

下游畸变对压气机性能影响的预测

南京航空学院 胡 骏 汤国才 张惠民

【摘要】 高技术航空发动机因结构紧凑、气动耦合密切而面临着下游畸变问题,影响压气机的性能,因而有必要研究下游畸变对压气机特性和喘振裕度的影响。本文提供了一种预测轴流压气机出口流场畸变对其特性和喘振裕度影响的方法,并具体分析了下游周向总压畸变对某单级轴流压气机特性和喘振裕度的影响。结果表明临界失速的流量系数损失和压比损失均与畸变系数呈线性变化关系,间距对其也有较强烈的影响。

一、前 言

现代高技术航空涡轮发动机由于尺寸紧凑,连接紧密,使得各部件之间气动力方面的相互影响强烈。压气机下游畸变问题由于气动耦合的加剧已越来越受到重视。

虽然人们对于进口畸变问题已做了广泛而细致的工作,但对于下游畸变问题却还没有做过系统、深入的研究。最先对下游部件影响引起重视的应当首推美国麻省理工学院 Greitzer 教授。在 1976 年就研究了压气机后装扩压器会使压气机失速点提前而减少喘振裕度^[1],但他并没有研究下游部件产生的畸变对压气机工作的影响。日本 Kodama 对于小扰动情况研究过下游不均匀时流场的计算方法,但是没有对下游畸变对压气机工作的影响本身做过研究,而且方法也只适用于流场不均匀性很小的情况^[2]。美国弗及尼亚大学 Ng 等最近对风扇后支板对风扇性能的影响在低速压气机台上做过实验研究^[3],但其测重点在通道内的动态压力响应。由此看来,迄今为止尚未对下游流场畸变问题做过详尽的研究。本文发展了一种预测下游流场畸变对压气机稳定特性和喘振裕度影响的理论计算方法,并计算分析了各种因素的影响。

二、物理模型、控制方程和数值求解方法

1. 物理模型 虽然下游畸变一般带有复杂的三元性质,但由于周向畸变是主要因素,因此将实际流动简化为二元流动,即流动沿圆柱面进行。压气机叶片的功能以叶排“半激盘”来代替,而下游产生畸变部件的气动功能则以下游畸变激盘来代表。流动简化模型如图 1 所示。其中 R 和 S 分别表示动叶排和静叶排, D 为下游畸变部件,而 L 为压气机出口与畸变部件进口之间的距离。此外还假设各激盘前、后流场是无粘、可压缩和非定常的。

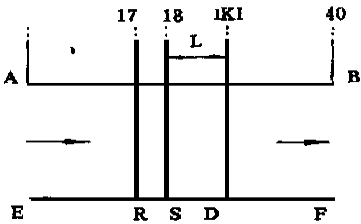


图 1 流动简化物理模型

2. 激盘前后流场控制方程 二维非定常欧拉方程的守恒型为:

$$(\bar{\mathcal{U}}/\bar{\alpha}) + (\bar{\mathcal{F}}/\bar{\alpha}_x) + (\bar{\mathcal{G}}/\bar{\alpha}_y) = 0 \quad (1)$$

其中: $\bar{U} = (\rho, \rho u, \rho v, e)^T$, $\bar{F} = [\rho u, p + \rho u^2, \rho uv, u(p + e)]^T$

$$\bar{G} = [\rho v, \rho uv, p + \rho v^2, v(p + e)]^T$$

ρ 、 p 、 u 和 v 分别为气体密度、压力、轴向和切向速度, 而 $e = p/(k-1) + \rho(u^2 + v^2)/2$ 为单位体积气体所具有的总能量, k 为气体的比热比。

