低雷诺数下翼型前缘流动分离机制的研究

叶 建 邹正平 陆利蓬 杨 琳
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用高精度有限差分格式,对来流雷诺数为 1.0×10^4,攻角为 3°的二维翼型流动进行了直接数值模拟,研究了低雷诺数下翼型前缘流动的分离机制,描述了分离涡系的相互作用规律. 计算结果表明:前缘椭圆弧靠近叶身位置存在吸力峰,流动在吸力峰内强逆压梯度的作用下发生分离;翼型上表面形成了包含驻留涡、脱落涡和二次涡的涡系结构,其尺度随时间不断变化,具有强烈的非定常性;表面压力分布曲线可以较好的描述翼型边界层流动.

关 键 词: 非定常流动; 翼型; 低雷诺数; 分离; 直接数值模拟
中图分类号: V 211.3
文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2004)08-0693-05

Investigation of separation mechanism for airfoil leading edge flow at low Reynolds number

Ye Jian Zou Zhengping Lu Lipeng Yang Lin
(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A direct numerical simulation (DNS) around a 2-D airfoil was carried out through high order finite difference scheme, the Reynolds number based on chord is 1.0×10^4, the angle of attack is 3°. Via analyzing the quasi-periodic numerical solutions, the separation mechanism of leading edge flow at low Reynolds number is investigated, and the rules of vortices interaction are summarized. Numerical results indicate that there exists suction spike on airfoil near elliptical leading edge, separation occurs on the effect of strongly adverse pressure gradient of suction spike. Vortices structure including primary vortex, shed vortex and secondary vortex forms on the airfoil surface, its scale varies with time and it is absolutely unsteady. Surface pressure distribution can be used to describe the airfoil boundary layer flow well.

Key words: non-steady flow; airfoils; low Reynolds number; separation; direct numerical simulation

低雷诺数翼型绕流在军用以及民用方面都有着重要的应用[1,2],随着高空无人驾驶飞行器的不断发展,高空低雷诺数条件下高升阻比翼型、发动机内部旋转部件高性能叶型的气动设计问题日益凸显,这些问题的解决,都依赖于对低雷诺数翼型边界层流动现象的深入研究.

低雷诺数情况下,流体流动常常处于层流状态,其抗拒逆压梯度的能力弱,容易产生分离、转捩等流动现象,从而对翼型的升阻比,叶轮机的气动性能等产生非常大的影响. Lissaman 对低雷诺数翼型的概念、力学基础、实验研究和理论设计等方面的内容进行了综述[2],Dovgal 等描述了层流边界层分离的不稳定性及相关现象[3]. 实验方面,Mueller 等用烟丝法对低雷诺数下二维翼型的分离进行了流场显示[4];Liebeck 用实验方法研究了低雷诺数翼型的分离泡,在此基础上进行翼型设计[5]. 数值方面,Pauley 等对二维分离泡进行了数值模拟,观察到周期性的旋涡脱落[6];Lin 和 Pauley 用数值方法对低雷诺数翼型分离进行了研究,他们得出结论:不稳定的大尺度结构控制了低

收稿日期: 2003-04-18
基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50206001)
作者简介: 叶 建(1978-),男,四川郫县人,硕士生, ycjj@263.net.

雷诺数分离泡的再附[1];Alam 等对分离泡进行了三维的直接数值模拟,捕捉到一些二维模拟中没有的现象[7];文献[8]则对低雷诺数情况下尾缘涡的脱落过程进行了研究.

虽然进行了一系列的理论、实验和数值研究,但对低雷诺数翼型前缘流动特别是其分离机制的认识还很不充分,要全面了解低雷诺数翼型前缘流动问题进而控制分离,就必须对它进行更为详尽的研究. 求解雷诺平均的 N-S 方程(RANS)难以对低雷诺数流动中存在的转捩和分离进行准确的预测;而直接数值模拟(DNS)的计算结果准确可靠,适用于低雷诺数流动的研究.

本文采用直接数值模拟方法,对来流雷诺数为 1.0×10^4,攻角为 3°的二维翼型流动进行了计算,通过对计算结果的分析,研究了低雷诺数下翼型前缘流动的分离机制,以及涡系之间的相互作用规律.

1 数值方法

1.1 控制方程与差分格式

本文对 N-S 方程的离散采用了文献[8]中的高精度有限差分格式.

