

弯掠动叶叶尖径向间隙对气动—声学性能的影响*

华北电力大学 蔡娜**
上海交通大学 李地 钟芳源

【摘要】 采用了两种修正叶尖径向间隙的方法:一种是利用实验结果减小径向动叶叶尖径向间隙,使之与弯掠动叶相同,弯掠动叶气动效率提高3%-4%,气动噪声降低2-3 dB(A),稳定工作范围扩大20%以上;另一种是利用修正公式(增大弯掠动叶径向间隙)计算弯掠动叶气动—声学性能。本文确定了风机叶尖间隙噪声的特性和相对重要程度及其预估计及叶尖径向间隙影响的气动—声学性能的实验和工程上的计算方法。

主题词: 轴流风机 叶片 间隙型密封 气动特性 声性质

分类号: V 211.412 O 422.2

弯掠动叶在扩大稳定工作范围、降低气动噪声、提高气动效率等方面具有径向动叶不可比拟的优点,因此弯掠动叶已经得到了广泛的研究和应用^[1-3]。应用弯掠动叶已经成为航空螺旋桨、风扇等叶轮机械的发展方向。叶尖径向间隙对轴流压气机(风机)的压头和效率以及噪声值均有较大的影响,有资料表明^[4]叶顶壁环壁边界层和涡系等损失占叶型损失的很大一部分,有时甚至接近一半,叶顶的噪声值最大可占总声压级10-15 dB(A)。随着径向尖隙的增加,性能总是下降的。叶尖间隙噪声与高的噪声级一起严重影响风机的性能,这样就迫切地要求寻找一种解决方法。

1 实验结果

实验研究是在上海交通大学叶片机械研究所的气动消声室内进行的。风机转速在实验范围内无级调速。风机排气实验台的进口设置在全消声室内。流量由消声节流锥调节,出气口采用消声末端,主要是为了防止外界噪声从管道末端进入消声室及管道噪声的反射。

实验由两部分组成:一部分是弯掠动叶和径向动叶具有相同的转速(性能曲线如图1(a)所示);另一部分是弯掠动叶和径向动叶具有相同的最高压比点参数(压比和流量),例如图1(b)所示。实验利用两组具有相同几何参数和气动参数的弯掠动叶和径向动叶的轴流风机。弯掠动叶与径向动叶不同点在于:弯掠动叶在中径处弦长加长20.4%,有一周向前弯8.3°的弯掠角,弯掠动叶的最大叶尖径向间隙是叶片弦长的2.29%,径向动叶的最大叶尖径向间隙是叶片弦长的3.15%。在文献[5]中的实验证明了在整个风机工作范围里,当叶尖间隙为叶片弦

长的 3% - 4% 时, 叶尖间隙噪声在总声压级中占 15 dB, 同时会致使风机最大效率的显著降低 (10%)。

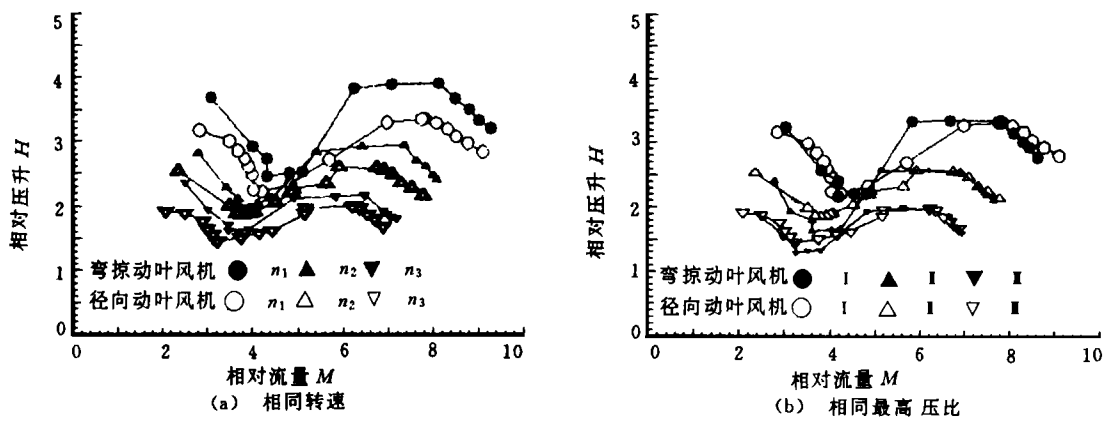


图 1 两种风机的气动性能曲线

当弯掠动叶旋转时, 由于离心力的作用, 叶尖径向间隙进一步减小, 实验结果表明在不同转速下, 弯掠动叶和径向动叶平均叶尖径向间隙 $\delta = f(r)$, 见表 1

