

叶片端弯技术机理探讨

北京航空航天大学 黄力希 魏星禄 彭泽琰

摘 要

本文首次以数值计算,理论分析以及试验分析的综合手段探讨叶片端弯的气动机理,分析表明:端弯会导致整个流场再分布,主流场变化可能是影响叶片性能改进的重要因素。

一、引 言

叶片“端弯”设计是针对叶片端部区流动情况,通过改变叶片弯角及安装角沿叶高的分布,来改善沿叶高及叶片排间的流动匹配。从而也就提高了轴流压气机性能。50年代的叶轮机械基本上属于“平均设计”,结果是实际流动与设计有较大偏离。一是端壁区流动状况恶劣,那里的轴向速度 C_a 小,攻角 i 过大。二是实际流动的 C_a 及环量沿叶高分布偏离设计。三是各叶片排之间的工作匹配也偏离原始设计。随着叶轮机械气动力学的发展,叶轮机械内部流动图画日益清晰。认识到在端部区由于环壁附面层、各种涡系及二次流间的相互作用,使得端壁区流动状况十分恶劣。叶片“端弯”技术正是通过改变叶片扭向规律来改善叶片端部流动状况,从而改善轴向及径向流动匹配。

近年来发展的叶片端弯技术,大多是靠部件试验筛选来确定端弯模式和端弯量。但把叶片型面前后缘实施端弯使其对准原型实际流动的气流角并不一定能改善压气机性能。事实上,实施端弯后,原设计扭向规律决定的沿叶高的流场已被打破。叶片排间隙处流场参数沿叶高重新分布。同时又影响到相邻叶片排间流动的再匹配问题。有时这种重新分布与再匹配会产生的副作用足以抵消端弯技术得到的正效益,最终效果不好。

本文主要对端弯技术实施后的压气机叶片排间隙处的流场重新分布及级间再匹配问题进行研究。从数值试验着手,对计算结果进行理论分析,并与部件试验结果对照验证。目的是揭示端弯的一些气动机理,并提出一些端弯技术应用条件与准则。

二、叶片端弯的数值试验

数值计算用子午面上的流线曲率管流法^[1]。所用的损失模型来源于美国NASA Lewis中心14台中间级压气机设计参数^[2]的统计归纳,并作了一定的数值试验修正。落后角模型基于Howell经验公式,并加入了三维落后角经验修正^[8]。计算以某发动机压气机的中后级为例。正问题计算端弯设计前后的流场。进行对比便得全流场的再分布。计算输入分别取静叶、动叶端弯各6种模式(图1a)。例如,静叶前缘“低头”以对准静叶来流的SA模式。静叶后缘“放平”以减小下级动叶攻角的SB模型。其简单原理示意在图1b上。其中端弯角度幅值

$\Delta_{\max} = 3^\circ$, 由端壁向叶中光滑过渡, 涉及相对叶高为 $\Delta r = 25\%$ 。对叶片端弯后叶片排间隙处流场参数 f 沿叶高分布变化 $\delta f \sim r$ 关系, 总结成 6 种形式(图 2), 将端弯 6 种模式流场再分布列于表 2。

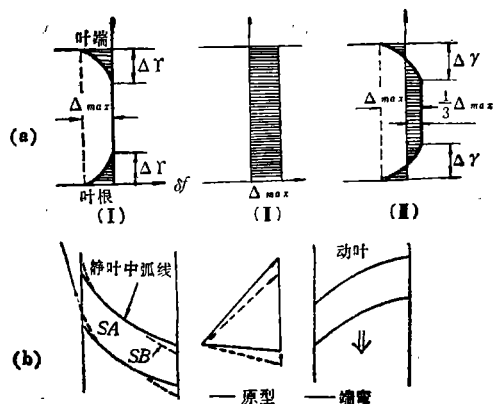


图 1 叶片端弯设计模式(a)和原理图(b)

