



CSTAM 2012-B03-0140

超临界翼型雷诺数影响流动分析

许新，刘大伟，陈德华，王元靖

中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所

中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室

第七届全国流体力学学术会议

2012年11月12—14日 广西·桂林

超临界翼型雷诺数影响流动分析

许新¹⁾, 刘大伟¹⁾, 陈德华¹⁾, 王元靖¹⁾

* (中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川绵阳, 621000)

+ (中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川绵阳, 621000)

摘要 在跨声速条件下, 雷诺数对超临界翼型流场和气动特性具有十分重要的影响。本文结合风洞试验和数值模拟手段分析了雷诺数对某典型超临界翼型 CH 的流动影响。风洞试验马赫数范围为 $Ma=0.6\sim 0.8$, 基于翼型弦长的雷诺数变化范围为 3×10^6 到 10×10^6 ; 数值模拟计算马赫数为 0.74, 0.76 和 0.82, 基于翼型弦长的雷诺数范围为 3×10^6 到 50×10^6 。结果表明, 雷诺数对超临界翼型下翼面压力分布和流场结构影响较小; 在具有激波诱导分离的上翼面, 随着雷诺数增大, 激波位置后移, 激波强度增强, 超声速区和分离涡结构发生变化。雷诺数通过影响超临界翼型的流场结构和压力分布, 进而影响超临界翼型的宏观气动力特性。

关键词 超临界翼型; 雷诺数影响; 风洞试验; 数值模拟; 流动分析

引言

现代大型飞机的巡航速度一般处于跨声速范围, 为了提高巡航速度, 大型飞机机翼普遍采用超临界翼型。然而在跨声速条件下, 超临界翼型上存在着一系列粘性主导的复杂流动, 这些流动对雷诺数效应十分敏感。雷诺数的不同, 直接影响了激波位置、强度和表面压力分布, 进而造成气动特性的可观变化。研究显示, 阻力变化 1% 的误差, 会导致相同航程下, 多消耗 3 吨燃料, 或在相同起飞重量的前提下, 减少 120km 航程。美国 C-141 飞机在设计过程中, 由于对雷诺数效应研究不足, 造成焦点位置预计失误, 差点酿成机毁人亡的惨剧。因此, 研究超临界翼型的雷诺数效应, 掌握雷诺数对其流场结构、压力分布的影响规律, 对大型飞机的经济型和安全性设计具有指导意义。

本文结合风洞试验和数值模拟手段分析了雷诺数对某典型超临界翼型 CH 的流动影响。其中, 风洞试验在 NF-6 风洞中进行, 试验马赫数范围为 $Ma=0.6\sim 0.8$, 基于翼型弦长的雷诺数变化范围为 3×10^6 到 10×10^6 ; 数值模拟采用 S-A 湍流模型, 求解二维 N-S 方程, 计算马赫数分别为 0.74, 0.76 和 0.82, 基于翼型弦长的雷诺数范围为 3×10^6 到 50×10^6 。结果表

明, 雷诺数对超临界翼型下翼面压力分布和流场结构影响较小; 在具有激波诱导分离的上翼面, 随着雷诺数增大, 激波位置后移, 激波强度增强, 超声速区和分离涡结构发生变化。雷诺数通过影响超临界翼型的流场结构和压力分布, 进而影响超临界翼型的宏观气动力特性。

1. 试验设备方法

1.1 试验风洞

本文试验在西北工业大学 NF-6 增压连续式风洞中进行。使用该风洞二元试验段, 尺寸为 $0.8m\times 0.4m\times 3m$ (高 \times 宽 \times 长), 上下壁为开闭比 6% 的 60° 斜孔壁, 左右壁为实壁。试验段气流总压范围为 $P_0=0.5\times 10^5Pa\sim 5.5\times 10^5Pa$ 。试验段流场在 $Ma_\infty\leq 1.0$ 范围基本达到国军标先进指标, $Ma_\infty\geq 1.0$ 优于国军标合格指标, 接近国军标先进指标。

1.2 试验模型

试验模型采用典型超临界翼型 CH, 此翼型上表面比较平坦, 曲率较小, 后缘附近下表面成内凹形, 以增大后段弯度。为了测得翼型表面压力分布, 在翼型上表面布置了 56 个测压孔, 下表面布置了 24 个测压孔, 如图 1 所示。图 2 给出了翼型在风洞试验段中的照片。

