

压气机叶片刻花纹试验研究

沈阳黎明发动机制造公司
北京航空航天大学

苗润田* * 王连贵 钱鲁泓
唐智明 高 歌

【摘要】 本文介绍压气机叶片表面刻花纹部件试验有关情况。部件试验结果表明,在现成的压气机叶片表面刻以特定型式的花纹,可使压气机效率、喘振裕度等主要性能指标有明显提高。

关键词: 叶片 刻花纹

1 试验设备和试验压气机

本文所述压气机叶片刻花纹试验研究紊流减阻新概念在压气机中的应用。平面叶栅试验已经揭示,表面花纹明显提高了叶栅性能^[1]。在压气机的几次部件试验中同样显示出它的潜在效能。本文介绍有代表性的两个试验方案。压气机叶片刻花纹试验在沈阳发动机研究所 A 205 全台压气机试验器上进行的。主要参数的测量精度如下: 换算流量 G_{Bnp} 为 $\pm 1\%$, 进口总温 T^* 为 $\pm 0.5\% K$, 出口总温 T_k^* 为 $\pm 1.5K$, 总压 P^* 为 $\pm 0.3\%$, 扭矩效率 η_{km} 为 $\pm 1\%$, 温升效率 η_{kr} 为 $\pm 1\%$, 转速 n 为 $\pm 20r/min$ 。

试验是在某型双转子涡喷发动机的高压压气机试验件上进行的。该高压压气机共有 3 级, 分别称为第 4、第 5 和第 6 级。用以进行对比的原型压气机事先已在同一试验台上测出其完整的特性线。两种试验方案都是在现成的第 4、第 5 级静子叶片表面上刻以不同型式的花纹而成。方案 I 为 45 花纹, 方案 II 为顺气流直纹。花纹尺度与叶栅试验中同种花纹基本相同。为了防止花纹叶栅性能的变化对现成压气机的工作状态, 尤其是级间匹配带来不利影响, 事先用小偏差法对试验压气机进行了逐级气动计算。计算中考虑了两种花纹叶栅损失系数和落后角的变化, 调整静叶安装角, 看哪种安装角使压气机的性能变化较好。计算结果, 静叶安装角减小 0.5 压气机综合性能较好。考虑到 0.5 数值较小和加工的公差, 故而决定未改变叶片安装角, 即直接在制成的叶片上刻花纹, 装配成试验压气机。第 6 级静叶由于与后机匣已组装在一起, 结构复杂, 工作量增加太多, 故未进行刻花纹处理。

2 试验结果

本文在分析讨论时, 采用通过设计点的等节气门线与等转速线的交点作为各转速的工作点。一般来说扭矩效率比温升效率稳定可靠, 且分辨率高, 故 I 方案采用了扭矩效率进行相互比较。II 方案试验时, 由于扭矩效率测试系统失效, 只好采用温升效率相互比较。试验结果及其与原型压气机的对比见表 1 和图 1。

为了方便, 图 1 中三种压气机的效率曲线均用温升效率。可看出, 同用温升效率比较, II

方案也是普遍大于 I 方案。说明 II 方案用温升效率比较，在这里也是可靠的。

表 1 各转速工作点效率及喘振裕度与原型压气机比较

$\bar{n}$	I 方 案		II 方 案	
	$\Delta\eta_{kM}^*(\%)$	$\Delta SM(\%)$	$\Delta\eta_{kT}^*(\%)$	$\Delta SM(\%)$
0.9	+ 2.5	+ 2.2	+ 3.5	+ 1.3
1.0	+ 2.9	- 0.1	+ 3.1	+ 2.8
1.05	+ 1.1	- 2.1	+ 3.7	+ 3.3
1.1	+ 1.2	- 3.0	+ 1.9	+ 3.6

由图 1 和表 1 可以看出，两种方案的效率在各转速下均比原型压气机有明显提高，II 方案效率提高幅度更大。两方案设计点的效率分别提高 2.9% 和 3.1%。喘振裕度，I 方案低转速的喘点较分散， $\bar{n} = 0.9$ 左右有一定提高，但高转速时则明显低于原型压气机。II 方案