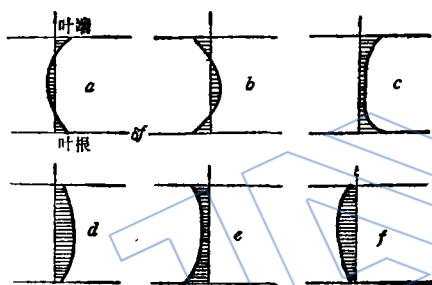


图 2 流场径向再分布类型

表 1 叶片端弯设计模式

模 式	端弯参数	分布图	备 注
A(端部前缘增弯)	$\beta_{1k} \alpha_{2k}$	(I)	均指和额线夹角
B(端部后缘减弯)	$\beta_{2k} \alpha_{3k}$	(I)	
C(端部减小安装角)	安装角	(I)	
D(整体安装角增大)	安装角	(II)	$\Delta_{\max}$ 取正值
E(整体安装角减小)	安装角	(II)	$\Delta_{\max}$ 取负值
F(安装角在端部减小主流区增大)	安装角	(III)	

表 2 流场径向再分布(模式中S为静叶, R为动叶)

端弯 模式	本级流场再分布			下级流场再分布			总性能影响	
	δC_{2a}	δC_{3a}	δT_{2*}	δC_{2a}	δC_{3a}	δT_{2*}	$\delta \pi_k^*$	$\delta \eta_k^*$
SA		a		a	a	b	+	+
SB		b		b	b	e	-	+
SC		a		b	b	e	-	+
SD		b		e	e	c	+	-
SE		a		c	c	e	-	+
SF		a		b	e	d	+	-
RA	a	a	b	a	a	b	+	+
RB	b	b	e	b	b	e	-	
RC	b	b	e	b	b	e	-	+
RD	e	e	c	e	e	c	+	-
RE	c	c	f	c	c	e	-	-
RF	e	e	b	e	e	d	+	+

注: 空格表示变化很小, C_{2a} 和 C_{3a} 表示动叶和静叶出口轴向往速度, T_{2*} 为动叶出口总温, π_k^* , η_k^* 为总压比和效率

三、计算结果的理论分析

1. 叶片端部叶型前缘增弯

(1) 由于叶片端部区气流攻角下降, 叶背分离减弱或消除, 使损失减小, 沿叶高熵梯度减缓, 而 C_a 在端部区上升, 在主流区有所下降而均匀化再分布。动叶加功量在端部区下降而主流区上升。

(2) 叶片端壁区的结构端弯要造成全叶高的流场再分布及各叶片排间的轴向再匹配。

(3) 某一处的叶片结构端弯如被看作一个扰动的话, 那么这个扰动产生的或正或负的效益要向四周传播, 它可能采取逐级放大的形式或采取逐级调匀消失的形式, 这取决于流场再分布中几个因素间的矛盾关系。

(4) 如果按照这样的思路, 为达到动叶端部区气流攻角降低 θ 度, 从而设计出上级静叶后缘相应位置叶型减弯 θ' 度, 其间速度三角形只受出气角改变 θ' 度的调整而不考虑再分布影响, 我们姑且称之为“静态分析”。在前缘增弯的模式中, 由于 C_a 沿叶高的均匀化再分布,

就使得降低同样幅值的端部区气流攻角,所需结构端弯幅度要比“静态分析”要小。

2. 叶片端部叶型后缘减弯 以静叶为例,以SB模式对照SA模式分析。

(1) 和SA相类似的是,一般实施SB后,下级动叶端部区的气流攻角会下降,沿叶高梯度也会减缓,但沿叶高Ca再分布却相反。显然实施SB相当于端部区流道被“关门”,气流向主流区“挤”,造成Ca的不均匀化再分布,如图3。

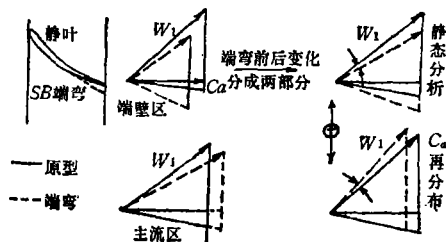


图3 SB端弯后流场沿叶高再分布

(2) 沿叶高流场再分布结果使全叶高气流预旋 C_{1u} 上升,下级动叶出现加功量不足,促使压气机特性线左移。

(3) 由于Ca再分布牵制了SB的“静态分析”效应,因此和SA相反,致使实际端弯幅值比起“静态分析”要大才行,所以有时可能难以达到预期效果。因此尽量要选择这么一个时机,使有限幅度的SB实施刚好使下级动叶端部区气流攻角脱离叶背大分离,取得最佳效益。

