

文章编号:1674-8190(2014)01-038-08

表面凹凸充气机翼的气动特性研究

冯志壮,李斌

(西北工业大学 航学学院,西安 710072)

摘要: 充气机翼在变体飞机和飞艇中具有潜在的应用前景。充气机翼的结构特征与传统硬质机翼显著不同,其外形与传统机翼相比最大的差异在于表面的片条状鼓包,这种外形带来的气动特性、气弹行为等越来越受到人们的关注。以 NACA0015 翼型为原形,设计制作充气机翼模型,并利用 CFX 对传统光滑的 NACA0015 翼型和凹凸表面的 0015F2 翼型进行定常和非定常气动行为分析。结果表明:充气机翼的凹凸表面外形增加翼型的失速攻角,但其升力线斜率及升阻比都较光滑翼型要小;0015F2 翼型的速度梯度过度区大于 NACA0015 翼型;0015F2 翼型在每一个凹槽区生成驻涡,驻涡的存在使得充气机翼的附面层呈现紊流附面层的特性,驻涡的外移改变了机翼后缘的尾涡形成,推迟了分离,使得失速攻角增大。

关键词: 充气机翼;凹凸表面;气动特性;附面层;漩涡

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Investigation of Aerodynamic Behavior for Bumpy Inflatable Wing

Feng Zhizhuang, Li Bin

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Inflatable wings possess charming potential in airships and future morphing aircrafts. But the structural features of inflatable soft wing are obviously different with traditional hard wing, and there are many bumps on the profile of inflatable wing. The effects of these bumps on aerodynamical and aero-elastic behavior are paid increasing attention by researchers recently. The CFD models of smooth NACA0015 airfoil and bumpy inflatable wing (named 0015F2 airfoil) with CFX software are constructed. Numerical results show that 0015F2 airfoil has larger stall attack angle than NACA0015 airfoil, but the slope of the lift coefficients vs. attack angle curve and the lift-drag ratio of bumpy wing are lower than the smooth NACA0015 airfoil. The effects of the bumps on boundary layer can be grasped. The bumpy airfoil promotes a thicker boundary layer than that of the smooth airfoil at the same chord locations. The unsteady simulations show that the vortices are formed within each zone of the bumps, and these vortices prevent the separation seen in the smooth airfoil simulations so that the stall angle of attack is increased.

Key words: inflatable wing; bumpy surface; aerodynamic characteristics; boundary layer; vortex

0 引言

充气结构以其超轻的质量、良好的折叠性能、低廉的成本等独特优势,成为航天航空领域可展开

结构或变体结构技术的热点研究方向之一。早在 20 世纪 50 年代后期,美国 Goodyear 公司成功设计并制造了机身和机翼全部为充气结构的充气飞机,该机巡航速度达到 60 mph,充气压力 175 kPa,最大承载能力 108 kg^[1]。近代,伴随着无人机技术的快速发展,美国军方提出了对可充分折叠包裹的充气翼无人飞行器的明确需求,主要有炮射型巡飞弹计划、炮射前线侦察机计划、火星探测飞机计划等。美国 ILC Dover 公司和 Kentucky 大学是目

收稿日期:2013-07-01; 修回日期:2013-09-01

基金项目:国家自然科学基金(1172238)

通信作者:冯志壮,463780298@qq.com

前对充气变体飞机研制最为深入的机构,两家单位合作已经成功试飞了 BIG BLUE^[2-3] 充气机翼飞机。在国内,西北工业大学和北京航空航天大学已经展开了相应的设计和特性研究^[4-6]。

充气机翼作为一种张力薄膜结构,依靠充气内压作用使得薄膜张紧实现机翼的几何雏形和承载。为了实现翼型维持,充气机翼通常设计为有内部拉条的片条状构型,使得充气后机翼表面呈现凹凸片条状^[5,7]。表面凹凸的翼型与传统光滑表面翼型差异显著,这种差异对机翼气动特性的影响值得进一步研究。

空气动力学研究学者早就做过机翼表面的粗糙度对机翼表面分离状态影响的研究。相关试验研究表明^[8-9],在低雷诺数情况下,粗糙表面翼型的抗分离能力比光滑翼型更好。不过传统的改变翼型表面粗糙度的研究与具有连续凹凸鼓包的充气机翼还有很大差异。美国 Kentucky 大学围绕 BIG BLUE 项目的需要,深入研究了充气机翼表面凹凸对 Eppler398 翼型气动性能的影响^[10-13]。研究发现,由于气流流经机翼表面的凹进区与凸起面时形成速度梯度,在粘性力的作用下,使得翼型的每个凹进区都会形成小的驻涡。这种驻涡的出现,在一定条件下降低翼型的升阻比,并且增加机翼表面压力的波动特性。但驻涡与充气机翼翼面具有较好粘性,可以推迟机翼后缘的气流分离,提高失速攻角。