表 1 不同转速下弯掠动叶和径向动叶的叶尖径向间隙

n (r/min)	0	1040	1110	1168	1245	1352	1441	2026
δ_r (mm)	3.5	2.25	2.10	1.49	1.23	1.06	0.85	0.50
$(\delta_{\text{径}} - \delta_{\text{弯}}) / \delta_{\text{径}}$	12.5%		47.5%		69.3%		78.8%	

由于弯掠动叶和径向动叶的叶尖径向间隙不同, 必须对实测的气动—声学性能予以修正, 以便对比计及叶顶径向间隙影响的弯掠动叶与径向动叶的气动—声学性能。

有两种修正方案: 第一种是减小径向动叶的叶尖径向间隙, 使之与弯掠动叶的径向间隙相同; 另一种是加大弯掠动叶的径向间隙, 使之与径向动叶相同。

表 2 不同转速下弯掠和径向动叶的最高效率点(最高压比点)的效率和噪声

		弯掠动叶			径向动叶			修正后值	
		效率 η (%)	总声压级 SPL		效率 η (%)	总声压级 SPL		效率 η (%)	总声压级 SPL
			A 声级	L 声级		A 声级	L 声级		L 声级
最高效率点	n_1	84.733	80.0	82.1	81.569	81.5	83.4	81.989	82.30
	n_2	84.578	78.2	81.4	80.967	79.5	82.4	81.337	81.75
	n_3	84.031	74.8	77.1	80.017	74.6	78.9	80.297	78.10
最高压比点	n_1	84.941	79.6	81.7	81.569	81.5	83.4	81.969	83.35
	n_2	84.719	77.0	80.1	80.967	79.5	83.4	81.317	81.80
	n_3	84.605	73.1	76.3	80.017	74.6	78.9	80.277	78.20

首先采用第一种修正方案,即修正径向动叶叶尖径向间隙。根据L akshm inarayana^[5]给出的叶顶径向间隙对轴流叶片机效率影响公式和B. D. M ugridge^[6]中的叶顶径向间隙同声辐射之间的关系曲线,分别对径向动叶的气动效率和气动噪声进行修正。表 2 是弯掠动叶和计及径向动叶叶顶间隙影响的气动—声学性能。

从表 2 中修正不同叶尖间隙影响后的稳定工况气动—声学性能中可以看出,在相同转速工况下,弯掠动叶风机比径向动叶风机效率提高约 3%,噪声降低约 2 dB (A);在最高压比点下,弯掠动叶风机效率提高约 4%,噪声降低约 3 dB (A)。实验结果说明在这两部分实验中,弯掠动叶的气动—声学性能均优于径向动叶。

设计中当相同转速条件下,风机转速从 1110 r/m in 增大到 1441 r/m in 时,叶尖径向间隙减少 31.3%,气动噪声降低了 6.9 dB (A) 和 4.5 dB (L),修正叶尖径向间隙则噪声降低了 4.2 dB (L)。叶尖径向间隙减小使噪声减少了 0.3 dB (L),效率提高了 0.14%。当具有相同最高压比点时,叶尖径向间隙的减少使得噪声减少了 0.35 dB (L),如果设计间隙使得在不引起叶片顶端与外壳发生摩擦条件下可得到最小值,那么把叶尖间隙从叶片弦长 3.15% 减至 0.85% 时所获得的噪声降低效果是显著的。

2 利用弯掠动叶损失模型修正叶尖径向间隙对气动—声学性能的影响

采用第二种修正方案,即修正弯掠动叶叶尖径向间隙。目前弯掠动叶的实验数据资料很少并且有关弯掠动叶的湍流模型也不成熟。因此本文计算仍采用“双激盘理论”模型及其修正的损失模型^[3]。但是在这个损失模型中没有考虑到叶尖径向间隙和弯掠角对损失模型的影响。本文采用下列公式修正Howell 损失模型,令弯掠动叶片阻力系数沿径向分布由下式表示: $C_x = [\overline{C}_{xp} + k_r k (k_s \overline{C}_{xs} + \overline{C}_{xa})] k_0$ 式中 k_r 为弯掠动叶径向间隙减小对二次流和环壁损失影响的修正系数; k 为通道二次流和端壁附面层的三元损失修正系数; k_s 为弯掠角度对二次流损失影响的修正系数; k_0 为旋转和弯掠对叶型表面附面层减薄和端部堆积损失和修正系数; $\overline{C}_{xp}$, $\overline{C}_{xs}$ 和 $\overline{C}_{xa}$ 分别为平面叶栅实验的叶型损失、二次流损失和环壁阻力损失。

