

低雷诺数翼型蒙皮主动振动气动特性及 流场结构数值研究¹⁾

刘 强 刘 周²⁾ 白 鹏 李 锋

(中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要 针对低雷诺数 (Re) 翼型气动性能差的特点, 文章通过对翼型柔性蒙皮施加主动振动的方法, 提高翼型低 Re 下的气动特性, 改善其流场结构. 采用带预处理技术的 Roe 方法求解非定常可压缩 Navier-Stokes 方程, 对 NACA4415 翼型低 Re 流动展开数值模拟. 通过时均化和非定常方法对比柔性蒙皮固定和振动两种状态下的升阻力气动特性和层流分离流动结构. 初步研究工作表明在低 Re 下柔性蒙皮采用合适的振幅和频率, 时均化升阻力特性显著提高, 分离泡结构由后缘层流分离泡转变为近似的经典长层流分离泡, 分离点后移, 分离区缩小. 在此基础上, 文章更加细致研究了柔性蒙皮两种状态下单周期内的层流分离结构及壁面压力系数分布非定常特性和演化规律. 蒙皮固定状态下分离区前部流场结构和压力分布基本保持稳定, 表现为近似定常分离, 仅在后缘位置出现类似于卡门涡街的非定常流动现象. 柔性蒙皮振动时从分离点附近开始便产生分离涡, 并不断向下游移动、脱落, 表现为非定常分离并出现大范围的压力脉动. 蒙皮振动使流体更加靠近壁面运动, 大尺度的层流分离现象得到有效抑制.

关键词 低雷诺数, 主动振动, 数值模拟, 气动特性, 流场结构

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-15-188

NUMERICAL STUDY ABOUT AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND FLOW FIELD STRUCTURES FOR A SKIN OF AIRFOIL WITH ACTIVE OSCILLATION AT LOW REYNOLDS NUMBER¹⁾

Liu Qiang Liu Zhou²⁾ Bai Peng Li Feng

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

Abstract For the poor aerodynamic performance of airfoil at low Reynolds number, the paper targets the active oscillation for flexible skin of airfoil in order to improve its aerodynamic characteristics and flow field structures. Roe method with preconditioning technique was used to solve the unsteady compressible N-S equations and simulate the flow for NACA4415 airfoil at low Reynolds number. The aerodynamic force characteristics and laminar flow separation structures were compared by time-average and unsteady methods when the skin is static or oscillating. Preliminary studies indicate when the flexible skin actively oscillates with appropriate amplitude and frequency, the time-average lift and drag characteristics increase significantly. The separation bubble structures transform from trailing-edge laminar separation bubble to classic long laminar separation bubble. The separation position moves downstream and the separation region reduces.

2015-05-27 收稿, 2015-09-11 录用, 2015-10-13 网络版发表.

1) 国家自然科学基金 (91216116) 和科技部国家重点基础研究发展计划 (2014CB744100) 资助项目.

2) 刘周, 高级工程师, 主要研究方向: 计算流体力学. E-mail: zhou.liu@foxmail.com

引用格式: 刘强, 刘周, 白鹏, 李锋. 低雷诺数翼型蒙皮主动振动气动特性及流场结构数值研究, 力学学报, 2016, 48(2): 269-277

Liu Qiang, Liu Zhou, Bai Peng, Li Feng. Numerical study about aerodynamic characteristics and flow field structures for a skin of airfoil with active oscillation at low Reynolds number. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(2): 269-277

On this basis, the paper studied the alterations of the unsteady flow structures and pressure coefficient distributions more detailed during one period with the two states of the skin. The flow field structures and the pressure distributions keep steady in the front part of separation region at a static skin. The flow approximates steady separation and the unsteady flow phenomena like Karman vortex streets only appear at the trailing edge. Otherwise, for the oscillating skin, the unsteady vortexes generate near the separation position, subsequently move, and then shed along the airfoil surface. The flow presents unsteady separation and displays a wide range of pressure oscillation. Owing to the oscillating skin, the fluid movements are closer to the wall. The large scale laminar flow separation phenomenon is suppressed apparently.

Key words low Reynolds number, active oscillation, numerical simulation, aerodynamic characteristics, flow field structures

引 言

近年来随着临近空间飞行器(如高空长航时太阳能无人机、平流层飞艇、升浮一体飞行器)和微型飞行器的快速发展,低 Re 气动问题已成为人们的研究热点之一. 尽管两大类飞行器的特征尺度和飞行环境存在较大差异,但其共有的空气动力学特征是低 Re . 临近空间飞行器由于飞行高度高,空气稀薄,其弦长雷诺数在 $10^5 \sim 10^6$ 量级,螺旋桨雷诺数在 $10^4 \sim 10^5$ 量级,而微型飞行器由于尺寸小、速度低,雷诺数也在 $10^4 \sim 10^5$ 量级,两类飞行器工作时低 Re 流动效应显著. 除此以外,两类飞行器的翼载较常规飞行器要低 1~2 个量级,飞行时载荷能力有限,常采用轻质柔性结构^[1],如柔性蒙皮、弹性梁等,机翼的柔性变形也是当前空气动力学研究中的一个难点^[2].