目前,国内外主要针对充气机翼的定常气动特性进行研究。本文将以 NACA0015 对称翼型为对象,研究充气机翼表面凹凸构型对机翼非定常气动特性的影响,为进一步认识分析充气机翼的气动弹性行为奠定一定的基础。

1 充气机翼 CFD 计算模型的建立

1.1 翼型的几何构型

以 NACA0015 对称翼型为研究对象,给定弦长为 400 mm,设计制作的充气机翼如图 1 所示。机翼充气后,每个展向拉条布置处受拉条约束,在机翼表面形成一个凹槽,而机翼上下表面其他无约束区在充气内压作用下呈现为柱面凸起。在建立充气机翼翼型时,以 NACA0015 光滑翼型的轮廓线为母线,然后按照展向拉条的分布情况,沿弦向

将翼型分成若干段,相邻拉条之间的弧线按照对应段包围面积相等的原则确定每段弧线的具体几何参数。建立的 NACA0015 充气翼型和光滑翼型的几何轮廓线对比如图 2 所示。为了便于标识,本文将光滑翼型和充气翼型分别命名为 NACA0015 和 0015F2。

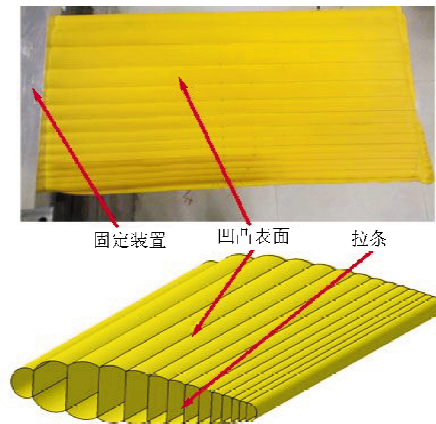


图 1 充气机翼

Fig. 1 Inflatable wing



图 2 机翼外形剖面图对比

Fig. 2 Comparison of airfoil profile

1.2 CFD 模型的建立

首先,在 CATIA 中建立剖面几何模型,然后将其导入 ICEM 中画出绕机翼外形的致密网格。由于充气机翼表面具有凹槽,在网格的画法上与表面光滑机翼的略有不同,需要在凹槽处做区域划分的处理,并加密机翼表面的布点来确保精确地计算。为了保证边界层网格质量,0015F2 翼型采用分区多块结构化网格生成法。具体的网格划分如图 3 所示,为了保证网格收敛性,确保可以充分捕捉凹凸区的流动特征,附面层网格在 y 向(翼面法向)的离散间隔保持在 0.01 mm 量级,而在 x 向(顺流向)确保每段鼓包的离散网格数不少于 25。为了忽略远场壁面对机翼周围流场的影响,取远场范围为弦长的 20 倍。0015F2 翼型的网格划分总单元数为 142 012,节点数为 112 656。

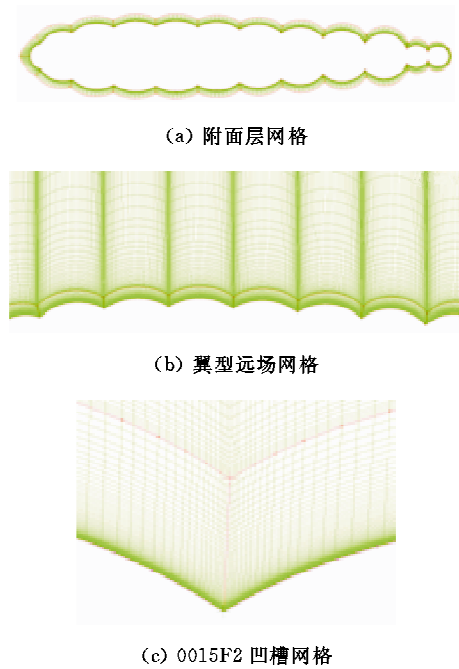


图 3 0015F2 翼型网格
Fig. 3 0015F2 airfoil grids

计算求解器为 CFX, 应用有限体积法进行不可压 Navier-Stokes 方程求解, 同时进行二维翼型绕流的定常和非定常行为分析。非定常计算过程, 湍流模型采用带旋流修正的 k -Epsilon 模型。计划开展相关机翼的风洞试验, 故将计算环境条件设置为: 来流温度 25°C , 远场大气为海平面标准大气, 流体密度和黏性系数按照海平面标准大气设定。