实验结果表明,对于低速低压的弯掠动叶轴流压气机(风机)在设计点附近运行时,可以推荐弯掠动叶径向间隙对二次流和环壁损失影响的修正系数用以下公式计算:

$$k_r = 1 \pm 0.14 \{ [R / (R_t - R_h)]^m - [(R_t + R_h) / 2 (R_t - R_h)]^n \}$$

(m 可取为 1.0—1.2, n 取 1.0—1.2)

弯掠动叶和径向动叶叶顶径向间隙减少,则环壁损失和二次流损失也减少。利用上式中负(或正)号可计算径向间隙减小(或增加)的损失模型。上式适用于弯掠动叶和径向动叶间隙变化而引起的气动效率和噪声的变化,其径向动叶修正叶顶径向间隙的计算值与表 2 的对径向

表 3 不同转速下弯掠动叶和径向动叶的最高效率点(最高压比点)的效率和噪声

	相 同 转 速		相同最高压比点	
	弯掠动叶动机	径向动叶风机	弯掠动叶动机	径向动叶风机
n_1	84.636	81.792	85.281	81.792
n_2	83.921	816531	95.939	81.531
n_3	83.802	80.865	84.921	80.865

间隙的修正值基本一致。

流道中通道损失和端壁附面层损失沿叶高不是均匀分布的。利用弯掠动叶实验结果,修正三元损失沿叶高的分布。弯掠角度值的修正系数、旋转和弯掠对叶型表面附面层减薄和端部堆积损失及叶片表面附面层与主流有能量交换的机理,进行修正的^[3]。

从表 3 中观察到利用完善的“双激盘”理论模型和上述修正的损失模型对弯掠动叶风机的气动计算结果和实验结果吻合得十分好。修正叶尖径向间隙后,弯掠动叶和径向动叶在同样径向间隙下,可以得出以下结论:弯掠动叶具有扩大稳定工作范围、降低气动噪声、提高气动效率的优点。

3 叶尖径向间隙对气动—声学性能的影响的机理

弯掠动叶由于离心力的作用,叶尖径向间隙值将随着转速提高(也就是压升增加)而明显减小,从而可具有高速高负荷下保持高效率的自动调节作用。径向间隙减小,导致叶尖漏气损失和叶尖串流损失的减小,同时也改善了叶尖隙涡,并且由于环壁附面层与外壁摩擦损失的减小,使环壁附面层大大减薄,扩大了弯掠动叶叶顶附近的失速攻角,改善了它的稳定工作状态裕度。两动叶之间通道中的二次流引起了叶片边界层的位移和聚集,使边界层聚集在动叶叶尖,弯掠动叶二次流减少^[3],因而叶片端部吸力面附近的边界层聚集减小,文献[8]证明了这一点。这样在弯掠动叶叶尖处各种损失减少,极大地改善了叶尖处的气动性能。

本实验中,叶尖径向间隙减小 66%,其环壁附面层减薄,致使与附面层密切相关的宽频噪声和离散噪声降低,弯掠动叶总声压级降低。

如本实验中,具有大间隙的风机,叶尖间隙噪声在总噪声中占优势。叶尖间隙噪声基本上是由于叶尖涡流与叶片后缘及后一个叶片前缘的干扰。在采用弯掠动叶时,由于径向力的作用,使得通道二次流的方向在上半叶高与叶片径向力方向相反,这样减少了涡内损失向叶顶压力面角区聚集。其次,风机动叶吸力面和压力附面层等低能流体更多地进入主流,这样弯掠动叶由于其自身特点,叶顶处二次流损失减少,气动性能提高,同样噪声降低。

转子叶尖不规则流动(泄漏及速度亏缺)与其下游静叶的相互作用,产生风机噪声的机理,动叶叶尖不规则流动冲击静叶(端部)末端产生升力脉动和噪声。弯掠动叶叶尖由于其本身特性与径向动叶完全不同,并且其二次流以及二次流引起的动叶叶尖涡流的机理和导致边界层位移和聚集的机理也不同与径向动叶。动叶叶尖涡流产生原因,即叶尖间隙和叶尖与环壁之间的相对流动全由于叶尖间隙减少而发生涡流变化。叶尖和环壁之间的相对运动,使叶片相对运动对环壁附面层起刮削作用,产生叶尖涡流。

转子叶尖亏缺与静叶的相互作用,与转子尾迹与静叶的相互作用的强度大致相同^[8]。如果不考虑叶尖亏缺与静叶相互作用机理的话,噪声将下降 6 dB(A)。如果转子叶尖涡流与亏缺同样强大,则转子叶尖不规则流动(亏缺和涡流)的噪声,将比转子尾迹与静叶相互作用机理所引起的噪声高大约 6 dB(A),如果可能消除亏缺和涡流,就可使噪声下降 9 dB(A)。

