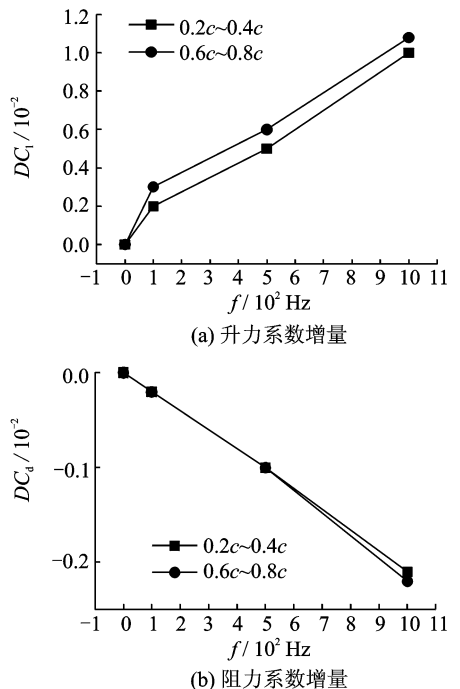


图4 宽度为  $0.4c$  不同位置的气动特性

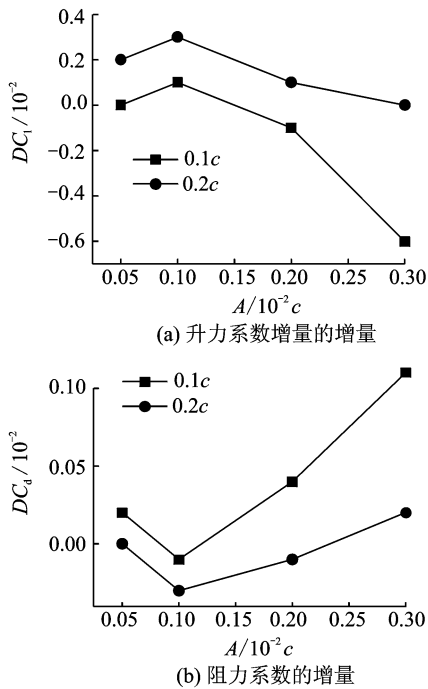


图5 振幅和波长对气动特性的影响

本节固定正弦振动位于  $0.2c \sim 0.4c$ , 频率  $f = 100 \text{ Hz}$ , 分别取振幅  $A = 0.0005c, 0.001c, 0.002c$  和  $0.003c$  研究与不同波长组合下振幅的影响, 如图5所示。由图5可以看出波长  $\lambda = 0.2c$  或  $0.1c$  时, 升力系数随振幅先增加后减小, 在  $A = 0.001c$  时达到最大值, 升力系数最大增加约2%。阻力系数先减小后增加, 在  $A = 0.001c$  时达到最小值, 减小约1.6%。相同振幅下, 升力系数随波长增加, 阻力系数随波长减小。鉴于上述振动参数对升力特性影响的研究结果, 本文在低流速下只研究  $0.2c \sim 0.4c$  位置处的振动对翼型气动特性的影响。在临界马赫数下振动位置的影响会比较明显。当振幅超过  $0.003c$  时升力系数小于定常流的价值, 阻力系数大于定常流的价值, 此时引入的控制起到了负作用。

2.1.2 高马赫数下振动参数的影响

当飞行速度在音速附近时, 波阻可能消耗发动机大约全部动力的3/4。这时阻力系数急剧地增长好几倍, 这就是由于飞机上出现了激波阻力的缘故。振动位置对控制和弱化激波影响显著, 振动位置靠后, 起不到弱化激波的作用, 振动位置靠前, 气流经过压缩在波动前缘形成前激波并有可能形成一道新的激波对减阻不利, 振动位置靠近原始激波可获得良好的增升效果, 选取最佳的振动位置在  $0.6c \sim 0.8c$ , 本节按照下述两种情况进行讨论。

(1) 振幅-频率的影响

固定振动位置于  $0.6c \sim 0.8c, \lambda = 0.2c$ , 研究振

幅  $A = 0.001c$  和  $0.002c$  时频率的影响, 如图6所示, 由图可知升力系数的增量随频率的增加而增加, 增加值均在  $3000 \text{ Hz}$  左右达到最大。当  $A = 0.001c, f = 3000 \text{ Hz}$  时, 升力系数从  $0.328$  提高到  $0.383$ , 最大约增加17%, 对应这两种振幅, 阻力系数在计算范围内, 都大于定常流的阻力系数, 在  $A = 0.001c, f = 1000 \text{ Hz}$  时阻力系数由  $0.049$  增大到  $0.0499$ , 约增加1.8%。