研究^[3-4]表明低雷诺流动会使翼型气动性能急剧下降,并出现严重的非线性效应. 低雷诺数下翼型表面会出现周期性的涡旋生成、脱落等非定常流动现象^[5],导致壁面压力系数、气动力系数的周期性波动,同时低速低 Re 流动动压较低,流动结构易受到来流湍流度、噪声、壁面粗糙度等外来因素的干扰而发生变化. 对柔性蒙皮而言,壁面压力系数的波动会引起蒙皮发生局部的变形和振动,这种振动对翼型的气动特性和流场结构造成何种影响逐渐成为人们所关心的问题,研究人员更进一步关注于能否将这种振动加以利用,以此来改善翼型低 Re 下的流场结构,提高气动特性,由此针对翼型蒙皮主动振动对气动特性及流场结构的影响研究变得急需而迫切.

低 Re 流动较常规雷诺数有许多新的特点,尤其当雷诺数低于 200 000 时,翼型气动性能开始急剧恶化,主要表现升力系数下降,阻力系数增加,升阻比

下降;小攻角下出现升力系数非线性效应;中到大攻角下出现非线性静态滞回效应^[4]. 经过大量研究,人们普遍认为这些现象与低 Re 下的层流分离现象密不可分. 针对层流分离现象,人们早已开展了相关的研究工作,20 世纪 60 年代 Horton^[6] 对层流分离问题进行了基础而又细致的研究,发现层流分离泡是翼型低 Re 流动中广泛存在的现象,并提出了经典层流分离泡模型. 80 年代 Mueller 和 Batil^[7] 对层流分离现象开展了大量的风洞试验研究,发现层流分离和转捩对低 Re 气动特性至关重要. 新世纪以来随着数值计算的进步,研究人员发现实际并不存在稳定的层流分离泡,经典的层流分离泡是一系列大尺度周期性层流分离涡时均化的结果^[4,8],其中文献 [8] 采用三维隐式大涡模拟 (iLES) 和二维层流模型模拟了不同厚度翼型低 Re 下层流分离效应,结果显示在 $Re < 30\,000$ 时,层流模型与 iLES 方法获得的小攻角下气动力系数及流动分离点、再附点位置表现出较好的一致性. 2006 年白鹏等^[9] 提出了内部结构和演化规律都不同于经典层流分离泡模型的后缘层流分离泡模型,并根据后缘层流分离泡模型和经典长层流分离泡模型间的演化对翼型小攻角下升力系数非线性效应的形成机理进行了研究和解释.

为提高翼型在低 Re 下的气动效益,特别是抑制翼型层流边界层分离流动,各国学者做了很多努力,无论是采用合成射流技术、脉冲射流技术等虚拟形状变形,还是采用小尺度局部结构的主动变形,都能对飞行器局部流场结构产生有利影响,进而提高飞行器飞行性能. 近年来柔性蒙皮振动对气动特性、流场结构的影响等相关研究成果陆续发表,2002 年 Munday 和 Jacob^[10] 采用风洞试验方法获取了不同攻角下翼型蒙皮振动时分离点位置和分离区大小,发现蒙皮在合适的振动频率下,可以有效地阻止气

流的流动分离, 改善流场结构. 2009 年郭秋亭^[11]采用翼型蒙皮局部主动振动对低速流场进行控制, 探讨了振幅、频率以及在不同位置加载局部主动变形对翼型升力特性的影响, 得出了一些有意义的结果.

但目前这些研究结果还只局限于对蒙皮固定和振动这两种状态下的气动特性以及流场分离区的初步比对, 其既没有对升阻力特性、压力分布和流场结构进行细致的分析, 也没有深入研究蒙皮不同振动参数对气动特性、流动结构的影响规律. 本文在以上工作基础上, 对翼型柔性蒙皮施加给定参数的主动振动, 探讨其对低雷诺数下气动特性及流场结构的影响规律及作用机制. 时均化与非定常结果显示翼型柔性蒙皮在合适的振动参数下, 升力系数提高, 阻力系数降低, 时均化分离点后移, 分离区缩小, 分离泡结构由后缘层流分离泡转变为近似的经典长层流分离泡, 且流体更加靠近壁面流动, 大尺度的层流分离现象得到有效抑制. 初步分析表明柔性蒙皮振动的振幅和频率对低 Re 翼型气动特性和流场结构具有重要影响.

1 研究方法

1.1 数值方法

目前, 国外已经采用直接数值模拟 (DNS) 和大涡模拟 (LES) 方法针对低 Re 层流分离问题开展了一些研究工作, 并开展了低 Re 层流分离三维效应的研究^[8,12], 总体来看研究结论还不是很一致, 尚处于探索和研究之中. 白鹏等^[4,9]的前期研究工作表明, 采用基于 RANS 的非定常层流模型可以较好的捕捉低 Re 大尺度层流分离涡的非定常非线性效应以及相应的时均化层流分离涡结构, 且计算效率高成本低. 因此本文采用预处理方法求解非定常 RANS 方程, 研究低 Re 下翼型的气动特性和流动结构.

数值方法采用基于单元中心格式的有限体积方法求解可压缩 N-S 方程, 选择 Roe 格式进行空间离散, Green-Gauss 梯度重构方法获得空间二阶精度, 时间方向为二阶精度双时间步长, SGS 隐式推进获得非定常状态的解. 采用由 Weiss-Smith^[13]发展的预处理技术, 将 N-S 方程时间项写成原始变量形式, 通过对时间导数项的预处理, 使方程系数矩阵的特征值保持在同一量级, 解决了低速时系数矩阵的刚性问题, 最终得到以增量形式表示的非定常可压缩三维守恒形式的控制方程

$$\left(\Gamma_i \frac{V_i}{\Delta t} + \frac{\partial R_i^k}{\partial q_i^k}\right) \Delta q_i = -R_i^k - \frac{1}{\Delta t} (\varepsilon_0 R_i^k - \varepsilon_1 R_i^n + \varepsilon_2 R_i^{n-1}) \quad (1)$$

其中, $\varepsilon_0 = \frac{3}{2}$, $\varepsilon_1 = 2$, $\varepsilon_2 = \frac{1}{2}$, n 表示物理时间步, k 表示虚拟时间步, 数值求解详细过程见文献 [14-17].

