

多段翼型大迎角下主翼、襟翼上的分离流及缝道流动

李孝伟 乔志德

(西北工业大学翼型研究中心, 西安, 710072)

SEPARATED FLOWS OVER MAIN ELEMENT AND FLAP OF MULTIELEMENT AIRFOIL AT HIGH ANGLES OF ATTACK

Li Xiaowei, Qiao Zhide

(Northwestern Polytechnical University, Xi an, 710072)

摘要 使用雷诺平均 N-S 方程、采用可用于较大分离区的 Johnson-King 紊流模型、嵌套网格和有限体积法研究大迎角下的多段翼型绕流,特别是主翼、襟翼上的分离流动及缝道流动。利用嵌合体技术对组体每一部分生成高质量并适于高效求解的贴体网格。以具有 17% 相对厚度的 GA(W)-1 翼型带 30% 襟翼翼型为例进行了计算,计算结果与实验结果吻合很好,证实该方法可以较好地预计多段翼型上的分离流、缝道流动与最大升力。

关键词 多段翼型 嵌套网格 有限体积法 Johnson-King 紊流模型

中图分类号 V211.3

Abstract The present approach is based on the Reynold-averaged Navier-Stokes equations. The Johnson-King turbulence model which is sophisticated for a large range of separated flow such as the flow over multi-element is implemented, and the Chimera grid technique which can yield a high-quality grid accessible for efficient solution scheme is adopted. Attention is concentrated on the computation of confluent boundary layers and viscous wake interactions using Johnson-King turbulence model to get a better understanding of the structure of the complex viscous flow and better prediction of the aerodynamic characteristics of multielement airfoils. The numerical computation results of GA(W)-1 airfoil with 30% flap agree well with the experiment.

Key words multi-element airfoil, chimera grid, finite volume method, Johnson-King turbulence model

多段翼型气动性能的研究对飞机增升装置设计有很重要的意义。由于特殊的几何结构导致的复杂流动使得对多段翼型的实验研究和理论研究都遇到了很大困难。多段翼型上的分离流及缝道流动的实验研究要求设备精度高且试验周期长、费用昂贵。所以发展能有效模拟分离流及缝道流动的数值方法是极其必要的。

迄今为止研究多段翼型较多的还是基于位流—附面层、分离区模型迭代的无粘方法。无粘方法不能对分离流、缝道流动作出很好的预计。目前,基于雷诺平均 N-S 方程的粘性方法在国外已用于多段翼型的设计研究^[1],得到的结果也比无粘方法精确可靠。用粘性方法计算绕复杂几何外形的流动对计算网格的要求非常高,并且需要选择适用于特定流场的给雷诺平均 N-S 方程提供封闭性条件的紊流模型。

本文利用多块嵌合体网格技术^[2~4]对多段翼型每一分区生成高质量并适于高效求解的贴体网

格,在有限体积离散的基础上,求解雷诺平均 N-S 方程和 Johnson-King 紊流模型^[5]得到每一分区的流场,然后通过相邻区域网格的重叠区交换流场信息迭代求解出整个流场的解。以具有 17% 相对厚度的 GA(W)-1 翼型带 30% 襟翼翼型为例进行了计算,并与实验结果^[6]进行了比较,二者吻合很好,证实该方法可以较好地预计大迎角下多段翼型上的分离流、缝道流动与最大升力。

1 控制方程

由质量守恒、动量守恒和能量守恒组成的积分形式的 N-S 方程及其有限体积离散是很常见的,在此不再重复。

2 紊流模型

计算中采用的紊流模型为 Johnson-King 模型。Johnson-King 模型即所谓的半方程模型,它通过求解一个关于最大雷诺应力的常微分方程来模拟上游流动对下游的影响,是一种非平衡模型。

3 嵌套网格与信息传递

计算所使用的网格为嵌套网格。嵌套网格的

优点是对于复杂几何组合体,可以分解后对每部分单独生成高质量的贴体网格,对每部分流场可单独进行计算,然后通过耦合迭代将各部分流场联系起来。在使用嵌合体技术计算流场时,流场控制方程的边界条件分为两种:物理区域边界条件和嵌合埋入边界条件。物理区域固有的边界条件由来流参数及物面法向无穿透条件决定,嵌合埋入边界上的流动参数由子域之间相互干扰确定。利用嵌合体埋入技术,将一网格嵌合于另一网格中。如图1所示是将襟翼及其网格嵌合于主段翼型网格中。为实现两段翼型流场间的信息交流,需要在主段翼型流场中给出一个包围襟翼的内边界即嵌合埋入边界,该内边界把把襟翼流场的信息传递给主段翼型流场。为此,须得定义一个洞,该洞的边界围绕襟翼且存在于襟翼网格中。如果主段翼型流场中的点处于该洞中,则称其为洞中点;如果主段翼型流场中的点与洞相毗邻且不在洞中,则称其为内边界点或插值点,这样的点就形成了主段翼型流场的一个内边界,如图1所示的包围襟翼的边界。洞中点不参与流场的计算,插值点上的流场参数在计算中不变化,在解主翼流场之前由襟翼流场插值计算得到。另一方面,在计算襟翼流场之前,还得确定其外边界上的流场参数,这由主翼流场插值计算得到。本文的插值均采用双线性插值。

