

三维激波/附面层相互作用的起始分离预测

清华大学 张扬军* 陈乃祥
北京航空航天大学 陶德平 周 盛

【摘要】 给出了一种预测三维激波/附面层相互作用诱导的流动起始分离的方法。研究表明: 激波与附面层相互作用所诱导的二次流动是影响起始分离的重要因素。当来流相对马赫数大于 1.5 时, 强的激波/附面层相互作用可能导致跨音风扇转子叶尖区域的流动分离。

主题词: 分离 三维 激波/附面层相互作用

分类号: O 357. 42

1 激波产生的附面层二次流动

激波与附面层的相互作用所诱导的大尺度三维分离不仅使得跨音风扇转子的损失急剧增大、效率下降, 而且往往会触发叶片的失速颤振或引起压气机的喘振。三维分离流动的研究尚不够成熟, 其定义也存在很大差别, 目前尚无统一的结论^[1]。L ighthill 直接利用物面摩擦力线的概念和应用奇点分析方法来研究三维分离^[2]。基于 L ighthill 分离线模式, 文献 [3] 提出判定三维附面层分离的准则为 $\vec{\tau}_w \cdot \nabla P = 0$, $\vec{u}_e \cdot \nabla P > 0$ 。

激波所诱导的流动分离, 是激波与附面层相互作用的结果。激波的存在使气流在流向和展向存在压力梯度, 展向的压力梯度使附面层扭曲, 产生垂直于主流方向的二次流动。对于垂直于主流方向的附面层二次流动, 文献 [4] 提出了一个三角形速度极线图模型。该模型在速度极线图中把附面层分为两个区, 在三角形顶点的左边和右边各为一个区。三角形模型的横流速度在接近壁面的区域 $w/u_e = \tan \varpi \cdot (u/u_e)$ 。式中 ϖ 为壁面摩擦应力方向与附面层外缘主流方向的夹角。在接近主流的区域 $w/u_e = A (1 - u/u_e)$ 。参数 A 为主流速度与主流偏转角 α 的函数。所谓主流偏转角 α 是这样定义的, 在附面层上游, 速度剖面是不扭曲的, 开始扭曲时的主流速度矢量与当前主流速度矢量之间的夹角即为 α 。参数 A 体现了附面层二次流动与主流流动的相关性。文献 [4] 在不可压的前提下, 推导出了附面层二次流动与主流流动的相关性, 对于跨音风扇/压气机流动来说, 流动的压缩性不容忽视。这里考虑到流动的压缩性, 有:

$$d(A/\rho u^2) = -2d\alpha/(\rho u_e^2) \quad (1)$$

2 激波引起壁面应力方向的改变

2.1 相关性参数 A

对于跨音风扇/压气机内部的激波/附面层相互作用, 由于激波后的参数是亚音的, 对于附面层外主流的参数变化不能由 Prandtl-Meyer 关系得到。这里假设激波的激波角 β 是从零连续增加到 β_c 角, 则可对 (1) 式进行积分求得激波与附面层相互作用所决定的 A 值。设主

流中激波前后的参数分别以下标“1”和“2”表示, 令 $k_- = k - 1$, $k_+ = k + 1$ 。当激波角假设为 β 时, 波后的参数以下标 β 表示, 由无粘激波突跃关系式有

$$d\alpha = f(\beta) d\beta$$

$$f(\beta) = \frac{k_+ M a_1^4 (\sin^2 2\beta/4) - (M a_1^2 \sin^2 \beta - 1) [(k_+ / 2) M a_1^2 - M a_1^2 \sin^2 \beta + 1]}{[(M a_1)^2 (k_+ / 2 - \sin \beta) + 1]^2 \sin^2 \beta}$$

由 (2) 式变换得

$$A = -2 \int \frac{1}{(\rho_\beta / \rho_2) (u_e / u_{e,2})^2} d\alpha = -2 \int \frac{f(\beta)}{(\rho_\beta / \rho_2) (u_e / u_{e,2})^2} d\beta \quad (2)$$

式 (2) 可利用数值积分求出 A 值。

2.2 速度分布参数 $(u/u_e)_p$

参数 $(u/u_e)_p$ 为三角形模型顶点 P 的速度分布。顶点 P 是内区与外区的交界点, P 点的速度分布即符合内区又符合外区。

$$u_p / u_\tau = u_\tau y_p / \nu = (1/0.41) \ln(y_p u_\tau / \nu) + 5.5 \quad (3)$$

式中 $u_\tau = \sqrt{\tau_w / \rho_w}$ 为摩擦速度, ν 为动力粘性系数。由 (3) 式及当地表面摩擦系数 $C_{fs} = \tau_{ws} / [(1/2) \rho_e u_e^2]$ 及 $C_f = \tau_w / [(1/2) \rho_e u_e^2]$ 得

$$(u/u_e)_p = (1/0.13) \sqrt{(\rho_e / \rho_w) C_{fs}^2 / C_f} \quad (4)$$

因为

$$\tan \omega = A [1 / (u/u_e)_p - 1] \quad (5)$$

这里 $\tan \omega = C_{fs} / C_f$ 即为激波引起壁面应力方向的改变。将 (4) 式代入 (5) 式可得

$$\tan \omega = A \frac{0.13}{\sqrt{1 + \frac{k_+ - 1}{2} M a_1^2}} C_{fs} \cos \omega \quad (6)$$