2 计算结果分析

2.1 升阻特性分析

来流速度 $v_{\infty} = 12 \text{ m/s}$ 、 $Re = 3 \times 10^5$ 时, NACA0015 光滑翼型和带表面凹凸的 0015F2 翼型在不同攻角条件下的升阻特性曲线, 如图 4 和图 5 所示。

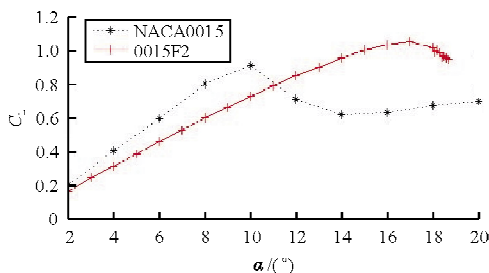


图 4 升力系数对比
Fig. 4 Comparison of lift coefficients

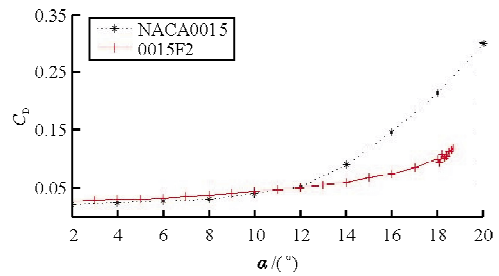


图 5 阻力系数对比
Fig. 5 Comparison of drag coefficients

从图 4 可以看出: 光滑翼型失速攻角为 10° , 而凹凸表面翼型的失速攻角推迟为 17° ; 在失速攻角之前, 光滑翼型的升力线斜率为 5.21, 与文献[14]一致, 验证了本文 CFD 计算的有效性; 在失速攻角之前, 凹凸表面翼型的升力线斜率为 3.74, 明显小于光滑翼型, 已经远远偏离薄翼型假设。这种差异也预示着如果运用经典的未考虑翼型效应的偶极子格网法进行这类充气机翼的气弹特性分析, 将可能得到错误的结果。

从图 5 可以看出: 12° 攻角之前, 两个翼型的阻力系数基本一致。但光滑翼型在 12° 攻角之后, 机翼上表面气流分离, 进入失速状态, 压差阻力的增加导致阻力系数快速增加; 而凹凸表面翼型阻力系数随攻角的增加则要平稳得多。

5° 攻角时, 两种翼型绕翼面的压力系数的变化如图 6 所示, 凹凸表面翼型的压力系数出现了大幅的波动, 因此其绕流场比光滑翼型复杂。翼型表面的凹凸鼓包可以改善翼型上表面的流动分离, 提高翼型的失速攻角。但是在翼型未失速之前, 光滑翼型的升阻比高于表面凹凸翼型, 且凹凸表面翼型的绕流场特性比光滑翼型复杂。

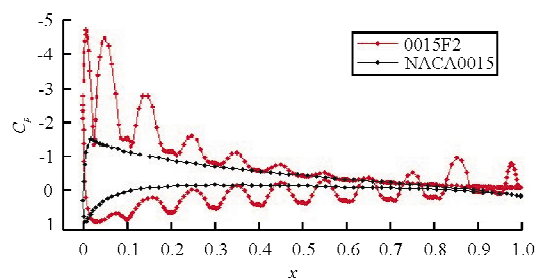


图 6 压力系数对比 ($\alpha = 5^{\circ}$, $Re = 3 \times 10^5$)
Fig. 6 Comparison of pressure coefficients
($\alpha = 5^{\circ}$, $Re = 3 \times 10^5$)

2.2 附面层速度剖面分析

$\alpha=5^\circ, Re=3 \times 10^5$ 时, 0015F2 和 NACA0015 翼型附面层的速度剖面如图 7 和图 8 所示。其中, 25% 弦长和 65% 弦长处翼型上表面的流场速度剖面图如图 7 所示, 以上两个剖面在凹凸表面翼型上处于翼型圆弧凸起的最高点。29.9% 弦长和 69.9% 弦长处的流场速度剖面如图 8 所示, 这两处对应凹凸表面翼型的两个凹点。