选取 NACA0009 对称翼型作为算例, 计算低 Re 下 ($Re = 40000$) 翼型的气动力数据, 计算网格为 C 网格, 翼型弦长为 $c = 1$, 网格无关性试验表明网格密度为 401×81 和 601×101 时翼型在 4° 攻角下升力系数已吻合较好 (图 1), 故网格密度采用 401×81 , 壁面最小网格间距为 0.0001. 无量纲物理时间步长 $\Delta t = 0.005$, 计算模型采用层流模型, 边界条件分别选择远场边界条件和黏性无滑移边界条件. 图 2 显示

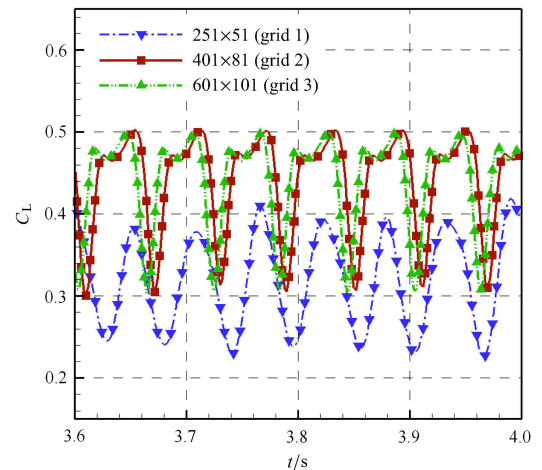


图 1 $\alpha = 4^\circ$ 时 3 种网格非定常升力系数图线

Fig. 1 Unsteady lift coefficient plots for three different grids, $\alpha = 4^\circ$

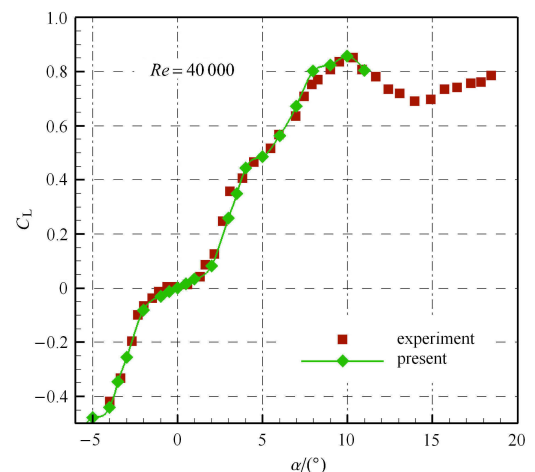


图 2 时均升力系数同文献 [18] 比较

Fig. 2 Comparison between the time-average lift coefficients and Ref.[18]

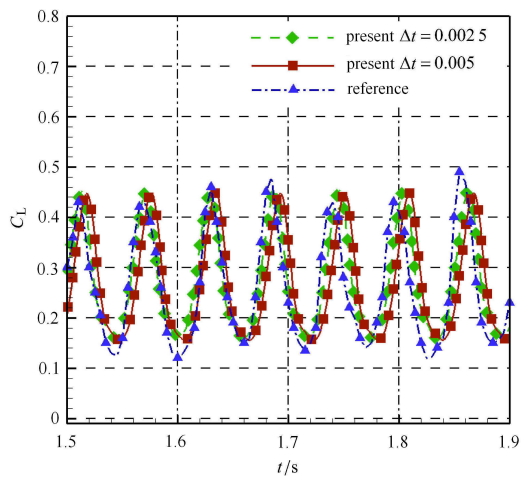


图 4 $Re = 25\,000, \alpha = 3^\circ$ 升力系数波动曲线同文献 [20] 比较
Fig. 4 Comparison between the unsteady lift coefficient plots and Ref.[20] at $Re = 25\,000, \alpha = 3^\circ$

通过时间积分获得的时均化流场结构见图 5. 所谓时均化就是将多个升力系数周期或漩涡脱落周期内的非定常气动参数和流场参数 (密度、速度矢量、压强等) 进行时间平均得到的结果. 时均化计算方式为: 首先求解非定常过程至上翼面出现稳定漩涡脱落周期, 然后对 4 个涡脱落周期的流场数据在时间方向进行积分取平均得到. 时均化是低 Re 非定常分离流动研究中被广泛采用的一种重要手段 [4,8-9]. 首先低 Re 下翼型非定常流动的时均化结构具有重要的参考价值. 低 Re 环境下翼型风洞试验获得的数据尤其是气动力数据, 大多是时间平均后的结果, 早期许多流动显示工作也主要局限于对层流分离泡大尺度稳定涡结构的观察和测量, 而实际上这些观测结果, 本质都是时均化的显现. 其次引言中提到, 低 Re 下实际上并不存在稳定的层流分离泡, 分离泡结构是一系列大尺度周期性层流分离涡时均化的结果. 因而在低 Re 下对翼型非定常流动时均化结构进行研究具有重要意义.