1.2 计算网格及边界条件

计算域及网格如图 1 所示,翼型弦长为 C,计算域的左边界距翼型前缘 $2.3C$,右边界距翼型尾缘 $3.5C$,上下边界距翼型弦线为 $3C$. 采用 C 型贴体网格,节点数为 1 631×200. 本文主要研究前缘分离机制,采用简单翼型,叶身为平板,厚度 $0.12C$,前缘为椭圆,长短轴比 $a/b=4/3$,尾缘为楔形. 网格生成采用椭圆方程法,通过控制源项调整网格疏密,为提高网格的正交性(特别是近壁网格),还用代数方法对椭圆方程法生成的网格进行了正交化修正.

计算中的来流雷诺数 $Re=\rho_\infty U_\infty C/\mu_\infty=1.0\times10^4$,马赫数 $Ma_\infty=0.5$,其中下标"∞"表示来流参数. 翼型攻角为 3°,计算时间步长为 6.0×10^{-5}(特征时间为 C/U_∞,下同). 在本文中,进口边界条件按无穷远来流给出,出口采用无反射边条,壁面取无滑移条件,初始流场赋零值处理.

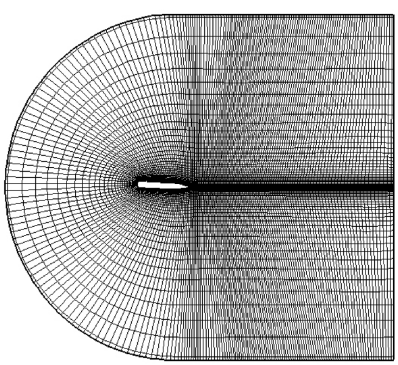


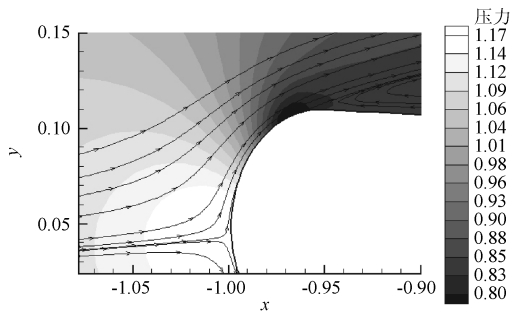
图 1 计算域及网格(网格为间隔取点)

2 计算结果及分析

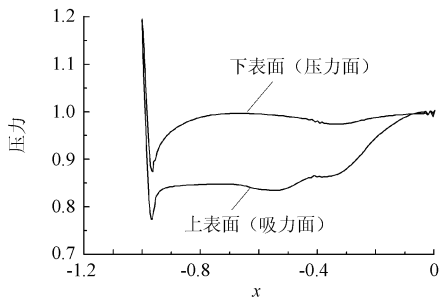
求解控制方程,所得到的是随时间变化的非定常解,在程序中,每 600 个时间步输出一个瞬态流场,程序同时记录每个时间步的翼型升力、阻力以及某些指定点的状态参量. 通过观察翼型升力随时间的变化曲线以及瞬态流场的流动图画,可以发现流场发展到一定阶段后其非定常解具有周期性.

2.1 平均流动图画分析

图 2 是单个时间周期平均的翼型流动图画,图 2a 是前缘附近的压力-流线图(图中坐标用弦长无量纲化,下同);图 2b 为翼型表面的时均压力分布.



a 前缘附近的压力-流线图



b 翼型表面的时均压力分布

图 2 时间平均的翼型分离流动图画

从图 2 中看出,前缘椭圆弧靠近叶身位置有一个负压尖峰即前缘吸力峰,在吸力峰之后,翼型表面边界层的分离也随之发生. 前缘吸力峰和分离形成的物理过程可以描述如下[9]:从滞止点到靠近叶身位置,前缘表面的流动不断加速,压力逐渐减小,而椭圆前缘曲率半径的不断减小导致表面流动的法向压力梯度增大,表面压力远远低于主流压力;相对于前缘半径,叶身的曲率半径很大,叶身表面的压力与主流压力相差较小,因而从

