

轴流压气机气动弹性失稳的实验研究

北京航空学院 冯毓诚 胡宗安 赵秀华 王雨渭

摘 要

本文介绍了在跨音压气机试验台上对BF-1系列转子开展气动弹性失稳的实验研究工作。文中提出了实验模型的零阻尼设计原则,描述了失速颤振发生的过程。分析了失速颤振发作时的气动声学现象——一种特殊的啸声。此外还给出了两种叶尖间隙和两种叶型对失速颤振影响的实验结果。最后对经验预测方法和实验结果作了对比,符合情况较好。

从振荡流体力学看,气动弹性失稳(工程上通称颤振)问题涉及三维、跨音、非定常大尺度紊流分离流问题,精确求解是很困难的,尤其对失速颤振发作机理还了解不很清楚。因此实验研究对本问题具有特殊重要性。

本实验在北京航空学院的跨音压气机试验台上进行。动力的输出功率为2206kW,空气流量变化为0~25kg/s,转速调节范围为8000~22000r/min。实验中除使用由应变片组成的动应力监测系统,定常气动参数及动态压力测量系统外,还包括声学探测和叶尖振幅测量系统。

声学探测系统是在机匣叶尖截面处安装了两个高灵敏度的拾音器,在现场录音监测。

叶尖振幅测量系统是用间断相方法对叶片进行非接触式测量的系统。其优点是能一次同时对整级所有叶片进行监测。颤振发作时,仪器屏幕上亮线的两端点和叶片振幅的两个极端位置相对应,其长度和叶尖振幅成比例,标定后全部叶片的叶尖振幅都可以确定。

一、实验模型设计

本实验模型是为了进行叶轮机气动弹性稳定性研究而专门设计的。在稳定性问题中又着重于失速颤振研究。本实验研究的主要目的是:(1)对各种预测叶片颤振的方法提供实验检验;(2)丰富我国自己的叶片颤振数据库;(3)研究若干几何及气动参数对气动弹性稳定性的影响;(4)开展防颤工程方法的实验研究;(5)为进一步探讨叶片颤振发作机理提供实验条件。

设计实验模型时,首先要求能有颤振现象出现,但同时又希望不要损坏叶片而使实验中断。为此选用了零阻尼原则来设计实验转子^[1]。颤振边界意味着气动弹性稳定与非稳定的临界状态,从能量观点看,就对应着总阻尼为零的状态。因此,零阻尼原则是一种“临界”设计。实验时可通过调整气动、几何及结构参数使阻尼值发生变化来诱使颤振发作。

设计中考虑了叶型对叶片颤振发作的影响。共选用三种叶型,即重心、扭心重合的双圆弧叶型、前扭心及后扭心的多圆弧叶型。三种叶型的三心相对位置关系构成一组参数变化规律进行实验研究。此外,还采用了三种不同的叶片安装角,以研究安装角变化的影响。由此构成9种调频转子和若干个错频转子,该转子命名为BF-1系列。其主要参数见表1。

在零阻尼基础上所选定的一系列几何参数以及结构上的各种措施如减薄叶片,降低自振频率等,使BF-1转子成为一个气动弹性稳定性较低的“特殊”转子。

表1 BF-1系列转子的主要设计参数

参 数	空气流量 kg/s	转 速 r/min	转子外径 mm	转子内径 mm	叶尖稠度	展弦比	叶尖相对 进口Ma数	一弯频率 Hz	一扭频率 Hz	进口轮毂比
数 值	12.93	16500	355.8	201.8	0.943	2.64	1.08	363	1188	0.567

二、实验结果和讨论

本文主要介绍BF-1-2(前扭心多圆弧叶型)转子的实验结果。转速为8000~16500r/min。BF-1-1(重心、扭心重合的双圆弧叶型)转子在16000r/min时得到一个一弯振型的颤振点。BF-1-2转子在两种叶尖间隙($\delta_1 = 1.6\text{mm}$, $\delta_2 = 0.5\text{mm}$)下作了实验。大间隙时也是在16000r/min附近出现一弯振型的失速颤振,而小间隙的转子则颤振区域扩大,在12000~16500r/min范围内都有颤振发生,且边界前移(图1)。在同一状态时各叶片均按同一频率振动,而振幅及叶片间相角则不相同,振幅分散度达5~6倍。现将失速颤振现象进一步分析如下:

1. 失速颤振发生的过程

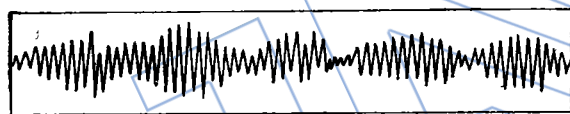
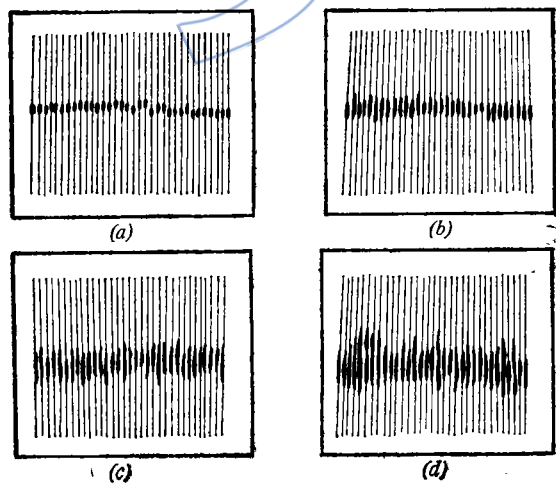


图2 进入颤振时叶片振动信号的时间历程



(a) 无振动 (b) 出现噪声 (c) 振幅加大 (d) 发生旋转失速
图3 从起颤到失速过程中叶尖振幅的变化

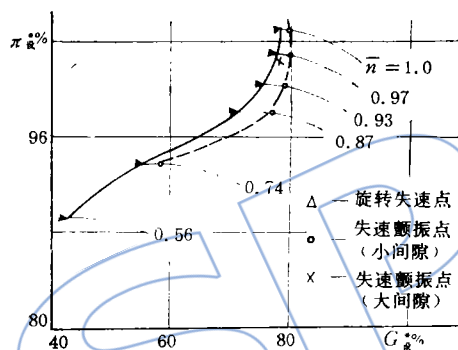
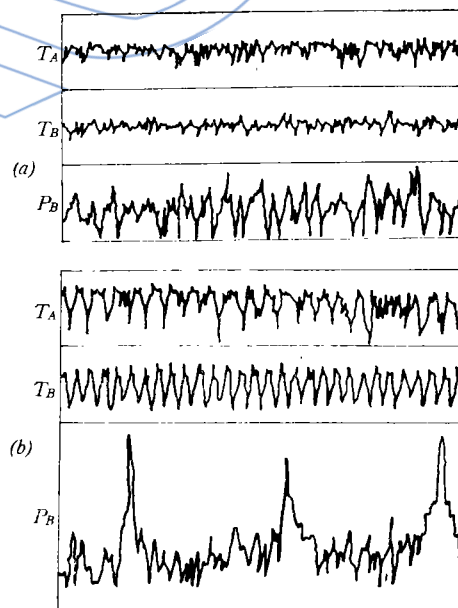


图1 BF-1-2转子特性图



T_A ——转子后脉动压力信号幅值
 T_B ——声音信号幅值
 P_B ——声音的功率谱密度

图4 转子后脉动压力，声音信号的时间历程和功率谱密度

在保持等转速下关小节气门,当到达颤点时,叶片出现振动,振幅加大,并随之出现一种特殊的声响——啸声。以后振动逐渐加剧,应力增加很快。开大节气门,则恢复平稳运行,振动减小,出现一般的运转噪音。重新节流时,上述现象又重复出现。图 2 是失速颤振发作时应变片记录到的振动波形。

图 3 是用非接触式叶尖振幅测量仪得到的照片,可见从没有振动到进入颤振。振幅逐渐加大,但各叶片的振幅存在较大的分散度,有的叶片振幅比较平稳,有的则强烈起伏。叶片无振动时,声音及脉动压力信号的波形杂乱(图 4a)。进入颤振并有啸声后,波形就变得比较规整,功率谱上出现主频(图 4b)。环境录音,叶尖拾音器信号,转子后脉动压力信号的频率一致,为 285 Hz。颤振发作后,叶片振动的振幅有时规则,有时不规则,表现出一定的随机性。

