

文章编号: 1000-8055(2009)08-1813-05

轴流压气机大小叶片特性试验

金洪江^{1,2}, 叶志锋¹, 龚继鹏²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 常州兰翔机械总厂研究所, 常州 213022)

摘 要: 介绍了轴流压气机大小叶片技术概况及国内外研究现状, 简述了国内在涡轴发动机上应用此项技术的研制历程. 通过进行部件试验和整机试验, 对采用大小叶片技术后发动机性能的改善进行了分析. 试验结果表明: 采用新型轴流压气机后, 发动机流量增加 7.27%, 功率提高 20.79%, 耗油率反而降低 2.67%, 充分验证了大小叶片技术的有效性. 采用大小叶片这种先进的气动布局方案的轴流压气机, 能够较大幅度提高发动机的性能, 具有广阔的应用前景.

关 键 词: 大小叶片; 轴流压气机; 部件试验; 整机试验

中图分类号: V233.7+5; TB114.3

文献标识码: A

Test of the characteristics of axial flow compressor with splitter

JIN Hong jiang^{1,2}, YE Zhi feng¹, GONG Ji peng²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Institute of Changzhou Lanxiang Machinery Works,

Aviation Industry Corporation of China, Changzhou 213022, China)

Abstract: Technologies of axial flow compressor with splitter and present status of researches on these technologies were introduced. The process of applying splitter blade to the turboshaft engine was explained. Based on component test and engine test on the engine test bed, the efficiency and the improvement of aeroengine performance installed with axial flow compressor with splitter were analyzed. The test result shows that the flow increases by 7.27%, the power increases by 20.79% and the specific fuel consumption(SFC) decreases by 2.67%. The technologies have broad prospects for application on aeroengine.

Key words: splitter blade; axial flow compressor; component test; engine test

航空发动机压气机大小叶片技术是轴流压气机设计的一项前沿核心技术^[1-2]. 在 20 世纪 70 年代初, 由 Wennerstrom 提出, 拟用于解决压气机转子出口气流落后角过大的问题^[3-4]. 其基本思想是在气流最容易出现分离的转子通道后半部分, 局部增加小叶片(图 1), 这样既可以抑制气流分离, 又可以避免增加全弦长叶片数量引起的堵塞和效率下降. 由于当时计算技术水平的制约, 缺乏有效的分析手段, 设计的转子叶片性能低于设计

指标. 直到上世纪 90 年代初, 全三维数值模拟技术引入到大小叶片的分析, 该项技术的研究才得到突破, 美国等国家又重新开始了大小叶片气动布局研究. 第一台配装大小叶片压气机的技术验证机(XTC56/1)于 2001 年 1 月完成试验, 达到设计指标. 第二台技术验证机(XTC5612)于 2002 年完成试验. 在涡扇发动机应用研究方面, 单级大小叶片压气机已达到 F100-PW-220 三级风扇的压比, 并具有很高的效率, 霍利韦尔公司的第三阶

收稿日期: 2008-07-27; 修订日期: 2008-10-18

作者简介: 金洪江(1982-), 男, 吉林舒兰人, 硕士生, 主要研究方向为航空宇航推进理论与工程.

段验证机(XTL5711)的单级风扇也采用了大小叶片的结构形式.由此可见,轴流大小叶片先进气动布局是美国实现其超高推质比发动机计划的关键技术之一.