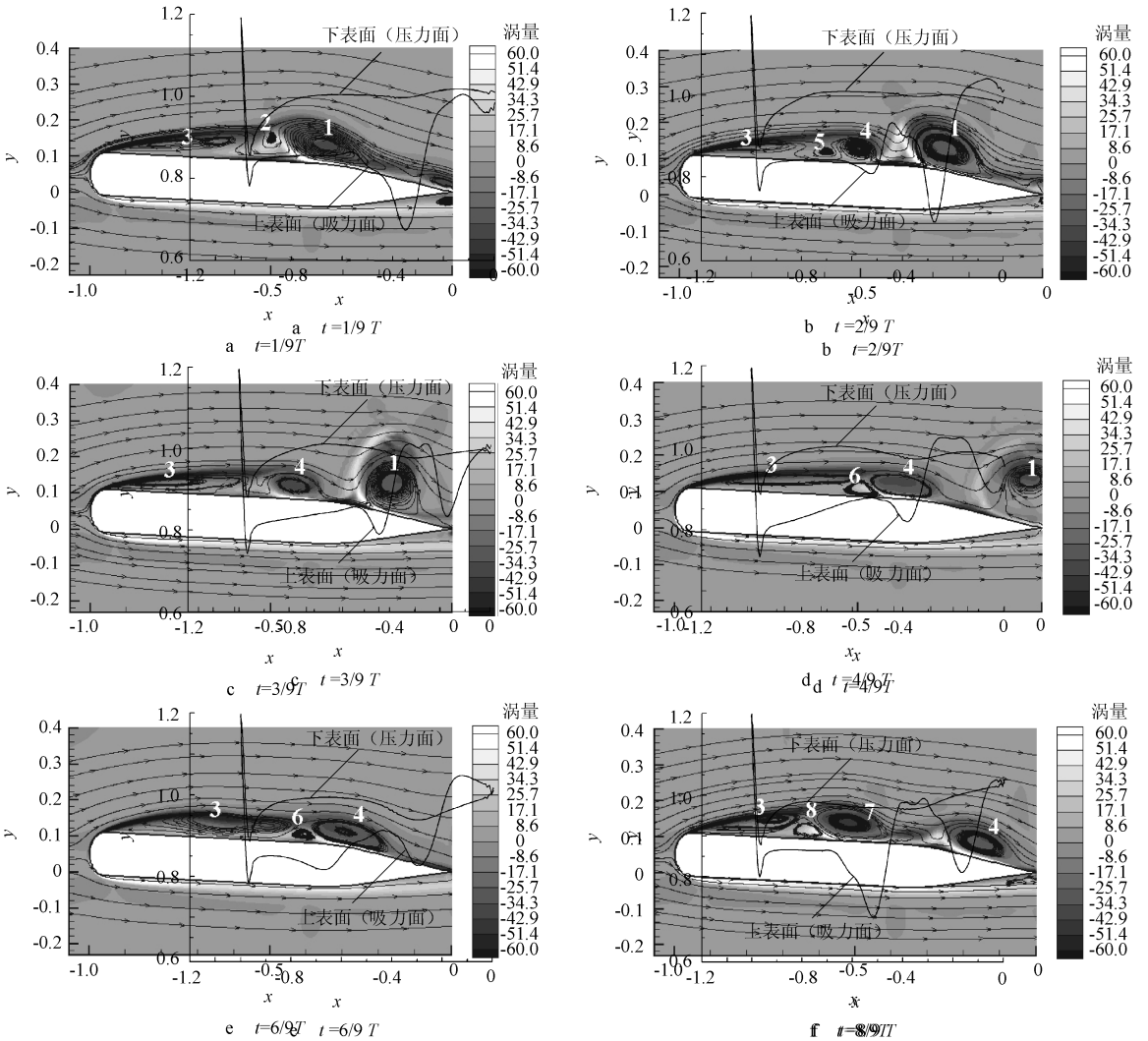
前缘滞止点到叶身,压力经历了先减小然后突然增大的过程,这是在前缘极短的距离内发生的,因而形成前缘吸力峰. 从前缘滞止点到靠近叶身位置,流动加速膨胀,其顺压梯度很大,流动处于层流状态. 由于层流抵御逆压梯度的能力很弱,在吸力峰内的强逆压梯度作用下,流动易于发生分离. 这就是吸力峰位置总是出现在分离点前面的原因.

2.2　周期流动图画分析

图 3 是某周期内翼型分离流动的涡量-流线图(周期为 T),为了便于描述,图中对旋涡进行了编号.