各转速的喘振裕度均高于原型压气机，转速越高提高幅度越大。在设计点，I 方案喘振裕降低 0.1%，II 方案提高 2.8%。另外，由图 1 可以看出，I 方案流量除 $\bar{n} = 0.8$ 与原型压气机相近外，其余各转速有些降低，特别是从工作点到喘点之间、即高压比时，流量降低较多。II 方案流量与原型压气机较接近，基本在误差范围内。此外还进行了畸变指数为 7~8% 进口周向畸变流场的对比试验。试验结果，两种方案与原型压气机相同畸变度下的性能曲线基本重合，效率未变，喘振裕度略有提高，故未列出（仅试验 $\bar{n} = 0.9, 1.0$ 特性线及其余转速的喘点）。

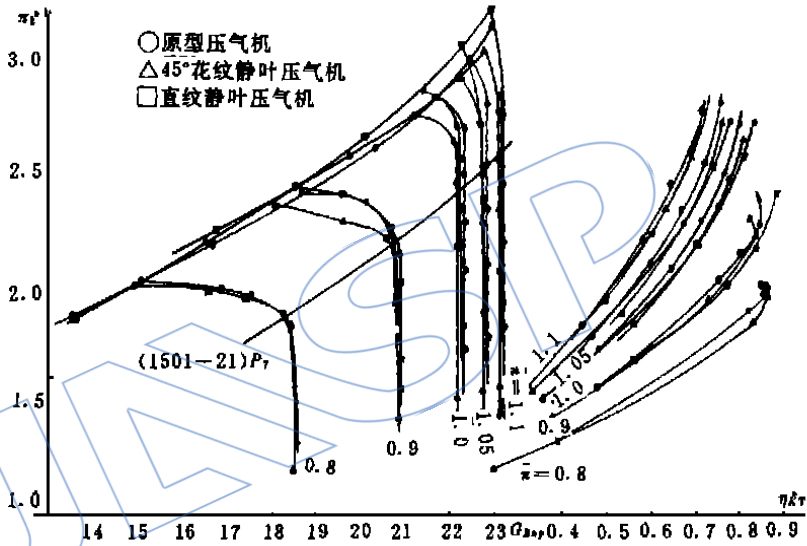


图 1 花纹和原型压气机特性线及效率对比

3 试验结果的分析讨论

3.1 关于效率

两种方案与原型压气机相比，效率均有明显提高。从平面叶栅试验结果看，在常用马赫数范围内，II 方案损失系数有一定降低，但 I 方案损失系数是增加的，为什么在部件试验中效率也有明显提高呢？叶栅试验中高马赫数下两种方案损失系数明显降低即临界马赫数明显提高的优点在这里并没有充分利用上。小偏差计算结果表明，II 方案效率虽有提高，但提高幅度远没有这么大。由此可知，效率的提高主要不是靠叶栅试验所测损失系数降低所达到的。部件试验中基元级测试结果表明，两种方案效率的提高主要发生在 60% 流线以下的叶根区域内。在轴流压气机中，端壁吸力面角隅区存在着较强的二次流，形成损失核心。静叶中的特

角涡恰恰处在叶根角隅区。由此可以得出,两种花纹对二次流都具有明显的抑制作用,从高损失区消除了部分损失,从而使压气机效率有了明显提高。直观上可以看出,方案Ⅱ对二次流的抑制作用更强,加之又能降低叶栅损失,所以效率提高的幅度较大。叶栅试验时没有进行二次流测量,故而未能发现其对二次流的抑制作用。综合平板试验、叶栅试验和部件试验三种情况可以看出,在没有二次流的流动中,对于直纹来说,通过稳定紊流附面层的壁面涡索限制其横向扩展(微观横向运动)及碎裂,降低近壁面湍流产生率,并减小法向速度梯度,达到减阻目的。在有二次流的流动中,两种花纹均可对宏观横向流动起到明显的抑制作用,从而大幅度降低其对主流方向上的流动阻力。二次流是叶片机中大尺度的紊流流动,因此,抑制二次流同样是紊流减阻,花纹表面对二次流的抑制作用在叶片机中有着十分重要的意义。花纹表面即可以有效地抑制二次流,叶片表面花纹的加工方法可以多种多样,不用刻的方法,而用其它方法加工表面花纹,使之不影响叶片强度和振动,即可进入实用,因此具有一定实用价值。