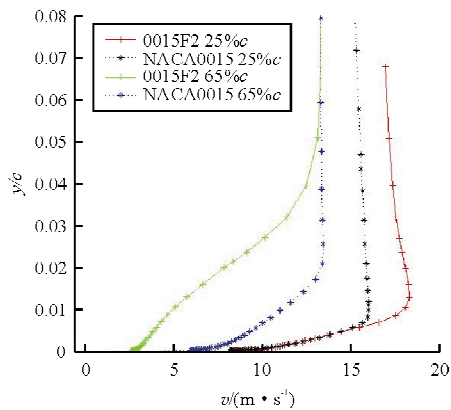


图 7 凸起点的速度剖面 ($\alpha=5^\circ, Re=3 \times 10^5$)

Fig. 7 Velocity profiles on convex point ($\alpha=5^\circ, Re=3 \times 10^5$)

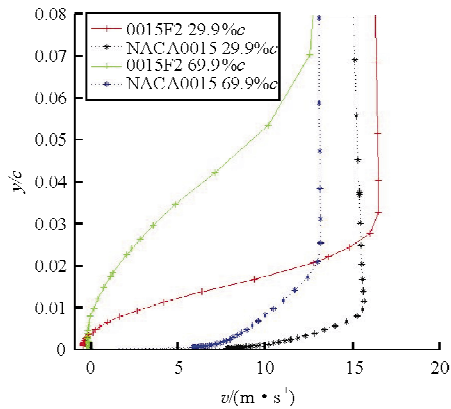


图 8 凹点的速度剖面 ($\alpha=5^\circ, Re=3 \times 10^5$)

Fig. 8 Velocity profiles on concave point ($\alpha=5^\circ, Re=3 \times 10^5$)

从流场速度的变化梯度来说, 凹凸表面翼型附面层的速度梯度变化区比光滑翼型大, 尤其对于凹点来说, 两者之间的差异更大。从速度剖面的分布特性来看, 凹凸表面翼型的附面层厚度都高于光滑表面翼型。然而, 两者附面层的性质并不相同, 光滑翼型的附面层是一种层流附面层, 凹凸表面翼型的附面层具有紊流附面层的特征。

2.3 翼面漩涡的演化行为分析

充气无人飞机的雷诺数一般处于 $10^4 \sim 10^5$ 量级。低雷诺数翼型的一个共性问题是在逆压梯度所导致的机翼上表面分离泡的形成与演化。为了研究翼型表面漩涡的演化行为, 本文基于同样的网格模型, 应用非定常模型进行流场分析。

具有光滑表面的 NACA0015 翼型在攻角 10° 以下时, 绕翼型的流场为层流场, 翼型的阻力主要来自表面的摩擦阻力。当攻角达到 12° 左右时, 翼型上表面后才出现漩涡分离, 形成很大的压差阻力, 分离涡的形式如图 9 所示。

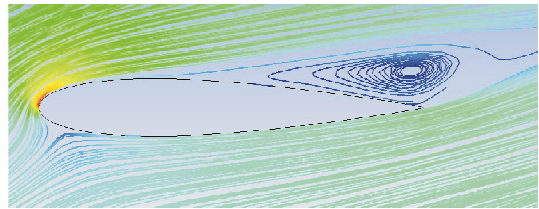


图 9 NACA0015 尾涡 ($v_\infty=12 \text{ m/s}, \alpha=12^\circ, Re=3 \times 10^5$)

Fig. 9 Trailing vortex of NACA0015

($v_\infty=12 \text{ m/s}, \alpha=12^\circ, Re=3 \times 10^5$)

充气机翼表面流场与光滑机翼最大的差别在于, 充气机翼表面的每个凹槽区早已形成顺时针方向的小漩涡, 如图 10 所示。这种小漩涡在 $0^\circ \sim 12^\circ$ 攻角变化范围内, 都以稳态驻涡的形式存在, 未发生漩涡脱落现象。相对光滑翼型而言, 在一定攻角范围内, 这种小漩涡的运动扰动翼型尾部的流场, 如图 11 所示, 阻止了机翼后缘像光滑翼型那样过早形成大的分离涡。凹凸表面翼型在 18° 时才在翼面后缘形成大的分离尾涡, 如图 12 所示, 失速攻角因此而推后。

