

跨音风扇激波/漏流涡干扰模型探讨

北京航空航天大学 杨 智** 马继华 陶德平

【摘要】 激波/漏流涡干扰系旋转运动与突然的逆压力梯度的强相互作用,引起各自形态和强度发生变化。涡破裂对风扇/压气机效率和稳定性十分不利。本文探讨了激波/漏流涡干扰的物理模型,通过求解涡核运动方程,分析了涡核特征参数对涡破裂的影响,为控制涡破裂提供了根据。

主题词: 跨音速压气机 激波 干扰 物理模型 数值计算

分类号: V231.3

1 引言

提高涡轮风扇发动机机推重比,要求增大风扇级压比,减少级数。目前跨音风扇向着高负荷、高叶尖切线速度和小展弦比方向发展,由于叶尖进口相对马赫数高,激波强度增加,激波与附面层/漏流涡干扰导致的大尺度分离/涡破裂,对风扇效率和稳定性十分不利。探讨激波/漏流涡的相干结构及其对风扇性能和稳定性的影响有重要意义。

关于跨音风扇激波/漏流涡干扰问题,直到 90 年代初才开展研究^[1~4],他们通过有限的实验观测和数值模拟提供的信息,对跨音转子激波/漏流涡干扰的流动现象及对叶尖区流场影响进行了分析,但对于干扰的物理模型,流场结构和涡的稳定性涉及较少,本文拟在这些方面进行某些探讨。作者提出了一个初步的激波/漏流涡干扰的物理模型,通过对涡核运动方程的求解,探讨了干扰区的激波结构和涡的演变特征,指出强干扰导致的涡破裂,对跨音风扇的性能和稳定性十分不利,因此,应对激波和漏流涡强度进行有效的控制。

2 激波/漏流涡干扰模型

涡和波是流体中两种不同的基本运动形式,也是流体运动中携带和传递集中能量的主要方式,涡/波干扰会改变各自的形态和强度。激波与集中涡干扰代表一种旋转运动与一个突然的逆压力梯度的强相互作用,下游扰动引起干扰区涡核振动和激波的周期性运动,流场呈现很强的非定常性。超音涡与亚音涡和激波干扰特性不同,激波能穿越超音涡核,若不出现涡破裂,下游扰动不改变激波形状。激波与亚音涡干扰类似于激波/附面层干扰,激波不能穿过亚音涡核,激波产生的逆压力梯度会导致激波结构发生变化。

漏流涡系叶片压力面和吸力面压差作用下,端壁角区低能涡层卷起的集中涡。跨音风扇漏流涡起源于转子叶尖截面前缘,涡强度沿涡轴变化,轴向速度分布呈尾迹型。涡量集中的漏流涡与附面层的分布涡和激波干扰有许多共同点,又有各自的特点,因此激波/漏流涡干扰可与

激波/附面层干扰类比,如激波/附面层干扰产生附面层分离,激波/漏流涡干扰则引起涡破裂;激波/附面层干扰形成 λ 激波系,激波/漏流涡干扰也生成 λ 激波。激波/漏流涡干扰主要表现在对激波结构和强度的影响以及对漏流涡形态和稳定性的影响。

通过漏流涡/附面层与激波干扰的类比,可以提出激波/漏流涡干扰的物理模型。

(1) 漏流涡起源于转子叶尖截面前缘处,从前缘到尾缘的发展过程中,涡量和涡的形态均有变化。漏流涡的主要参数,如涡核半径 R ,涡心位置及涡旋转角速度 ω 等均由经验公式或实验确定^[5,6]。(2) 忽略叶片附面层,端壁附面层和叶尖区其它涡系的影响,突出激波/漏流涡干扰对叶尖区流场的影响。(3) 只考虑通道激波/漏流涡干扰,认为叶尖区通道激波为平面正激波,激波面与涡轴垂直。(4) 漏流涡系轴对称涡,轴向速度分布呈尾迹型,涡核区为亚音速流动。(5) 激波产生的逆压力梯度驱使涡核膨胀,在激波入射点前生成一系列压缩波,可将压缩波系简化为一道斜激波,与主激波形成 λ 激波系。斜激波前伸范围由激波/漏流涡干扰的影响域决定,如图1所示,利用激波/附面层干扰的经验公式确定影响域的长度 l_{dv} 及激波角 β ^[7]:

$$\frac{l_{dv}}{R_1} = \frac{275(Ma_1 - 1)}{\log(ReR_1)} \quad (1)$$

$$\tan \delta = \frac{Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1}{\{Ma_1^2 [(k+1)/2 - \sin^2 \beta] + 1\} \tan \beta} \quad (2)$$