3.2 关于喘振裕度

方案Ⅱ使全转速范围内的喘振裕度有明显提高,进一步证明直纹能推迟叶背气流分离。同时也证明了叶栅试验中攻角为 -2.5° 时损失剧增是平面叶栅中特有现象的论断。直纹确实是全面提高了叶栅乃至压气机的性能。Ⅰ方案高转速喘振裕度下降较多,可能的原因有二:(1)叶栅试验中,大于设计攻角(-5.7°)后损失直线上升,直到 0.5° 损失一直大于原型叶栅;(2)试验机匣前安装边加工有误配合不好,试验时可能有泄漏存在(Ⅱ方案用另一机匣。叶片与机匣焊在一起,为不可拆结构)。这可导致所测流量、压比等参数同时下降,结果使喘振边界下移,喘振裕度降低。Ⅰ方案高压比时流量下降较多亦可能与上述原因有关。

3.3 其它

畸变流场下压气机的性能未得到明显改善,静叶花纹表面能否对抗畸变起作用需要进一步验证。动叶表面加花纹,由于能够提高动叶的抗分离能力,尤其是前边级动叶加花纹或许能对抗畸变起一定作用,有待今后研究和证实。

花纹尺度仍可优化,或改变某些细节,有意提高某方面的性能。同是直纹,在另一次部件试验中,压气机效率提高不多,而喘振裕度提高幅度较大,设计点提高 3.9% , $\bar{n}=1.05$ 时提高 6.3% ,其余转速都普遍高于Ⅱ方案的直纹。这与花纹细节不同有关。

如果将该项技术用于压气机设计,则可更加充分利用叶栅试验中临界马赫数明显提高等优点,与其它新技术相结合,可望设计出高性能压气机。

4 结 论

(1)与原型压气机相比,设计点的效率和喘振裕度,顺气流直纹静叶分别提高 3.1% 和 2.8% ;45°花纹静叶使效率提高 2.9% ,喘振裕度降低 0.1% 。

(2)静叶刻花纹提高压气机性能的机理,除微观壁面减阻、推迟分离等基本因素外,花纹对宏观二次流的抑制作用占有重要地位。

参 考 文 献

1 苗润田,王连贵,唐智明,高歌.压气机叶栅紊流减阻试验研究.航空动力学报,1991,6(1)

(责任编辑 魏星禄)

DYNAMIC ANALYSIS OF A GEAR DRIVE SYSTEM IN AEROENGINE

Yuan Xiangdong and Zhou Chuanrong

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT

A new technique of structural dynamic analysis especially for analysis of gear drive system has been developed, which combines the principle of substructure analysis with the idea of structure modification. Meanwhile the gear stiffness model about the degrees of the freedom of the structure node in which the gear relation exists has also been established. It has the advantages of both the method of substructure analysis and vibration reanalysis of modified structure. The natural frequencies and modes calculated by the program written by author are in quite good agreement with the results calculated by finite element method.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON PATTERNED BLADES OF COMPRESSOR

Miao Runtian, Wang Liangui, Qian Luhong

(Shenyang LIMING Engine Manufacturing Company)

Tang Zhiming and Gao Ge

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

The presented experimental investigation on patterned blades of compressor opens up a new way for improving performance of compressor. The experiments were carried out with a HP compressor of a twin-spool turbojet engine in a multistage compressor rig. The HP compressor consists of three stages (named the 4th, 5th and 6th stage). Two kinds of pattern presented in the paper, as two design, are all engraved on the surfaces of the existent 4th and 5th stage stator blades. The pattern I is 45° cross grooves and the pattern II is streamwards grooves. The experimental data of the efficiency η and surge margin SM are listed below as compared with the reference compressor for uniform inlet flow:

$\bar{n}$	Pattern I		Pattern II	
	$\Delta\eta$ (%)	ΔSM (%)	$\Delta\eta$ (%)	ΔSM (%)
0.9	+ 2.5	+ 2.2	+ 3.5	+ 1.3
1.0	+ 2.9	- 0.1	+ 3.1	+ 2.8
1.05	+ 1.1	- 2.1	+ 3.7	+ 3.3
1.1	+ 1.2	- 3.0	+ 1.9	+ 3.6

The performance with circumferential distorted inlet flow is kept the same with the reference compressor. The above experimental results show that the efficiencies and surge margins of the compressor with appropriately patterned stator blades can increase significantly.