

应用端弯叶片增加压气机喘振裕度

沈阳航空发动机制造公司 蔡运金 钟玉玲 钱鲁泓

摘 要

本文介绍了某型高压压气机考虑端壁附面层影响改进设计的端弯叶片, 试验证明: 喘振裕度增加7.3%, 效率提高4.1%, 流量、压比变化很小。飞行试验证明: 解决了空中停车问题, 在飞行包线内能保证可靠稳定工作, 发动机和飞机性能都有较大的提高。

随着发动机的发展, 要求提供高性能的压气机, 这种压气机应具备能承受高的气动负荷, 具有高的效率和宽广的稳定工作范围。对核心机(高压压气机)来说, 端壁附面层的损失是主要的, 而且端壁附面层与压气机工作稳定性密切相关。高压压气机的轮毂比大和径向半径小, 因此附面层引起的端壁效率损失占有很大的比例。从而寻求新的设计方法来降低端壁附面层的损失是发展高效率大裕度高压压气机的主要目标。

我们在1982年10月首次以新的设计思想, 即考虑端壁附面层影响, 用端弯叶片改进设计高压压气机, 用了两年的时间完成了九种方案的部件试验, 经过筛选、剩下三种方案进行整机匹配试验试车, 以四、五级静子端弯叶片效果最佳。

一、试验研究

1. 高压压气机设计(验算)参数 高压压气机三级的 $P_3^* = 348.136 \text{ kPa}$, $T_3^* = 435.7 \text{ K}$, $G_k = 64.5 \text{ kg/s}$, $n_2 = 11425 \text{ r/min}$ 。换算到标准状态进口为: $P_0^* = 101.303 \text{ kPa}$, $T_0^* = 288 \text{ K}$, $G_{khs} = 23.08 \text{ kg/s}$, $n_2 = 9289 \text{ r/min}$ 。实际测得原型和改装端弯叶片的高压压气机共同工作点参数换算到标准状态分别为: $\pi_k^* = 2.59$, $G_{khs} = 22.41 \text{ kg/s}$ 和 $\pi_k^* = 2.55$, $G_{khs} = 22.33 \text{ kg/s}$ 。

2. 试验压气机 静子叶片和转子叶片各有三种型式, 共匹配成九种方案。

静子叶片有: 原型(S_1), 四、五级端弯的(S_2)(见图1), 四、五级开小孔(叶尖、叶根处)的(S_3)。

转子叶片有: 原型(R_1), 四、五、六级前弯的(减小根、尖进气构造角)(R_2), 五、六级后弯的(加大根、尖的出口构造角)(R_3)。

经过部件试验筛选, 剩下三种方案: $R_1 + S_2$ 、 $R_1 + S_3$ 、 $R_3 + S_2$ 。经过整机匹配试验试车, 以 $R_1 + S_2$ 效果最佳, 下面仅介绍 $R_1 + S_2$ 方案。

3. 试验结果 四、五级端弯静子叶片在上下两端($\Delta\gamma \approx 20 \sim 25\%$)叶型尾缘带有由叶

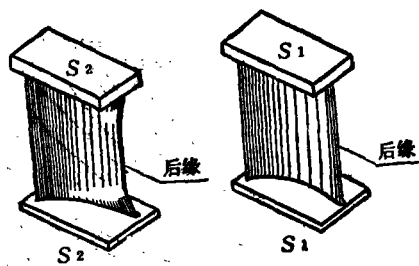


图1 静子叶片示意图

盆向叶背方向的弯角, 改变出口气流方向, 减小下游的五、六级转子叶片叶尖和叶根攻角(图2), 从而沿全叶高获得较合适的攻角、进而延迟气流失速分离, 达到增加喘振裕度提高效率的目的。〔1〕

部件试验采取以原型压气机作基准, 在试验及测示条件完全相同的情况下, 仅仅更换装有端弯静子叶片的机匣, 试验结果:

(1) **对喘振裕度的影响** 装有端弯叶片的压气机喘振边界线在原型边界线的左上方, 在设计点 $\bar{n}=1.0$ 喘振裕度增加值 $\Delta SM\% = SM_{改}\% - SM_{原}\% = 7.3\%$, 在高换算转速, 喘振裕度增加的都比较多(图3)



图2 静子叶片端弯前后(细线为原型, 粗线为端弯叶片), 下级转子叶片攻角(尖、根)变化

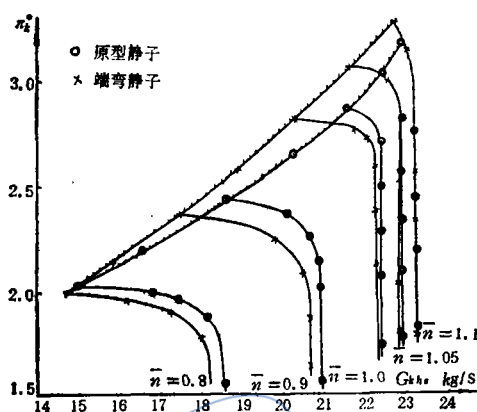


图3 高压压气机特性线(准均匀流场, 转子为原型)

