

$M_\infty = 1$ 及其附近翼型绕流的计算结果

何龙德

(中国科学院力学研究所)

摘要 本文全速势方程的有限差分数值计算结果,给出了 0° 和 2° 攻角下 NACA 0012 翼型当地马赫数分布冻结时的自由流马赫数范围,以及 M_∞ 稍大于 1 变至 1.30 时前方脱体激波的变化位置。

关键词 跨音速流, 音速流, 马赫数冻结。

跨音速气流最重要的特性之一,乃是当自由流马赫数接近于 1 时,翼型上的当地马赫数分布就与自由流马赫数无关。早在 50 年代, Liepmann 等^[1]测得了单楔形表面上的一系列马赫数分布,发现当自由流马赫数自 0.85 变到 1.24 时,当地马赫数基本上保持不变;而 Page^[2]则测得了流经圆锥-圆柱体的轴对称气流的相应结果。对于较一般的翼型,当地马赫数分布冻结时的自由流马赫数范围,以及 M_∞ 稍大于 1 变到低超音速时,前方脱体激波的变化情况,就是本文数值计算所探讨的问题。

由于音速流所固有的特性,当自由流马赫数接近于 1 时给数值计算带来困难。这是因为流场中物理量本身的变化范围小,计算的结果与误差不易区分,差分计算要得到收敛解,往往需要很长的迭代时间。然而 $M_\infty = 1$ 时的流动分析,对于认识跨音速流动的基本现象又是很重要的,因而多年来为人们所重视。奥斯瓦梯许^[3]、Guderley^[4]、Jameson^[5]等相继对 $M_\infty = 1$ 的流动作过理论分析和数值计算。有关这方面的早期工作可见文献[6]。近年来的工作有凌宝玉^[7]的音速流翼型的设计计算。

本文是根据精确的平面全速势基本方程,用旋转差分格式的 Carlson 方法^[8,9]进行了数值计算。旨在提供 $M_\infty = 1$ 及其附近翼型绕流的气动特性,这对于音速流的理论分析和工程应用有一定的意义。图 1 和图 2 是 $\alpha = 0^\circ$ 和 $\alpha = 2^\circ$ 时的 NACA0012 翼型上的压力分布。马赫数增大,负的压力峰值下降,曲线规律性良好。从图 3 可以看出,对于零攻角的 NACA0012 翼型,当自由流马赫数由 0.95 变到 1.15 时,翼面上的马赫数分布变化很小而呈现出冻结现象。但在后缘附近由于激波位置不同差别较大。图 4 表明,对于 $\alpha = 2^\circ$ 时的翼型上表面,物面马赫数分布略呈扇形状,即使在 $0.95 \leq M_\infty \leq 1.15$ 范

