

轴流离心组合压气机性能及流场分析*

陈云永, 刘 波, 曹志鹏, 马聪慧

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 陕西 西安, 710072)

摘 要: 以某轴流、离心组合式压气机为研究对象, 采用数值模拟方法研究了不同转速典型工作状态下该压气机的性能和流场细微结构, 为进一步提高压气机的压比、效率, 扩大压气机的稳定工作裕度, 对压气机进口导流叶片和第一级静子叶片安装角进行优化调节, 对改进后压气机的典型工况进行了数值模拟, 并进行了相应的试验研究。研究结果表明优化后压气机稳定工作范围增大, 在 90% 设计转速和最大压比不变的情况下, 最高效率提升 1.05%, 典型工况下流场结构也有不同程度的改善。

关键词: 压气机; 数值仿真; 流场; 优化设计; 性能

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2007) 04-0356-06

Flow field and performance investigation on an axial-centrifugal combined compressor

CHEN Yun-yong LU Bq CAO Zhi-peng MA Cong-hui

(National Defence Key Laboratory of Airfoil and Cascade Aerodynamics
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract Based on the experiment in different condition, three-dimensional flow field of an axial-centrifugal combined compressor has been investigated by numerical simulation. In order to improve the performance of the axial-centrifugal combined compressor, the setting angle of inlet guide vane and first stator vane is changed. The investigation of numerical simulation and performance calculation for the axial-centrifugal compressor indicates that optimization of stator vane angle can enlarge stall and surge margin, weaken shock and improve the flow field structure in some blade rows. And the peak efficiency is increased by 1.05%, without changing the total pressure ratio at 90% design speed after changing angles of the inlet guide vanes and first stator vanes.

Key words Compressor; Numerical simulation; Fluid; Optimization design; Performance

1 引 言

从 20 世纪 70 年代末起, 各国政府争相研制性能更好的军用直升机和与之匹配的性能优越的涡轮轴发动机, 并且取得了较好的成果, 如美国通用和普惠公司研制的 T800-APW 发动机, 德国、法国和英国联合研制的 MTR390 发动机, 都具有良好的性能, 其中后者已经应用在 CATHA-2/HAP 直升机上。我国也在这方面进行了深入的研究, 取得了一定的成绩。压气机作为发动机的核心部件之一, 在发动机的设计

中起到举足轻重的作用, 压气机性能的好坏直接关系到发动机的各项性能指标。现代航空发动机设计中对高压比压气机广泛采用可调进口导流叶片和可调静子叶片技术, 在转速改变时, 通过调节静叶安装角度来扩大稳定工作范围, 改善级间匹配和非设计状态的性能, 在一定的转速下, 要使压气机具有最佳性能, 可调导叶和可调静叶的安装角有一个最优组合值, 可调静叶角度的优化研究由此产生。国内外的一些学者对这方面作了许多富有成效的工作^[1~3]。

* 收稿日期: 2006-11-13 修订日期: 2007-05-16

基金项目: 航空科学基金 (04C53022); 航空支撑基金 (04B53007)。

作者简介: 陈云永 (1980-), 男, 博士生, 研究领域为流体机械。E-mail 42627219@mail.nepu.edu.cn

由于组合压气机由轴流级和离心级组成,两种形式的压气机流场分布也不同,参数选取对压气机性能有影响。本文是在大量的轴流、离心压气机成功算例^[4-11]的前提下,对轴流、离心组合压气机内部复杂三维流动进行了数值模拟和试验研究。

2 研究对象及数值计算方法

2.1 研究对象

本文的研究对象是一轴流离心组合式压气机,该压气机轴流级由一级进口导流叶片 (IGV) 三级轴流压气机组成,离心级是由带有分离叶片的离心叶轮 (Impeller)、两级径向扩压器 (RD1, RD2) 和轴向扩压器 (AD) 构成。设计点的各项性能参数分别为: 设计转速 45 000 r/min (研究对象中轴流级、离心级采用同轴连接转速相同), 设计点压比为 11.0 设计质量流量 4.37 kg/s 设计点效率为 0.79。

2.2 数值计算方法

本文采用 CFD 软件模拟了不同转速,不同工况下组合压气机内部三维复杂粘性流动。数值计算采用 NUMECA 软件包,应用有限体积法求解圆柱坐标系下三维定常 Navier-Stokes 方程组。空间离散采用中心差分格式,时间项采用四阶 Runge-Kutta 方法迭代求解, CFL 数取 3.0 湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型,同时采用隐式残差光滑方法以及多重网格技术以加速收敛过程。边界条件设定如下,进口给定总压 (101.325 kPa)、总温 (288.15 K) 以及气流角 (轴向进气),出口给定静压,各个工况进口边界条件相同。数值计算过程中通过不断改变压气机出口静压得到不同工况下压气机特性及流场参数,在喘点附近通过改变流量的方法得到近喘点附近特性参数,当计算过程中不能稳定收敛时得到压气机喘振边界点。