1) Email: xx.0824@yahoo.com.cn

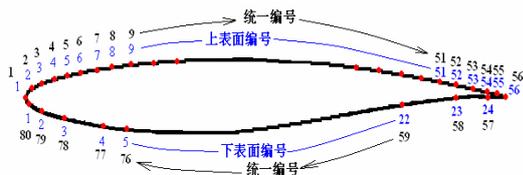


图1. CH翼型表面测压孔分布示意图



图2. CH翼型在二元试验段中进行试验

1.3 试验条件

本试验采用柱状固定转换，转换点设在距前缘 7% 弦长处。试验马赫数范围为 $Ma=0.6\sim 0.8$ ，基于翼型弦长的雷诺数变化范围为 3×10^6 到 10×10^6 ，通过翼面测压孔和尾迹测压排管，获得了翼型的压力分布，进一步积分出升阻和力矩系数。

2.数值计算方法

2.1 计算方程

计算过程中，采用有限体积法离散二维 N-S 方程：

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = 0$$

其中， $F = F_I - F_V$ ， $G = G_I - G_V$

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \end{pmatrix} \quad F_I = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (E + p)u \end{pmatrix}$$

$$G_I = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (E + p)u \end{pmatrix} \quad G_V = \frac{1}{Re} \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yx}u + \tau_{yy}v - q_y \end{pmatrix}$$

下标“*I*”代表无粘通量，下标“*V*”代表有粘通量。计算时粘性系数由 Sutherland 公式给出：

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{273.16} \right)^{1.5} \frac{T + 110.4}{T + 110.4}$$

μ_0 代表温度 $T=273.15K$ 、压强 $P=1.013\times 10^5Pa$ 时的粘性系数。

求解过程中，使用 Spalart-Allmaras 湍流模型(简称 S-A 湍流模型)，本模型是单一输运方程模型，适合求解超临界翼型跨声速绕流等具有逆压梯度、中度分离的边界层流动。

2.2 计算模型

计算模型，采用与试验相同的超临界翼型 CH，翼型外形与 C 型计算网格如图 3 所示。

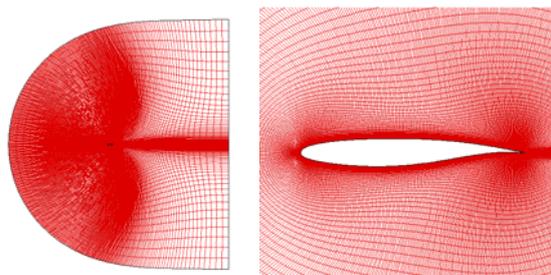


图3. 超临界翼型 CH 外形与结构化网格示意图

为了准确模拟超临界翼型在跨声速条件下的流场结构，本文对壁面附近的网格分布进行了精细化处理，附面层网格满足 $y^+=1$ 的要求，整个网格计算量达到了 93600。

2.3 计算条件

为了准确把握跨声速条件下超临界翼型 CH 的流场结构和雷诺数影响规律，同时与试验数据进行对比，本文共进行了 216 个状态的数值模拟。模拟条件如表 1 所示。

表 1. 超临界翼型数值模拟状态统计表

来流条件	模拟状态
马赫数 <i>Ma</i>	0.74、0.76、0.82
雷诺数 <i>Re</i>	3×10^6 、 5×10^6 、 8×10^6 、 10×10^6 、 20×10^6 、 30×10^6 、 40×10^6 、 50×10^6
迎角 α	-4° 、 -2° 、 0° 、 2° 、 3° 、 4° 、 5° 、 6° 、 7°

3.结果分析与讨论

3.1 雷诺数对压力分布的影响

试验和计算过程中，都是通过提高来流总压的方式实现雷诺数的变化。图4、图5分别给出了试验和计算结果，马赫数和迎角相同条件下，雷诺数变化对压力分布的影响。由图可知，试验和计算结果，雷诺数影响规律基本相似。雷诺数变化对超临界翼型下表面的压力分布影响较小，对其影响主要集中在上翼面，尤其是激波后的压力分布。其中，激波位置对雷诺数效应尤为敏感，随着雷诺数增大，激波位置不断后移。图6给出了雷诺数对激波位置的影响规律。