3. 调整叶型安装角

(1) 什么情况下要动安装角? a. 调整级间不合理的加功量分布。b. 补偿SB等端弯可能造成的加功量下降。c. 用减小叶型安装角来取代 (SA + SB) 以确保叶型完整。d. 沿叶高扭转规律重新设计。

(2) 情况c说明: 由图4可见,实施 (SA + SB) 之后,叶型破坏了,用时间推进有限面积法对叶栅流场进行计算发现,变弯后叶面压力分布在前缘附近呈一鼓包型,而其它区域则上下叶面参数分布十分接近,就是说,叶型上气动载荷前移,中后部基本上趋于一块平板形。不难推知,这种流场变化会导致流动叶型损失增加,因此该用SC取代 (SA + SB) 模式。

(3) 调整整个叶片排的安装角是调整动叶加功量沿级分布的简易有效措施。改善轴向流动匹配的目的不难达到。但对流动沿叶高的分布及匹配可能产生不利影响。比如,原型工作在主流区攻角基本合适、端部区攻角已偏大的条件下,增加整个叶片排的安装角,则全叶高攻角均会有所增加,其中端部区流动可能因此而产生明显恶化。使那里的流动损失增加,要维持径向平衡,端部区相对主流区要加更多的功才行。这样就使得所增加的加功量大多落到端部区,对流动沿叶高匹配不利,对效率不利。

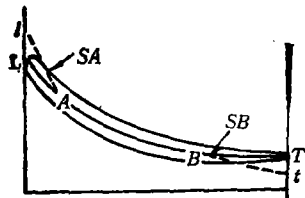


图 6

四、两台压气机运用端弯技术的试验分析

1. 某涡喷发动机: 这是一台双轴跨音压气机, 高低压各三级。对高压静叶第4、5级叶片端部进行SB式端弯设计。

(1) 据分析、判断, 原型高压压气机设计攻角选取偏大很多, 端部区的正攻角则更大, 并诱发始于端部区的旋转失速和喘振。

(2) 进行SB式端弯后,效率有明显上升,但特性线明显左移,或说流量由原设计值的22.4降低了约0.1kg/s。由于该发动机是双轴,可采用转差进行调节弥补。

(3) 文献[4]介绍的是九个方案中最佳者,其它方案乃是动叶与静叶的交叉组合。

两点分析:

(1) 试验结果的特性线左移证实了本节数值计算的理论分析:SB变弯沿叶高流场再分布使沿叶高动叶加功量均下降。

(2) SB产生Ca沿叶高不均匀化再分布,使得下级动叶端部区攻角降低的同时,主流区的攻角也因Ca上升而下降,收到全叶高流动均改善的效益。而且只有这个SB模式是最好的,从而也间接地支持了其它端弯模式的分析观点。

2. 某涡轮发动机:其改善设计端弯第I方案情况已有详论[1]。其原型工况是主流区有负攻角、端部区正攻角不太大,端弯在后面级进行:静叶6~9级(SA+SB+SD)端弯,静叶10级SA端弯。现对试验结果作如下二点分析:

(1) 采用SB确使压气机特性线左移,而I方案中SD模式显然幅值不够,且有副作用。

(2) 从Ca再分布的不均匀化看,在该发动机中运用SB模式会导致端部区改善不大,而主流区因Ca上升而攻角更负,使全叶高流动匹配恶化。这一点分析与试验结果相吻合。

五、小 结

1. 叶片端弯除导致当地流态改变外,主流区流场也将重新分布,它对整个端弯效果有着十分重要的影响。

2. 叶型前缘、后缘等不同端弯模式有着不同流场再分布,有些甚至截然相反,各适用于不同原型流动情况。应根据原型压气机的具体情况,在正确诊断其流场特征的基础上,选择相应端弯模式。