本文中计算网格由前处理软件 ICG /AutoGrid 生成,轴流级和离心级的两级径向扩压器、轴向扩压器采用结构化 O 型网格,前后延伸段采用 H 型网格;离心叶轮采用 H-I 型网格。先分别对各部件生成网格块,再在 ICG /AutoGrid 中实现网格的对接,并在交接面选用掺混面模型,其组合后的三维网格如图 1 中所

示。所有网格块径向均取 33 个节点,周向对各个部件略有不同一般取 33 个,轴向节点根据不同网格块的具体情况取定,网格总数约为 2.36×10^6 ,如图 1 所示。离开叶片表面第一层网格的距离为 1×10^{-6} m,最小正交性角度为 18.32°,最大长宽比 357.78 最大延展比 3.81。

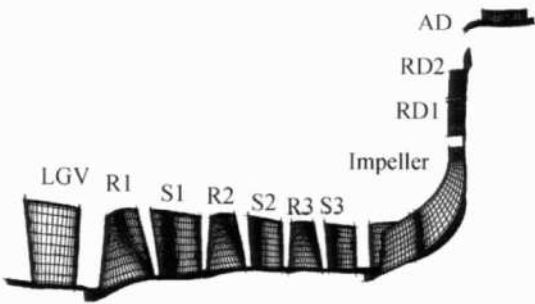


Fig 1 Computational grid for the axial-centrifugal combined compressor

2.3 静叶角度优化调节规律

在非设计工况下,特别是低转速下,由于流量的降低,会引起组合压气机各级之间的不匹配现象,在本文中采用改变进口导叶和第一级静子安装角度的方法来改善压气机非设计转速性能。文中所采用的静叶角度调节规律如图 2 中所示,根据给定的调节规律得到各转速下进口导叶和第一级静子叶片的调整角度如表 1 中所示,其中 R 为设计转速。

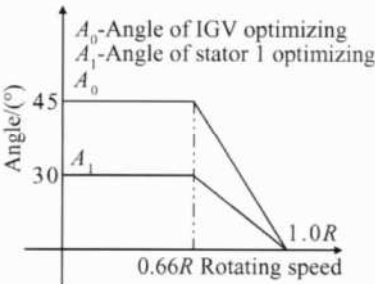


Fig 2 Optimizing adjustment rules of IGV and S1 blade

3 数值模拟结果与分析

3.1 特性分析

本文首先针对该组合压气机进行了设计转速下

Table 1 Optimizing adjustment rules of inlet guide vane and first stator vane						
n/R	1	0.95	0.90	0.85	0.80	0.66
Angle of IGV optimizing/(°)	0 0	6 618	13 235	19 853	26 471	45 0
Angle of S1 optimizing/(°)	0 0	4 412	8 824	13 235	17 647	30 0

的多个工况数值模拟,得到了设计转速下压气机工作特性线。图3中给出了计算所得设计转速下压气机流量/压比、流量/效率特性曲线,以及相应的试验结果,从图中可以看出在设计转速下计算结果中流量较试验值略有偏大,最高效率与试验值基本一致,最高压比较试验值稍大。随后本文对80%设计转速、90%设计转速下多个工况进行数值模拟,计算所得工作特性线如图3中所示,从图中可以看出在非设计转速下压气机最高压比、效率降低很快,造成压气机稳定工作线较陡,稳定工作裕度较小。为改善压气机在非设计转速下工作特性,本文采用前述方法对压气机进口导流叶片和第一级静子叶片的安装角度进行调节以改善压气机工作特性。按照前述叶片调节规律对压气机进行优化调节,并对优化后压气机进行数值模拟与试验研究。图4给出了静叶角度优化调节后数值计算结果中流量压比特性、流量效率特性以及相应的试验结果。分析图中特性线可以看出,计算结果与试验值吻合较好,压气机特性线的走向和趋势与试验值保持一致,稳定工作线与试验结果基本吻合。在不同转速下计算结果中流量都较试验值稍有偏大,随着转速的减小两者之间的差别逐渐减小;最高效率点效率与试验值基本一致,最大压比计算结果较试验值偏大。与试验特性比较,各个转速下计算的特性线流量值略大;95%和90%设计转速下,计算的特性曲线最高压比和效率较试验特性曲线高,85%设计转速下,计算特性曲线压比的最大值与试验值接近,而效率比试验值略高。从上面分析可以看出,在对研究对象的数值模拟过程中生成的网格质量满足计算要求,计算过程中所采用的湍流模型以及差分格式较为合

适,计算结果具有较高精确度和可信性。

图5中给出了优化调节前后不同转速下计算所得压气机特性曲线图,对比静叶角度优化调节前后特性曲线可以看出,角度调节前不同转速下失速点压比下降很快,压气机喘振边界线较陡,稳定工作裕度较小;角度调节后压气机特性有明显改善,压气机稳定工作线明显向左(即小流量)方向移动,并且稳定工作线较调节前缓和,压气机喘振裕度增大。调节后压气机最高效率点包线平缓,包含面积更大,压气机工作特性良好;在90%设计转速下,静叶角度调整后,特性曲线流量减小,压比略有降低,效率有较大升高。