时均化的流场结构 (图 5) 显示在 3° 攻角下翼型上表面后部出现层流分离现象, 分离泡结构并不同

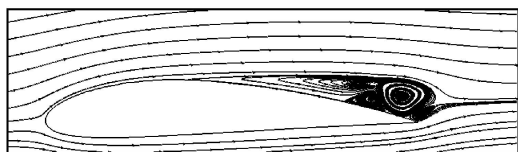


图 5 $Re = 25\,000, \alpha = 3^\circ$ 时均化分离泡结构
Fig. 5 Time-average vortex structure of laminar separation bubble at $Re = 25\,000, \alpha = 3^\circ$

于经典的长层流分离泡, 而与后缘层流分离泡结构相类似, 其主涡接近棒槌形, 主涡靠前位置诱导出了明显的二次涡结构, 翼型后缘位置存在气流从下表面经过后缘向上卷起的分离涡结构, 不存在分离再附现象.

2.3 翼型蒙皮振幅对气动特性的影响

在低 Re 流场环境中, 固定蒙皮气动力系数以一定的周期波动, 波动频率为 f_0 , 本文尝试将柔性蒙皮以该频率主动振动, 即 $f^+ = f_0$ (f^+ 为主动振动频率), 研究翼型蒙皮的振幅 A_{max} 对气动特性的影响. 计算条件为攻角 $\alpha = 3^\circ$, 振幅 A_{max} 选取 $0.001c \sim 0.010c$ 共 10 组振幅, c 为翼型弦长, 平均气动力系数结果见图 6.

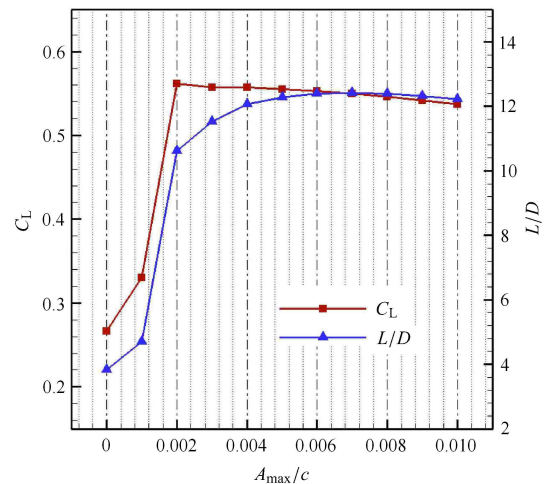


图 6 $\alpha = 3^\circ, f^+ = f_0$ 不同振幅下的平均气动力系数
Fig. 6 Average aerodynamic force coefficients with different amplitude at $\alpha = 3^\circ, f^+ = f_0$

结果表明振幅在 $0.002c$ 以上, 柔性蒙皮的振动都会使升力系数产生较大的增长. 升阻比随着振幅的增长先急剧升高而后略有下降. 振幅在 $0.005c$ 之后, 气动力系数变化较为平稳, 本文选取该振幅作为下文柔性蒙皮主动振动的振幅, 研究蒙皮振动对时均化及非定常气动特性和流场结构的影响规律.

2.4 蒙皮振动时均化气动特性及流场结构分析

本文重点研究了 $\alpha = 3^\circ$ 低 Re 下柔性蒙皮主动振动时 ($f^+ = f_0, A_{max} = 0.005c$) 气动特性的改变及流场结构的变化. 表 1 可见翼型蒙皮振动后, 平均升力系数较固定蒙皮 ($f^+ = 0$) 增长了近一倍, 阻力系数也大幅降低, 气动特性得到了显著提高.

低雷诺数下翼型阻力 C_D 由黏性引起, 可分为由壁面黏性切应力造成的摩擦阻力 C_{Df} , 及压强分布引起的压差阻力 C_{Dp} . 数据显示, 柔性蒙皮固定时 ($f^+ = 0$), 压差阻力系数占主要部分, 其占总阻力系数近 3/4, 而摩擦阻力系数所占的比例较小, 仅占 1/4, 这可能是由低雷诺数下翼型大尺度层流分离所造成的. 柔性蒙皮振动时 ($f^+ = f_0$), 占大比例的压差阻力下降了近一半, 而摩擦阻力下降不明显. 初步分析表明柔性蒙皮振动状态下, 压差阻力下降是阻力系数下降的主因.

表 1 $\alpha = 3^\circ$ 翼型蒙皮振动平均气动力系数变化

Table 1 Time-average aerodynamic force coefficients with the static and oscillating skin of airfoil at $Re = 25\,000$, $\alpha = 3^\circ$

Aerodynamic force coefficients	$f^+ = 0$	$f^+ = f_0$	Rates of rise
C_L	0.2664	0.5605	110.4%
C_D	0.0697	0.0439	-37.0%
C_{Df}	0.0165	0.0155	-6.1%
C_{Dp}	0.0532	0.0284	-46.6%

蒙皮振动状态下同样可对多个振动周期内的流场参数进行时间平均, 与蒙皮固定状态的时均化相比, 蒙皮振动时存在壁面边界的非定常变化, 时均化过程中除了对多个周期内流场参数进行平均外, 还需对每个物理时间步的翼面边界和空间网格位移进行时间平均. 由于翼型柔性蒙皮振动为标准的小振幅正弦振动, 因此多个振动周期下翼面边界和空间网格位移的时间平均结果与固定翼型保持一致. 从时间积分的角度分析比较柔性蒙皮固定和振动状态下流场结构的差异, 对研究低 Re 下翼型蒙皮振动的气动特性和流动结构影响具有重要的价值.

