

对转压气机数值模拟及实验研究*

刘 波, 陈云永, 项效镭, 侯为民

(西北工业大学 动力与能源学院 翼型叶栅空气动力学国防重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 以设计的某对转压气机试验台为研究对象, 分别应用数值模拟和试验手段对设计转速、典型工作状态下压气机性能和流场细微结构进行了研究。计算结果表明: 压气机压比特性与试验值吻合较好, 计算效率较试验值偏高; 在近失速点压气机第二排转子叶片吸力面近尖部 10% 叶展范围内, 最先出现导致叶片失速的大范围分离和低能堵塞团; 第一排转子叶片尖部尾缘处附面层较厚并伴随有分离现象, 使得下游叶片来流发生较大畸变。

关键词: 对转技术⁺; 压气机; 数值仿真; 试验研究

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 04-0454-04

Experimental and numerical investigation of dual stage counter-rotating compressor

LIU Ba CHEN Yun-yong XIANG Xiao-rong HOU Wei-min

(School of Power and Energy / National Defence Key Lab of Airfoil and Cascade Aerodynamic
Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract The performance and detailed flow structure of a counter-rotating compressor under design rotating speed and typical working condition were experimentally and numerically investigated. Numerical results show preliminarily that the total pressure ratio performance agreed with experimental data well while the numerical peak efficiency was little higher than experimental one. The flow separation and great range low energy flow occur at the 10% span range of second rotor blade tip near stall point firstly, which was the main reason for the compressor stall. The second rotor worked at a large incidence angle ($> 5^\circ$) because of the separation at rotor one trailing edge.

Key words Counter-rotating technique⁺; Compressor; Performance curve; Experiment investigation

1 引 言

现代飞机的不断提高战术指标对航空发动机性能提出了越来越苛刻的要求, 在保证高温、高推重比、高转速的同时, 要求有较高的可靠性和长寿命, 针对这种高难度的要求, 对转技术作为提高发动机性能的有效技术之一越来越受到各方面的重视。资料分析表明对转设计方案有其独特的优势: 结构方面, 由于减少静叶排缩短了发动机的轴向尺寸, 结构重量减轻, 可以大幅度提高发动机的推重比; 由于两排叶片的相对旋转使得对转转中介轴承在转轴对转时内外套转向相反, 降低了滚珠架与外套的相对转速, 可

以有效地减轻轴承的磨损。另外转轴对转使传到飞机上的合力矩大幅降低, 可以大大提高飞机的机动性能和可靠性, 气动方面由于取消了静子部件, 在转子气动布局较好的情况下, 气动损失也可以明显减小。对转技术在飞机发动机中的应用主要表现在两个方面, 对转涡轮/桨扇和对转压气机。在对转涡轮/桨扇方面国外已经进行了大量的卓有成效的研究工作, 并取得了许多有价值的成果^[1-3]。国外对转涡轮/桨扇已经进入了实用化阶段, 已成功应用在多种飞机发动机上, 如: 采用对转桨扇的俄罗斯安-70飞机发动机, 采用两级对转涡轮的美国第四代战斗机 F-22 发动机 F-119 以及 2006 年 9 月份刚刚完成试飞定型的罗罗

* 收稿日期: 2007-06-21; 修订日期: 2008-02-20。

基金项目: 航空支撑基金 (04B53007)。

作者简介: 刘 波 (1960—), 男, 博士, 教授、博士生导师, 研究领域为叶轮机气动热力学。

Email: liubo704@nwpu.edu.cn

环形进气道,出口采用环形引气装置,由于缺少环形引气装置的精确数据在数值模拟过程仅仅取直流段作为数值计算区域,这在一定程度上会影响计算结果和试验值的吻合程度。从图3中看,与相同压比下常规压气机相比对转压气机压比特性曲线较陡,特别是高转速下,因此相对流量稳定工作范围较小,主要是相对于常规压气机中第一排转子叶片出口气流未经过静子叶片排的整流直接流入第二排转子通道中,使得第二排转子叶片进口来流情况更加恶劣,造成压气机更早发生失速,从而使压气机稳定工作范围较小。

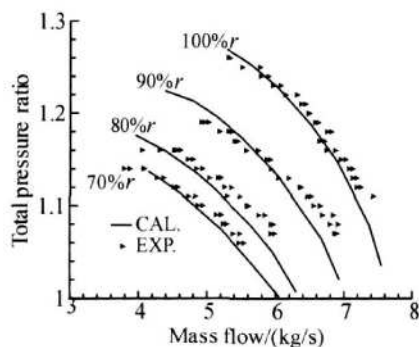


Fig. 3 Calculation and experiment for the total pressure ratio at design rotating speed