2. 失速颤振时的气动声学现象

实验中发现,当失速颤振发作时,一般的运转噪音消失,而出现了一种类似火车鸣笛的啸叫声,这种声音既单调而又十分强烈,频率为 285 Hz。其原因是由于失速颤振发作时叶片有较强的振动,叶片上产生的非定常气动力对叶片的强烈作用而发声,属偶极子声源。发声时,虽然各叶片按同一频率 ω_f 振动,但若在固定坐标系上进行测量时,由于失速颤振的失谐特性(表现为各叶片振幅和相角相差较大),就存在一个由旋转坐标系的频率 ω_f 向静止坐标系的频率 ω_{mn} 的变换问题,这就是多卜勒频率变换,它使单值频率 ω_f 离散为一系列频率值^[2]。又由于发声是在管道及壳体内,必须考虑到管道传声的“截断条件”和容腔效应。因此,在这一系列频率中,一旦它的一个频率分量和容腔的声学固有频率相等或呈谐振关系时,就产生共鸣作用^[3],发出带有特别音调的十分强烈的声响。若再考虑到“截断条件”^[4],则只有一些低频声波才传到远前方,为人们所强烈感受。压气机叶片失速颤振发声是必然的,但由于结构尺寸不同,不一定都能满足共鸣条件而产生单调的啸叫声。

因此,失速颤振发生的一个重要特征就是产生一种特殊的声响,可以利用它来作为判断失速颤振的辅助方法。若进一步对气动声传播做分析,有可能找到一种声学控制叶片振动的方法,或通过管道的作用,使声能向低频区集中来获得强的低频声源。这种前景无论在理论上还是工程上都是值得探讨的。

3. 失速颤振的发作与气动和几何参数的关系

失速颤振与气动负荷有密切关系,实验中增加气动负荷,颤振开始发作,减少后又可稳定运行。这表明与高攻角相联系的叶片高负荷可能是失速颤振的起因。本实验把叶尖间隙由 1.6 减小到 0.5 mm 时,颤振边界前移且范围扩大,见图 1。这是因为其它条件相同时,叶尖间隙减小使二次流动引起的损失降低,气流速度增加,从而气流对叶片激振的能量增加。

叶尖间隙改变时,损失的大小也变化。一方面漏流引起的损失将随间隙的减小而减少,另一方面由于通道涡与间隙涡的方向是相反的,间隙流有削弱部分二次流的作用。观察压气机间隙弦长比为 1~1.5% 时二次损失最小,为叶尖间隙最有利值^[5]。看来对 BF-1 转子,0.5 mm 的间隙与最有利的间隙是符合的,因而损失比间隙为 1.6 mm 时减小。

当叶尖间隙减小后,二次流损失降低,气流速度增加,机械阻尼不随之变化,而气动激振力却随之而增加,即每一次振动供给叶片的激振能量增加,使颤振易于发作。

气流对振动叶片所作的功主要集中于叶尖部位,75% 叶高以下的气动功通常略去不计。所以振动叶片与周围气流之间的能量交换在叶片上部迅速增加,叶尖部分对颤振发作起作用最

大。这就表明叶尖间隙的变化对颤振的发作与否有着很大的影响。此外,实验结果还表明扭心在前的叶型比重心、扭心重合的叶型容易起颤,详细分析见文献[6]。

在非定常流场相似条件的基础上,通过统计国内外失速颤振数据,建立了预测颤振发作的数据库,该数据库考虑到一系列气动与几何参数对失速颤振发作的影响。图 5 是用该数据库和经验性预测方法得到的边界与实验边界对比,可见预测的边界具有一定程度的可信性。

4. 失速颤振的起因

随着节气门关小,攻角增加,叶背上分离区增大,分离区对叶片微幅振动的动态响应,将使作用在叶片上的气动力和/或气动力矩在一振动周期内对振动叶片作功,把能量输入系统,振动能量逐渐加大就导致失速颤振发作。与经典颤振或非失速颤振相比,失速颤振又有其特点,这就是振动的随机性,这主要与伴随失速颤振出现的大尺度分离流有关。

文献[7]曾对机翼的失速颤振与其它气动弹性现象之间的关系做过分析,认为要把机翼的失速颤振、扰流抖振颤和扰流抖振三种气动弹性失稳现象进行严格区分是很困难的。三者对应的振动都既有简谐分量又有随机成分。结合本实验的观测,我们认为,叶轮机中通称的失速颤振应改称为扰流抖振颤振将更为恰当,因为动静叶交互作用和旋转效应,与机翼绕流相比,非定常流场中的随机成分更强些。

