

压气机转子漏流涡与叶片 气弹稳定性的相关性*

北京航空航天大学 李克俭 张扬军 陶德平**

【摘要】 探讨压气机转子漏流涡与叶片气弹稳定性的相关性。将翼尖涡法(TVM)和集中翼尖涡法(CTVM)分别与预估叶片颤振的变形激盘法相结合,探讨了漏流涡与叶片气弹稳定性的相关性。计算结果表明,漏流涡对叶片气弹稳定性影响较大,大涡量的漏流涡能抑制叶片颤振发生。计算结果与实验一致。

主题词: 压气机 稳定性 转子 气动力弹性 旋涡

分类号: V211.47

1 叶尖漏流涡模型

文献[1]的实验结果表明,压气机转子的叶尖漏流涡对叶片气弹稳定性有较大的影响。许多研究者曾提出过多种关于转子叶尖湍流的物理模型^[1,2]。近几年有的研究者通过N-S方程的数值模拟来研究漏流涡的形成与发展。目前尚未见到考虑漏流涡影响的气弹稳定性分析。本文将Lakshminarayana等发展的翼尖涡法和集中翼尖涡法与预估叶片颤振的变形激盘法相结合,首次探讨了漏流涡与叶片气弹稳定性的相关性。

计算采用了两种漏流涡模型:

Lakshminarayana和Horlock的翼尖涡法^[1]。假设流动为定常、无粘和不可压;脱落涡在尖部的强度为 $(1-k)\Gamma_{2l}$,涡分布在 $(s \times \delta)$ 区域内,沿展向正弦分布,沿周向均匀分布。正如Adkins和Smith指出的,这个模型在叶片尾缘处有一定的误差。

Lakshminarayana发展的集中尖涡法^[3]。假设涡始于叶片前缘,所有涡量集中在涡心,强度为 $(1-k)\Gamma_{2l}$,外部是无旋的;用假设的镜像涡来满足垂直壁面速度为零的边界条件。该模型在涡心内用波松方程求解,在涡心外用拉普拉斯方程求解。漏流涡决定于 a, b, ω 三个参数。

(1) 涡心半径 $a/\tau = 0.14 [(d/\tau) - C_L]^{0.85}$ 。 C_L 为升力系数, τ 为叶尖间隙, d 为涡从起始点走过的距离。

(2) 涡心的旋转角速度 $\omega = [(1-k)\Gamma]/(2\pi a^2)$, $(1-k) = 0.23 + 7.45(\tau/s)$; $0.01 < \tau/s < 0.1$ 。式中 s 为叶片栅距。

(3) 距吸力面距离 b : 假设漏流涡起源于叶片前缘,可以由镜像涡诱导速度场从前缘开始计算每一个轴向位置。由于采用变形激盘法,只计算叶片排前后的流场,如果直接由前缘的诱导流场求尾缘处的 b 则必然不够精确,采用了文献[2]的经验关系式: $b/d = 0.46$

$\left[\frac{g(\tan\beta - \tan\beta_2)}{(c \cdot \cos\beta_m)} \right]_{\text{midspan}}$ 涡走过的距离则由近似的关系 $d = c / \cos \arctg(b/c)$ 得到。

在漏流涡的涡心内的点诱导速度可以用旋转速度 ω 确定; 在涡心外的诱导流场根据文献 [2] 的计算确定。

2 算例分析

利用流线曲率管流法对转子周向平均的 S_2 流面流场进行求解, 使用尖涡法和集中尖涡法计算漏流涡, 漏流涡对主流的扰动进行叠加得到周向不均匀的定常流场, 再通过求解小扰动 Euler 振幅方程得到非定常流场, 详细的计算方法参见文献 [4]。