本文于 1987 年 12 月 11 日收到,1988 年 4 月 11 日收到修改稿。

围, 当地马赫数在翼型后半部有较明显的差别, 其冻结程度不及 $\alpha=0^\circ$ 时的情形。图5

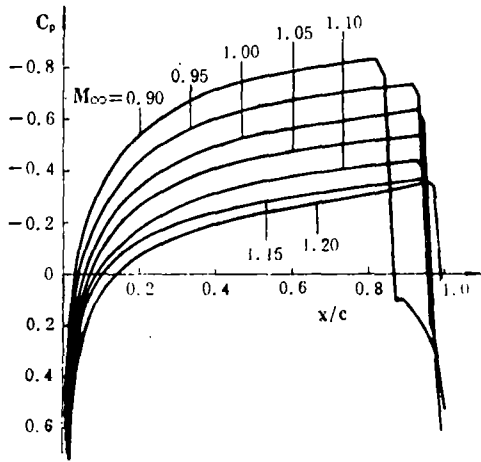


图1 NACA0012翼型压力分布, $\alpha=0^\circ$

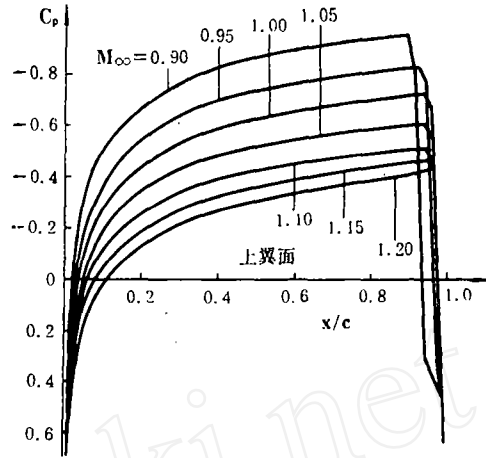


图2 NACA0012翼型压力分布, $\alpha=2^\circ$

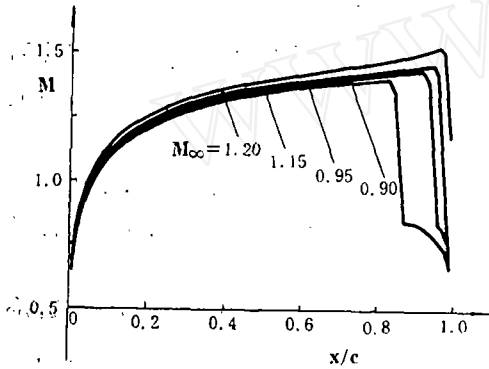


图3 NACA0012翼型物面马赫数分布 $\alpha=0^\circ$

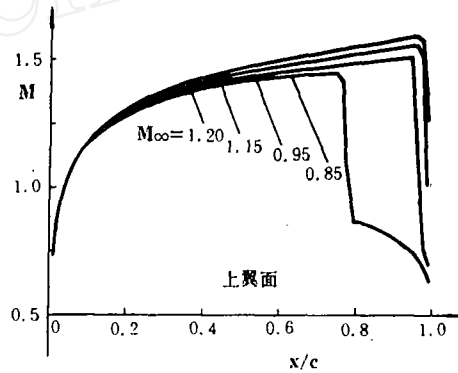


图4 NACA0012翼型物面马赫数分布 $\alpha=2^\circ$

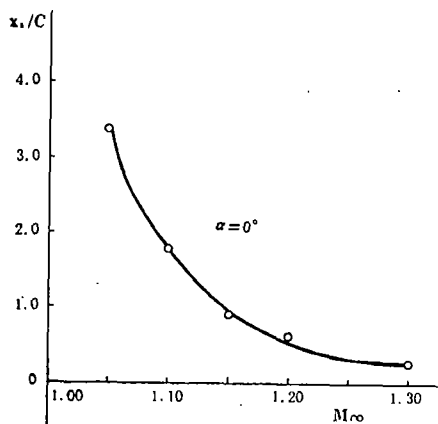


图5 前方脱体激波到翼型前缘的弦向距离

则表明, 根据流场马赫数分布所确定的前方脱体激波到翼型前缘的弦向距离 (以弦长 c 无因次化) 随马赫数增加而迅速减小。

需要说明的是, 本计算结果未考虑边界层影响。为了加快收敛, 本文采用了加密网格措施, 最后全流场有格点 97×33 , 此时在上、下翼面上共有 130 个点。收敛标准是相邻两次迭代的扰动速势之差的绝对值在 $M_\infty \leq 1$ 时小于 10^{-4} , 而 $1.05 \leq M_\infty \leq 1.3$ 时则小于 8×10^{-4} , 对于后者在加密后的 97×33 的网格上迭代 400 次以上, 以保证计算结果的可靠性。

参 考 文 献

- [1] Liepmann, H.W., et al; *J. Aero. Sci.*, 17, 12(1950), 745—755.
- [2] Page, W.A.; NACA TN 4233, (1958).
- [3] K. 奥斯瓦梯许著(徐华筋译); 气体动力学, 北京, 科学出版社(1965), 493—524.
- [4] Guderley, K.G.; *J. Aero. Sci.*, 17, 11(1950), 723—735.
- [5] Jameson, A.; *Comm. Pure and Appl. Math.*, 27, 3(1974), 283—309.
- [6] Spreiter, J.R.; *J. Aero/Space Sci.*, 26, 8(1959), 465—486.
- [7] 凌宝玉; 空气动力学学报, 4, 1(1986), 1—9.
- [8] Carlson, L.A.; NASA CR 2577, (1975).
- [9] Carlson, L.A.; NASA CR 2821, (1977).

THE COMPUTED RESULTS OF AIRFOIL NEAR THE FREESTREAM MACH NUMBER ONE

He Longde

(Institute of Mechanics, Academia Sinica)

Abstract The numerical finite difference computed results of the full potential equation give the range of freestream Mach numbers over which the local Mach number is frozen for NACA0012 airfoil at $\alpha=0^\circ$ and $\alpha=2^\circ$, and the distances between the detached shock and airfoil leading edge at Mach numbers from 1.05 to 1.30.

Key words transonics, sonics, Mach number freeze.