3. 叶排激盘方程 对于动叶排有:

$$\rho_2 u_2 = \rho_1 u_1 - C_{ax} \partial \rho_1 / \partial t \quad (2)$$

$$\int_v \left(\frac{\rho}{2} \frac{\partial w^2}{\partial t} + i_r^* \frac{\partial p}{\partial t} + p \frac{\partial (S/R)}{\partial t} \right) dv = \tau \cdot (\rho_1 u_1 i_{r_1}^* - \rho_2 u_2 i_{r_2}^*) \quad (3)$$

$$p_2^*/p_1^* = \pi_R^* \quad (4)$$

$$T_2^*/T_1^* = 1 + (\pi_R^{*(K-1)/K} - 1)/\eta_R^* \quad (5)$$

下标 1、2 分别表示叶排进、出口, r 表示相对参数, 上标* 表示总参数, w 、 T 、 i 和 s 分别表示气体的相对速度、温度、焓和熵, C_{ax} 为叶片的轴向长度, R 为气体常数, 而 τ 和 v_v 分别为栅距和单位高度叶栅通道的体积。 π_R^* 和 η_R^* 为动叶排的动态总压比和滞止绝热效率。

对于静止叶排除了相应的连续方程和能量方程外, 其特性为:

$$p_2^*/p_1^* = 1 - 0.5 \tilde{\omega} \cdot \rho_1 (u_1^2 + v_1^2) / p_1^*, \quad v_2^2 = u_2^2 \tan^2 \alpha \quad (6)$$

其中 $\tilde{\omega}$ 、 α 为静叶排的动态总压损失系数和出气角。

为了获取以上各动态特性, 我们采用目前广泛引用的一阶动态修正模型:

$$\tau_u \frac{d\tilde{\omega}}{dt} + \tilde{\omega} = \tilde{\omega}_s \quad (7)$$

$$\tau_\alpha \frac{d\alpha}{dt} + \alpha = \alpha_{ss} \quad (8)$$

$$\pi_R^* = \pi_{Rss}^* - \tau_\pi [\partial(u_1/V_o)/\partial t] \quad (9)$$

$$\eta_R^* = \eta_{Rss}^* - \tau_\eta [\partial(u_1/V_o)/\partial t] \quad (10)$$

其中 τ_u 、 τ_α 、 τ_π 、 τ_η 均为时间滞后常数, 目前一般由实验获得; 下标 ss 表示准稳态值, 而 V_o 为动叶的线速度。

最后假设气体满足理想气体状态方程: $p = R\rho T$

4. 下游畸变激盘界面方程: 为了使研究的问题尽可能具有一般性, 但又不使问题过于复杂化。本文主要研究一种绝热、无机械能输入、切向动量矩可以忽略的畸变。其界面条件可表示为:

$$\left. \begin{aligned} p_1^* - p_2^* &= 0.5 \cdot K_L \rho_1 \bar{u}_1^2 (1 - DK \cos \theta) \\ \rho_2 u_2 &= \rho_1 u_1; \quad T_2^* = T_1^*; \quad V_2 = V_1 \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

其中上标 $-$ 表示沿周向取平均值; DK 为调正压力不均匀程度的系数, 称之为畸变系数; K_L 是平均损失系数。由于是机械绝能流动, 故 $DK \leq 1$, 而 K_L 仅影响压力损失的绝对水平, 这里取 $K_L = 1$ 。

5. 边界条件^[4]:

(1) 周期性边界条件: $(\rho, u, v, p)_{AB} = (\rho, u, v, p)_{EF}$

(2) 进口边界条件: 除给定进口气流的总温 T_o^* 、总压 p_o^* 和切向速度 v_o 外, 由于仅限研究进口轴向速度亚音速的流动, 故还有一波特征相容方程。

(3) 出口边界条件: 除给定是 $\partial p / \partial y = 0$ 外, 由于出口轴向速度小于音速, 故另外还有三个流特征和波特征相容方程。

6. 数值求解方法: 本文采用 MacCormack 两步有限差分格式求解方程组 (1), 由两步完成一个时间层的计算。第一步前差分, 可求出内点及激盘后界面上的参数分布, 再由激盘界面条件求出激盘前界面上的参数分布; 第二步后差分, 可求出内点及激盘前界面上的参数分布, 再由激盘界面条件确定激盘后界面上的参数分布。如此推进计算, 当前后两时间层四个独立参数的最大相对误差均小于 $1/100000$ 时, 认为计算已收敛。

