

串列叶片的应用研究

沈阳航空发动机研究所 苗厚武* 高金满 郭捷

【摘要】 在平面叶栅、多级压气机和全台发动机三种试验器上进行了单列、串列叶片的性能对比试验。说明，串列叶片具有较低的损失和较宽的工作范围。文中给出串列叶片参数选择、设计考虑及主要对比试验结果，供串列叶片设计和试验研究工作参考。

一、前言

发动机的高推重比、低油耗、良好机动性等设计指标，要求压气机部件具有高的级压比、高的级效率和大的喘振裕度。近年来进行的大量低速高负荷和高速高负荷压气机试验研究、第一代和第二代可控扩散叶型设计研究、端区流动控制以及倾斜叶片设计研究等，其目的都在于提高压气机的设计能力，以满足发动机对该部件提出的高性能指标要求。串列叶片技术是改善压气机性能的有效措施之一。理论计算分析和平面叶栅试验均已表明，串列叶片能较好地控制叶片表面的速度分布及附面层的发展。因而它具有较强的承载能力，较低的叶型损失和较宽的工作范围。这三个特征和压气机的高级压比、高级效率、大喘振裕度设计要求相对应。近年来，串列叶片的设计研究工作取得明显进展，并且已经在航空发动机上得到了应用^[1~5]。

作者在收集并分析国内、外有关资料的基础上设计了一套串列叶片，并在平面叶栅、压气机试验器和全台发动机上进行了应用研究。试验结果表明，达到了预期的效果。

二、串列叶片设计

1. 原始参数 对一台出口为单列静子叶片的三级低压压气机进行修改设计，用串列叶片代替原来的出口单列叶片，并保持其主要气动参数不变。串列叶片的原始参数要求如下：进口马赫数 $Ma_2 = 0.68 \sim 0.58$ ；进口气流角 $\alpha_2 = 46.9^\circ \sim 45^\circ$ ；出口气流角 $\alpha_3 = 90^\circ$ 。

2. 串列叶片参数选择 在单列叶片设计中，需精心选定叶型以及叶片稠度、攻角、最大厚度等参数。在串列叶片设计中，除前、后排叶片各自的单列叶片参数选择之外，还有另外五个串列叶片参数选择问题。这些参数被用来确定前、后排叶片间的相对位置和负荷分布。它们是：前后排叶片的弦长比、弯度比、轴向间距、周向间距，后排叶片进口处的 K_{rb} 角^[6]。这五个特定的串列叶片参数为设计师增加了设计选择自由度，有利于叶片的设计和性能调试。在进行设计选择时，不仅要注意到单个参数的选择，还要注意到它们之间的优化匹配^[5,6]。

弦长比 C_R/C_F 和弯度比 θ_R/θ_F 是一对必须配套选择的参数。由于后排叶片出气角更接近轴向、叶片具有较长的公共槽道，并且在非设计工况时进气角的变化也相对较小，故在进行串

列叶片设计, 可选用较小的后排叶片弦长和较大的后排叶片叶型弯折角。本文中所介绍的压气机, 叶片和机匣的连接, 是型孔式焊接结构。从叶片强度角度来考虑, 不希望后排叶片弦长低于 20mm。综合考虑到串列叶片轴向距离的限制, 最终选定的弦长比 C_R/C_F 为 0.93~0.97 (从内径到外径, 下同)。

在选定的 C_R/C_F 基础上, 对 θ_R/θ_F 进行匹配选择。对前、后排叶片的承载能力和实际施加的载荷进行反复的计算和平衡。本串列叶片设计选用 BC6 叶型。用 BC6 叶型设计经验曲线, 对前、后排叶片负荷分配进行了校核, 在前、后排叶片负荷裕度大体相同的情况下, 计算出了较大的后排叶片叶型弯度。最终选定的弯度比 θ_R/θ_F 为 1.57~1.63。

相对轴向间距 a/C_F (两排叶片有轴向重叠量时定义为负值) 和相对周向间距 h/t 是另一对密切相关的参数。两排叶片共同形成的缝隙槽道是串列叶片的主要特征, 设计要求这个缝隙槽道有一个适当的收敛度, 以便使气流在槽道中加速流动, 减小后排叶片叶背上的附面层厚度, 从而达到降低后排叶片损失、增大串列叶片工作范围之目的。 a/C_F 和 h/t 两个参数的匹配选择应该形成一个良好的缝隙槽道, 充分发挥缝隙槽道对后排叶片叶背的吹风效用。从结构角度来看, 为减少制造和装配上的复杂性, 希望尽可能选用小的重叠量。同时大的重叠量会导致大的槽道收敛度, 使后排叶片负荷相对增加、损失增大。如果没有重叠量, 则不能形成所期望的缝隙槽道, 对串列叶片性能也是不利的。最终选定的相对轴向间距 a/C_F 为 -0.054~ -0.047。