蒙皮振动下时均化的流场结构如图 7, 与图 5 蒙皮固定情况下产生的后缘层流分离泡相比, 蒙皮振动时分离泡结构发生了根本性的转变, 分离泡的位置向前移动, 尺寸急剧减小, 形成了类似于经典的长层流分离泡结构. 分离点位置后移, 且流动在翼型后

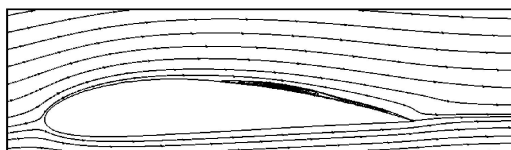


图 7 翼型蒙皮振动时均化流场结构

Fig. 7 Time-average flow field structure with the oscillating skin of airfoil

部发生再附, 分离区大大减小. 时均化结果表明流动结构显著改善, 为翼型气动特性的提高提供了合理的解释.

经过上面对时均化流场结构的比较和分析, 表明正是由于柔性蒙皮振动前后两种层流分离泡结构的差异, 造成了翼型气动特性的差别. 图 8 给出了翼型蒙皮在两种状态下时均化的等效外形示意图. 本文等效外形是指低雷诺数流动状态下, 基本翼型与层流分离泡和边界层共同作用下的等效翼型. 等效翼型表面流体平滑流过, 无分离流动, 且黏性作用相对压强分布影响不大, 基本翼型的低雷诺数流动与等效翼型的无黏流动近似相同, 因此可对等效翼型进行线性化分析^[9], 从而对基本翼型的升力特性变化给出定性的解释和较为合理的机理分析. 图 8 中黑色实线为实际翼型, 红色实线近似为层流分离泡和边界层共同作用下的等效翼型. 黑色点划线为实际翼型的中弧线, 红色点划线为包含层流分离泡和边界层的等效翼型中弧线.

根据翼型线化理论, 翼型的弯度对翼型的气动性能起重要作用. 图中容易发现当蒙皮固定时, 由于上翼面后缘层流分离泡的作用使翼型后部边界层变厚, 等效翼型后部的弯度减小, 后缘层流分离泡造成翼型等效弯度减小是导致低 Re 下翼型的升力特性变差的重要原因之一. 当蒙皮振动后, 时均化分离泡结构变为近似的经典长层流分离泡, 等效翼型弯度增加, 造成升力特性显著提高, 气动特性改善.

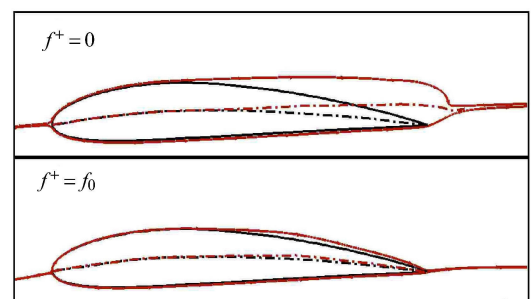


图 8 层流分离泡作用下等效外形示意图

Fig. 8 Sketch of the equivalent airfoil shape under the effect of the laminar separation bubble

柔性蒙皮两种状态下时均化壁面压力系数分布曲线见图 9, 从压力分布形态上看, $f^+ = 0$ 时, 翼型中后部压力平稳, 并在后缘点附近出现突然升高, 而 $f^+ = f_0$ 时翼型上表面压力分布从流动再附点附近开始表现为逐渐下降, 这与经典长层流分离泡压

力系数分布特点相近. 总体看蒙皮以 $f^+ = f_0$ 振动, 翼型上表面压力系数降低, 下表面压力系数升高, 压力系数曲线所围成的面积增加, 翼型升力系数显著提高.

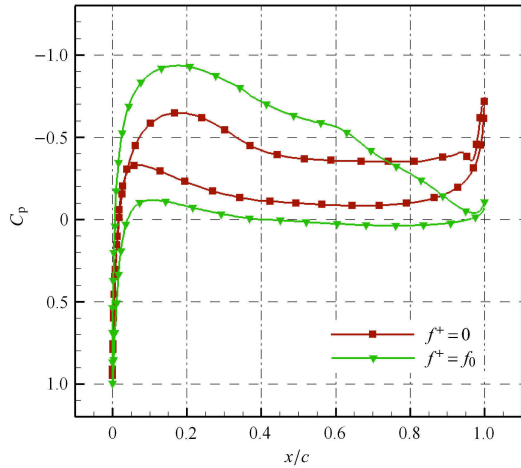


图 9 柔性蒙皮固定与振动时均化壁面压力系数

Fig. 9 Time-average pressure coefficient distributions for the static and oscillating shin during one period

2.5 蒙皮振动非定常气动特性及流场结构分析

以柔性蒙皮固定和振动两种状态作为研究对象, 继续分析非定常气动力系数、流场结构和压力分布特性的变化规律. 非定常气动力系数变化如图 10, 可见蒙皮振动时非定常的升力系数大幅度提高, 阻力系数也明显下降, 低 Re 下翼型的气动特性显著提高.