由(1)和(2)式看出,激波/漏流涡干扰的影响域长度 l_{dv} 和斜激波角 β ,主要取决于波前 Ma_1 数,雷诺数 Re 和涡核半径 R_1 。

(6) 激波/漏流涡干扰导致的涡破裂,使流场呈现很强的非定常性。根据上述物理模型,可分析激波和漏流涡的结构和强度变化及其对风扇/压气机工作的影响。

3 涡核运动方程及求解方法

3.1 涡核运动方程

旋涡流场由涡核及其外流场两部分组成,涡核是涡量密集区,用轴对称N-S方程描述,涡核外流场可认为无粘、可压,通过适当的边界条件将两部分流场进行关联。对于定常、可压、粘性层流涡核,N-S方程的张量形式^[8]:

$$\partial (\bar{\xi} \rho v^i) / \partial x^i = 0 \quad (3a)$$

$$\frac{\partial}{\partial x^i} \left(\bar{\xi} (\rho v^i v^i - \tau^i + \delta_{ij} P) \right) + \frac{1}{2} \bar{\xi} \frac{\partial}{\partial x^i} (\tau^a - \rho v^a v^a) - \delta_{ij} P \frac{\partial}{\partial x^i} \bar{\xi} = 0 \quad (3b)$$

$$\frac{\partial}{\partial x^i} \left(\bar{\xi} (\rho v^i e + q^i - v^i \tau^i + \delta_{ij} \rho v^i) \right) = 0 \quad (3c)$$

式中 ξ 是基本张量, e 是总内能, q 是热流张量。采用柱坐标表示基本张量,经过无量纲化,并忽略二阶项后,则得柱坐标系涡核的运动方程:

$$\partial(r \rho u) / \partial x + \partial(r \rho v) / \partial r = 0 \quad (4a)$$

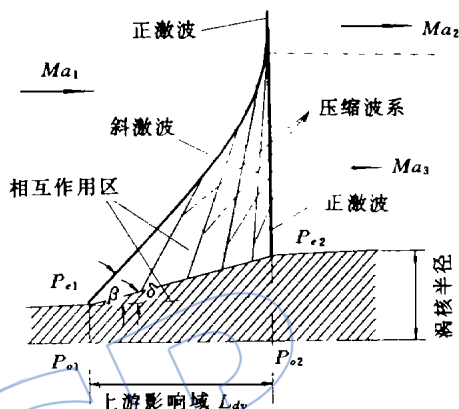


图1 激波/漏流涡干扰模型示意图

$$\rho_u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho_v \frac{\partial u}{\partial r} = - \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{f}{rRe} \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial r} \left(f \frac{\partial u}{\partial r} \right) \quad (4b)$$

$$\rho_w^2 / r = \frac{\partial P}{\partial r} \quad (4c)$$

$$\rho_u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho_v \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{\rho_w v}{r} = \frac{2f}{rRe} \left(\frac{\partial v}{\partial r} - \frac{w}{r} \right) + \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial r} \left[f \left(\frac{\partial v}{\partial r} - \frac{w}{r} \right) \right] \quad (4d)$$

$$\rho_u \frac{\partial T}{\partial x} + \rho_v \frac{\partial T}{\partial r} = u \frac{\partial P}{\partial x} + v \frac{\partial P}{\partial r} + \frac{f}{rRe} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial r} - \frac{w}{r} \right)^2 \right] + \frac{1}{rRePr} \frac{\partial}{\partial r} \left(rf \frac{\partial T}{\partial r} \right) \quad (4e)$$

式中: $f = \mu / \mu_i = (T / T_i)^{0.75}$, μ 是动力粘性系数, 普朗特数 $Pr = \text{Const}$ 。

3.2 涡核运动方程求解方法

N-S 方程组 (4a) ~ (4e) 系抛物型方程, 采用积分法求解。首先由 (4a) 式解出径向速度 v :

$$v = - \frac{1}{r\rho} \int \frac{\partial(r\rho u)}{\partial x} dr \quad (5)$$

将上式代入 (4b) ~ (4e) 式, 沿径向积分, 可得相应积分方程:

$$\int \frac{\partial}{\partial x} [r\rho u(u - u_e)] dr + \frac{du_e}{dx} \int r\rho u dr = - \int r \frac{\partial P}{\partial x} dr \quad (6)$$