三、喘振边界的确定

图 2 为某单级轴流压气机转子的轴对称特性线, A 点为喘振点。当下游流场存在畸变时, 其进口流量系数沿周向也不均匀, 可表示为:

$$C_{x1} = C_{x1}(\theta, C_{x0}, DK, L)$$

$C_x = u/V_o$ 为流量系数, θ 为周向角; 下标 0、1 分别表示压气机上游管道进口和压气机进口。当在某一参数 DK 和 L 下, 所得 $C_{x1\min} = C_{xA}$ 时, 定义此状态为在此下游畸变情况下压气机的临界状态, 而该状态的工作点计为: $(\pi_R^*, \bar{C}_{x1})_{sc}$ 。

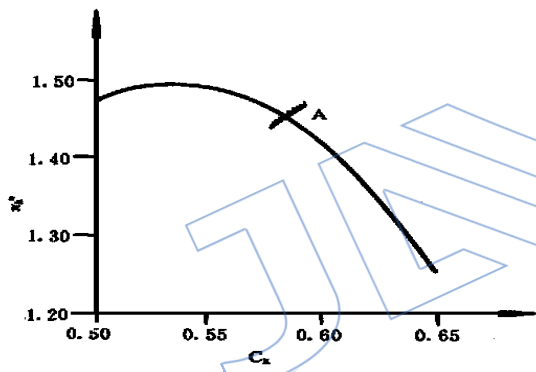


图 2 轴对称特性线

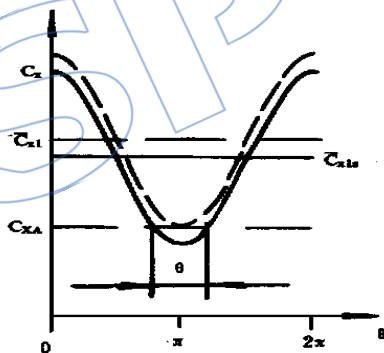


图 3 进入失速区的范围角 θ 的确定

由于我们所研究的是正弦波之类的连续畸变, 当 $C_{x1\min}$ 一点达到 C_{xA} 时, 并不足以使整台压气机进入喘振。本文类比方波畸变的情况, 利用方波畸变对压气机喘振裕度影响的结论, 确定在此连续畸变情况下的喘振点 $(\pi_R^*, \bar{C}_{x1})_s$ 。对于方波畸变的研究结果表明^[5]: 当折合频率 $K \leq 0.1$ 时, 平行压气机原理能较好地预测失速压比损失, 而当 $K > 0.1$ 时, 理论预测值过大。本文取 $K = 0.1$, 由 $K = \pi\epsilon/\theta$ 可得畸变扇形角 $\theta = 45^\circ$ 。故而本文认为当 45° 扇形区的 C_{x1} 进入喘振边界时, 全台压气机才进入喘振, 而该边界点计为 $(\pi_R^*, \bar{C}_{x1})_s$ 。由图 3 可得: $\bar{C}_{x1s} = \bar{C}_{x1sc} - \Delta\bar{C}_x \cdot (1 - \cos 22.5^\circ)$ 。式中 $\Delta\bar{C}_x = \bar{C}_{x1sc} - C_{xA}$ 。

四、计算结果和分析

本文把整个流场沿轴向分成 40 个计算站, 下游畸变度的变化通过改变畸变系数 DK 来实现。本文计算了 DK 为 0.4、0.6、0.8 和 1.0 等四种情况。通过把畸变激盘放在不同的轴向站上来考察间距变化的影响。文中计算 $IKI = 19$ 、20、21 和 22 等站时的情况。

