

文章编号: 1000-8055(2000)02-0209-03

高负荷正预旋子午较大后掠转子
的一种尖部气动失稳

单 鹏

(北京航空航天大学 407 教研室, 北京 100083)

摘要: 在高通流高负荷风扇预研中, 遇到了设计常规轴流压气机时并不显现的新现象: 在级增压比为 2.33, 转子叶尖半径 0.4414 m, 切线速度 490 m/s 的单级实验后掠风扇 ATS-2 有预旋方案的通流设计中, 转子叶尖流动滞止并且不收敛, 或非正常地收敛。本文依据基本理论分析该问题的本质和解决方法, 发现现象与过分追求后掠等因素有关。

关键词: 压气机; 转子; 气体动力学

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

1 控制方程分析

流线曲率通流法将所假设的三维定常无粘周向平均轴流压气机的 S_{2m} 流面流场求解问题^[1], 最终简化为沿某准径向曲线计算站施行的一个形式为一维的积分问题

$$w_z = \int_{\eta}^{\eta_{ax}} \frac{\partial w_z}{\partial \eta} d\eta \quad (1)$$

其中被积函数满足叶轮机最基本的径向平衡原理。流线曲率暂固定后准确积分出 w_z 即可获得流场全部气动参数。径向平衡方程可简写为:

$$\frac{\partial w_z}{\partial \eta} = F_{x1} w_z + \frac{F_{x2}}{w_z} + F_{x3} \quad (2)$$

其中: $F_{x1} = F_{x1}(r_m) = -\frac{\cos\theta}{r_m \cos\sigma} - \frac{\partial \tan\theta}{\partial \eta}$

$$\sin\sigma \cos\sigma + \frac{D \ln w_z}{dz} \sin(\sigma - \theta) \cos\sigma \quad (3)$$

$$F_{x2} = F_{x2} \left[\frac{\partial H}{\partial \eta}, \frac{\partial S}{\partial \eta} \right] = \cos^2 \sigma \cdot \left(-\frac{w_u}{r} \frac{\partial c_u r}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \eta} - T \frac{\partial S}{\partial \eta} - \frac{w_u}{r} \frac{D c_u r}{dz} \sin\theta \right) \quad (4)$$

$$F_{x3} = F_{x3}(\gamma) = -\frac{\tan\gamma D c_u r}{r dz} \cos(\sigma - \theta) \cos\sigma \quad (5)$$

其中:

$$w_u = c_u - \omega r \quad (6)$$

$$H = i^* - U c_u = i^* - \omega c_u r \quad (7)$$

曲线计算站 η 和径向平衡方程中的符号参见图 1。式中符号: D/dz 为 S_2 流面上某气动参数的定常随流导数, 即沿流线的全导数; w_z, w_u, c_u 分别为相对速度轴向分量、周向分量和绝对速度周向分量; H, S, i^*, T 分别为气流的转焓和熵, 绝对坐标系中的总焓和静温; η, θ, γ 分别为曲线计算站弧长坐标, 曲线计算站倾角和径向流面角; r 和 z 为曲线计算站与流线交点处的半径坐标和轴向坐标; r_m 和 σ 为流线曲率和流线倾角; ω 和 U 为压气机旋转角速度和 r 处切线速度。