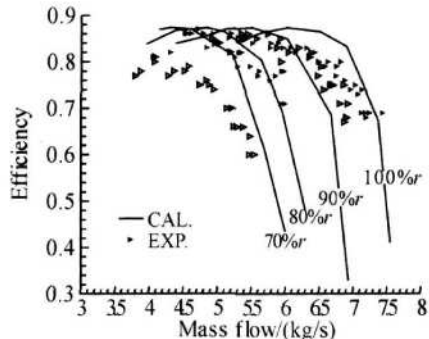


Fig. 4 Calculation and experiment for the efficiency at design rotating speed

鉴于以上分析,本文将重点对 100% 设计转速下近喘点流场分布情况及相应参数进行分析,以求对诱发对转压气机失速的原因做出初步论述。

图5给出了设计转速下近喘点转子1前缘来流周向平均气流角与叶片角的对比图,从图中可以看出此时在主流区转子1来流气流角与叶片角吻合较好,近根部20%叶展范围内叶片工作在 5° 左右正攻角工况下。从整个叶片来看,转子1在小攻角工况下工作,叶片吸力面分离较小,叶片排效率较高;转子2前缘来流周向平均气流角与叶片角对比如图6中所示,从图中可以看出此时在整个叶高方向来流冲角较大,压气机工作在较大正攻角情况下,平均攻角大于 5° 。

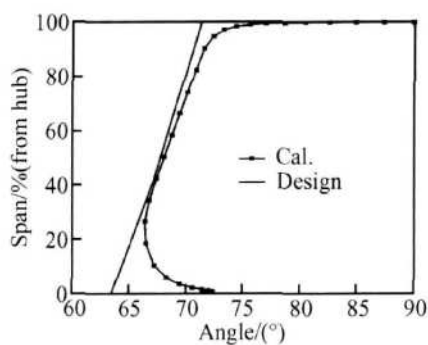


Fig. 5 Flow angle and blade angle near R1 leading edge near stall point

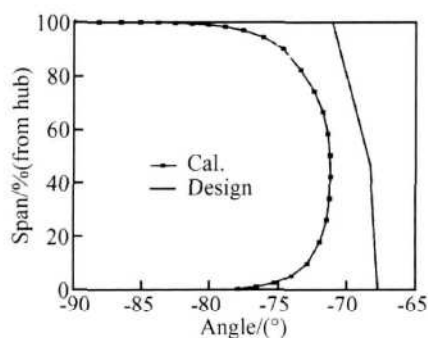


Fig. 6 Flow angle and blade angle near R2 leading edge near stall point

图7中给出了设计转速下近喘点,转子叶片吸力面极限流线分布图。转子2吸力面极限流线分布表明在叶片尖部前缘10%叶展范围内有明显的倒流现象,并在叶尖前缘处形成一通道涡,文献[5~7]表明失速的发生与叶尖区的流动状况有很大关系,大多数压气机都存在顶部区域事先失速的现象。更深入的实验研究以及数值模拟结果表明,转子叶片尖部吸力面的低能阻塞团是导致叶片乃至整个压气机失速的主要原因。

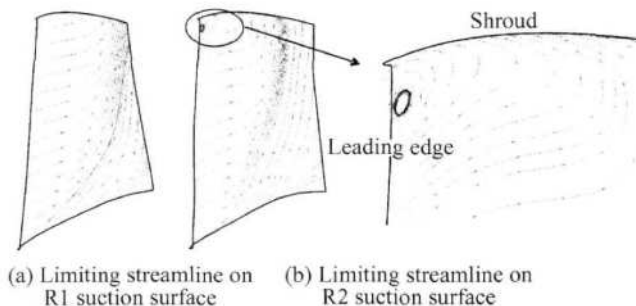


Fig. 7 Limiting streamline of counter compressor suction surface near stall point