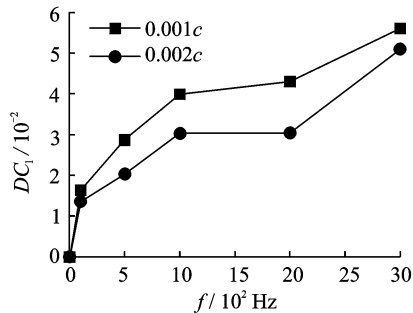


图6 不同振幅对增升效果的影响

(2) 波长-频率的影响

固定振动位置于  $0.6c \sim 0.8c, A = 0.001c$ , 研究波长  $\lambda = 0.1c$  和  $0.2c$  时, 频率对升力系数的影响, 如图7所示。由图可以看出, 波长减小升力系数的增量减小。波长减小就意味着正弦振动的鼓包长度减小, 此时对激波的干扰相对不强, 所以升力系数的增加值较小。对应这两种波长, 阻力系数在计算范围内都是增加的, 在  $\lambda = 0.2c, f = 1000 \text{ Hz}$  时阻力系数增加1.8%。为了说明正弦振动对气动特性的影响, 图8和9分别给出了引入  $A = 0.001c, \lambda = 0.2c, f = 3000 \text{ Hz}$  控制后和控制前, 翼型上表面压力分布和速度分布。从图中可以明显地看出引入控制后, 激波位置后移, 上翼面流体流速增加, 压强减小, 从而起到增升的效果, 但此时阻力是增大的。

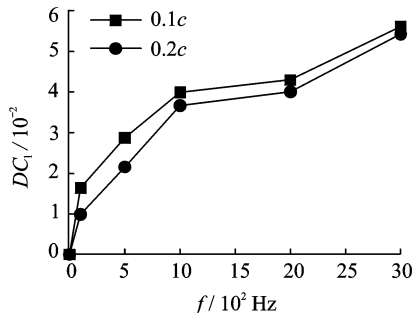


图7 不同波长对增升效果的影响

2.1.3 正弦振动控制机理的讨论

在翼面边界层内引入的脉动可以分为翼面法向和切向两个分量, 切向脉动分量可以吸入上游的低能流体, 并向下游注入高能流体, 使上翼面流体

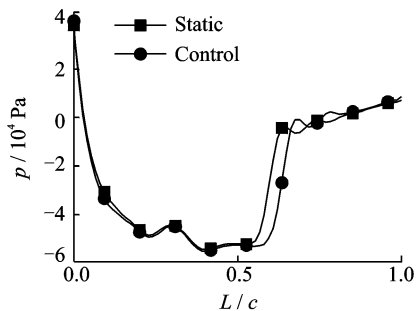


图8 压力分布

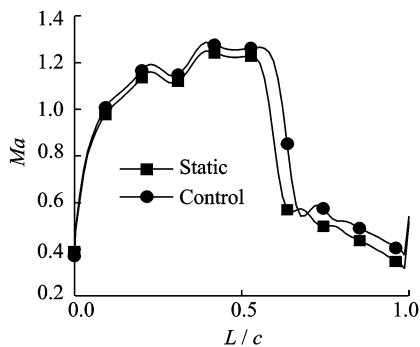


图9 速度分布

流速增加,压强减小,升力增加,这一点从图8,9可以看出。切向的脉动会减小湍流摩擦阻力,使流体具有更好的抵抗分离的能力,但同时会增加附面层内的层流摩擦阻力,当湍流摩擦阻力的减小量大于附面层内层流摩擦阻力的增加量时,控制就起到了减阻的效果。反之则阻力增大。法向的脉动会增加附面层内外流体的混合,在附面层外边界形成很强的掺混作用,在这种作用下,附面层外侧与切向脉动同向的高能流体被卷入到附面层内,使附面层抵抗分离的能力增强。马赫数越高则附面层越薄,切向脉动分量依然起到增加升力的作用,但是此时附面层内的层流摩擦阻力会迅速增加,超过了湍流摩擦阻力的减小量,所以在高马赫数下阻力系数是增加的。

## 2.2 非对称翼型

采用本课题组生产的非对称翼型及结构网格如图10所示,弦长 $c_2=1.5\text{ m}$ 。非对称翼型本文只研究 $Ma=0.3783$ 时的气动特性。采用振幅 $A=0.001c$ ,波长分别是 $\lambda=0.1c$ 和 $\lambda=0.4c$ ,研究频率 $f=50,100,500,1\ 000$ 和 $2\ 000\text{ Hz}$ 时的气动特性,其中升力系数和阻力系数控制后的变化如图11所示,结合图5,7可以发现和振幅相比,振动波长对气动特性的影响不大,尤其是在低频阶段。当 $f=2\ 000\text{ Hz}$ , $\lambda=0.4c$ 时,升力系数增加了15%,阻力系数减小了16.2%。可见在高频阶段本文采用的控制方法起到了很好的控制效果。

