

修正曲率及雷诺正应力对 分离流的影响*

尹 军 飞

(南京航空航天大学动力工程系, 南京, 210016)

摘 要:应用 Strawn & Kline 的准同时粘性/无粘流匹配模型, 于动量积分方程中加入了曲率和雷诺正应力两个二阶修正项, 计算了二维不可压湍流附面层分离流动。文中首先分析推导了新的曲率修正公式, 给出了两个算例。比较了修正项对计算结果的影响, 并与实验做了对比。

主题词: 二维边界层, 边界层分离, 湍流边界层, 不可压缩流, 涡流

分类号: V228.72, TP302.7

INFLUENCE OF CURVATURE AND NORMAL STRESS ON SEPARATING FLOWS

Yin Junfei

(Department of Power Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

Abstract: The two second-order terms of curvature and normal stresses were added in the Von Karman integral equation to compute two-dimensional incompressible turbulent boundary-layer separation by using Strawn & Kline's simultaneous viscous/inviscid interaction model. A new correlation of correcting curvature was deduced and analyzed. Two examples were presented. The effect of the curvature and normal stress on the calculation was discussed and the calculation was compared with the experiment in this paper.

Keywords: Two dimensional boundary layer, Boundary layer separation, Turbulent boundary layer, Incompressible flow, Vortex flow

1 引 言

湍流附面层分离是航空飞行器常见的气动现象。目前许多研究均采用一阶动量积分方程,

* 本文 1993 年 2 月 19 日收到

而没有考虑二阶项,如曲率及雷诺正应力的影响。Thompson 等人^[1]指出曲壁上附面层分离时,存在着显著的附面层高度方向上的压差。而雷诺正应力项的影响早为人们所重视。Simpson^[2]实验证明影响是不可忽略的。因此,有必要对二阶项的影响做估计。

雷诺正应力的修正关系主要采用近似的方法,本文采用 Hasting^[3]的方法。曲率修正关系目前主要侧重于机翼流,针对无附面层分离状况,以壁面曲率代替实际流线曲率。但由于附面层分离时,流线已明显偏离壁面,其流线曲率可能与当地的壁面曲率相反。因此必须寻求新的修正关系。本文首先分析推导了适用于分离状态的曲率近似修正关系,然后应用这一关系和 Hasting 的正应力修正式,预测湍流附面层分离。

2 基本方程、模型及分析

若为二维不可压流动,对流向的动量方程积分,则有二阶积分方程:

$$\frac{d\theta}{dx} + (H+2) \frac{\theta}{U_e} \cdot \frac{dU_e}{dx} - \frac{C_f}{2} = \frac{1}{U_e^2} \frac{d}{dx} \left[\int_0^\delta \bar{u}^2 dy \right] - \frac{1}{U_e^2} \frac{d}{dx} \left[\int_0^\delta \frac{(p_i - p)}{\rho} dy \right] \quad (1)$$

式中, θ 为动量厚度, H 为形状因子 ($=\delta^*/\theta$)、 p_i 和 p 分别为无粘和粘性流的压强。可见, y 向的压强变化 ($p_i - p$) 需用 y 向动量方程模化。Lock 等人^[4]分析并给出了 y 向的动量方程为:

$$\frac{\partial p}{\partial y} = -\rho K^* U^2 + \rho \frac{\partial}{\partial y} (\bar{v}^2) \quad (2)$$

其中 $K^* = K_w + d^2\delta^*/dx^2$, 为位移厚度曲率, K_w 为壁面曲率。设 y 向无粘流的动量方程为

$$\partial p_i / \partial y = -\rho K^* U_i^2 \quad (3)$$

式中 U_i 和 U 分别为无粘流和粘性流的速度。经推导:

$$\int_0^\delta \frac{(p_i - p)}{\rho} dy = -K^* \beta \delta^2 U_e^2 + \int_0^\delta \bar{v}^2 dy \quad (4)$$

式中 $\beta = \int_0^1 \left\{ \int_0^\epsilon [1 - U^2/U_e^2] d\eta \right\} d\epsilon$ 与附面层速度分布有关。由于曲率影响为二阶量,可采用近似的速度分布;令 $U/U_e = F(\eta, H)$, $F(\eta, H) = 1 - \frac{2}{3}(H-1)/H[1 + \cos(\pi\eta)]$, 则 $\beta = J(2/3 + 8/3\pi^2) + J^2\left(-\frac{1}{3} - \frac{16}{9\pi^2}\right)$, $J = (H-1)/H$ 。Hasting 的雷诺正应力修正关系:

$$\int_0^\delta (\bar{u}^2 - \bar{v}^2) dy = 0.072\delta^* U_e^2 (H-1)/H^2 \quad (5)$$