2.3 流向摩擦系数 C_{fs}

由文献 [1] 有流向摩擦系数公式

$$C_{fs} = (1 + 0.13 M a_1^2)^{-0.73} [17.08 (\lg Re)^2 + 25.11 \lg Re + 6.012]$$

3 起始分离准则

基于 Lighthill 分离模式得出判断三维附面层分离的准则的第一个条件, 有两种情况存在, 即 $|\vec{\tau}_w| = 0$ 或 $\vec{\tau}_w \perp \nabla P$ 。前者对应于奇点分离, 后者为表面摩擦力线与压力梯度方向垂直。

表面摩擦力线与主流方向的偏角为 ω , 由式 (6) 决定, 激波施在附面层上的压力梯度方向垂直于激波曲面, 假设激波与来流方向的夹角为激波角 β , 则波后的主流与激波压力梯度方向的夹角为 $\gamma_p = \pi/2 - \beta + \delta$, δ 为过激波的气流折转角。由三维分离的判别准则, 当 $\omega + \gamma_p = \pi/2$ 时, 激波导致附面层流动发生分离。文献 [5] 认为, 在同样的激波强度下, 三维激波与附面层的相互作用比二维相互作用更容易产生分离, 而文献 [6] 却指出三维激波与附面层的相互作用比二维相互作用不容易产生分离, 二者的结论不一致。

由前面三维激波与附面层相互作用起始分离判别准则的建立可知, 激波与附面层的相互作用是否会导致流动分离与来流马赫数、雷诺数以及附面层内的速度分布有关。激波作用于附面层上的逆压梯度将产生附面层二次流动, 引起壁面应力方向的改变, 达到一定的程度将导致流动分离。由于三维流动中其它因素产生的二次流动也会影响壁面的应力方向, 如果产生的壁面应力方向的变化与前者一致, 在这种情况下三维激波与附面层的相互作用容易产生

分离, 反之则不容易导致流动分离。文献 [5, 6] 二者研究的具体对象不同, 因而得出了不同的结论。

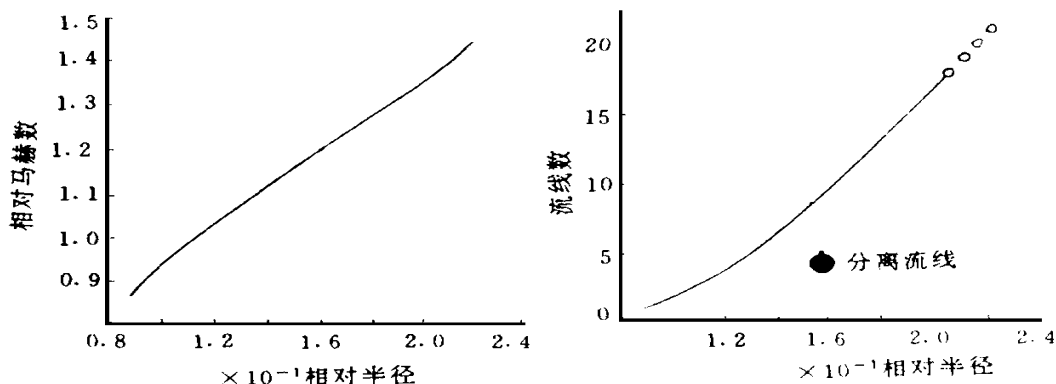


图 1 三维分离的判别

图 1 为某设计跨音转子的来流相对马赫数沿叶高的分布, 以及相应的激波与附面层相互作用起始分离的预测结果。可见, 在叶尖区域, 由于来流相对马赫数较高, 强的激波与附面层相互作用使流动发生分离, 和 Starken^[7] 的实验结果一致。文献 [7] 的实验结果表明, 在叶尖区域, 当来流马赫数大于 1.5 时, 激波造成过大的压力梯度, 从而导致流动分离。

4 小 结

(1) 以三角形速度模型为基础, 推导了可压缩流中主流与二次流动的相关性, 分析了激波作用于附面层所产生的二次流动, 在此基础上提出了预测三维激波与附面层相互作用的起始分离准则。(2) 激波与附面层的相互作用是否会导致流动分离与来流马赫数、雷诺数以及附面层内的速度分布有关。(3) 在跨音转子的设计中, 应控制叶尖来流相对马赫数, 以避免强的激波与附面层的相互作用导致流动分离。

参 考 文 献

- 1 张扬军 跨音风扇气动力学与气动弹性力学模型的某些探讨: [学位论文] 北京航空航天大学, 1994
- 2 Lighthill M J. Attachment and Separation in Three- Dimensional Flow in Laminar Boundary Layers Rosehead L. Ed, Oxford University Press, 1963: 72- 82
- 3 付德薰 分离流动的特性分析 第一届涡运动与分离流学术讨论会论文集, 1984: 197- 200
- 4 Johnston J P. On the Three- Dimensional Turbulent Boundary Layer Generated by Secondary Flow. J. of Basic Engineering, 1960: 233- 250
- 5 窦华书 三维激波湍流边界层干扰的实验研究及理论分析: [学位论文] 北京航空航天大学, 1991
- 6 Kaldellis J K, Katramatos D T, Ktenidis P D. The Influence of Shock Waves on the Viscous Flow Field of Axial Compressors ASME Paper 91- GT- 173
- 7 Starken H. Loss Development in Transonic Compressor Cascades VKI- Lecture Series LS 1988- 03 on Transonic Compressors, RHOde- Saint- Genesa, Belgium

(责任编辑 魏星禄)