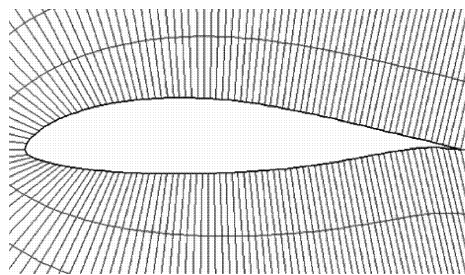
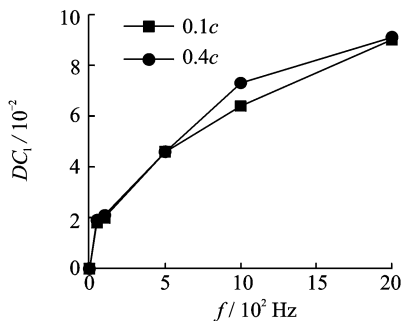
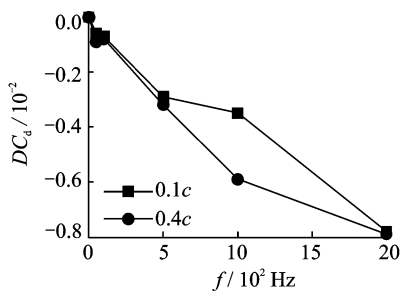


图10 非对称翼型



(a) 升力系数增量



(b) 阻力系数增量

图11 非对称翼型的振动控制

通过对二维翼型的仿真计算可以发现,在非对称翼型上施加控制可以取得更好的控制效果。这是因为和NASA0012翼型相比本非对称翼型的表面曲率更大,表面曲率大则引起流向和法向的速度梯度变化就越大,控制效果也就更加明显。当然曲率越大也越容易发生气流分离。

## 3 三维计算结果

基于上面的计算结果可以发现,在上翼面引入正弦振动这种主动控制方法可以很好地提高翼型的气动特性,然而以往的计算大多局限在二维翼型,机翼作为一个三维实体结构,有必要利用三维机翼模型验证控制方法的有效性。三维机翼模型采用两种形式:(1)机翼两侧都是对称边界条件不考虑翼梢效应,如图12所示;(2)一端对称边界条件,一端为翼梢,如图13所示。两种模型都是展长为1 m的平直翼。

### 3.1 三维无翼梢机翼

三维无翼梢机翼同样考虑对称和不对称两种翼

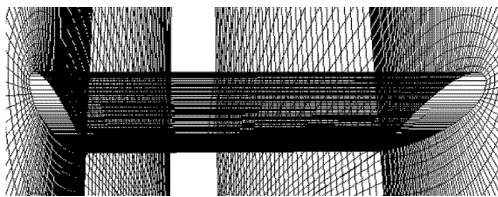


图12 无翼梢平直机翼

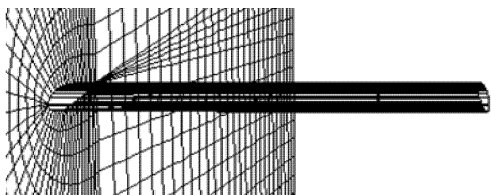


图13 有翼梢平直机翼

型, 当 $Ma=0.3783$ 或 $0.8$ ,  $A=0.001c$ ,  $\lambda=0.2c$ 时, 频率对0012翼型的三维无翼梢机翼气动特性的影响如图14所示。由图14可以看出, 和二维情况类似, 在低马赫数下升力增加阻力减小, 当 $f=2000$  Hz时, 升力最大增加5.4%, 阻力系数最大减小13%, 减阻效果非常明显。在高马赫数下, 升力系数增加, 阻力系数也增加, 当 $f=2000$  Hz时, 升力系数最大增加13.6%, 阻力系数最大增加6%。在高速情况下, 机翼表面上的正弦振动有很好的增升效果。

三维无翼梢非对称机翼同样采用本课题组生产的机翼翼型, 当 $Ma=0.3783$ 时的气动特性如图15所示, 与二维情况类似, 当 $A=0.001c$ ,  $\lambda=0.2c$ ,  $f=2000$  Hz时升力系数最大, 比定常流增加26.8%, 阻力系数最小, 比定常流减小27%。