噪声源形式上集中在叶尖一小区域内,使它更适合减小噪声。同样,该区域面积小,有可能通过某些叶尖的从新设计使这不规则流动区迅速消失,而对风机性能无显著影响。

4 结 论

(1) 叶尖径向间隙对气动—声学性能产生一定的影响。径向动叶径向间隙变化不大时,可

以忽略不计;弯掠动叶具有高速、高负荷下的自动调节作用(即在高转速或高压比下,径向间隙明显减小)。

(2)弯掠动叶叶尖径向间隙减小能明显改善其气动性能和稳定工作范围,以及降低气动噪声。并给出了其气动—声学性能改善的机理分析。

(3)本文给出了两种修正叶尖径向间隙影响的方法,其一是修正径向动叶叶尖径向间隙(依据实验结果);其二是计及径向间隙减小和弯掠影响的弯掠动叶损失模型修正方法,计算值与实验结果十分一致。

(4)叶尖间隙涡流与其它叶片的干扰和动叶尾迹与其他叶片的干扰同样重要,并且对气动—声学性能产生不可忽视的影响。

(5)采用适当措施可以较方便地减小集中在叶尖区域内的噪声。

(6)弯掠动叶径向间隙的测量对稳定工作范围的定量影响有待于进一步探索。

参 考 文 献

- 1 Wright T, Simmons W E. Blade Sweep for Low - Speed Axial Fans. A S M E J. of Turbomachinery, 1990, 112(1)
- 2 钟芳源主编 节能低噪声轴流离心风机研究论文集 机械工业出版社, 1994
- 3 蔡娜 轴流式弯掠动叶的气动—声学性能与计算和设计方法的研究: [学位论文] 上海交通大学博士学位论文, 1994
- 4 Koch C D, Smith L H. Loss Sources and Magnitudes in Axial- Flow Compressor. A S M E Series A, 1976, 98(3)
- 5 Lakshminarayana B. Methods of Predicting the Tip Clearance Effects in Axial Flow Field Turbomachinery. A S M E J. of Basic Eng. 1970, 93
- 6 Mugridge B D. Sources of Noise in Axial Flow Fans. J A S A 1972, 51(5)
- 7 Fukano T, Kodama Y, Senoo Y. Noise Generated by Low Pressure Axial Flow Fans. J. Sound and Vibration 1977, 50
- 8 Dittmar J H. Method for Noise Generated by Rotor- Wake- Stator Interaction. A I A A, 1977, 15(4)

(责任编辑 魏星禄)

INFLUENCE OF TIP CLEARANCE ON AERODYNAMIC- AEROACOUSTIC PERFORMANCE OF SKEWED- SWEEPED ROTATING BLADES

Cai Na

(Dept. of Power Energy Engineering, North China University of Electric Power 100085)

Li Di and Zhong Fangyuan

(2nd Dept. Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030)

ABSTRACT Noise characteristics of tip clearance in a fan and engineering aerodynamic- aeroacoustic performance are obtained from skewed- swept rotating blades. Two methods of tip clearance modification have been carried out: (1) Experimental results are applied to decreasing the radial tip clearances of the rotating blades, thereby the aerodynamic efficiency increases about 3- 4 percent, the average noise is reduced by 2- 3 dB (A), and the steady working margin is widened over 20 percent; (2) Aerodynamic- aeroacoustic characteristics are calculated with a revised formula.

Key Words Axial fans Blades Clearance Aerodynamic Characteristics Acoustic properties

NUMERICAL SIMULATION FOR STIFFNESS OF FLEXIBLE WAVY RING SUPPORT

Li Fangjie

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

Li Rongqiang

(8th Dept. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Dai Xingjian

(Physics Eng. Dept. Tsinghua University, Beijing 100084)

ABSTRACT The numerical simulation for the stiffness of a flexible wavy ring support is presented. The relationship that connects the support stiffness of the wavy ring to that of the ring's separated arc segment is found out. A stiffness analysis model of the segment is set up and the displacement field of the segment under a normal load is solved by using the finite element program "APOLANS". The stiffness analysis results are compared with the test data obtained from stiffness measurement in a factory in good agreement. This study provides an analytical method for the design of flexible wavy ring support.

Key Words Elastic supports Rigidity Finite elements

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON VIBRATION OF A ROTOR WITH THERMAL BOW

Hu Bigang and Ren Pingzhen

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Feng Guoquan

(Shenyang Aeroengine Institute, Shenyang 110015)

ABSTRACT In order to investigate the vibrational response of a turbine rotor with thermal bow, a test rig simulating the rotor was set up, on which the temperature field and the thermal deformation of the rotor were measured. The critical speed of the rotor and response to the thermal bow were investigated. The experimental data are in good agreement with results calculated by means of the transfer- matrix method.

Key Words Turbines Rotors Thermal strength Flexural vibration