$\bar{n}$	0.90	1.00	1.05	1.10
$\Delta SM_0\%$	6.6	7.3	5.3	4.5

(2) **对效率的影响** 改型和原型高压压气机工作点效率提高值 $\Delta\eta_{KM}^*\% = [(\eta_{KM}^{*改} - \eta_{KM}^{*原})/\eta_{KM}^{*原}]\%$ 列于图4, 由于端弯静子叶片使转子叶片沿叶高的实际攻角较合适, 气流失速分离缓解或消除, 从而提高了效率, 特别是换算转速 $\bar{n} \geq 1.0$, 效率提高更多。

(3) **对流量和增压比的影响** 在高换算转速($\bar{n}=1.0$)流量和压比相差很少。 $\bar{n}=1.05$; 1.10流量和压比几乎没有差异, 特性线在原型压气机端点以下几乎重合。在低换算转速($\bar{n} \leq 0.9$)流量和压比共同工作线流量略低, 但实际飞行高压压气机常用换算转速 $\bar{n} > 0.9$ 。

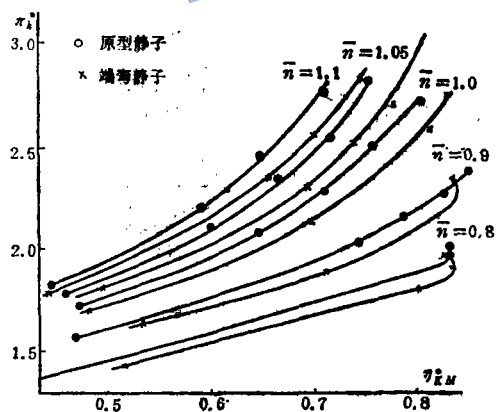


图4 高压压气机效率线(准均匀流场, 转子为原型)

$\bar{n}$	0.9	1.0	1.05	1.1
$\Delta\eta_{KM}^*\%$	2.3	4.1	4.6	3.8

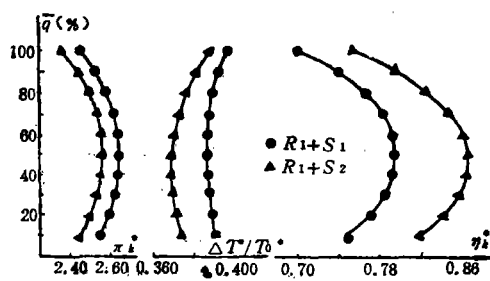


图5 两种高压压气机出口基元特性

	G_{Khs}	π_{K^*}	$\Delta T^*/T_0^*$	η_{K^*}
S_1	22.37	2.493	0.389	0.767
S_2	22.32	2.586	0.371	0.831

(4) **基元特性比较** 图 5 为原型转子匹配原型静子和端弯静子的压气机出口基元特性曲线。在出口压比分布规律相同的条件下,装端弯静子的温升比下降,效率提高。距叶根三分之二叶高范围内,温升比下降更多些,效率提高幅度更大些。

(5) **旋转失速和喘振的测量及其结果** 为对端弯静子叶片改进前后有更深入的了解,在第六级转子叶片后测量旋转失速、喘振,用两台热风仪、用直角型热膜探头,分别安装在第六级转子叶片后,距内、外壁面 6mm 处,但效果不理想,又增加三只压力传感器,分别安装在四级转子前、五级转子前和六级转子后,以测量当出现旋转失速和喘振时壁面部位的静压脉动情况。

测试结果,改进前后都发生旋转失速和喘振,但是旋转失速和喘振的起始点却不同,即在不同的流量和压比下发生的。

a. 旋转失速首先发生在第六级的叶根(略先发生)和叶尖部位,而后发展到全叶高导致喘振。旋转失速的频率与转速有关,转速不同旋转失速频率不同,而喘振频率在各转速下均是 9.1Hz。在高转速喘振发生时还伴有频率约 100Hz 的旋转失速。

b. 从所有 $n=0.8$ 转速的压力波形综合分析结果,首先发生压力脉动的在第六级、以后扩展到全压气机,但在高转速喘振,各级的压力脉动几乎是同时发生。

(6) **结果分析** 由于外场空中停车多数发生在高空小表速区,喘振主要来自高压压气机。由于高压压气机平均级增压比高,动叶正攻角大,而设计中又没有考虑气流粘性、端壁附面层的影响而造成的叶根叶尖部位攻角更大。试验测试证明:首先在叶根叶尖端壁区发生旋转失速,发展到一定程度后就出现喘振。