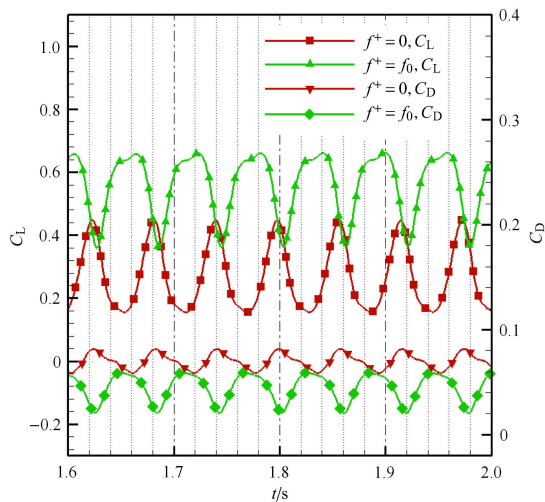


图 10 柔性蒙皮固定与振动时升、阻力系数波动比较

Fig. 10 Comparison between the unsteady lift and drag coefficient plots with the static and oscillating shin of airfoil

图 11 分别给出了两种状态下, 一个升力系数脉动周期内不同时刻的非定常流动结构. 首先分析蒙皮固定状态下非定常流场结构, 图 11(a). 可见不同时刻的非定常涡旋结构与时均化的后缘层流分离泡结构形态接近, 不同时刻的非定常涡旋产生和脱落过程存在 3 个明显的特征. (1) 流场在分离区前部变化不大, 近似死水区; (2) 涡旋的产生和脱落主要集中在翼型靠后缘附近, 气流从后缘卷起生成一个涡旋随后从后缘脱落 (图 11(a), $0.0T \sim 0.4T$), 上表面又产生新的涡旋并脱落 (图 11(a), $0.4T \sim 0.6T$), 同时下表面又卷起了新的涡旋 (图 11(a), $0.8T \sim 1.0T$), 涡旋的卷起与脱落过程类似于卡门涡街的非定常流动现象; (3) 翼型上表面靠近后缘附近始终存在一个二次分离涡, 稳定在 $0.85c \sim 0.95c$ 位置附近, 正是由于涡旋周期性的生成与脱落, 才造成了低 Re 下气动力系数的周期性波动.

当翼型蒙皮振动时, 图 11(b), 非定常流场结构与时均化的经典长层流分离泡结构存在很大差异. 单周期内的非定常流场结构也存在 3 个明显的特征. (1) 由于蒙皮振动, 分离涡从分离点附近便产生, 不存在死水区; (2) 分离涡在产生后, 随流场向下游移动 (图 11(b), $0.0T \sim 0.4T$), 分离涡流向下游并随之脱落, 并有新的分离涡生成 (图 11(b), $0.6T \sim 1.0T$);

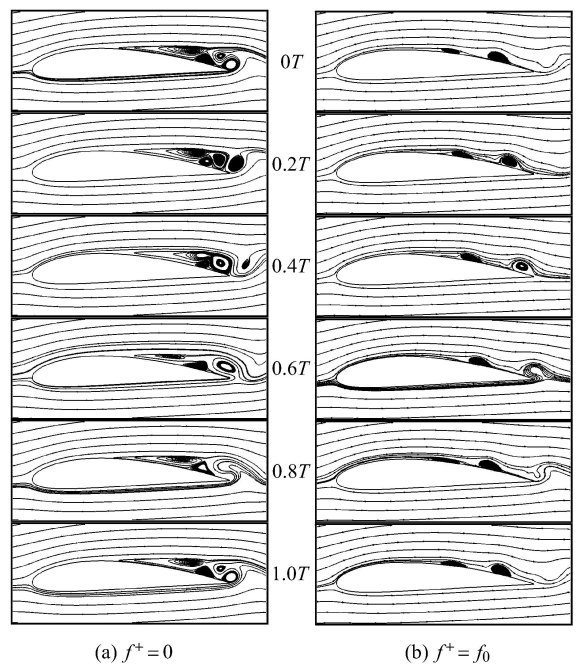


图 11 单周期内蒙皮固定与振动时非定常流动结构

Fig. 11 Unsteady flow structures for the (a) static and (b) oscillating shin during one period

(3) 主涡脱落时, 会引起气流从翼型下表面卷起一个小尺寸的二次涡, 并迅速脱落 (图 11(b), $0.6T \sim 0.8T$). 通过时均化与非定常结果对比, 也证明了所谓的经典长层流分离泡是一系列周期性产生、移动并最终脱落的层流分离涡时均化的结果, 并不存在所谓的稳定的长层流分离泡, 这与文献 [4,8] 的结果一致. 非定常流动结构可以看出, 翼型蒙皮以频率 $f^+ = f_0$ 振动, 流体更加靠近壁面运动, 大尺度层流分离现象得到有效抑制, 流场结构得到改善.