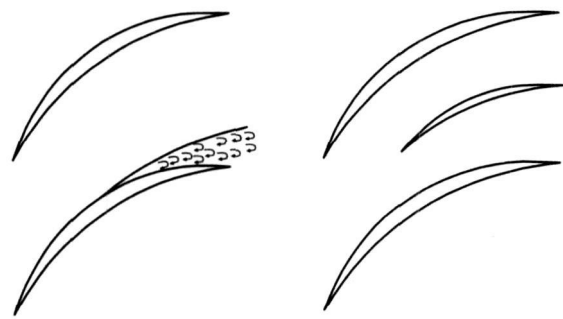


图 1 常规叶片和大小叶片

Fig. 1 Compressor vane and compressor with splitter

上世纪 90 年代,国内开始进行大小叶片技术的相关研究.北京航空航天大学大小叶片课题组在全三维数值模拟分析方面进行了大量的研究工作,积累了丰富的经验^[5-6].以此课题组为技术支持,在国内进行“高校-工厂-研究所”联合,分别以涡轴,涡扇发动机为背景开展大小叶片技术的应用研究.至今,此项工作已获得阶段性成果.涡扇发动机上,对单级压比 3.6 的大小叶片风扇以及用两级和三级大小叶片级替换 CJ2000 六级核心压气机做了大量的气动、强度计算和分析研究工作,并取得比较满意的效果.在涡轴发动机上的应用研究工作,历经了大小叶片轴流压气机设计,验证平台选定,整机台架试车,试飞等过程.大小叶片技术在涡轴发动机上的成功采用,大幅提高了发动机的性能,验证了大小叶片技术的有效性和技术方案的可行性,并凸显出技术创新的巨大潜力.这一阶段所进行的研究工作,为我国快速掌握轴流压气机大小叶片技术,缩短我国与国外在高性能轴流压缩系统设计水平上的差距奠定了雄厚的技术基础.

2 轴流压气机设计及部件试验

2.1 大小叶片轴流压气机设计

以某型涡轴发动机为平台,采用大小叶片轴流压气机代替原机轴流压气机,以提高发动机输出功率,降低耗油率.为增加空气流量,需要增加压气机进口面积.根据原型机的结构条件,轴流压气机外径只能增加若干毫米.为保证轴流压气机的互换性,则应保持改动后,轴流压气机出口折合

流量基本不变.根据这些要求,设计出的大小叶片轴流压气机轴向长度不变,出口不变,进口外径略增.

大小叶片轴流压气机设计采用全三维数值模拟技术及大小叶片气动,结构,强度,振动和工艺一体化设计技术等先进手段,并经部件试验验证了设计理论的有效性和设计方法的可靠性及气动设计的准确性.

2.2 试验环境

在试验台上进行了两组部件试验.首先,以原机轴流压气机为背景,进行单级的大小叶片轴流压气机全尺寸性能试验.然后,进行大小叶片轴流压气机与原机离心压气机组合后的全台压气机性能试验.测取不同转速下的压气机特性以及转子、双排静子和支板后流场,为前掠大小叶片轴流压气机的性能分析提供可靠的试验数据.

进行试验的试验器设备见图 2.设备由进气部分、排气部分、增速箱、换向器、动力及各系统组成.进气部分由流量管、扩压段、进气节气门、稳压箱等组成.

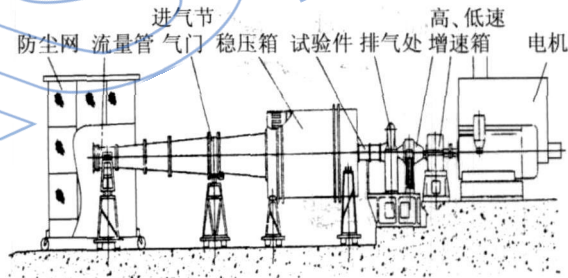


图 2 试验器设备示意图

Fig. 2 Test-bed

试验件进出口截面测点分布见图 3.

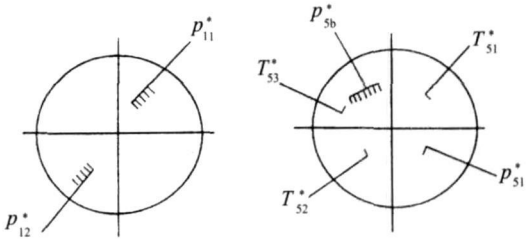


图 3 探针在压气机进口、出口截面的分布

Fig. 3 Probes distributed in entrance section and exit section of compressor

大气压力 p_H 采用振动筒式大气压力计进行测量.进气温度 T_0^* 采用装在防尘网上的 4 支铂

电阻进行测量. 进口压力 p_1^* 采用 2 支五点梳状压力探针进行测量. 出口温度 T_2^* 采用 3 支单点总温探针进行测量. 出口压力采用 p_5^* 采用 1 支七点耙状总压探针进行测量. 压气机进、出口压力及流道壁面静压用 PSI9016 压力测量系统测量. 试验件转速由磁电式传感器和转速测量仪测量.