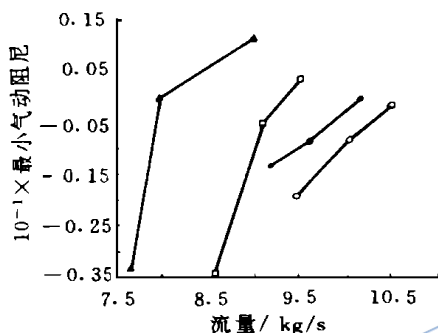


图 1 小间隙时叶片最小气动阻尼的变化

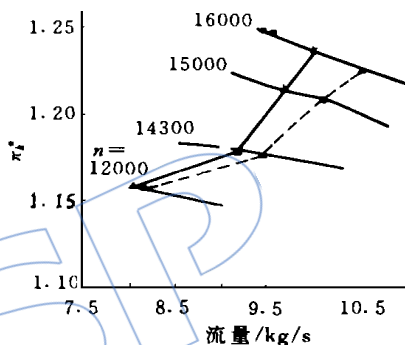


图 2 BF-1-2 转子叶片颤振边界

算例为 BF-1-2 转子。文献 [5] 介绍了该转子在两种叶尖间隙 ($\tau = 0.5 \text{ mm}, 1.6 \text{ mm}$) 的颤振实验结果。本文对两种叶尖间隙的漏流涡分别使用尖涡法和集中尖涡法进行了计算, 并给出了它们对叶片气弹稳定性的影响。图 1 为小间隙时叶片最小气动阻尼的变化情况 (图 1、3 中 $\circ$: $n = 16000 \text{ r/min}$, $\bullet$: $n = 15000 \text{ r/min}$, $\square$: $n = 14300 \text{ r/min}$, $\triangle$: $n = 12000 \text{ r/min}$)。在不同的转速下, 叶片最小气动阻尼均随流量减少而降低, 在一定的流量下叶片最小气动阻尼变为负值。BF-1-2 转子在该间隙的各种转速均发生了颤振, 计算结果与文献 [5] 的实验结果相符 (见图 2, 图中 $\times$ 实验 (小间隙), $\bullet$ 实验 (大间隙), $\triangle$ 计算 (小间隙), $\circ$ 计算 (大间隙))。小间隙容易激发叶片颤振, 对叶片颤振的试验研究有利。

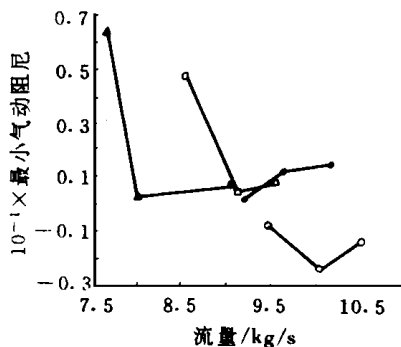


图 3 最小气动阻尼随转速、流量的变化

在大间隙时, 按集中尖涡法对漏流涡的诱导流场进行了计算。用集中尖涡法计算的最小气动阻尼随转速、流量变化如图 3 所示。可以看出只有在转速 $n = 16000 \text{ r/min}$ 时, 最小气动阻尼出现负值, 说明只有此转速下才会有颤振发生。随着流量的降低, 最小气动阻尼呈非单调变化, 这种非单调变化在蒸汽轮机末级叶片的颤振分析中早有论述, 正是气动弹性问题的特征。其他转速均无颤振, 计算与文献 [5] 的实验相符 (见图 2), 说明大间隙对叶片颤振有抑制作用。

为了进一步研究涡分布对叶片气弹稳定性的影响,小间隙采用集中涡,大间隙采用分布的涡分别进行了计算。计算结果与实验不一致,表明采用不同的涡的分布对气弹稳定性有很大的影响,有可能利用涡分布来控制颤振的发生。

结论 (1)漏流涡涡量的大小对气弹稳定性有很大的影响,大的叶尖漏流涡对叶片颤振的发生有抑制作用。(2)涡量的分布对气弹稳定性的影响也很大,尖涡法适用于小间隙,集中尖涡法适用于大间隙,计算结果与实验一致。(3)气动阻尼随流量变化的非单调性是气动弹性稳定性问题的共同特征。