耦合迭代求解整体流场的过程中,可以对每部分流场计算一定步数之后,再通过重叠区交换一次信息,如此可以提高求解效率。本文计算是分别对每一流场计算20步以后,通过重叠区交换一次信息,一般交换200次左右信息进行耦合迭代便可达到收敛精度,得到整体流场的稳定解。

4 算例分析

利用嵌套网格、N-S方程和Johnson-King紊流模型计算了带襟翼GA(W)-1翼型的流场,计算中为与实验对照,取 $Ma = 0.13$, $Re = 2.2 \times 10^6$ 。对襟翼偏转角 D 从 $10^\circ \sim 40^\circ$;迎角 A 为 0.2° ; 5.2° ; 10.3° ; 12.8° 等情形进行了计算。襟翼偏角为 20° ;迎角为 10.3° 时,图2、图3和图4分别给出了主段翼型、襟翼上的流场和缝道中的流场,可以看出流动的分流以及尾迹与附面层交汇的情形;图5~图8给出了几种状态下的压力分布,图9给出了偏角为 40° 时的升力曲线,并将计算结果与实验值作了对比,可以看出二者吻合很好,说明本文方法能较为成功地模拟大迎角下多段翼型上

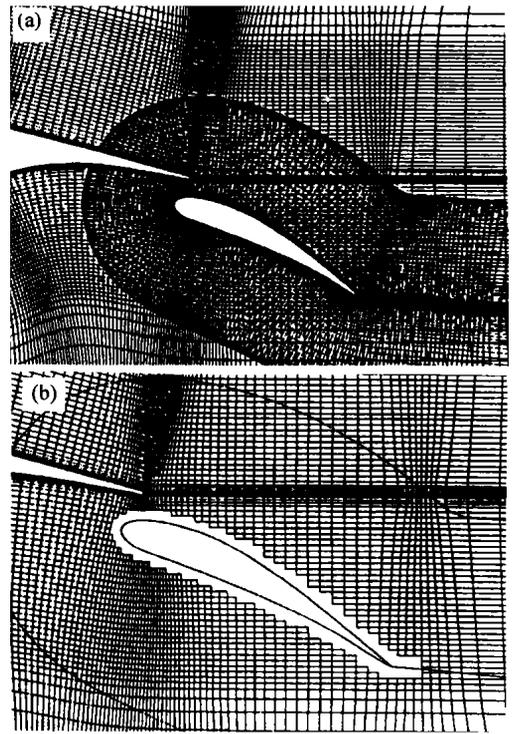


图1 用于计算绕带30%襟翼的GA(W)-1翼型的嵌套网格的分离流、缝道流动及最大升力。

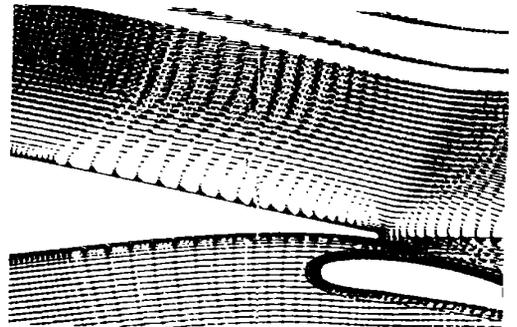


图2 GA(W)-1翼型上的分离流
($A = 10.3^\circ$; $D = 20^\circ$)

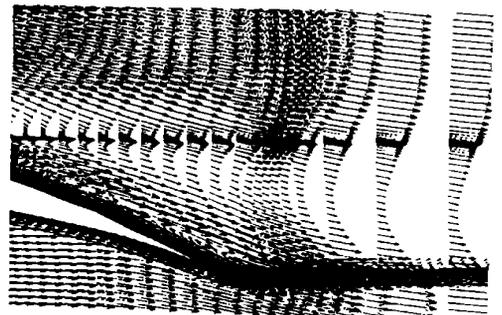


图3 襟翼上的流动
($A = 10.3^\circ$; $D = 20^\circ$)