2 3 数据处理及性能分析

性能计算公式如下:

压比

$$\pi = p_5^* / (p_1^* \cdot \sigma)$$

式中 p_5^* 为出口总压; p_1^* 为进口总压; σ 为考虑进口支板损失的损失系数.

流量(kg/s)

$$W_B = 0.1561 \times K_C \times F \times p_H / (T_0^*)^{0.5} \times [(p_{bs}/p_H)^{2/\kappa} - (p_{bs}/p_H)^{(\kappa+1)/\kappa}]^{0.5}$$

式中 $F = r^2 \times \pi/4$, 为流量管面积(m^2); K_C 为流量管附面层修正系数; κ 为等熵指数; p_H 为大气压力.

折合流量(kg/s)

$$W_{bnp} = 101325 \times W_B / (p_1^* \cdot \sigma) \times (T_0^* / 288.16)^{0.5}$$

折合转速

$$\bar{n} = n \times (288.16 / T_0^*)^{0.5}$$

压气机效率

$$\eta = T_0^* \times [\pi^{(\kappa_1-1)/\kappa_1} - 1] / (T_5^* - T_0^*)$$

式中 κ_1 为变比热容指数, 根据 $T = (T_0^* + T_5^*)/2$ (K) 由经验公式而得.

单级轴流压气机试验. 试验件由进口导流盆、测量段、压气机以及后转接段组成. 压气机是在原轴流压气机的基础上改型而成, 主要由一级转子、双排静叶组成, 转子采用前掠大小叶片. 试验结果如图 4、图 5, 图中流量、压比和效率都是相对于原型机设计点的比值. 换算转速为 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.0.

轴流压气机采用大小叶片技术后, 流量, 压比, 效率和喘振裕度都得到了较大提高. 设计点的流量增加 5.7%, 压比增加 18.5%, 效率增加 1.3%, 改进设计效果明显.

组合压气机性能试验. 试验件包括进口导流盆、一级轴流压气机、一级离心压气机、径向扩压器、轴向扩压器及出口转接段组成. 轴流压气机包括一级转子、双排静叶组成. 采用大小叶片的组合压气机与原型机的组合压气机部件特性对比如图 6、图 7 所示, 图中流量、压比和效率都是相对于原