可以看出,翼型边界层流动具有很强的非定常性,其上表面形成了丰富的涡系结构,这些旋涡可以大致分为 3 类:①驻留涡,如图 3 中的旋涡 3,这类涡位于分离点附近,受到翼型表面和分离边界层的制约,形状呈楔形,结构相对稳定,它的主要作用,是从接近外流的分离边界层中卷吸动量较高的流体,在空间演化过程中,其头部受到外界流体的剪切作用,最终分裂产生脱落涡;②脱落涡,如图 3 中的旋涡 1、旋涡 4 和旋涡 7,这类涡由驻留涡分裂产生,通过与二次涡、驻留涡、外流的相互作用,不断卷吸涡量,逐步壮大,而后发生脱落,在外流作用下向尾缘运动直至脱离尾缘;③二次涡,如图 3 中的旋涡 2、旋涡 5、旋涡 6 和旋涡 8,这类涡旋转方向与驻留涡和脱落涡相反,为逆时针,它一般位于驻留涡和脱落涡之间,是二者在相互作用中产生的,最终也在二者的作用下消失,它将对表面压力的脉动产生较大的影响.

通过观察发现,翼型前缘分离存在一种典型的结构:即驻留涡,脱落涡和二次涡所组成的涡系,如 $t=1/9T$ 时刻的旋涡 1,2,3;$t=2/9T$ 的旋涡 3,4,5;$t=4/9T$,$t=6/9T$ 的旋涡 3,4,6;$t=8/9T$的旋涡 3,7,8. 这与文献[6]所展示的二维分离图画是相似的,图 3 中的该种涡系可以分为两类:一类如 $t=2/9T$,$t=8/9T$ 所示,由于有一脱落涡向尾缘

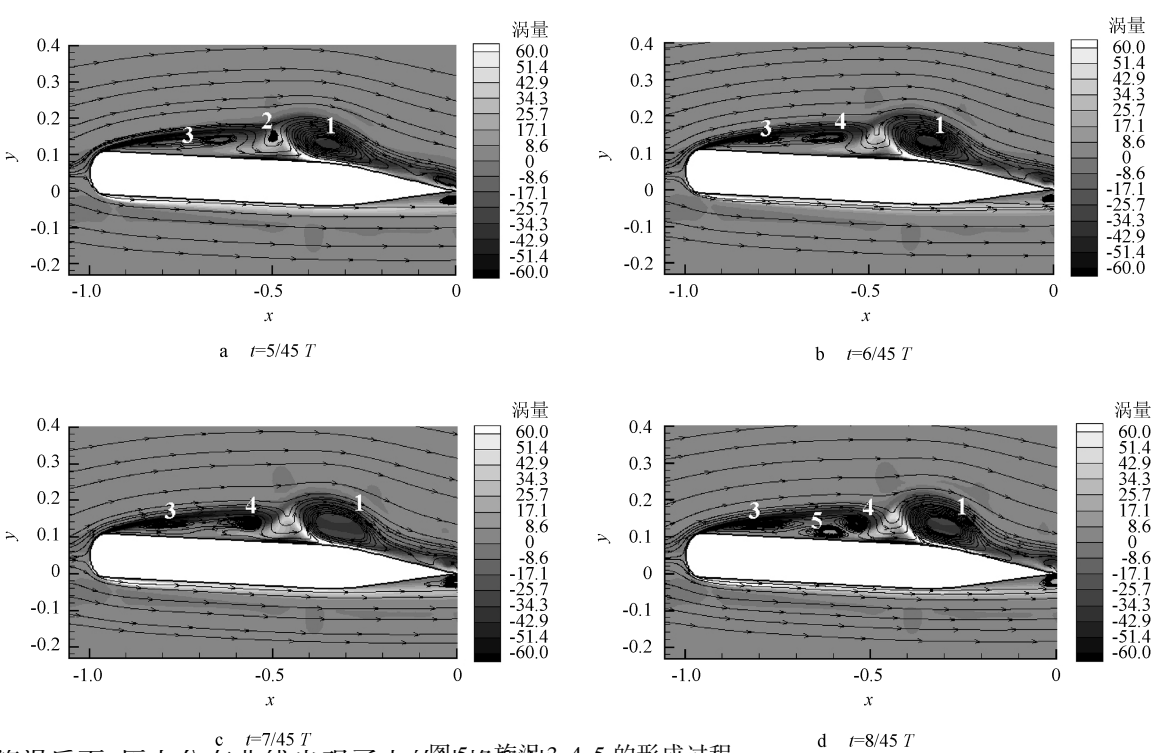


a　$t=1/9\ T$　　b　$t=2/9\ T$

c　$t=3/9\ T$　　d　$t=4/9\ T$

e　$t=6/9\ T$　　f　$t=8/9\ T$

图 3　某周期内翼型分离流动的涡量-流线图(上表面压力为正,黑色涡量为负)