上述分析表明在翼型蒙皮振动后, 时均化流场结构发生变化的同时, 其非定常结构也发生了显著地改变. 图 12 给出了单周期内非定常壁面压力系数分布的变化情况, 进一步证明了这两种非定常流场的显著差异. 图中发现蒙皮固定时 ($f^+ = 0$) 压力系

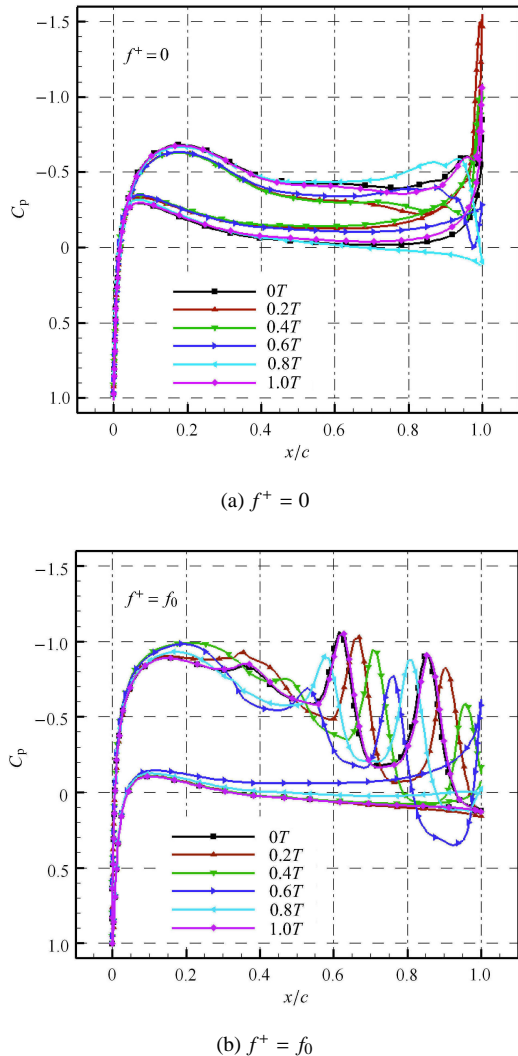


图 12 单周期内蒙皮固定与振动时非定常壁面压力系数
Fig. 12 Unsteady pressure coefficient distributions for the (a) static and (b) oscillating shin during one period

数脉动主要出现在翼型尾部接近后缘位置, 其余部分变化不大, 这也验证了图 11(a) 非定常流动结构中死水区的存在, 涡的产生和脱落均在翼型尾部发生. 蒙皮振动情况下 ($f^+ = f_0$) 压力系数脉动区域比固定蒙皮要大的多, 从翼型最大厚度点到翼型尾部的大片区域, 都呈现大范围的压力系数脉动, 并且靠近翼型后部脉动幅值越大, 与图 11(b) 中主涡的产生、移动、脱落, 小尺寸二次涡的卷起、脱落的流动情形相吻合. 同时发现柔性蒙皮振动时压力系数曲线所围的面积大于蒙皮固定时所围的面积, 与图 9 时均化的结果一致.

本文最后尝试研究柔性蒙皮振动频率对气动特性及流场结构的影响. 表 2 列出了蒙皮在两种不同激振频率下气动系数较固定蒙皮气动系数的增益. 结果显示蒙皮以 $f^+ = 2f_0$ 振动时, 升力系数与升阻比增益为正, 气动特性较固定蒙皮有一定提高, 但效果有限, 与 $f^+ = f_0$ 振动相比存在较大差距.

表 2 $\alpha = 3^\circ$ 不同频率下平均气动系数及增益
Table 2 Average aerodynamic force coefficients and rates of rise with different frequency of oscillation at $\alpha = 3^\circ$

f^+	C_L rates of rise	L/D rates of rise
f_0	110.4%	234.0%
$2f_0$	10.89%	47.0%

时均化的流场结构如图 13, 蒙皮以 $f^+ = 2f_0$ 振动时, 翼型上表面层流分离泡结构仍为后缘层流分离泡, 与固定蒙皮 (图 5) 相比只存在分离泡尺寸的减小, 并未发生分离泡结构的转变, 因而对流场结构的改善效果不明显. 初步分析表明, 柔性蒙皮的振动频率对气动特性及流场结构有着重要的影响, 其影响规律及作用机制正在进一步深入研究当中.

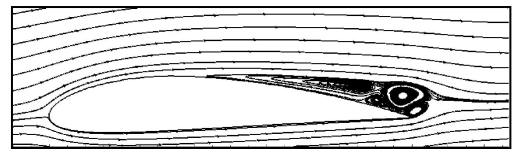


图 13 $\alpha = 3^\circ, f^+ = 2f_0$ 时均化分离泡结构
Fig. 13 Time-average vortex structure of laminar separation bubble at $\alpha = 3^\circ, f^+ = 2f_0$

3 分析与结论

本文采用非定常数值模拟手段, 以 NACA4415 翼型为研究对象, 研究了低 Re 下翼型柔性蒙皮在固

定和振动两种状态下的气动特性和流场结构, 通过对时均化及非定常的升阻力气动特性、层流分离流场结构及表面压力系数分布特性等的细致分析, 得出以下结论。

在 $Re = 25\,000$ 柔性蒙皮固定状态下, 数值模拟捕捉到了翼型流场明显层流分离效应。时均化结果显示翼型表面产生了与经典长层流分离泡不同的后缘层流分离泡结构, 其主涡接近棒槌形, 不存在时均化的分离再附现象。后缘层流分离泡结构导致等效翼型弯度的减少是翼型低 Re 下升力特性差的重要原因之一。非定常结果发现, 柔性蒙皮固定状态下分离区前部流场结构和压力分布基本保持稳定, 表现为近似的定常分离, 仅在后缘位置附近出现类似于卡门涡街的非定常流动现象。

柔性蒙皮振动状态下, 翼型气动特性与流场结构发生了显著改变。首先时均化下的升力系数升高、阻力系数降低, 气动特性提高显著。分离泡结构由后缘层流分离泡变为近似的经典长层流分离泡, 分离点位置后移, 分离区大大减小, 流动结构明显改善。非定常结果显示从分离点附近开始, 便产生分离涡并向下游移动、脱落, 流动表现为非定常分离, 并且出现大范围的压力脉动。蒙皮振动使流体更加靠近壁面运动, 大尺度的层流分离得到有效抑制。