参 考 文 献

- 1 Lakshminarayana B, Horlock J H. Leakage and Secondary Flow in Compressor Cascade. British A. R. C. Report and Memorandum 3483, 1967
- 2 Chen G T, Greitaer E M, Tan C S, Emable F. Similarity Analysis of Compressor Tip Clearance Flow Structure. ASME 90 - GT- 153
- 3 Lakshminarayana B. Methods of Predicting the Tip Clearance Effects in Axial Flow Turbomachinery. J. of Basic Engineering, Trans. of ASME. 1970, 92: 467- 482
- 4 李克俭. 二次流/ 相角与叶片颤振相关性探讨: [学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1994
- 5 冯毓诚, 胡宗安, 赵秀华, 王与谓. 轴流压气机流体诱发振动的实验研究. 航空动力学报, 1987, 2(1)

(责任编辑 魏星禄)

流体机械和流体工程国际学术会议 征文通知

由中国科协批准, 中国工程热物理学会主办的 International Symposium on Fluid Machinery and Fluid Engineering (ISFMFE) 定于1996年9月9日到12日在北京召开。会议内容为有关压缩机、鼓风机、通风机、泵、水轮机、阀门、管道和液力传动及其系统的理论、分析、计算、设计和试验等各项课题。请于

- (1) 1995年12月1日前提交2页(800字)英文摘要2份;
- (2) 1996年2月1日前发出录取通知;
- (3) 1996年5月15日前提交论文全文打印稿。

联系地址: 北京海淀区学院路石油大学(北京)机电系薛敦松教授 100083

Boundary layer

RELATIONSHIP BETWEEN BLADE FLUTTER AND LEAKAGE VORTEX OF COMPRESSOR ROTOR

Li Kejian, Zhang Yangjun, Tao Deping

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

ABSTRACT

By using the Tip Vortex Method (TVM) and the Center Tip Vortex Method (CTVM) with the deforming disk method of flutter prediction respectively, the relationship between the tip leakage vortex and the blade aeroelastic stability has been studied. The results show that the tip leakage flow vortex has a great effect on the blade aeroelastic stability and large tip leakage vorticity may restrain blade flutter. The calculational results are consistent with the experimental data.

Key words Compressor Rotors Aeroelastic dynamics stability

OPTIMIZATION OF GEOMETRICAL PARAMETERS FOR A SUBSONIC AXIAL FLOW COMPRESSOR STAGE

Chen Lingen, Sun Fengrui, Peng Yiheng

(Naval Academy of Engineering, Wuhan 430033)

ABSTRACT

Design of a subsonic axial flow compressor stage has been formulated as a nonlinear multiobjective mathematical programming problem in which minimizing the aerodynamic losses and the weight of the stage, and maximizing the compressor stage stall margin are selected as the objectives. Aerodynamical and mechanical constraints are considered in the problem formulation. A model for estimating the performance of the compressor stage is also presented. Three objective functions, eight design variables and forty-six constraint conditions are involved in the optimization. A numerical optimization is given for a subsonic axial compressor stage with maximum efficiency, minimum weight, maximum stall margin, in which weighted optimum relationship between efficiency, weight and stall margin has been obtained.

Key words Subsonic flow Axial compressor stages Optimum design

NUMERICAL SIMULATION FOR MIXING FIELD OF TWO INCOMING STREAMS IN A DCR

Ma Jihua, Zhang Fan, Wu Bin

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

ABSTRACT

The flux vector splitting method is adopted to solve the 2-D Euler equations and a numerical simulation is conducted for the division-flow inlet of Dual Combustor Ramjet (DCR) as well as the cold-mixing flow field of both flows from a dump combustor and from a supersonic inlet. The computational results provide a clear shock construction of the whole flow field and physical pictures of the two mixing high-speed streams in the supersonic combustor. The numerical results of the research can be available for reference to the ignition and combustion of the DCR.

Key words Numerical simulation Mixing Flow fields