将 (4), (5) 代入 (1):

$$\frac{d\theta}{dx} + (H+2) \frac{\theta}{U_e} \frac{dU_e}{dx} - \frac{C_f}{2} = \frac{1}{U_e^2} \frac{d}{dx} [K^* U_e^2 \beta \delta^2] + \frac{1}{U_e^2} \frac{d}{dx} \left[0.072\delta^* U_e^2 \frac{(H-1)}{H} \right] \quad (6)$$

方程 (6) 的左边为一阶动量积分方程,其右边为二阶修正项。

为求解附面层分离,必须加入卷吸方程和 Strawn 等人^[5]的准同时粘性/无粘性流匹配方

程。其辅加代数关系式和无修正关系时的求解过程见文献 [6]。

计算时, 首先应用一阶动量积分方程与其他方程联立求解。迭代至收敛精度后, 然后采用二阶动量积分方程进行第二次计算。其中 K^* 的计算采用了一阶动量积分方程的计算结果, 即第二次计算中 K^* 不变。收敛精度为 0.002。

3 算例及结果分析

3.1 算例一

Simpson 的平板表面湍流附面层分离流, 通道为二维扩张形, 上表面为实验中所得到的无粘流线, 下壁平板上的流动因逆压梯度产生分离。附面层初始位置于 $x=0$, 对应参数为 $\delta^* = 16\text{mm}$, $U_e = 17.038\text{m/s}$, $Re\delta^* = 17136$ 。图 1 表示了模型及计算实验结果。

3.2 算例二

实验结果见文献 [7, 8], 模型为二维非对称扩压器, 如图 2 所示。取 $x = -100\text{mm}$ 为初始参考点, 其下壁面附面层的参数为 $U_e = 25.2\text{m/s}$, $H = 1.33$, $Re\delta^* = 6300$, 计算时松弛因子为 0.2。