$$\int \frac{\partial}{\partial x} [r\rho u(\Gamma - \Gamma_e)] dr + \frac{d\Gamma_e}{dx} \int r\rho u dr = - \frac{2\Gamma_e f_e}{Re} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \int \frac{\partial}{\partial x} [r\rho u(T - T_e)] dr + \frac{dT_e}{dx} \int r\rho u dr &= \int r u \frac{\partial P}{\partial x} dr - \int \left(\int \frac{\partial(r\rho u)}{\partial x} dr \right) \frac{w^2}{r} dr \\ &+ \frac{1}{Re} \int f r \left[\left(\frac{\partial u}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial r} - \frac{w}{r} \right)^2 \right] dr + \frac{Rf_e}{RePr} \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_e \end{aligned} \quad (8)$$

再将积分号内的函数 u, w, p 展成多项式 (详见文献[9]), 代入积分方程 (6) ~ (8) 式逐项积分, 则可简化为一组微分方程。由于积分函数比较复杂, 解析推导麻烦, 因此, 将一阶导数分离出来, 各项复杂的积分作为一阶导数的系数, 用数值法计算这些系数。经这样处理后, 可得 3 个一阶拟线性微分方程组, 待求函数 4 个 (u_0, P_0, R, ω), 再加上 (4c) 式即构成封闭方程组:

$$A \begin{bmatrix} p_0 \\ u_0 \\ R \\ \omega \end{bmatrix}' = B \begin{bmatrix} p_e \\ u_e \\ \Gamma_e \\ 0 \end{bmatrix}' + \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} & b_{14} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} & b_{24} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} & b_{34} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

各元素 a_{ij} 和 b_{ij} 的表达式见文献[9]。方程 (9) 是以涡核特征参数 u_0, P_0, R, ω 为函数, x 为自变量的微分方程。右端包括涡核外缘压力 p_e , 轴向速度 u_e , 环量参数 Γ_e , 雷诺数 Re , 普朗特数 Pr 及粘性系数比 f , 非均匀外流, 粘性扩散以及热传导对涡运动的影响, 当外流参数和函数初值给定后, 用四阶 Runge-Kutta 法求解 (9) 式。

4 涡核特征参数计算与分析

采用 Runge-Kutta 法求解方程 (9) 式对涡核特征参数进行数值计算。首先给定漏流涡初值 $u_{01}, p_{01}, R_1, \omega$ 和外流值 $u_e, p_e, \rho_e, \Gamma_e$ 推进求解涡核流场。

4.1 涡核初始参数的影响

选取涡核初始速度 $u_{01} = 0.7, 0.9, 1.2, 1.4, 1.8$, 逆压梯度 $p' = 0.01$ 进行数值计算, 计算

表明, 6 个 u_{01} 对应的涡心速度 u_0 沿涡轴方向下降幅度相同, 涡核半径 R 沿涡轴方向增加速度快, $p_e - p_0$, ω 变化缓慢。在同一轴向位置, 涡心速度低, 涡核特征参数 $p_e - p_0$, ω 数值高, 涡心速度低, 涡心压力和动能低, 抗逆压梯度的能力弱, 遇大逆梯度时, 涡轴上可能出现内驻点, 引起涡失稳。增大涡心速度, 降低逆压梯度有助于涡的稳定性。

计算了 3 个涡心初始压力 $p_{01} = 0.09, 0.19, 0.29$ 对涡核特征参数的影响。3 个 p_{01} 对应的涡心压力 p_0 沿涡轴方向增加, 涡核半径 R 也是增加的, ω 则几乎无变化。在同一轴向位置, R , ω 与涡心压力同步增加。3 个 p_{01} 引起 u_0 沿轴向下趋势相同, 大 p_{01} 则对应着小 u_0 。涡心压力大, 涡心速度低, 涡核半径增大, 可能引起涡失稳。 ω 随 p_{01} 增加, 对抑制涡失稳有一定作用。

4.2 外流参数影响

波前马赫数 Ma_1 是一个关键参数, Ma_1 决定激波强度和施加于涡核外缘的逆压梯度以及干扰区范围和激波分叉点位置。 Ma_1 对涡特征参数的影响如图 2~图 5 所示。 $Ma_1 = 1.05$ 对涡