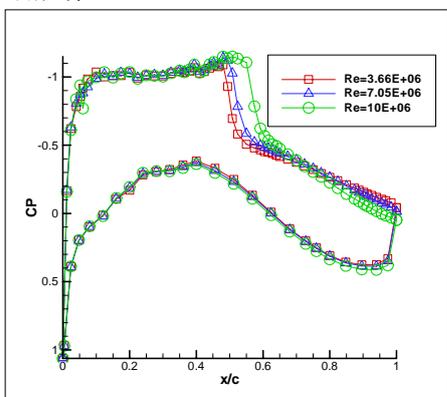


图4. 雷诺数影响的试验结果 (Ma=0.8, $\alpha=4^\circ$)

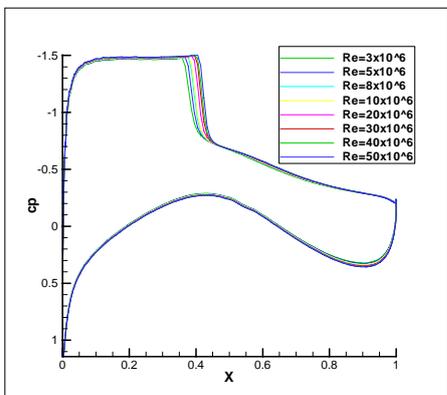


图5. 雷诺数影响的计算结果 (Ma=0.74, $\alpha=5^\circ$)

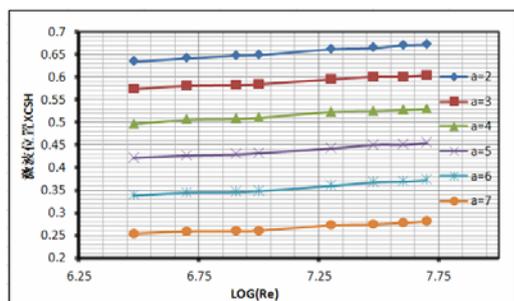


图6. 雷诺数对激波位置的影响规律 (Ma=0.76)

由图6可知，在相同来流迎角和马赫数下， $Re=50 \times 10^6$ 状态下的激波位置，比 $Re=3 \times 10^6$ 状态下的激波位置，后移量可以达到翼型弦长的3%~4%。

雷诺数是表征粘性效应的无量纲参数，主要通过影响边界层的厚度进而影响流场压力分布。在整个下翼面和上翼面激波前，雷诺数增加，粘性效应下降，但并未造成流态实质性的变化，因此雷诺数变化对压力分布的影响较小。经过激波后，上翼面会形成一个激波诱导分离区，激波和边界层相互干扰，内部流动对雷诺数效应十分敏感。当雷诺数增大后，边界层厚度降低，后缘压力系数增大，分离情况得以改善。经过激波形成了逆压梯度，为了适应改善后的压力分布，激波位置将后移。

3.2 雷诺数对流场结构的影响

为了研究雷诺数对流场结构的影响，图7-图9给出了迎角 $\alpha=6^\circ$ ，不同状态下流场压力系数的分布云图。

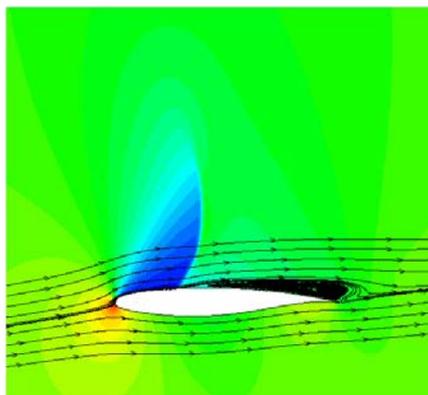


图7a. 流场压力系数分布云图 (Ma=0.74, $Re=3 \times 10^6$)

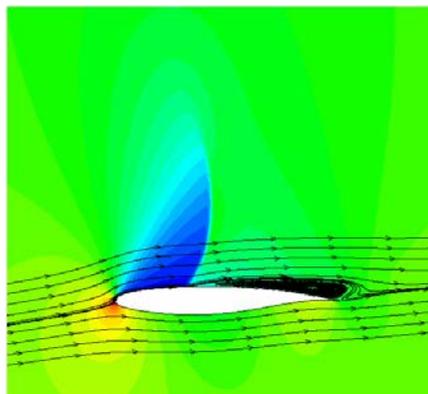


图7b. 流场压力系数分布云图 (Ma=0.74, $Re=50 \times 10^6$)