1. 下游畸变对稳定特性的影响 表 1 给出了 $DK = 1$ 和 $IKI = 20$ 、22 的两组计算结果。

表 1 计算结果

IKI= 22				IKI= 20			
C_x	π_c^*	π_D^*	(PR) %	C_x	π_c^*	π_D^*	(PR) %
0.5903	1.4396	1.4392	0.0264	0.5953	1.4288	1.4261	0.1875
0.5918	1.4356	1.4361	0.0257	0.5994	1.4195	1.4176	0.1331
0.5934	1.4331	1.4327	0.0251	0.6079	1.3977	1.3961	0.1108
0.5987	1.4211	1.4207	0.0225	0.6209	1.3592	1.3579	0.0875
0.6289	1.3321	1.3319	0.0150				

由表中可以看出, 由于该压气机的特性在各计算点附近关于工作点近似对称, 而且 C_{x1} 沿周向的分布也近似对称, 使得沿周向平均的畸变压比 π_D^* 和相应的静压比 π_c^* 相差甚小, 亦即下游畸变对特性线在工作点附近具有较好对称性的压气机的性能影响不大。

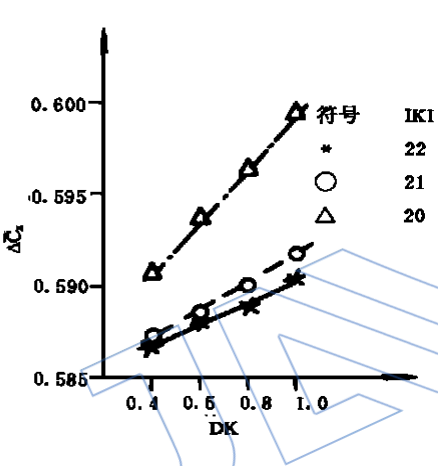


图 4 C_{x1} 随畸变系数的变化

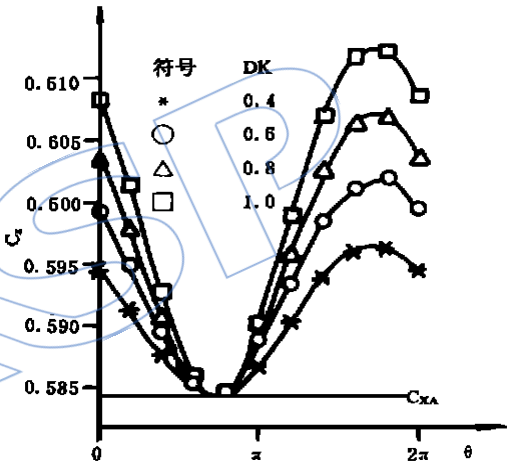


图 5 流量系数沿周向的分布

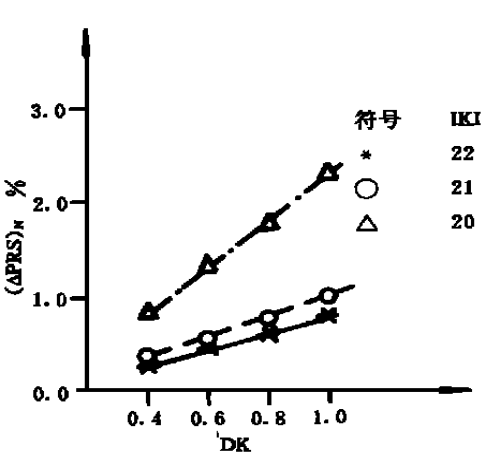


图 6 失速压比损失变化曲线

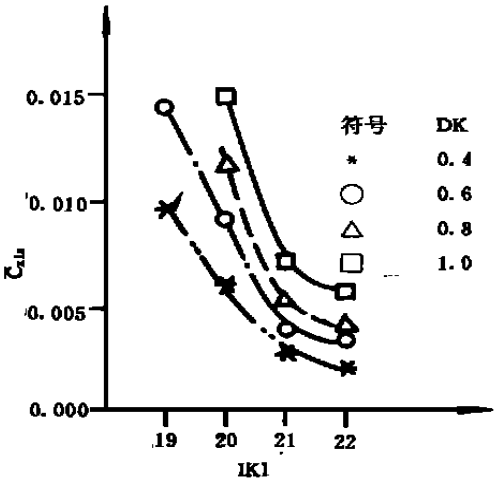


图 7 ΔC_x 随 IKI 变化的曲线

2. 畸变系数变化对喘振边界的影响 图 4 示出了分别对应于 $IKI=20$ 、21 和 22 的三条

$\bar{C}_{x1s}$ 随 DK 变化的曲线。由图 4 可以看出 $\bar{C}_{x1s}$ 随 DK 线性变化。图 5 绘出了对应于 $IKI = 20$ 的临界 $C_{x1}(\theta)$ 分布。由图 5 可以看出, 随着 DK 的增加, C_{x1} 的畸变度也不断增大, 而为满足 $C_{x1min} = C_{xA}$ 的临界状态条件, $\bar{C}_{x1s}$ 势必要增大。但是, 对应不同的 IKI 值, $\bar{C}_{x1s}$ 随 DK 变化的速率不同。