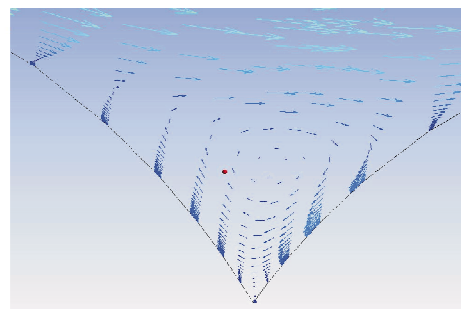


图 10 凹槽处的速度矢量图

Fig. 10 Velocity vector in convex zone

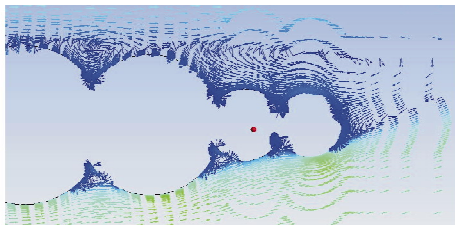
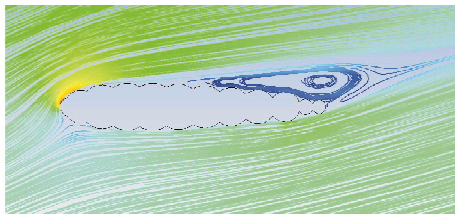


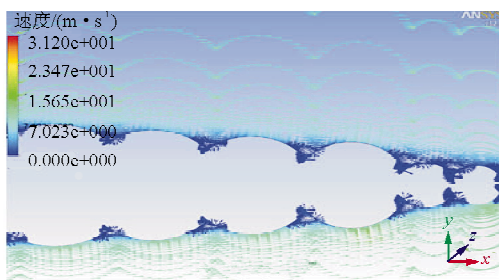
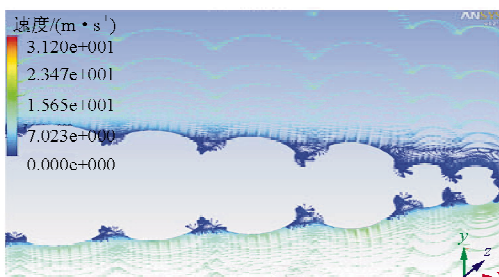
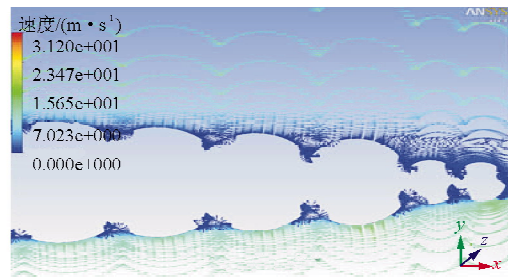
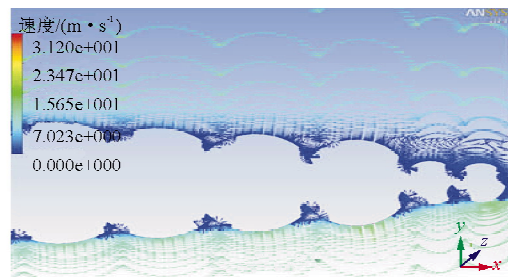
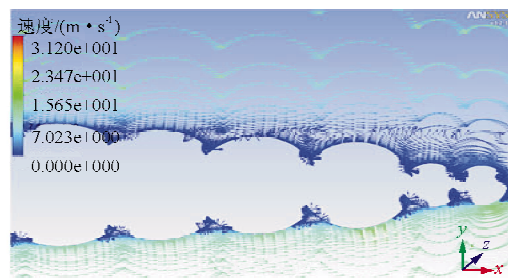
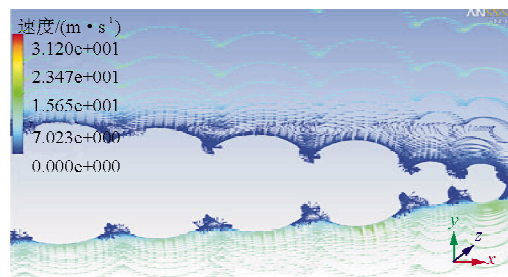
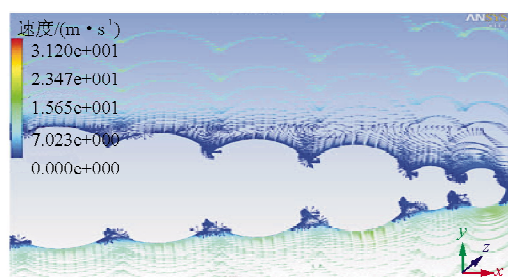
图 11 后缘的紊流矢量图