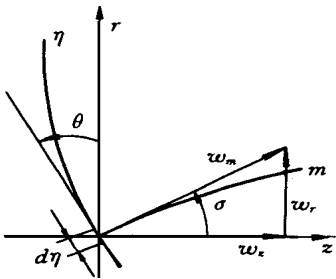


图 1 曲线计算站和径向平衡方程中的符号

收稿日期: 1999- 02- 07; 修订日期: 1999- 04- 27

作者简介: 单鹏(1955-), 男, 北京航空航天大学 407 教研室副研究员, 博士

由能量方程和欧拉公式得转子某流线上 1, 2 两点间的加功量: $L_u = i_2^* - i_1^*$, $L_u = U_2 c_{u2} - U_1 c_{u10}$ 联立两式并移项有: $i_2^* - U_2 c_{u2} = i_1^* - U_1 c_{u1} = i_1^* U_1 c_{ui} = H$, 即沿流线贯穿转子存在某不变量 H 。其不变值可在转子前缘站 $i = 1$ 处显见为 $H = i_1^* - U_1 c_{u10}$ H 的性质: (1) 若来流的 i^* 展向均匀, 例如第一级转子情形, 当无预旋即 $c_{u1} = 0$, 则转焓 H 是沿流线 i 向和叶展 j 向的二元不变量, 其值就是来流绝对总焓值; (2) 当有预旋即 $c_{u1} \neq 0$, 则 H 仅是沿流线的一元不变量而不同流线的 H 值不等。因 c_{u1} 沿展向通常取为变化的, 则 H 值就等于来流绝对总焓减去 $U_1 c_{u10}$ 当预旋方向与压气机旋转方向相同即用正预旋 $c_{u1} > 0$, 则任意流线 j 上有 $H < i_1^*$ 。

2 子午较大后掠转子的尖部气动失稳

式(4)中转焓的梯度(方向沿展向)可由展开式(7)得出为:

$$\frac{\partial H}{\partial \eta} = \frac{\partial i^*}{\partial \eta} - \omega \frac{\partial c_{ur}}{\partial \eta} \quad (8)$$

若来流 i^* 展向均匀, 当无预旋则上式给出 $\partial H / \partial \eta = 0$ 。有预旋则得:

$$\frac{\partial H}{\partial \eta} = -\omega \frac{\partial c_{ur}}{\partial \eta} = -\frac{U}{r} \frac{\partial c_{ur}}{\partial \eta} \quad (9)$$

因此, 注意到于压气机转子中通常取环量梯度沿准径向和沿流线的分量为:

$$\frac{\partial c_{ur}}{\partial \eta} > 0, \quad \frac{D c_{ur}}{dz} > 0 \quad (10)$$

再当以下 3 个条件同时出现于尖部: (1) 有较大的切线速度 U , 但压气机级外径小转速高, 即前式的展向转焓梯度 $\ll 0$; (2) 尖部损失大, 使焓梯度展向分量 $\gg 0$; (3) 子午面上前缘计算站后掠较多, 即 $\theta \ll 0$, 则由式(4)括号中各因子的符号可知(各因子符号按式中顺序为- + - + - + -), 必有尖部 $F_{x2} \ll 0$, 数值实验表明这致使出现式(4)右端 $\ll 0$, 于是式(1)积分得出转子尖部在 $i = 2$, 甚至 $i = 1$ 站处出现 $w_z \rightarrow 0$ (转子共设置了 6 个计算站 $i = 1, \dots, 6$), 即尖部若干流管气流滞止, 转子流线严重扭曲, 转子通道实际上严重收缩, 这时流场迭代或不收敛, 或非正常地收敛。

3 解决方法

转子内部环量 c_{ur} 在尖部的合理展向分布可

以某种限度解除这种危险状态。观察式(4), 首项要求 $\partial c_{ur} / \partial \eta$ 增, 第二项要求其减, 并可为负值。计算实践替代进一步分析而给出减是合理的选择。于是, 例如在 $i = 1$ 站处, 对预旋的展向分布有如图 2 的改进。同样, 在其它站 $i + 1$ 处, 尖部附近的加功量 $\omega[(c_{ur})_{i+1} - (c_{ur})_i]$ 随半径增大需要相对地减小, 也是对此类高负荷后掠级加功量展向分布规律的客观要求。

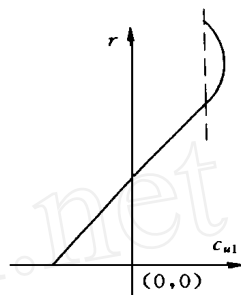


图 2 使转子尖部流场稳定的预旋分布

另一方面, 叶片前缘子午掠角(以及子午面上任一曲线计算站的掠角)实际上综合反映了叶片前缘沿气流相对速度方向掠和叶片向压力面或吸力面弯曲这两种气动布局的总效果^[2]。那么转子叶片型面上各点的径向流面角 γ 做为一个几何要素反映着叶片的弯曲程度。在径向平衡方程的式(5)中, 向压力面的弯曲给出趋于负值的 γ 角, 使 F_{x3} 抵消了 $F_{x2} \ll 0$, 而导致正常的尖部 w_z 数值。