柔性蒙皮以不同参数振动对气动特性和流场结构的影响不同。 $\alpha = 3^\circ$ 攻角下振幅为 $0.005c$ 之后, 平均气动力系数变化较为平稳, 蒙皮以 $f^+ = f_0$ 振动时对气动特性的提高和流场结构的改善效果明显, 但在 $f^+ = 2f_0$ 时效果有限。初步分析表明, 翼型柔性蒙皮振动幅值、频率对气动特性及流场结构有着重要的影响。

参 考 文 献

- 1 陈广强, 刘强, 石永彬等. 一种临近空间升浮一体飞行器气动布局设计研究. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 218-224 (Cheng Guangqiang, Liu Qiang, Shi Yongbin, et al. Aerodynamic configuration design of a buoyancy-lifting vehicle in the near-space. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(2): 218-224 (in Chinese))
- 2 Shyy W, Lian Y. *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers*. New York: Cambridge University Press, 2008: 78-85
- 3 李锋, 白鹏, 石文等. 微型飞行器低雷诺数空气动力学. 力学进展, 2007, 37(2): 257-268 (Li Feng, Bai Peng, Shi Wen, et al. Micro air vehicle aerodynamics at low Reynolds number. *Advances in Mechanics*, 2007, 37(2): 257-268 (in Chinese))
- 4 白鹏, 李锋, 詹慧玲等. 翼型低 Re 小攻角非线性非定常层流分离现象研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, 45(2): 24703-024703 (Bai Peng, Li Feng, Zhan Huiling, et al. Study about the non-linear and unsteady laminar separation phenomena around the airfoil at low Reynolds number with low incidence. *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2015, 45(2): 24703-024703 (in Chinese))
- 5 吴鋈, 王晋军, 李天. NACA0012 翼型低雷诺数绕流的实验研究. 实验流体力学, 2013, (6): 32-38 (Wu Jun, Wang Jinjun, Li Tian. Experimental investigation on low Reynolds number behavior of NACA0012 airfoil. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2013, (6): 32-38 (in Chinese))
- 6 Horton HP. Laminar separation bubbles in two and three dimensional incompressible flow. [PhD Thesis]. London: Queen Mary University of London, 1968
- 7 Mueller TJ, Batil SM. Experimental studies of separation on a two-dimensional airfoil at low Reynolds numbers. *AIAA Journal*, 1982, 20(4): 457-463
- 8 Kojima R, Nonomura T, Oyama A, et al. Large-eddy simulation of low-Reynolds-number flow over thick and thin NACA airfoils. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(1): 187-196
- 9 白鹏, 崔尔杰, 李锋等. 对称翼型低雷诺数小攻角升力系数非线性现象研究. 力学学报, 2006, 38(1): 1-8 (Bai Peng, Cui Erjie, Li Feng, et al. Study of the non-linear lift coefficient of the symmetric airfoil at low Reynolds number near the 0° angle of attack. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2006, 38(1): 1-8 (in Chinese))
- 10 Munday D, Jacob J. Active control of separation on a wing with oscillating camber. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(1): 187-189
- 11 郭秋亭. 局部主动变形翼型和折叠翼变形飞机动态气动特性数值模拟研究. [博士学位论文]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2009: 86-89 (Guo Qiuting. Numerical simulation of the dynamic aerodynamic characteristics about partial flexible airfoils and folding wing aircraft. [PhD Thesis]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2009: 86-89 (in Chinese))
- 12 Gross A, Fasel HF. Numerical investigation of separation for airfoils at low Reynolds numbers. AIAA Paper No.2010-4736
- 13 Weiss JM, Smith WA. Preconditioning applied to variable and constant density flows. *AIAA Journal*, 1995, 33(11):2050-2057
- 14 Luo H, Baum JD, Lohner R. A fast, matrix-free implicit method for compressible flows on unstructured grids. *Journal of Computational Physics*, 1998, 146(2): 664-690
- 15 Rong YS, Wei YC. A flux vector splitting scheme for low Mach number flows in preconditioning method. *Applied Mathematics & Computation*, 2014, 242(1): 296-308
- 16 蒋跃文, 叶正寅, 王刚. 基于非结构网格的高效求解方法研究. 计算力学学报, 2012, 29(2): 217-223 (Jiang Yuewen, Ye Zhengyin, Wang Gang. Efficient solution of Euler/N-S equations on unstructured grids. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2012, 29(2): 217-223 (in Chinese))
- 17 Shima E, Kitamura K. New approaches for computation of low Mach number flows. *Computers & Fluids*, 2013, 85(10):143-152
- 18 Selig MS, Guglielmo JJ. Experimental on airfoils at low Reynolds number. AIAA Paper, AIAA-96-0062
- 19 刘君, 白晓征, 郭正. 非结构动网格计算方法. 长沙: 国防科技大学出版社, 2009: 81-85 (Liu Jun, Bai Xiaozheng, Guo Zheng. Computational Method for Unstructured Moving Grids. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2009: 81-85 (in Chinese))
- 20 Katam V, LeBeau RP, Jacob JD. Simulation of separation control on a morphing wing with conformal camber. AIAA Paper No.2005-4880