对 a/C_F 和 h/t 之间的最佳匹配进行了统计和对比分析。在选定的 a/C_F 基础上, 用几种经验公式 $h/t=f(a/C_F)$ 对最佳 h/t 值进行对比计算, 最终选定一个适中的相对周向间距, h/t 为 0.813, 沿叶高不变。 K_{b-b} 角设计值选为 -8.5°, 沿叶高不变。串列叶片的叶栅稠度为 2.05~1.82。在平面叶栅、压气机和发动机上分别进行了试验研究。

三、平面叶栅试验

1. 单、串列对比试验 选定工作条件较差的根部截面, 设计出单列和串列两套平面叶栅试验件, 并进行对比试验以判定串列叶栅的优越性。单、串列叶栅的设计进口马赫数、进出口气流角和叶栅稠度完全相同。试验结果指出, 这两套叶栅均取得了良好的试验性能, 主要试验结果见表 1 和图 1。

表 1 叶栅参数表

	进口马赫数 Ma	进口气流角 α_2	出口气流角 α_3	叶栅稠度 c/t	工作点损失系数 $\bar{\omega}$	攻角 i 工作范围
单列	0.68	46.9°	90°	2.05	0.0348	-5.2°~2.5°
串列	0.68	46.9°	90°	2.05	0.0305	-8.7°~1.4°

试验结果证实, 串列叶栅性能明显优于单列叶栅。在设计工作点, 串列叶栅的损失系数为 0.0305, 比单列低 12.4%; 攻角工作范围为 10.1°, 比单列大 31.2%。

2. 串列叶栅最佳排列试验 对不同 a/C_F 及 h/t 进行排列组合试验, 以确定该串列叶栅的最佳排列。在通常推荐的 a/C_F 范围内, 选定五组 a/C_F 进行了轴向重叠影响试验。这五组数值是: -0.141, -0.098, -0.076, -0.054, -0.01。图 2 给出 a/C_F 对损失系数影响的试验曲线。文献 [6] 的计算分析表明, 在缝隙槽道收敛度和 K_{b-b} 角大体相同的条件下,

较大的重叠量对应较低的叶栅损失。但在本试验中, 随 a/C_F 的变化槽道收敛度变化也很大, 故试出了和文献 [6] 不同的损失曲线变化趋势。在图 2 所示的 a/C_F 范围内, K_{bb} 角从 -8° 变化到 -8.9° , 只有 0.9° 之差, 影响不大。当 a/C_F 为 -0.141 时, 槽道面积收敛度 (进口面积比出口面积) 达 2.26, 虽然改善了前排叶片的流动状况, 却造成后排叶片叶背较大的流动减速, 引起较大的总压损失。由图可见, 前、后排叶栅的总损失也偏高。随重叠量的逐渐减小, 到 a/C_F 为 -0.05 左右时, 槽道面积收敛度降到 1.6 左右, 串列叶片达到最低损失。当 a/C_F 为 -0.01 时, 槽道面积收敛度是 1.4, 是个适中的数值。但槽道重叠量只剩 2mm 左右, 槽道吹风效果开始变差, 导致叶栅总损失回升。如图所示, 该叶栅 a/C_F 的低损失区是 $-0.06 \sim -0.03$, 试验证明串列叶片设计时选用的 $-0.054 a/C_F$ 值是适宜的。

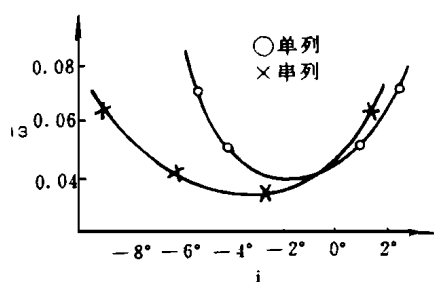


图 1 单、串列叶栅损失特性 ($Ma_2 = 0.68$, $c/t = 2.05$)

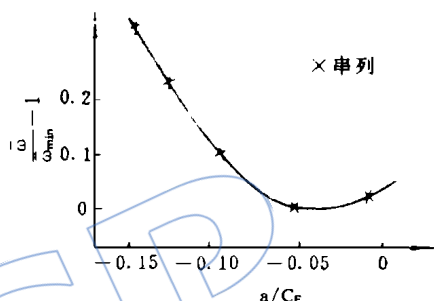


图 2 a/C_F 对比试验曲线

对所选定的五组 a/C_F 值, 分别进行了四组 h/t 匹配试验, 以试验确定 h/t 的最佳值。这四组 h/t 值是:

0.775, 0.799, 0.824, 0.872。图 3 给出损失系数随 h/t 的变化曲线。当 h/t 由 0.775 增加到 0.872 时, K_{bb} 角由 -8.3° 变化到 -8.7° , 只有 0.4° 之差, 影响不大。槽道面积收敛度由 1.6 增大到 1.96, 低于图 2 中试验的面积收敛度变化幅度。由图 3 可见, 当 h/t 在 0.81~0.88 之间变化时, 损失系数变化不大。如参考文献 [5] 所述, 在这个范围内可能存在一个没有试验出的最小损失值。如果将选定的 h/t 值由四组增加到八组左右, 可望得出明确的结论。图 3 曲线的试验状态是 a/C_F 为 -0.054 , 另三组 a/C_F 的试验结果表明, 损失系数均较大。并且随 h/t 变化, 损失系数变化不大, 曲线趋于平直, 不同于图 3 曲线的变化规律。试验证明设计选用的 0.813 的 h/t 值, 并和 -0.054 的 a/C_F 相匹配, 基本上是可行的。

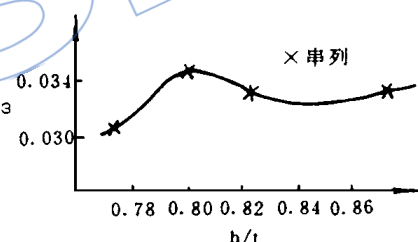


图 3 i_3 随 h/t 的变化曲线 ($a/C_F = -0.054$)

四、压气机及发动机试验

对出口静子叶片为串列叶片的压气机进行试验, 并和出口静子叶片为单列叶片的压气机试验性能进行比较, 以判定串列叶片技术在压气机上的应用效果。结果表明, 采用串列叶片的压气机性能明显优于单列叶片压气机, 其效率由单列的 0.782 提高到 0.795, 增加 1.3 个百分点; 喘振裕度由 7.3% 提高到 10.1%, 增加 2.8 个百分点。试验结果证明了在压气机上采用串列叶片技术的可行性和有效性。串列叶片压气机效率和喘振裕度的提高与平面叶栅试

验器上串列叶栅测得的低损失系数和宽的攻角工作范围是完全一致的。试验结果还表明:所选定的串列叶片参数,包括 C_R/C_F 、 θ_R/θ_F 、 a/C_F 、 h/t 和 K_{bb} , 不仅在叶根截面是合适的,在整个叶高上都是合适的。

对组装单列叶片压气机和串列叶片压气机的双转子发动机分别进行了发动机试车,以检验串列叶片在发动机上的应用效果。试验结果表明,串列叶片压气机较高的效率和喘振裕度在发动机上发挥了作用,发动机取得了较好的试车性能。

图 4 给出发动机试车时高、低压转子之间的匹配工作线。图中对比给出单列和串列出口静叶压气机的发动机实测放炮边界线及预计的发动机 N_1 、 N_2 转速匹配工作线。由图可见,组装单列出口静叶压气机的发动机,不能按预计的工作线由低转速加速到设计转速。当 N_1 为 0.93 左右时放炮边界线和预计工作线相交,发动机出现放炮现象而熄火。组装串列出口静叶压气机的发动机,高压转子在较低的转速下能稳定工作。按预计的发动机工作线走向工作,没有出现放炮现象。由于串列叶片压气机改善了压气机的喘振裕度并为高压压气机提供了一个良好的进口流场,因而改善了高、低压转子间的匹配状况,扩大了发动机的稳定工作范围。通过发动机上的对比试验,再一次证实了串列叶片的优越性和在发动机上采用串列技术的可行性。

结论 通过串列叶片参数选择分析及其在平面叶栅、压气机试验器和发动机上的试验研究,可得到如下结论:(1) 在相同条件下,串列叶栅工作点损失系数为 0.0305,比单列叶栅低 12.4%。串列叶栅攻角工作范围为 8.7° ,比单列叶栅大 31.2%。(2) 采用串列叶片后,压气机效率提高 1.3 个百分点,喘振裕度提高 2.8 个百分点。(3) 采用串列技术后,发动机的放炮边界线远离预计工作线,显著地改善了发动机的稳定工作范围。(4) 文中串列叶片的诸参数选择基本合理,串列叶片设计基本成功。