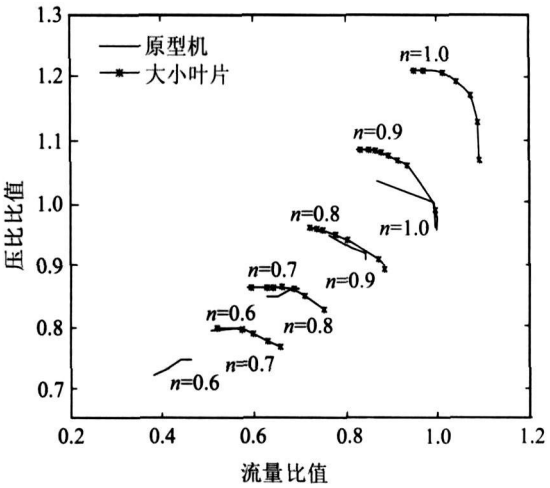


图 4 轴流压气机流量压比特性线

Fig. 4 Characteristics of axial flow compressor

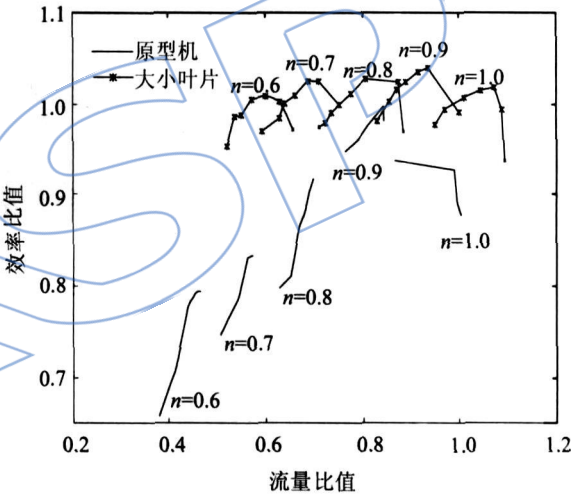


图 5 轴流压气机流量效率特性线

Fig. 5 Characteristics of axial flow compressor

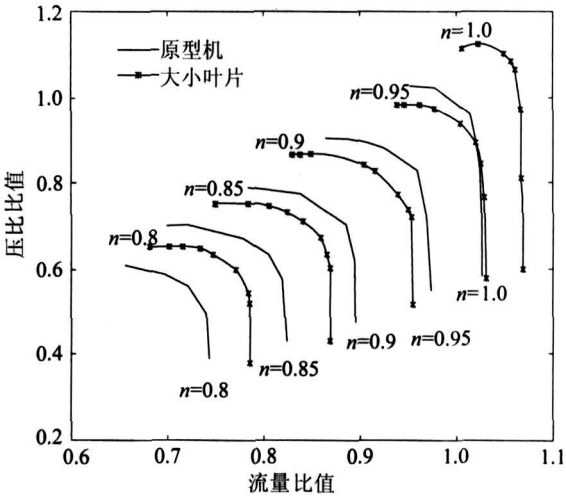


图 6 组合压气机流量压比特性线

Fig. 6 Characteristics of combination compressor

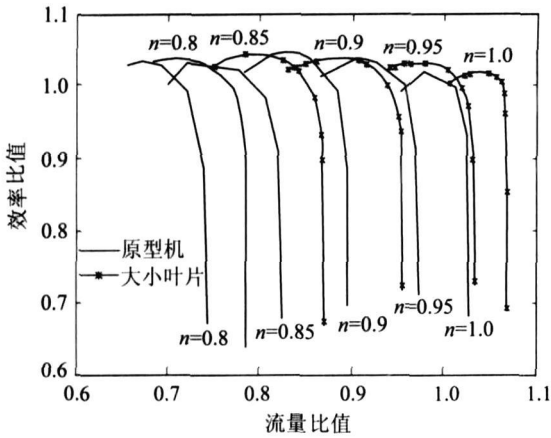


图 7 组合压气机流量效率特性线

Fig.7 Characteristics of combination compressor

型机设计点的比值. 为便于与原型机比较, 取共同的转速测量点, 换算转速为 0.8, 0.85, 0.9, 0.95, 1.0.

组合压气机试验表明: 采用大小叶片的组合压气机设计状态流量、压比和效率都有较大幅度的提高. 空气流量提高 5.3%, 总增压比提高 9.7%, 压气机效率提高 1.9%, 验证了前掠大小叶片理论的有效性, 即在保证喘振裕度及效率不降低的条件下, 大幅提高压气机的加功增压能力. 低转速下的失速裕度略微变差, 通过增设放气活门得以改善.

3 整机试车、试飞

航空发动机性能, 不是仅仅取决于某一部件, 而是压气机、燃烧室、涡轮、控制系统、传动系统等相互匹配, 共同工作所达到总体性能. 因此, 在部件试验达到设计要求后进行了整机试验.

串装大小叶片轴流压气机的某型发动机进行了整机地面台架试验, 总体性能良好. 与原型机试验结果相比, 性能得到明显提升. 具体数据如表 1 所示(表 1 中数据都是相对原型机设计状态的值. 标准大气条件下, 温度 288.16 K, 压力 101325 Pa).