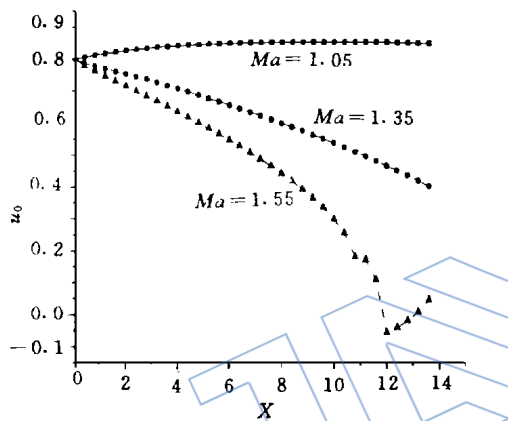


图 2 波前马赫数对涡心速度 u_0 的影响

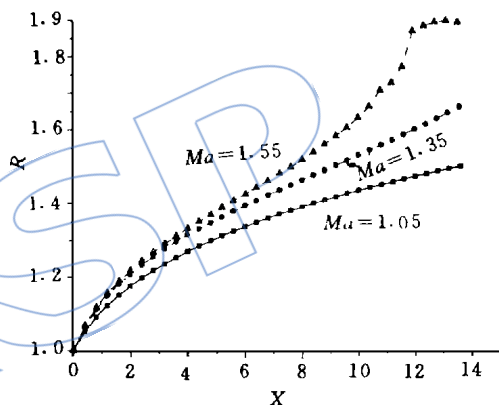


图 3 波前马赫数对涡核半径 R 的影响

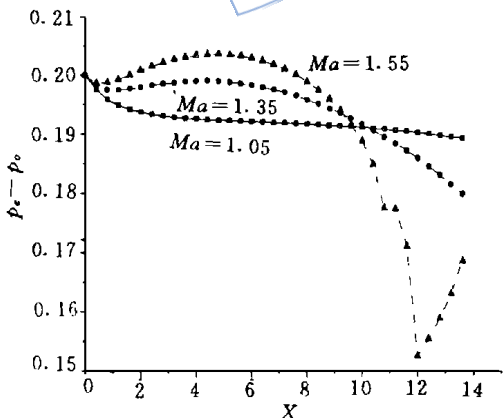


图 4 波前马赫数对涡核外缘与涡心压力差的影响

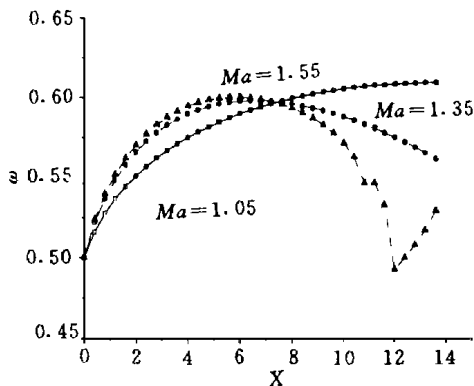


图 5 波前马赫数对涡心 ω 的影响

核特征参数的影响较小。 $Ma_1 = 1.55$ 比 $Ma_1 = 1.05$ 和 1.35 对涡核特征参数影响都大, 波前马赫数高对应的波后逆压梯度大, 对涡核发展影响显著。 $Ma_1 = 1.55$, 涡核特征参数 $p_e - p_0$, u_0 和

ω 在 $x = 12$ 处均出现最小值, 涡核半径 R 达最大值, 涡核膨胀快, 可能出现涡破裂。激波/漏流涡干扰区涡核特征参数变化见图 6, 对应的 $Ma_1 = 1.35$ 。

叶栅轴向加功量分布对涡核发展影响较大, 环量梯度反映轴向加功量变化。环量梯度大, 涡核半径沿轴向增加快, $p_e - p_o$, u_o 下降也快。大环量梯度施加于涡核大的逆压梯度, 涡核旋转角速度 ω 下降, 涡核膨胀快, 亦可能导致涡破裂。

外流其它参数。如 u_e , p_e 等的影响亦可以做类似的分析, 不再一一列举。

5 结 论

(1) 激波/漏流涡干扰代表一种旋转运动与一个突然的逆压力梯度的强相互作用, 流场呈现很强的非定常性。激波/漏流涡干扰主要表现在对激波结构和强度的影响以及对涡形态和稳定性的影响, 弄清两方面干扰的内涵, 乃是建立激波/漏流涡干扰模型的基础。(2) 通过对涡核流动的数值计算表明, 涡核初始参数和外流参数对涡发展影响显著。波前马赫数 Ma_1 和轴向加功量分布造成过强的逆压梯度, 可能导致涡破裂。涡核初始速度 u_{o1} 和初始压力 p_{o1} 对涡发展也有很大的影响, 低 u_{o1} 和高 p_{o1} 抗逆压梯度能力弱, 可能导致涡失稳。(3) 激波/漏流涡导致的涡破裂, 对跨音风扇的效率, 气动稳定性和流通能力均有不利的影响, 深入分析引起涡破裂的各种因素, 探讨抑制涡破裂的措施, 对高性能风扇研制是至关重要的。