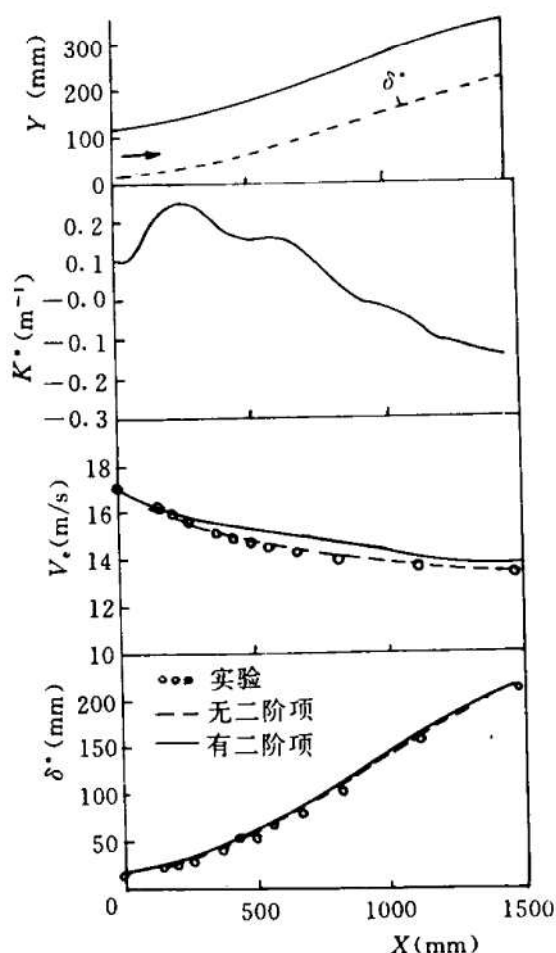


图 1 Simpson 流动

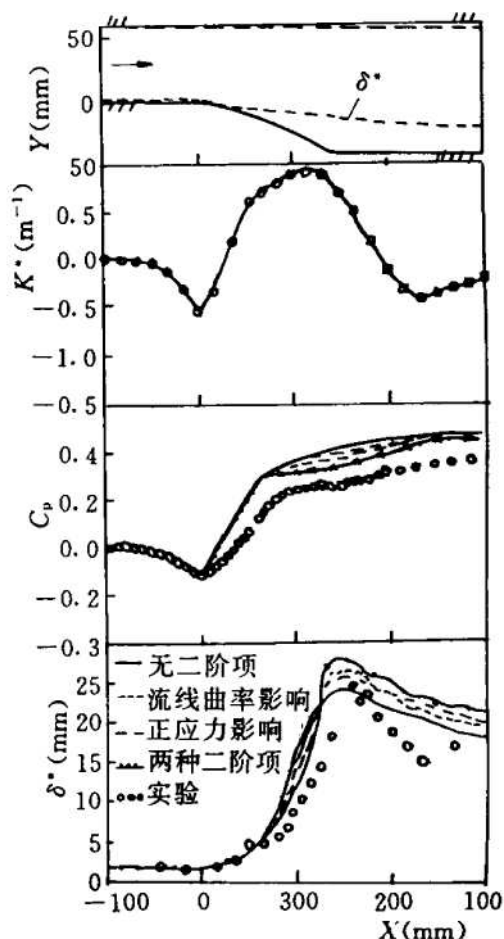


图 2 两维扩压器流动

3.3 结果分析

从以上二个算例可知, 无论是曲率和雷诺正应力, 都将使分离加剧, δ^* 增加, U_e 加大, 壁

面压强系数 C_p 减小。在算例一中, 由于曲率较小, 曲率的影响不十分明显。两个二阶修正项造成速度 U 的最大相对变化量为 5%, 而 δ^* 增加极小, 并仍保持与实验结果相吻合。

在算例二中, 修正后的结构使 δ^* 提高约 20%, 但与实验结果仍相差较多。但壁面压强系数 C_p 更接近于实验, 而曲线分布形状与实验近似。于 $x=120\text{mm}$ 附近曲率 K^* 达到最大值, 这一阶段恰为附面层分离阶段, 这与物理含义相吻合。因此, 本文所提出的二阶项——曲率及雷诺正应力的修正方法是基本可行的。

参 考 文 献

- [1] Thompson B E, Whitelaw J H. Characteristics of a Trailing-Edge Flow with Turbulent-Layer Separation. *J Fluid Mech*, 1985, 157: 305~326
- [2] Simpson R L, Chew Y T, Shivaprasad B G. The Structure of a Separating Turbulent Boundary Layer. *J Fluid Mech*, 1981, 113: 23~74
- [3] Hastings R C, Moreton K G. An Investigation of a Separated Equilibrium Turbulent Boundary Layer. *Proc. Int. Symp. on Application of Laser Doppler Anemometry to Fluid Mechanics*, Lisbon, Portugal, 1982, Paper 11
- [4] Lock R C, Firman M C P. Survey of Techniques for Estimation Viscous Effects in External Aerodynamics. *Proc. of IMA Conf. on Numerical Methods in Aeronautical Fluid Dynamics*, edited by P. Roc, 1981 Paper 13, Academic Press
- [5] Strawn R C, Ferziger J H, Kline S J, A New Technique for Computing Viscous-Inviscid Interactions in Internal Flows. *ASME J of Fluids Engineering*, 1984, 16 (1): 73~80
- [6] 尹军飞. 二维不可压内流湍流附面层分离流动预测. *南京航空学院学报*, 1992, 24 (5): 513~520
- [7] 尹军飞. 实验研究湍流附面层分离. *实验力学*, 1992, (4): 24~30
- [8] 尹军飞. 应用 LDV 研究二元管道内湍流分离流动. *推进技术*, 1993 (2)

(上接第6页)

5 结 论

(1) 神经网络 BP 算法学习速度很慢, 系统误差在学习时会陷入局部极小。采用变学习速度后, 可以使 BP 算法学习速度加快; 在神经网络中引入噪声能使系统误差跳出局部极小。

(2) 训练好的神经网络能在短时间内仿真发动机的故障状态, 为发动机的故障监控提供了有效途径。

(3) 神经网络能在短时间内成功地诊断出 LRE 故障, 具有很强的容错能力和处理强噪声干扰实时数据的能力, 可望用于 LRE 地面试车或上天在线实时检测。

参 考 文 献

- [1] Whitehead B, Ferber H, Ali M. Neural Network Approach to Space Shuttle Main Engine Health Monitoring. *AIAA 90-2259*, 1990
- [2] 黄敏超, 冯心, 张育林. 应用神经网络识别泵压式液体火箭发动机故障模式. *湖南省宇航学会应用力学、推进技术年会*, 1992. 12
- [3] 胡泽新等. 神经网络自适应控制系统研究. *控制与决策*, 1992. 9