表 1 发动机性能
Table 1 Performance of engine

性能参数	相对变化量/%
压气机增压比	↑ 11.09
换算空气流量/(kg/s)	↑ 7.27
涡轮前温度/K	↑ 4.5
耗油率/(kg/kW·h)	↓ 2.67
输出功率/kW	↑ 20.79

分析表 1 中数据可知, 空气流量增加 7.27% 是因为压气机进口面积增加. 采用大小叶片技术后, 有效抑制了转子通道后半部分出现的气流分离, 增压比增加 11.09%. 流量和增压比的提高, 使发动机的性能得到大幅度提高. 输出功率提高 20 个百分点, 耗油率反而下降, 充分发挥了此型号发动机的性能. 对于改型后, 涡轮前温度的略微提高, 通过更换涡轮材料得到解决.

为了保证试飞安全, 按照 GJB 242-87《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》规定, 试飞前需进行试飞前持久试车. 试车结果表明, 发动机各参数符合大纲要求. 试车结束后分解检查, 未发现零、组件有危及飞行安全的损坏, 发动机可以装机试飞.

采用大小叶片轴流压气机的发动机安装在现役直升机上进行了试飞. 试飞阶段共完成发动机操作系统检查, 发动机工作参数测定和地面稳定性试验, 发动机温度特性试验, 地面中、小功率试验, 大功率悬停试验及空中试飞等科目. 试验中, 发动机运转良好, 工作稳定. 未出现超温、超转、超扭、喘振等不良现象. 各附件能与发动机整机协调工作. 机上仪表温度 40℃, 直升机能满载起飞, 比原型机功率有明显提高. 试飞的成功标志着我国在航空发动机前掠大小叶片设计、加工技术等方面取得了实质性突破.

4 结 论

大小叶片这种先进的气动布局方案在发动机上具有工程实用性, 具有较大幅度提高发动机性能的潜力和应用前景. 在涡轴发动机上的成功应用, 是我国在发动机压气机领域实现的一项重大突破.

部件试验的结果与数值模拟结果非常吻合, 从而大幅节省了研制时间和经费. 在大小叶片的前期设计中, 北京航空航天大学充分利用计算机仿真技术, 做了大量的计算分析工作, 对大小叶片进行全三维数值模拟并一次设计成型, 为试验研究的成功奠定了基础.

通过试验、试飞, 摸索前掠大小叶片技术在涡轴发动机上的实际应用, 为国内研究大小叶片技术提供了一些经验.

参考文献:

[1] 陈懋章. 中国航空发动机高压压气机发展的几个问题[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 5-11.

CHEN Maozhang. Some issues in the research and development of aeroengine HP compressor in China [J]. Aero engine, 2006, 32(2): 5-11. (in Chinese)

[2] 王东艺, 彭正华, 詹洪飞, 等. 航空发动机压气机大小叶片技术[J]. 海军航空工程学院学报, 2005, 20(3): 205-207. WANG Dongyi, PENG Zhenghua, ZHAN Hongfei, et al. The magnitude blade technology of the aviation engine compressor [J]. Journal of Naval Aeronautical, 2005, 20(3): 205-207. (in Chinese)

[3] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a rotor incorporating splitter vanes for a high pressure ratio supersonic axial compressor stage [R]. ARL-TR-74-0110, 1974

[4] Wennerstrom A J. Test of a supersonic axial compressor stage incorporating splitter vanes in the rotor[R]. ARL-TR-75-0165, 1975

[5] 李海鹏, 刘火星. 大小叶片直叶栅泄漏流动数值模拟分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(1): 31-34. LI Haipeng, LIU Huoxing. Numerical simulation analysis of leakage flow in compressor cascade with splitter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(1): 31-34. (in Chinese)

[6] 张永新, 邹正平, 严明, 等. 单级大小叶片轴流压气机流动分析[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 89-93. ZHANG Yongxin, ZOU Zhengping, YAN Ming, et al. Flow analysis of a single stage axial flow compressor with splitter rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 89-93. (in Chinese)