三、结 束 语

1. 实验结果证明在零阻尼基础上所选定的一系列参数以及结构上的各种措施所设计出的 BF-1 系列转子是成功的。
2. 失速颤振现象的特点是叶片强烈振动,且有很大的随机性成份。颤振发作时会出现一种独特的声响。这种现象可在很宽广的折合转速范围内出现。
3. 当把叶尖间隙由 1.6 减小到 0.5 时,颤振边界前移且区域扩大。
4. 前置扭心的叶型比重心、扭心重合的叶型容易起颤。
5. 数据库与经验预测法预测了失速颤振边界,与实测边界的符合情况较好。

本实验由本院叶轮机气动弹性课题组全体同志共同完成。实验中得到周盛、宋兆泓同志的有力指导,和 404、405 两实验室老师、技术人员和工人师付的大力协助,谨致谢意。

参 考 文 献

- [1] 冯毓诚,“颤振实验转子 BF-1 气动计算”,北京航空学院科研报告, BH-B1167, 1983。
- [2] Kurkov, A.P., “Flutter Spectral Measurements Using Stationary Pressure Transducers,” Measurement Methods in Rotating Components of Turbomachinery, ASME JOURNAL OF ENGINEERING FOR POWER, Vol. 103, No. 2, 1981。
- [3] Blevins, R.D., “Flow-Induced Vibration” VAN NOSTRAND REINHOLD COMPANY 1977。
- [4] 周盛,“气动声学讲义”,北京航空学院教材, 1983。
- [5] Horlock, J.H., “Some Recent Research in Turbomachinery”, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers (London), Vol. 182 Part 1, No. 26, P. 571。
- [6] 张成胜,“叶片三心位置对颤振特性影响的理论和实验研究”,北京航空学院硕士研究生论文, 1985。
- [7] 冯元桢,“空气弹性力学引论”,国防工业出版社, 1963。

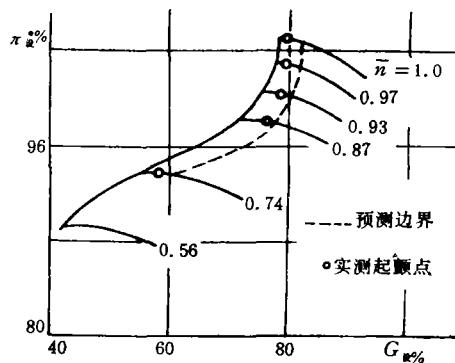


图 5 预测边界与实测边界之对比

EXPERIMENTAL RESULTS OF AEROELASTIC INSTABILITY OF AN AXIAL COMPRESSOR

Feng Yucheng, Hu Zongan, Zhao Xiuhua, Wang Yuwei

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

This paper describes the initial experimental results of aeroelastic instability of BF-1 rotors on a transonic axial compressor facility at BIAA. Designing of BF-1 rotors depends upon the principle that the total damping is equal to zero at the point near the stall flutter boundary. The experimental results show that the design principle of BF-1 rotors is correct. Two rotors, BF-1-1 and BF-1-2, have been run from 8000 rpm to 16500 rpm. Several flow-induced vibration phenomena such as stalling flutter, wake-induced vibration, stall vibration of the blades, have been observed in experiments. In addition, a loud monotonous screaming has been heard during the stalling flutter onset. A primary theoretical analysis of this special sound is discussed. This paper also presents the experimental results of effects of the blade tip clearance and the airfoil shape on the stall flutter boundary. By comparison of the empirical methods to predict the stall flutter onset with the experimental results, it is believed that these prediction methods are acceptable.

NUMERICAL SOLUTION OF TWO-DIMENSIONAL INCOMPRESSIBLE VISCOUS FLOWS IN CASCADES

Wang Licheng, Zhang Huiming, Yang Chongying

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

This paper aims at developing an incompressible N-S equation solver for two-dimensional compressor cascade flows with massive separation for engineering applications. A staggered grid system different from that of SIMPLE method is proposed to make discretization and implementation of boundary conditions very simple and to reduce the computational efforts needed for a two- or three-dimensional problem nearly to the efforts for one-dimensional one. To ensure the numerical stability of convection-diffusion equations, a so-called upwind factor method is devised, which is robust and accurate. To deal with the determination of the pressure field an algebraic pressure correction expression is derived to simplify the numerical scheme further.

To verify the scheme four different compressor cascades are taken as examples