由于失速流量系数损失 $\Delta\bar{C}_x = \bar{C}_{x1s} - \bar{C}_{xA}$, 所以 $\Delta\bar{C}_x$ 与 DK 也呈线性变化关系。图 6 给出了失速压比损失 $(\Delta PRS)_N$ 随畸变系数 DK 变化的曲线。由图 6 可以看出 $(\Delta PRS)_N$ 正比于 DK 。这与存在进口总压或总温畸变时, $(\Delta PRS)_N$ 随总压畸变度 SM_p^* 或总温畸变度 SM_T^* 线性变化的结论一致。

3. 间距变化对喘振裕度的影响 由于间距 L (或 IKI) 对各临界状态 C_{x1} 的分布有着强烈的影响。随着 L 的减小, C_{x1} 分布的不均匀程度越来越大, 故而 L 对 $\Delta\bar{C}_x$ (或 $\bar{C}_{x1s}$) 有强烈的影响。图 7 给出了 $\Delta\bar{C}_x$ 随 IKI (即 $L, L/IKI=18$) 变化的曲线。由图 7 可以看出, 当 $IKI \leq 21$ 时, 随着 IKI 的减小, $\Delta\bar{C}_x$ 迅速增大。 $\Delta\bar{C}_x$ 的迅速增大, 意味着 $(\Delta PRS)_N$ 的迅速增大。图 8 给出了 $(\Delta PRS)_N$ 随 IKI 变化的曲线。由于进口的速度畸变度 SM_u 随 L 按抛物线规律变化, 当 L 较小时, L 减小 SM_u 增长较快^[6]。故而当 L 较小时, L 减小使得 $\Delta\bar{C}_x$ 或 $(\Delta PRS)_N$ 等增长较快。

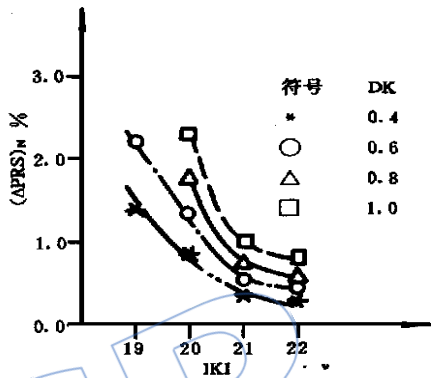


图 8 $(\Delta PRS)_N$ 随 IKI 变化的曲线

五、结 论

1. 本文发展了一种预测下游流场畸变对压气机性能和喘振裕度影响的方法。
2. $\Delta\bar{C}_x$ 和 $(\Delta PRS)_N$ 与 DK 呈线性变化。这与现有的进口畸变的结论一致。
3. L (或 IKI) 对 $\Delta\bar{C}_x$ 和 $(\Delta PRS)_N$ 都有较大的影响, 当 $L \geq 1.2R$ 时, $\Delta\bar{C}_x$ 和 $(\Delta PRS)_N$ 随 L 变化缓慢。而当 $L < 1.2R$ 时, 随 L 的减小, $\Delta\bar{C}_x$ 和 $(\Delta PRS)_N$ 迅速增大, 此处 R 为压气机的平均半径。
4. 对于特性线在工作点附近具有较好对称性的压气机, 下游畸变对压比的影响都较小。