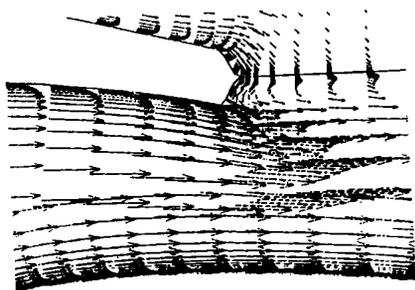


图 4 缝道流动($A=10.3^\circ$; $D=20^\circ$)

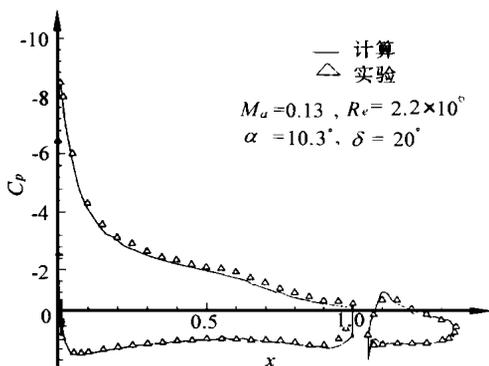


图 5 压力分布($A=10.3^\circ$; $D=20^\circ$)

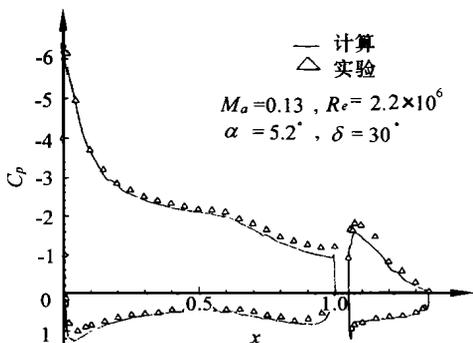


图 6 压力分布($A=5.2^\circ$; $D=30^\circ$)

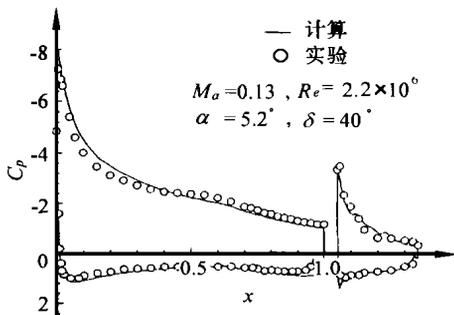


图 7 压力分布($A=5.2^\circ$; $D=40^\circ$)

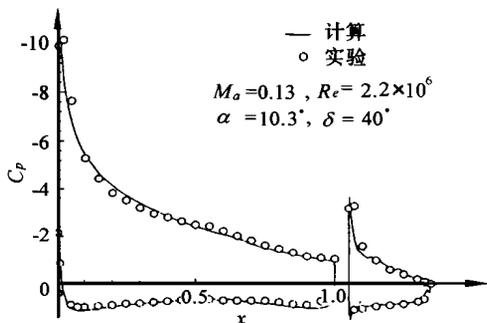


图 8 压力分布($A=10.3^\circ$; $D=40^\circ$)

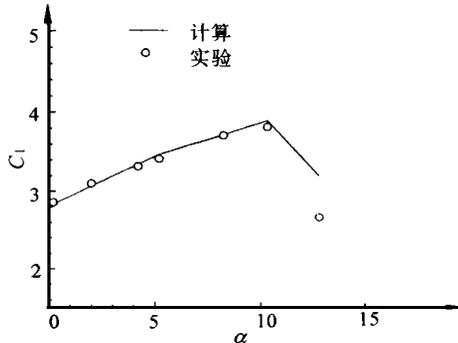


图 9 C_l - A 曲线

参 考 文 献

- 1 Chow R, Chu K. Navier-Stokes solution for high lift multi-element airfoil system with flap separation. AIAA Paper 91-1623, 1991
- 2 Benek J A, Buning P G, Steger J L. A 3-D chimeric grid embedding technique. AIAA Paper 85-1523-Cp, 1985
- 3 孙刚, 乔志德. 嵌合体网格的埋入技术及其应用. 计算物理, 1995, 12(4): 554 ~ 560
- 4 孙刚, 乔志德. 机翼-机身-吊架-短舱的跨音速流计算. 空气动力学学报, 1995, 13(4): 374 ~ 381

- 5 Johnson D, King L. A mathematically simple turbulence closure model for attached and separated turbulence boundary layers. AIAA 1985, 23(11):
- 6 Wentz W H Jr, Seetharam H C, Fiskoc K A. Force and pressure tests of the CA(W)-1 airfoil with a 20% airfoil and pressure tests with a 30% fowler flap. NASA CR-2833, 1977

李孝伟, 1969年11月生, 博士后, 主要从事复杂外形表面网络和空间网格生成、复杂流场计算、多段翼型和三维增升装置绕流计算与设计等方面的研究工作。联系电话: (029) 8491124, Email: zdqiao@nwpu.edu.cn