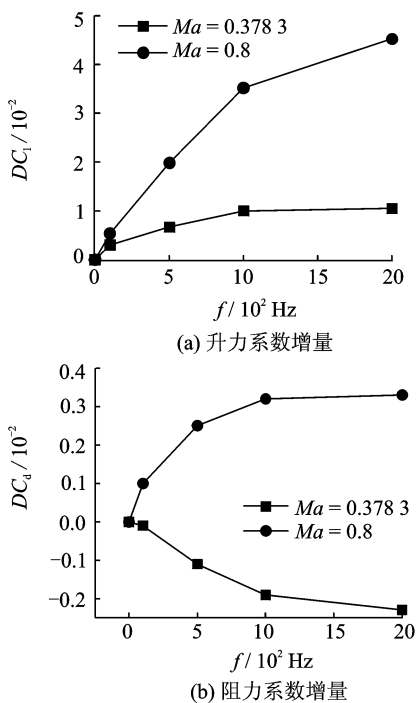


图14 三维无翼梢对称机翼

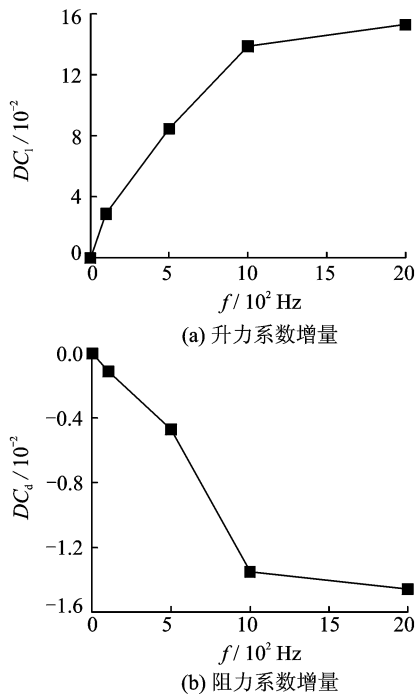


图15 三维无翼梢非对称机翼

### 3.2 三维有翼梢对称机翼

对三维无翼梢机翼的仿真取得了和二维翼型接近的结果, 但在实际飞行中, 下翼面的高压区气流会绕过翼梢流向上翼面, 形成强烈的旋涡气流, 并从机翼向后沿伸很长一段距离, 它们带走了能量, 增加了阻力。这种翼梢效应会对振动的控制效果产生影响。所以本节研究翼面上正弦振动对带有翼梢的三维对称机翼气动特性的影响。机翼截面为NASA0012翼型。当 $Ma=0.3783$ ,  $A=0.001c$ ,  $\lambda=0.2c$ 时, 频率对气动特性的影响如图16所示。可以看出此时升力系数只在很小的一个范围内是增加的, 而阻力系数都是增加的。这是因为从下翼面绕过翼梢到达上翼面的高速气流是沿翼展方向流动的, 其方向和振动引起的切向脉动方向相垂直, 而前面二维翼型所说的掺混效应是将与切向脉动同向的高能流体掺混到附面层之中。当法向脉动将这个展向的高速气流掺混到附面层后, 会破坏切向脉动的增升减阻作用。当振动频率比较小时, 法向脉动能量较小, 这种掺混效果不明显, 切向脉动起主要作用, 起到一定的增升效果, 当这种有害的掺混效应刚好抵消掉切向脉动的增升效果时所对应的振动频率是临界频率, 超过临界频率后, 法向脉动对展向气流的掺混作用超过了切向脉动的作用, 此时升力系数减小, 所以在应用中, 不需要在翼梢处进行振动控制。