图8图9分别给出了设计转速下近喘点压气机99%叶展和50%叶展处马赫数等值线图。图中显示在近喘点叶片中间截面马赫图分布情况合理,通道中

不存在明显分离和低马赫数区;在尖部截面转子 1 吸力面尾缘 15% 轴向弦长处开始出现低马赫数区,但区域面积不大;由于受转子 1 出口气流影响,转子 2 尖部处于 8° 正攻角条件下工作,此时从叶片前缘进口处开始吸力面出现大面积低速区,并伴有严重的附面层分离和倒流现象。由上述分析可以推断在设计转速下随着流量的减小,第二排转子叶片尖部最先出现大面积分离和低能量区,并最先进入失速状态,从而导致整个压气机试验台失速。各叶片排振动幅值监视表明,在试验过程中,随着流量阀的关小,第二排叶片的振动幅值增加最快,在喘喘过程中转子 2 的振动幅值明显高于转子 1。

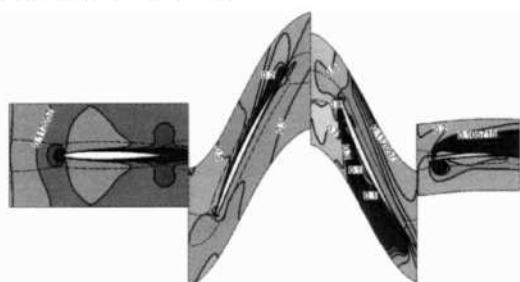


Fig. 8 Relative Mach number contours at 99% span section near stall point

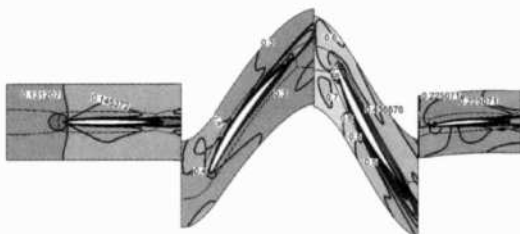


Fig. 9 Relative Mach number contours at 50% span section near stall point

从上述分析可以看出,转子 1 在非设计工况下相对转子 2 工作条件较好,来流受流量变化影响较小,转子 2 由于受转子 1 出口不均匀流场影响较大,工作条件恶劣,所以在两级对转压气机进一步优化设计过程中考虑加功量主要分配到转子 1 中,对转子 2 优化设计时应重点考虑叶顶流动对压气机性能的影响,进一步优化叶型以提高对转压气机性能。

4 结 论

针对某两排对转轴流压气机试验台,采用数值模拟的方法研究了设计转速不同工况下压气机内部流场参数的分布情况及压气机特性参数,并进行了相应的试验研究,结果表明:

(1) 受第一排转子出口流场影响,在近喘振点压气机第二排转子叶片前缘近尖部存在一个较强的分离和倒流现象,99% 叶展截面叶片吸力面存在较大分离区和低马赫数区;研究表明此处存在的低能阻塞流团是导致压气机失速进而失速的主要原因。

(2) 综合文章的分析可以看出,第二排叶片尖部流动的恶化是压气机发生失速和喘振的主要诱导因素,因而可以从以下两个方面开展工作以提高压气机的稳定工作范围:一点可以从优化第二排转子叶型方面着手,另一方面从速度三角形来看在可以通过降低转子 2 转速的方法减小压气机第二排转子叶片的进口气流攻角从而达到提高压气机性能的目的。

(3) 在喘振边界点附近转子 1 工作条件相对较好,在进一步优化该压气机性能的过程中可以通过进一步优化转子 1 来提高压气机最高压比。

参考文献:

- [1] Pronmariv B A. Using counter-rotating rotors for decreasing size and component number in small GTE[R]. ASME 92-GT-414
- [2] Pascal PEMPIE, Laurent RUET. Counter-rotating turbine designed for turbopump rocket engine[R]. AAA 2003-476
- [3] Kerrebrock Jack L, Epstein Alan H, Merchant Ali A, et al Design and test of an aspirated counter-rotating fan [R]. ASME 2006-GT-90582
- [4] 王掩刚,刘 波,陈云永,等. 双级对转压气机流场分析研究[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(2): 97~102
- [5] 李秋实,陆亚钧,于 清. 对旋轴流压缩系统的增压扩稳途径实验分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(6).
- [6] 肖 朋,王 军. 对旋叶栅级间内流干涉的数值研究[J]. 热能动力工程, 2006, 21(3).
- [7] 卢新根,楚武利,朱俊强,等. 轴流压气机机匣处理研究进展及评述[J]. 力学进展, 2006, 36(2).
- [8] Lu X G, Chu W L, Wu Y H, et al Mechanism of the interaction between casing treatment and tip leakage flow in a subsonic axial compressor[R]. ASME 2006-GT-90077.
- [9] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage[R]. ASME 2002-GT-30642

(编辑: 郭振伶)