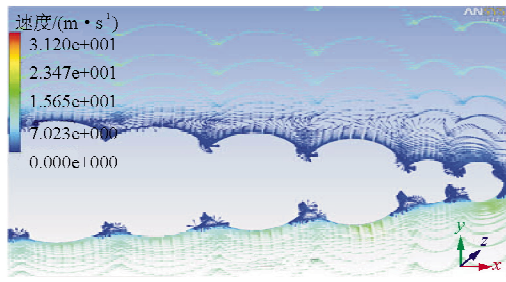
Fig. 11 Vector for trailing edge turbulent

图 12 尾涡的形成($\alpha=18^\circ$)Fig. 12 Production of trailing vortex($\alpha=18^\circ$)

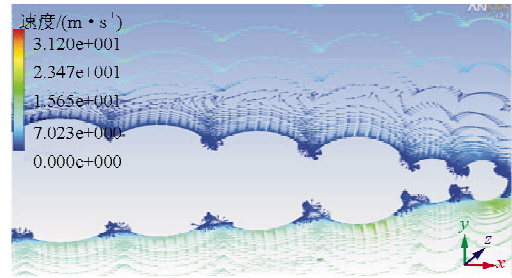
为了进一步研究和观察上述凹凸表面漩涡的形成和扩散过程,模拟计算 0015F2 型机翼在来流速度为 12 m/s、 18° 攻角时流场的演变,并跟踪由漩涡融合所引起的二维机翼面升力的变化。计算采用非定常的方法,时间历程总时长为 6 s,每一步长为 0.01 s,气体常数与上文定常分析参数相同,未考虑热传递和气体的压缩性,湍流模型仍然采用 k -Epsilon 方法。

0015F2 型机翼在流场接触机翼开始 2 s 内涡的形成以及融合过程,如图 13 所示。

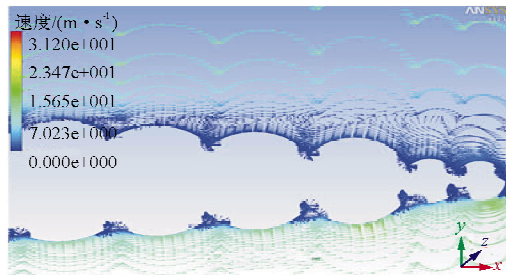
(a) $t=0.1$ s(b) $t=0.2$ s(c) $t=0.3$ s(d) $t=0.4$ s(e) $t=0.5$ s(f) $t=0.6$ s(g) $t=0.7$ s



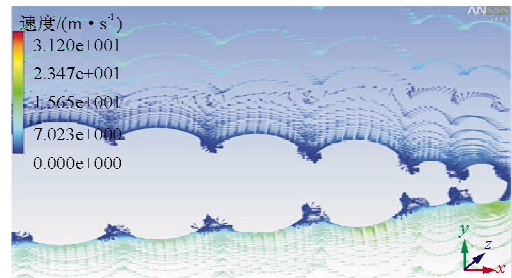
(h) $t=0.8$ s



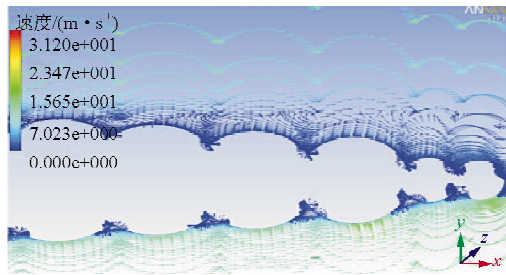
(m) $t=1.6$ s



(i) $t=0.9$ s



(n) $t=1.8$ s



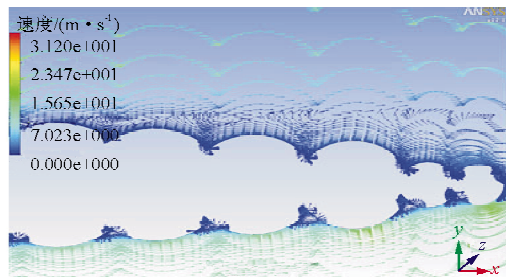
(j) $t=1.0$ s

图 13 充气机翼涡流变化图

$(v_\infty = 12 \text{ m/s}, \alpha = 18^\circ, Re = 3 \times 10^5)$

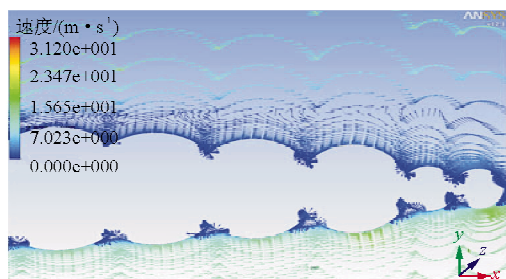
Fig. 13 Change of vortex for inflatable wing