转子其余计算站处也会出现上述 $w_z \rightarrow 0$ 现象, 也可用上述各方法解决。

4 问题的径向不平衡本质及与子午大后掠设计的关系

在此认为 $w_z \rightarrow 0$ 的计算现象有物理的而不仅是数学的根源。其物理本质是径向不平衡现象。由式(4)和式(9)表明, 当: (1) 尖部进口附近 c_u 已较大, 例如前缘处选用了较大正预旋 c_{u1} 的情形, 此时气流尚未被加入足够的总能量 i^* , 相应地静压较低; (2) 级外径小而旋转角速度 ω 高, 即大的切线速度 U 主要靠旋转获得, 此时尖部需要较大静压梯度来维持对应于 c_u 的径向平衡; (3) 尖部流场损失较大, 进一步损失了静压, 则即使气流仅具有极小的轴向速度 $w_z \approx 0$ 仍不能提供出足够的静压以满足径向平衡所需压力梯度, 尖部流场因此失稳。由该两式又可见, 当: (1) 减小展向焓增加梯

度; (2) 减小展向转焓下降梯度, 即减小正预旋 c_u 或环量 $c_u r$ 展向增加梯度; (3) 有足够的展向掺混量以协助焓、转焓展向变化的梯度的减小; (4) 减小过大的前缘子午后掠角, 直至使用前缘子午前掠角 $\Theta > 0$, 则这些措施都可使径向平衡趋于恢复, 尖部流量趋于正常分布值。

以 p, ρ 表示静压和密度, F 和 n 表示体积力分量和流面法矢分量, r, u, z 表示径向、周向和轴向, φ 表示周向角坐标, 按所述通流法的坐标系, 气流压力梯度的周向分量施加在 S_2 流面上的体积力 F 的定义为:

$$F = (F_r, F_u, F_z)^T = - \frac{1}{n_u} \left(\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{r \partial \varphi} \right) (n_r, n_u, n_z)^T \quad (11)$$

又按径向流面角 γ 的定义 $\tan \gamma = n_r/n_u$, 其中由压力面指向吸力面时 γ 角为负, 则得体积力的径向分量 $F_r = - (1/\rho) (\partial p / r \partial \varphi) \cdot \tan \gamma$ 于是负值 γ 角给出负值 F_r , 即气流受到沿半径向内的体积力, 这就是在通流计算模型中负值 γ 角有助于径向平衡的机理。

由于实际压气机中无预旋转子进口气流的预旋不会是绝对的 0 值, 即使绝对为 0, 较大后掠时式(4)最后一项的量值也将起主要控制作用, 所以认为上述结论也适用于对无预旋转子工作稳定性的估计, 例如可估计大后掠(或复合后掠, Compound Swept)设计^[3]在原理上不易保持足够的径向平衡而稳定地工作于设计点, 和进一步提供大于 0 的失速裕度。

参 考 文 献

- 1 李根深, 陈乃兴, 强国芳. 船用燃气轮机轴流式叶轮机械气动热力学: 原理、设计与试验研究[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980
- 2 单鹏. 超跨音轴流压气机前缘掠弯的运动学问题: [博士学位论文][D]. 北京航空航天大学, 1996
- 3 Rabe D, Hoving D, Koff S. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan: Part II - Performance and Laser Test Results[R]. AIAA 91-2544

(责任编辑 杨再荣)

Tip Aerodynamic Instability of High-Load Rotor with Preswirl and Excess Meridional Backswept

Shan Peng

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

Abstract An unusual aerodynamic phenomenon is encountered in designing a high through flow, high-load single stage backswept fan. The fan is one of the two base schemes of the model fan ATS-2 with preswirl incoming flow and stage pressure ratio 2.33, tip radius 0.4414 m, tip velocity 490 m/s. In the flow calculation of S_{2m} stream-surface stream line curvature, the flow near the rotor tip stagnates unavoidably and the iteration does not converge or converges irregularly. It is found out from the analysis that the phenomenon is mainly associated with the excess backswept of the rotor leading edge.

Key words compressors; rotors; gasdynamics