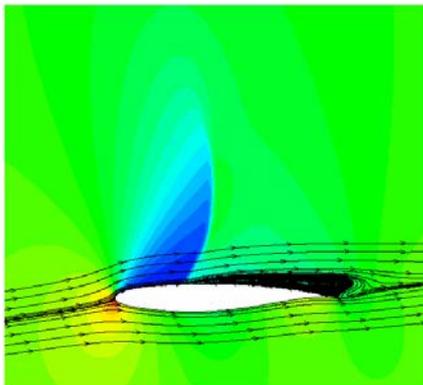


图 8a. 流场压力系数分布云图 ($Ma=0.76$, $Re=3\times 10^6$)

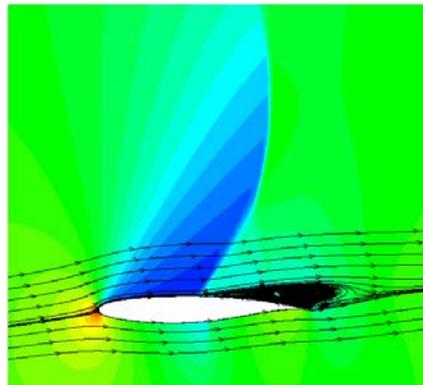


图 9a. 流场压力系数分布云图 ($Ma=0.82$, $Re=3\times 10^6$)

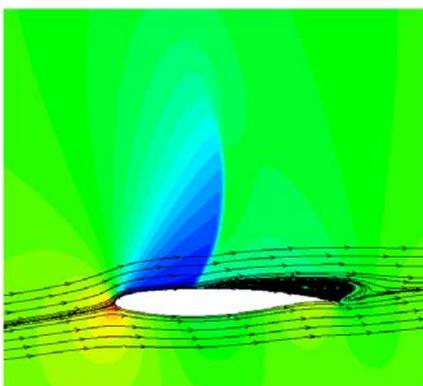


图 8b. 流场压力系数分布云图 ($Ma=0.76$, $Re=50\times 10^6$)

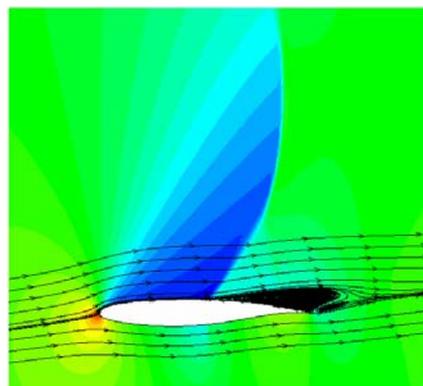


图 9b. 流场压力系数分布云图 ($Ma=0.82$, $Re=50\times 10^6$)

总体来看, 雷诺数的变化, 对下翼面流场影响不大, 这与前文所述雷诺数对下翼面压力分布影响不大是相符的。在上翼面, 边界层与激波相互干扰后发生分离, 分离后的上翼面绕流流线和翼面中间区域形成明显的分离涡。对比可知, 在计算范围下, 雷诺数对流场结构的影响, 主要集中在上翼面超声速区范围、终止激波位置和强度、分离涡结构和大小等方面。

当马赫数 $Ma=0.74$, 超声速区范围最小, 分离涡结构较为扁平。在高雷诺数 $Re=50\times 10^6$ 条件下, 流动超声速区比低雷诺数 $Re=3\times 10^6$ 稍大, 分离涡稍小, 激波位置后移了 3.07% 翼型弦长。经过激波后单位长度的压强跃升 dC_p/dx 定义为激波强度, 可以发现, 高雷诺数的激波强度为 29.19, 低雷诺数条件下的激波强度为 20.65。

在马赫数 $Ma=0.76$ 的分布云图中明显看出, 绕过翼型后缘的流线形成了明显内凹。在 $Re=50\times 10^6$ 条件下, 激波位置相对 $Re=3\times 10^6$ 后移了 3.37% 翼型弦长, 分离涡发展区域稍小, 对应的激波强度分别为 26.99 和 19.14, 高雷诺数条件下激波强度更大。