$(v_\infty = 12 \text{ m/s}, \alpha = 18^\circ, Re = 3 \times 10^5)$



(k) $t=1.2$ s

从图 13 可以看出:凹凸表面机翼涡流首先形成于机翼表面凹坑中,这一形成过程在气流接触到机翼的时候已经发生了;随着时间的推移凹槽驻涡逐渐增大并且向凹槽外移动,凹槽表面的气流由于涡的存在而反向;随着时间的进一步推移,靠近后缘的两外移涡流进一步增大直至涡流边界融合,最后融合为一个大的涡流;涡流的融合过程在 0015-F2 这种表面形状时,是由机翼后缘逐渐向前缘扩散。



(l) $t=1.4$ s

非失速状态、 $v_\infty = 12 \text{ m/s}$ 、 $\alpha = 5^\circ$ 时,对 NA-CA0015 翼型和 0015F2 翼型进行非定常分析,可获得的不同时刻的翼型压力云图的演化过程,如图 14 所示。凹凸表面翼型对压力场的扰动相对光滑翼型要小,尤其在尾涡区,光滑表面翼型尾涡区的压力梯度变化相对凹凸表面翼型显著。

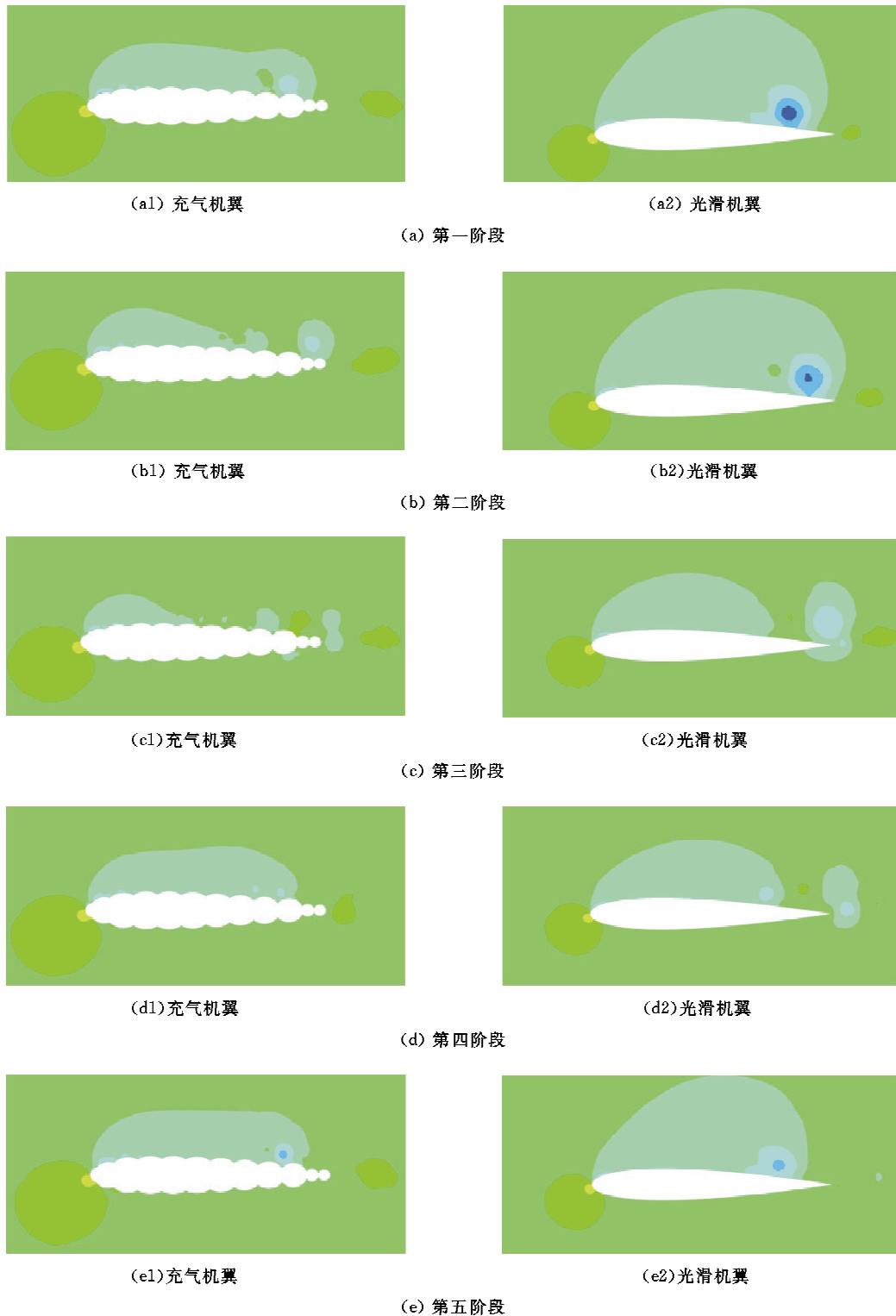


图 14 充气机翼和光滑机翼表面压强的变化($\alpha=5^\circ, Re=3 \times 10^5$)