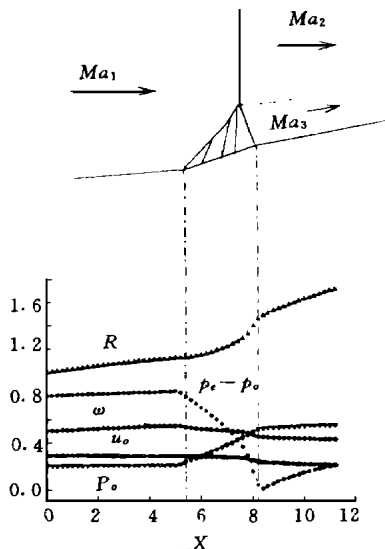


图 6 激波/漏流涡干扰区涡核各参数变化

参 考 文 献

- 1 Prince Jr, D C. 3D shock structure for Transonic/Supersonic Compressor Rotors. J. of Aircraft, 1980, 17(1):
- 2 Hah C, Wennerstrom A J. Three Dimensional Flow Fields Inside a Transonic Compressor with Swept Blades. ASME 90 - GT- 359, 1990
- 3 Copenhaver W W, Hah C, puterbaugh S L. Three Dimensional Flow Phenomena in a Transonic, High- Through- Flow, Axial- Flow Compressor stage. ASME 92- GT- 109, 1992
- 4 Perrin G, Leboauf F. Analysis of Three Dimensional Viscous Flow in a Supersonic Axial Flow Compressor Rotor with Emphasis on Tip Leakage Flow. ASME 92- GT- 388, 1992
- 5 Chen G T, Greitzer E M, Tan C S, Marble F E. Similarity Analysis of Compressor Tip Clearance Flow Structure. ASME 90- GT- 153, 1990
- 6 Kang S, Hirsch C. Experimental Study on the Three Dimensional Flow within a Compressor Cascade with Tip Clearance: Part II - The Tip Leakage vortex. ASME 92- GT- 432, 1992
- 7 Hoeger M, Broichhausen D. Prediction of 2D viscous Transonic Flow in Compressor Cascade Using a Semi- Empirical Shock/ Boundary Layer Interaction Method. ASME 92- GT- 277, 1992
- 8 林炳秋. 分离涡运动和涡破裂特性理论研究. 空气动力学学报, 1988, 6(1):
- 9 杨智. 跨音风扇/压气机漏流涡与激波相互作用模型探讨: [硕士学位论文]. 北京航空航天大学, 1995

FULL- LENGTH PAPERS

A MODEL OF INTERACTION BETWEEN SHOCK WAVE AND LEAKAGE VORTEX ON TRANSONIC FAN

Yang Zhi, Ma Jihua, Tao Deping

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

A strong interaction between shock wave and leakage vortex, induced by an intensive inter-impact of rotating motion on abrupt anti-pressure gradient, makes their formations and strengths varied. The vortex breakdown deteriorates the stability and efficiency of compressor and fan. So a model of interaction between shock wave and leakage vortex is formulated. The solution of vortex core movement equations shows that the small initiative vortex core velocity and enhanced initiative vortex core pressure will induce the vortex instability. The high Mach number and circulation gradient outside the vortex core will result in breakdown of the vortex. The analysis of the factors leading to vortex breakdown serves as a foundation for its controlling.

Key Words Transonic compressor Shock wave Interaction Numerical calculation

A 3D EULER NUMERICAL RESEARCH METHOD WITH REGARD TO ROTOR/STATOR INTERACTION OF AXIAL TURBOMACHINERY

Ji Lucheng, Meng Qingguo, Zhou Sheng

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 210016)

ABSTRACT

Based on steady Euler solver developed by the author, a new time accurate Euler solver is modified to study Rotor/Stator interaction problems. The inviscid flow field of a highly loaded transonic fan stage is simulated by this time accurate method. The results indicate that rotor inlet flow fields are not affected by the downstream stator at choke condition, but the shock in the rotor will oscillate periodically. Moreover the stator will operate at highly varying incident angle. The method can be easily extended to viscous unsteady flow research in axial turbomachines.

Key Words Turbomachinery Unsteady flow Aerodynamic interference