3. 本文的数值结果和有关结论是初步的。压气机流场计算方法和损失模型(含径向掺混)以及落后角模型的发展将更深刻揭示端弯机理并为正确运用这一技术提供科学预测。

参 考 文 献

- [1] 黄力希:“某型发动机压气机提高效率一期工程”。北京航空学院硕士论文 86.12月。
- [2] Werner R. Britsch, Walter M. Osborn, and Mark R. Laessing, “Effects of Diffusion Factor, Aspect Ratio, and Solidity on Overall Performance of 14 Compressor Middle Stages,” NASA TP1523 Sept. 1979.
- [3] Roberts, W.B., Serovy, G.K., Sandercock, D.M., “Modeling the 3-D Flow Effects on Deviation Angle for Axial Compressor Middle Stages,” 85-GT-189, July, 1985.
- [4] 蔡运金、钟玉玲、钱鲁泓, “应用端弯叶片增加压气机喘振裕度”, 航空动力学报, 第3卷, 第3期, 1988年。

MEASUREMENT OF RESONANCE SPEEDS AND DYNAMIC FREQUENCIES OF A BEVEL GEAR

Ai Yiren, Ju Xiuting, Yu Peifu

(Air Force Research Institute)

Yan Litang and Li Qihan

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

A simple and convenient method is proposed to measure the travelling wave resonance speeds and dynamic frequencies of bevel gear. It is based on the non-contact acoustic detection through several envelopes of engine at high level of background noise. The experimental results indicate that the method is very easy to operate and its measuring accuracy is quite high.

APPLICATION OF END-BEND BLADE FOR ENHANCING SURGE MARGIN

Cai Yunjin, Zhong Yuling, Qian Luhong

(Shenyang Aeroengine Company)

Abstract

The blade end-bend technique is applied to the first and second stators of the HP compressor of a twin-spool engine to ameliorate the flow on the second and third rotors. The tests of the modified engine show that its surge margin and efficiency are enhanced by 7.3 and 4.1 percent respectively, but the flow and pressure ratio vary only a little. The flight tests prove that the shutdown of the engine which occurred in flight has been eliminated, so that the engine can operate reliably and stably within the overall flight envelope, and the performances of the engine and the aircraft has been improved significantly.

APPROACH TO BLADE END-BEND MECHANISM

Huang Lixi, Wei Xinglu, Peng Zeyan

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Blade end-bend is a new technique to improve the performance of compressors. A comprehensive study of two multistage compressors has been completed with numerical calculation, theoretical analysis and experimental investigation.

It is shown that the end-bend causes redistribution of the whole flowfield,

and the changes of characteristics in main flow region may be a vital factor to improve the engine performance. A comparative study of several end-bend patterns shows that the character of redistribution differs for each from other. It is important to choose the end-bend pattern suitable for the specific compressor.

APPLICATION OF AN ARTIFICIAL DENSITY SCHEME OF POTENTIAL STREAM FUNCTION METHOD TO DESIGN OF AIRFOIL

Liu Bo

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A potential stream function method is applied to designing transonic airfoils. The flowfield is computed by solving the full potential equations with the aid of a relaxation method. An artificial density scheme has been developed to replace the type related scheme. As compared with the latter, the artificial density scheme employs an identical scheme in whole field and converges steadily. Numerical results show that this method is applicable to initial designing of compressor airfoils and provides a better approximation of the actual conditions by taking into account the effect of the axial-velocity-ratio.

PROFAN DESIGN BY PROPELLER-NACELLE INTERACTION ANALYSIS

Zhu Nianguo, Chen Maozhang, Niu Daozhi

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

A propeller-nacelle interaction analysis has been developed in this paper as a kind of lifting line analysis. It represents the blades by curved lifting lines, taking into consideration the blade sweep and the effect of the nacelle on the propfan flowfield. The wake model assumes that the vortex filaments occur along stream surfaces. Some corrections have been made to transonic portion of the blade and large solidity cascade portion at hub. Comparison of the results of the design and analysis with those given in references show the method is feasible and effective. Aspects of its improvement are also discussed.