在中国航空发动机上,首次尝试了串列叶片技术的应用研究。从设计到试验,获得了满意的结果。为今后的串列叶片设计和试验研究提供了经验。

参加本研究工作的还有高拯亚、成刚、袁绍先等,李烽和魏玉冰对本研究的立题、组织及总结分析给予了大力帮助。

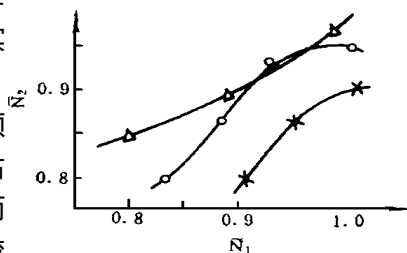


图 4 N_1 、 N_2 匹配工作线

(Δ 为预计工作线; $\circ$ 、 $\times$ 分别为单列、串列压气机放炮边界)

参 考 文 献

- [1] 吴国钊、庄表南、郭秉衡,“串列叶栅在航空发动机上的应用”,中国工程热物理学会学术会议论文,1980年。
- [2] 庄表南、吴国钊、郭秉衡,“压气机双圆弧串列叶栅流动性能的试验研究”,中国工程热物理学会学术会议论文,1984年。
- [3] Wu Guochuan, Zhuang Biaoan, Guo Bingheng, “Experimental Investigation of Tandem Blade Cascade with Double Circular Arc Profiles”, 85-IGT-94.
- [4] 郭秉衡、吴国钊,“串列叶栅几何参数变化对性能影响的试验研究”,中国工程热物理学会学术会议论文,1986年。
- [5] Wu Guochuan, Feng Qi, “Optimization of the Arrangement of the Front and Rear Blade Rows of a Tandem Cascade”, 87-TOKYO IGTG 19.
- [6] Sauger. N. L., “Analytical Study of the Effects of Geometric Change on the Flow Characteristics of Tandem Blade Compressor Stators”, NASA TN-D6264, 1971.

EXPERIMENTAL STUDY ON CASCADE SIMILARITY TRANSFORMATION RULES

Zhu Nianguo, Xu Liping, Chen Maozhang
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

In order to verify the similarity transformation rules in real flow situation, two sets of low-speed cascades similar to the high-speed NACA 65- (12) 10 and DCA cascades, are designed according to the similarity rules developed by the authors and tested in a two-dimensional low-speed cascade tunnel. The distributions of pressure coefficient on blade surfaces are measured. The results show that the measured similarity precision is of the same order of magnitude as the design similarity precision. Therefore further improvement of the similarity precision of blade profiles can be achieved by the improvement of the design similarity precision.

THE NUMERICAL SIMULATION AND ANALYSIS OF PASSAGE VORTICES IN 3-D COMPRESSOR CASCADE

Feng Guotai, Su Jixian, Yu Guan, Jiao Deyong (*Harbine Institute of Technology*)

ABSTRACT

A simplified numerical simulation method for calculating passage vortices in a compressor cascade is presented, which can reduce computer time and save computer storage. The calculation employs the parabolized N-S equation. In order to analyze and investigate the passage vortices in the compressor cascade, the calculation has been carried out for a divergent curved channel similar to compressor cascade. It can be seen from obtained results that the passage vortices are composed of four parts, the flow behaviour near the suction surface on the both end of the straight compressor stator is deteriorated severely. For this reason the application of curved blades to the compressor is one of important means for improving the end wall flow behaviour.

APPLICATION OF TANDEM BLADES TO AN AEROENGINE

Miao Houwu, Gao jinman, Guo Jie (*Shenyang Aeronautical Research Institute*)

ABSTRACT

A set of tandem blades with BC-6 profile has been designed and manufactured for a development program to modify an aeroengine. In order to demonstrate the advantages of the tandem blades, the tests have been conducted in cascade wind tunnel, at compressor test stand and on engine bed, respectively. The cascade test data show that the total pressure loss coefficient for the tandem blades is 0.0305, but it is 0.0348 for the single row of blades at the same design conditions. The range of efficient incidence angle for the tandem blades is 31.2% larger than for single row blades. As compared with the compressor of the single row blades, the tandem blades compressor test results indicate that its adiabatic efficiency is enhanced 1.3% and its surge margin is enlarged 2.8% at the design speed and the design pressure ratio. The engine tests also prove that the operation line of the aeroengine with the set of tandem blades is farther from the compressor stall line. The paper describes how to select the tandem blade parameters and how to obtain the optimum axial and tangential distances between the two rows of this tandem cascade from the test data. The paper also considers the feasibility of the tandem