马赫数 $Ma=0.82$ 的流场与前文所述明显不同。由于来流速度增大, 上翼面超声速区的范围明显更大, 激波范围也比低马赫数更广。经过激波后的分离涡更大, 绕过分离涡的流线内凹在尾缘处形成了新的涡结构。在雷诺数 $Re=3\times 10^6$ 条件下, 激波位置在翼型弦长的 50.35% 处, 激波强度为 15.64, 后缘新涡还未完全形成。在高雷诺数 $Re=50\times 10^6$ 条件下, 激波位置为翼型弦长的 54.63%, 相对后移了 4.28%, 激波强度为 22.63, 上翼面尾缘后形成了完全发展的涡结构。

随着来流马赫数的提高, 超声速区域范围逐渐增大, 后缘分离涡向下游倾斜, 伴有新的涡结构生成。这是因为上翼面的分离涡不断增大, 涡心后移, 涡量分布更集中在后缘附近, 相当于改变了翼型后缘形状, 直接影响绕流流线发展。随着来流雷诺数的增大, 激波位置不断后移, 激波强度不断增强, 后缘压力恢复特性不断改善, 而压力分布直接决定了翼型的气动特性。雷诺数对上述微观流动结构的影响十分可观, 进一步影响超临界翼型的宏观气动特性。

4. 结论

(1) 雷诺数对超临界翼型 CH 下表面压力系数影响不大, 对上表面激波后压力系数分布影响明显;

(2) 雷诺数对超临界翼型 CH 流场结构影响显著。随着雷诺数增大, 相同条件下激波位置后移, 激波强度增强, 流场超声速区域和涡量分布发生变化;

(3) 雷诺数对微观流动的影响十分可观, 通过影响翼型的流场结构和压力分布, 进一步影响超临界翼型 CH 的宏观气动特性。

致谢

感谢陈德华研究员、王元靖副研究员对本文的大力支持和指导。

参考文献

- 1 Wang Na. Report of the RAE2822 airfoil pressure measuring test, 2010
王娜 2010 CH 翼型测压实验报告.
- 2 LIU Dawei, CHEN Dehua, WANG Yuanjing: Reynolds Number Effect Investigation of Supercritical Airfoil Based on Wind Tunnel Test. System Simulation Technology & Application (Volume 13), 2011.
- 3 陈德华, 赵协和 1999 雷诺数对大后掠小展弦比飞机纵向气动特性影响修正的工程计算方法. 流体力学试验与测量 第13卷第2期 83.
- 4 Chen Zuobing: Computational Fluid Dynamics and application. National Defense Industrial Press. 2001.
- 5 Cahill. J. F, Conner. P. C. Correlation of Data Related to Shock-Induced Trailing-Edge Separation and Extrapolation to Flight Reynolds Number[J]. NASA CR-3718, 1979

Analysis of Flow over Supercritical Airfoil for Reynolds Numbers Effects

Xin Xu^{1,2}, Dawei LIU^{1,2}, Dehua CHEN^{1,2}, Yuanjing WANG^{1,2}

(¹ High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, SichuanMianyang 621000)

(² State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, SichuanMianyang 621000)

Abstract The aerodynamic characteristics of supercritical airfoil are rather sensitive to Reynolds numbers in the transonic field. Analysis of flow over a typical supercritical airfoil CH for Reynolds numbers effects was executed based on the wind tunnel test and CFD method. Variable Reynolds numbers test was conducted, with Mach numbers ranging from 0.6 to 0.8 and Reynolds numbers from 3.5×10^6 to 10×10^6 per airfoil chord. Flows over CH airfoil were numerically investigated for different Reynolds numbers, with Mach numbers 0.74, 0.76, 0.82 and Reynolds numbers from 3.0×10^6 to 50×10^6 per airfoil chord. Results indicated that the lower surface pressure distribution and flow structure were almost independent of Reynolds numbers; while the upper surface pressure distribution and flow structure changed with variable Reynolds numbers, while Reynolds numbers increased, shock location move backward, shock strength became stronger, supersonic field and vortex distribution changed, especially when shock-induced trailing-edge separation existed. The flow structure and pressure distribution of supercritical airfoil are rather sensitive to Reynolds number, So that aerodynamic coefficients also changed.

Keywords supercritical airfoil, Reynolds numbers effects, wind tunnel test, CFD, flow analysis.