a t=5/45 T　b t=6/45 T

c t=7/45 T　d t=8/45 T

图 5　旋涡 3,4,5 的形成过程

留旋涡后面,压力分布曲线出现了大的波峰和波谷,这和该位置的流动对应,如曲线出现极小值的区域和脱落涡的位置对应,曲线出现极大值的区域和两个脱落涡之间的位置对应等等. 从 $t=3/9T$ ~$6/9T$ 的压力曲线中发现存在一个极大值的平台,随着时间推进,该平台向尾缘运动,这和旋涡 1,4 之间的区域对应,从涡量-流线图可以看出,由于分离泡再附,该区域主流紧贴壁面,形成了强的剪切边界层(涡量为黑色),此边界层也不断向尾缘运动直至离开尾缘.

2.3　涡系演化分析

对于前面所提及的典型涡系结构,由于图 4 的时间间隔较长,还不能详细刻划该涡系的演化过程,图 5 给出了旋涡 3,4,5(尺度较短的涡系)更为细致的演化过程,图 5a 和图 3a 对应,从图中可以看出,驻留涡 3 由于自身被不断拉长而变得不稳定,于是发生分裂,产生旋涡 4,旋涡 4 与主流作用,在其下方产生二次涡 5,二次涡 5 不断生长,得到图 5d 的典型涡系结构. 图 3 中旋涡 3,7,8 的形成过程也与此类似,对于尺度较长的涡系,其演化过程已在上节给出.

3　结　论

利用直接数值模拟手段,对雷诺数为 1.0×10^4,攻角为 3°的翼型流动进行了计算. 通过对计算结果的分析,可以发现:

1) 前缘椭圆弧靠近叶身位置存在前缘吸力峰,在吸力峰内的强逆压梯度作用下,流动随之发生分离.

2) 翼型从非常靠近前缘的地方分离,在其上表面形成了丰富的涡系结构,其内部旋涡主要可以分为 3 类:驻留涡,脱落涡,二次涡.

3) 翼型表面的旋涡具有强烈的非定常性,涡系的尺度随时间的演化不断变化. 根据分离的再附位置,可以分为 2 类:长尺度涡系和短尺度涡系,这两种涡系的不断演化形成了周期性的流动.

4) 涡量-流线分布图画与翼型表面压力分布有着良好的对应关系,表面压力分布曲线可以对翼型表面边界层流动的发展进行较好的描述.

参考文献 (**References**)

[1] Muti Lin J C, Pauley L L. Low-Reynolds-number separation on an airfoil[J]. AIAA J, 1996, 34(8):1570 ~1577

[2] Lissaman P B S. Low-Reynolds-number airfoils[J]. Ann Rev Fluid Mech, 1983, 15:223 ~239

[3] Dovgal A V, Kozlov V V, Michalke A. Laminar boundary layer separation: instability and associated phenomena[J]. Prog Aerospace Sci, 1994, 30:61 ~94

[4] Mueller T J, Batill S M. Experimental studies of separation on a two-dimensional airfoil at low Reynolds numbers[J]. AIAA J, 1982, 20(4):457 ~463

[5] Liebeck R H. Laminar separation bubbles and airfoil design at low Reynolds numbers[R]. AIAA 92-2735, 1992

[6] Pauley L L, Moin P, Reynolds W C. The structure of two-dimensional separation[J]. J Fluid Mech, 1990, 220:397 ~411

[7] Alam M, Sandham N D. Direct numerical simulation of 'short' laminar separation bubbles with turbulent reattachment[J]. J

Fluid Mech, 2000, 403:223 ~ 250

[8] 叶　建, 林国华, 邹正平, 等. 低雷诺数下二维翼型绕流的流场特性分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 38 ~ 45
Ye Jian, Lin Guohua, Zou Zhengping, *et al*. The analysis of flow around a 2-D airfoil at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1):38 ~ 45(in Chinese)

[9] 陆宏志. 叶轮机叶片前缘流动和前缘形状优化[D]. 北京: 北京航空航天大学能源与动力工程学院,2003
Lu Hongzhi. Flow around the leading edge of turbomachinery blading and improved design for leading edge shapes[D]. Beijing: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003(in Chinese)