参 考 文 献

- [1] Greitzer, E. M., "Compressor-Diffuser Interaction with Circumferential Flow Distortion", Journal of Mechanical Engineering Science, No. 1, Vol. 18, 1976.
- [2] Hidekagu Kodama, "Performance of Axial Compressor with Non-uniform Exit Static Pressure", ASME 85-IGT-43.
- [3] Ng, W. F., et al., "Experiment Investigation of Unsteady Fan Flow Interaction with Downstream Struts", Journal of Propulsion, vol. 3, No. 2, March 1987.
- [4] 张惠民、胡骏、汤国才, "静态周向总温与总压组合畸变通过轴流压气机单转子时的传递", 《航空动力学报》, Vol. 1, No. 2, 1986 年。
- [5] Korn, James, A., "Estimated Effect of Circumferential Distortion on Axial Compressors Using Parallel Compressors Theory and Dynamic Stall Delay", AIAA Paper, Vol. 9, No. 9, pp. A479 ~ A482.
- [6] 汤国才、张惠民、胡骏, "下游畸变沿轴流压气机传递的研究", 《航空学报》Vol. 9, No. 9, pp. A479 ~ A482.

treatment is similar to that of isolated rotor with casing treatment. According to the analysis of downflow, a new flow phenomenon is clarified: the dangerous stall locates at the blade hub and near the pressure surface. The mechanism to extend stability for a hub treatment with circumferential groove is also considered.

CALCULATION OF THREE-DIMENSIONAL LAMINAR BOUNDARY LAYERS ON ROTATING BODIES

Zu Guojun and Chen Maozhang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

The three-dimensional boundary layer equations with rotation terms are formulated in general tensor form. The effects of rotation including $\partial p / \partial y \neq 0$ and its consequence have been investigated. The results show that in some cases it is essential to take $\partial p / \partial y \neq 0$ into account to obtain accurate boundary layer parameters. A new method to solve this equation system is proposed. The method has been verified through several examples, showing its effectiveness and applicability.

INFLUENCE OF DOWNSTREAM DISTORTION ON PERFORMANCE OF AXIAL COMPRESSOR

Hu Jun, Tang Guocai, Zhang Huimin

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT

The development of a new method to predict the unstalled characteristics and the onset of flow instability is described for an axial compressor operating in a circumferentially distorted downflow. This method adopts the "semi-actuator disk" to replace the blade rows of the compressor and the downstream distorting component, and assumes the flow fields outside the disks to be two-dimensional, ideal, compressible and unsteady. The effects of total pressure distortion coefficient and spacing between the compressor and the distorting component on the performance of a compressor have been investigated in detail by means of this method. It is found that the losses of both pressure rise and axial flow coefficient at instability increase linearly with the distortion coefficient, this conclusion is similar to that for the inlet flow distortion. And the spacing has crucial effect on the losses of both pressure rise and axial flow coefficient too.

AERODYNAMICAL DESIGN FOR SMALL GASTURBINES

Shi Jing and Han Jianyuan

(Nanhua Powerplant Institute)

ABSTRACT

The advanced small gasturbines feature small mass flow ratio, short vanes and blades with low aspect, high second flow and blade tip leakage losses, and low efficiency. According to the detail investigation on the advanced small gas turbines, some technical design approaches for improving the efficiency of a small gasturbine, such as vanes with meridional-plane contraction contour, compounded leaned vanes and blades, small blade shroud and so on.