上面研究结果表明, 当地流动状况与振动参数

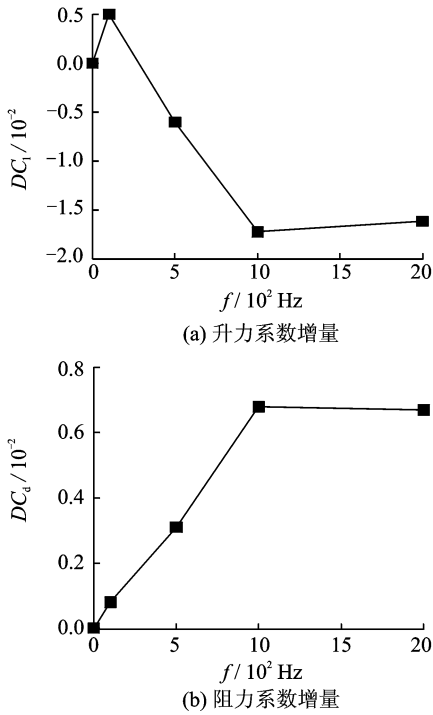


图 16 三维含翼梢对称机翼

的选取密切相关,合适的振幅,振动位置和频率相匹配可以获得增升和减阻的最佳效果。本文研究的翼型/机翼,振动位置位于  $0.2c \sim 0.4c$  或者  $0.6c \sim 0.8c$ ,  $A=0.001c$ ,  $f=2000$  Hz,  $\lambda=0.2c$  比较合适,其他翼型/机翼,振幅和频率建议在  $0.001 \sim 0.002$  m 和  $1\ 000 \sim 3\ 000$  Hz 之间选取。

## 4 结 论

鉴于  $N+2$  代民用飞机所提出来的环保要求和 BWB 布局激波阻力在总阻力中比例的上升,以及高机动特性提出的升力要求,本文开展了通过自适应机翼提高飞机升力,弱化激波的研究,获得如下研究成果:

(1) 建立翼型/机翼的结构网格,采用的 Fluent 商用软件经过适当的设置可以很好的对主动流动控制进行仿真。本文采用基于节点的高斯克林函数稳态压力基求解器, K-OMEGA SST 模型,耦合求解控制方式,二阶迎风格式进行计算,攻角小于  $4^\circ$  时和实验比较吻合。

(2) 系统研究了周期正弦振动的位置、振幅、频率和波长等参数的影响规律,提出了振动参数的选取原则。正弦振动参数的影响是综合的,必须协调各种参数进行详细设计。本文研究的 NASA0012 翼型和非对称翼型,当  $Ma=0.378\ 3$ ,  $A=0.001c$ ,  $\lambda=0.2c$ , 频率在  $1\ 000 \sim 2\ 000$  Hz 之间时,选取适当的振动位置,升力系数分别最大增加  $17\%$  和

$15\%$ , 阻力系数减小  $13\%$  和  $16\%$ 。在高马赫数下同样取得比较好的控制效果。

(3) 当考虑翼梢效应时,升力系数只在很小的频率范围内增加,而阻力也是增加的,所以实际应用时,不需要在翼梢处进行振动控制。

(4) 本文研究是基于翼型/机翼的数值仿真,研究目标用于提高飞机的升力特性,后续工作将通过实验来探索上翼面局部正弦振动增加升力的可行性。

## 参考文献:

- [1] Nickol C L, McCullers L A. Hybrid wing body configuration system studies [R]. AIAA Paper 2009-931, 2009.
- [2] 韩忠华,宋文萍,乔志德. YLSG107 高升力翼型主动流动控制的数值模拟[J]. 计算物理, 2009, 26(6): 837-841.  
Han Zhonghua, Song Wenping, Qiao Zhide. Numerical simulation of active stall control on high-lift airfoil[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2009, 26(6): 837-841.
- [3] Smith B L, Glezer A. Vectoring and small-scale motions effected in free shear flows using synthetic jet actuators[R]. AIAA Paper 1997-0213, 1997.
- [4] Reneaux J. Overview on drag reduction technologies for civil transport aircraft[R]. ONERA-TP-04-153. [S. l.]: Office National d'Etudes et de Recherches Aeronautiques(ONERA), 2004.
- [5] Lentin K D, Mmlleru K, Stamhuise J. How swifts control their glide performance with morphing wings [J]. Nature, 2007, 7139(446):1082-1085.
- [6] Gerald R A, David L C, David J P. Aeroelastic modeling, analysis and testing of a morphing wing structure[R]. AIAA Paper 2007-1734, 2007.
- [7] Love M, Zink P, Stroud R. Demonstration of morphing technology through ground and wind tunnel tests[R]. AIAA Paper 2007-1729, 2007.
- [8] Liany H, Wei S, Raphael H. Shape optimization of a membrane wing for micro air vehicles [J]. AIAA Journal, 2004, 42(2):424-426.
- [9] 高峰,王亮. 双微射流作动器合成流场数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(3): 268-274.  
Gao Feng, Wang Liang. Numerical study on synthetic flow field of adjacent microjet actuators [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2003, 21(3): 268-274.
- [10] 陶洋,林俊. 实体鼓包改进超临界翼型跨声速气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(1): 116-119.  
Tao Yang, Lin Jun. Investigation on drag reduction with contour bump located on asupercritical airfoil [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(1): 116-119.
- [11] Gary S, Craig K. A procedure for numerically analyzing airfoils and wing sections[M]. Columbia: University of Missouri, 2006.