Fig. 14 Changes of the pressure for both smooth and inflatable wing($\alpha=5^\circ, Re=3 \times 10^5$)

3 结 论

(1) 充气机翼表面的凹凸鼓包可以改善翼型

上表面的流动分离,提高翼型的失速攻角。但是在翼型未失速之前,光滑翼型的升阻比和升力线斜率都高于凹凸表面翼型。

(2) 凹凸表面翼型的附面层厚度高于光滑表面翼型。然而两者附面层的性质并不相同,光滑翼型的附面层是一种层流附面层,而凹凸表面翼型的附面层具有紊流附面层的特征。

(3) 凹凸表面翼型的绕流场特性比光滑翼型复杂。即使在来流速度很低的情况下,充气机翼翼型表面凹槽处也会产生小的驻涡,小驻涡的演化行为是决定充气机翼气动特性变化的主要因素。驻涡形成于翼型的凹槽处,随流速的增加逐渐增强,随攻角的增加中心逐渐外移,在机翼后缘出现漩涡融合,最终导致失速。

参考文献

- [1] Cadogan D, Graham W, Smith T. Inflatable and rigidizable wings for unmanned aerial vehicles [J]. AIAA-2003-6630, 2003.
- [2] Lafayette H S. Computational investigation of flow over inflatable airfoils at multiple Reynolds numbers[J]. AIAA-2011-377, 2011.
- [3] Hauser T, Johansen T A, LeBeau Jr R P. Computational optimization of a low Reynolds number inflatable airfoil[J]. AIAA-2011-3534, 2011.
- [4] 王伟, 王华, 贾清萍. 充气机翼承载能力和气动特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2296-2301.
Wang Wei, Wang Hua, Jia Qingping. Analysis on bearing capacity and aerodynamic performance of an inflatable wing [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2296-2301. (in Chinese)
- [5] 吕强, 叶正寅, 李栋. 充气结构机翼的设计和试验研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 77-80, 85.
Lü Qiang, Ye Zhengyin, Li Dong. Design and capability analysis of an aircraft with inflatable wing[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 77-80, 85. (in Chinese)
- [6] 贾清萍. 充气式机翼结构设计及性能分析[D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2006.
Jia Qingping. Structure design and performance analysis of inflatable wings [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, 2006. (in Chinese)
- [7] Pahle J W, Thornton S V, Vogus S, et al. Ground and flight evaluation of a small-scale inflatable-winged aircraft [M]. USA: Dryden Flight Research Center, National Aeronautics and Space Administration, 2002.
- [8] McMasters J II, Henderson M L. Low-speed single-element airfoil synthesis [EB/OL]. (1979-01-01) [2013-07-01]. <http://htrs.nasa.gov>.
- [9] Kerho M F, Bragg M B. Airfoil boundary-layer development and transition with large leading-edge roughness[J]. AIAA Journal, 1997, 35(1): 75-84.
- [10] LeBeau P, Gilliam T D, Schloemer A, et al. Numerical comparison of flow over bumpy inflatable airfoils[C]. 47th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Orlando, FL., 2009.
- [11] Simpson A, Coulombe N, Jacob J, et al. Morphing of inflatable wings [EB/OL]. (2005-04-18) [2013-07-01]. <http://arc.aiaa.org>.
- [12] Johansen T A. Optimization of a low Reynolds number 2-d inflatable airfoil section [D]. USA: Utah State University, 2011.
- [13] Reasor D A, LeBeau R P. Numerical investigation of the effects of bumps on inflatable wing profiles [C]. AIAA Region III Student Conference, South Bend, IN., 2007.
- [14] Sheldahl R E, Klimas P C. Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines [R]. Sandia National Labs., Albuquerque, NM (USA), 1981.

作者简介:

冯志壮(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:充气结构力学行为。

李 斌(1975—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器结构颤振、充气结构力学行为。

(编辑:赵毓梅)