a. 九种方案筛选结果,四、五级端弯静子叶片效果最佳($R_1 + S_2$ 方案),这是因为端弯静子叶片使下游的动叶端部区过大的正攻角大幅度下降,使攻角趋向于合适。又因 C_a 沿叶高不均匀化再分布^[2],使得下游动叶端部区攻角降低的同时,主流区的攻角也因 C_a 上升而下降,收到全叶高流动均改善的效益,喘振裕度和效率均得到大幅度提高。

b. 在飞行包线内多数飞行状态,高压压气机是在高换算转速下工作,共同工作点的流量、压比几乎相等。但在某些状态 $n \leq 1.0$,由于加功量略下降、特性线略左移,空气流量和压比略有降低,由于改型发动机是双轴发动机,已由整机匹配调整转差弥补,必要时还可在端弯的同时进一步调整叶片构造角,可以达到所需要的空气流量和压比。

(7) **端弯叶片技术应用问题** 中、外端弯技术的研究和应用比较如上表。

应用“端弯叶片”技术有两种情况:一是对老机种作改进,二是新机种设计。

应用对老机种改进,首先要搞清原压气机特性、各叶片排流动情况,若是正攻角,无疑用是有好处的,属高气动负荷设计大攻角,应用端弯叶片技术效果就更好。一般多在高压压气机上或者后面级短叶片上采用,攻角减小幅度可以大一些。如果在前面级应用,要考虑传输放大效果,一般攻角减小幅度比较小。如果原设计气动负荷轻,正攻角不大甚至是负攻角,一般来说效果不明显,甚至变坏。关键在于应用之前要对应用处叶片排有正确的了解。

国家 公司	英: R.R 公司	中: 黎明公司	美: PW 公司
公开报导或发表时间	1983.7.30	1984年10月	1985年9月
应用端弯叶片的压气机级数	6	3	3
效率增加(设计点)	1%	4.1%	1.5%
应用的发动机	RB211-535E4	某型	PW-4000
在发动机上耗油率下降	0.5%	2%	
喘振裕度增加	较大	7.3%	8%

对应用于新设计, 现已把端弯叶片技术当作增加喘振裕度、提高效率、大幅度提高发动机性能的重要措施和手段。它同时可作为压气机设计调试中简单易行而有效的办法和手段。

二、整机试验试车和飞行试验

1. **整机试验试车** 在台架测试条件完全相同情况下, 仅仅换装端弯叶片机匣并保持转差, 试验结果, 整机匹配情况良好, 性能有较大幅度提高:

(1) 保持涡轮前温度 T_3^* 相等: 最大状态 Z_d 的 R (推力)增加70~97kg、 C_R (耗油率)下降, Z_d : 1.6%额定状态 E 2.3%

(2) 保持 Z_d 推力相等: C_R 下降, Z_d : 2.3% E : 2.1% T_3^* 下降20℃左右。

(3) 给出发动机性能指标(与原型机相比), R : Z_d 增加50kg、 Q_J (全加力状态)增加200公斤(其中一大部分由提高加力比获得)。 C_R 、 Z_d 、 E 降低2%。

2. 飞行试验

(1) **可靠性试飞**: 可靠性试飞是在16个高度层次上接通和切断加力共数百次, 有些是在边界外接通和切断的。对高压压气机端弯叶片考验更严格的试飞点是在边界外同时又意外的非发动机本身的原因造成的发动机接通、切断加力严重降转双重恶劣条件下成功的接通和切断加力, 保证可靠稳定工作, 这在改进前是办不到的。

(2) **加速性飞行试验** 在加速性飞行试验中, 遭遇加速($Z_d \rightarrow n_1 85 \sim 72\% \rightarrow Z_d$)条件最为恶劣, 发动机没有发生停车, 100%成功, 而且在高度 $H \approx 17$ 公里, 表速在边界外由于飞行员误动作, 将油门从 Z_d 收至 M_c (慢车状态), 然后急速将油门推至 Q_J 位置接通加力, 此时发动机又出现了严重降转, 成功地完成了一次不允许的高空小表速的全加力(应该只能接到最大状态)遭遇加速考验。发动机在全部试飞科目中都能可靠稳定工作, 均获一次成功, 成功率为100%。

(3) **飞机性能试飞** 试飞表明: 中、低空爬升快、机动性好、全加力最小盘旋半径缩小约20%, 静外限增加400~500米……, 性能得到全面的有些是相当大的改善。

本文的试验工作得到了沈阳航空发动机研究所领导和三室、十室, 以及本公司试车台等单位大力协助和支持, 作者在此表示感谢。

参 考 文 献

- [1] Cai Y.J., Zhong Y.L., Qian L.H., He S.Z., Pang Q.H., "Increasing Surge Margin in an Axial Flow Compressor Using End-Bend Airfoil", ASME 85-IGT-25, 1985.
- [2] 黄力希, 魏星禄, 彭泽琰, "叶片端弯技术机理探讨", 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,