通过进口导流叶片和第一级静子叶片进行角度优化调节,使压气机的稳定工作范围增加,有效地改善了压气机非设计转速下的工作特性,在保证压比基本不变的情况下使效率有较大升高。

3.2 静叶角度调节对各叶排参数的影响

图6~图11分别给出了90%设计转速下,静叶角度调节前后,组合压气机各排叶片周向平均进口气流角与叶片角对比图。通过对90%设计转速下,角度优化调节前后,压气机各叶片排进出口气流角的分析可以看出:组合压气机进行进口导叶和静子叶片角度调节,使得各排叶片的周向平均进出口气流角沿展向分布发生变化,导、静叶角度调节对叶片进口气流角的影响比出口气流角明显很多,对离心级的影响比轴流级大。轴流级中除进口导流叶片和第一级静子外,其余各排叶片的出口气流角的变化受导、静叶角度调节影响较小,与叶片角的差别得到一定改善;而第一级、第二级转子和第二级、第三级静子进口气流角与叶片角的差别得到明显改善,尤其是在中叶展

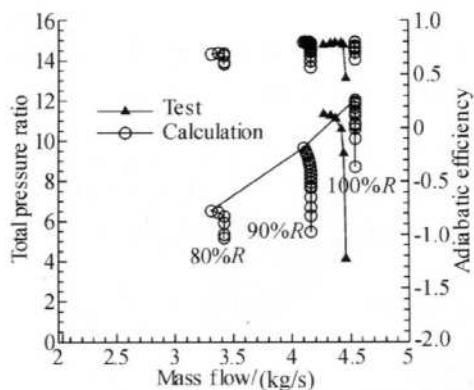


Fig. 3 Performance curve of calculation at design speed and experiment

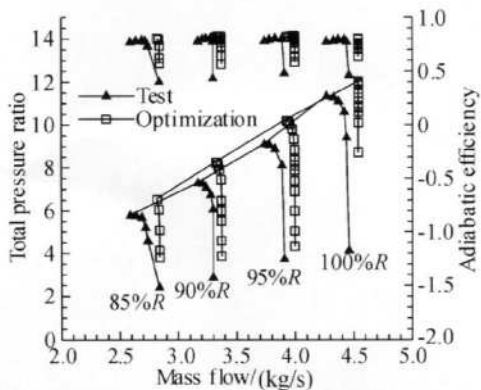


Fig. 4 Performance curve of calculation with optimizing angles and experiment

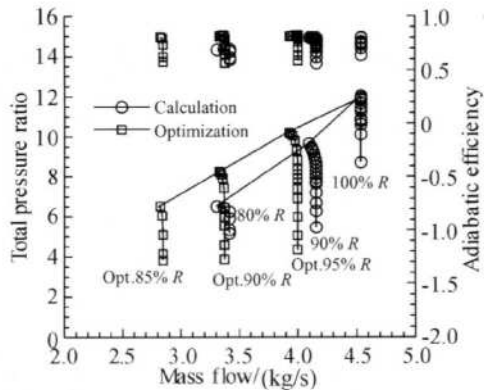


Fig. 5 Performance between original compressor and compressor with optimizing angles

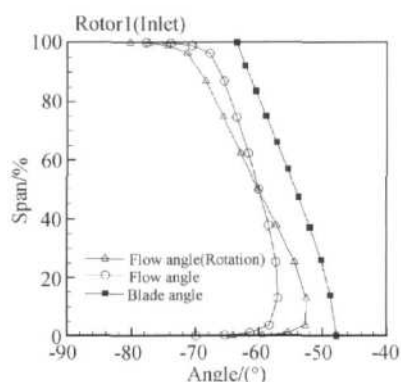


Fig. 6 Flow angle and blade angle near R1 leading edge at peak efficiency at 90% design speed R1

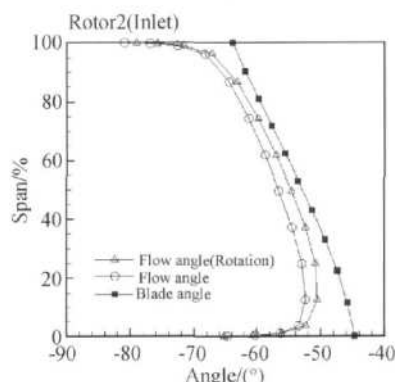


Fig. 7 Flow angle and blade angle near R2 leading edge at peak efficiency at 90% design speed

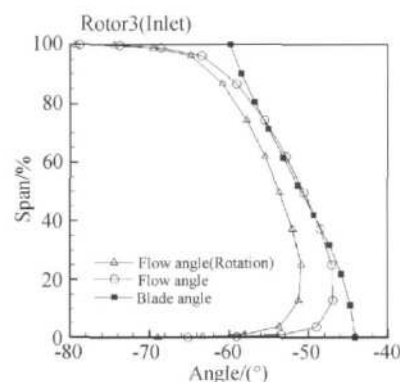


Fig. 8 Flow angle and blade angle near R3 leading edge at peak efficiency at 90% design speed R3

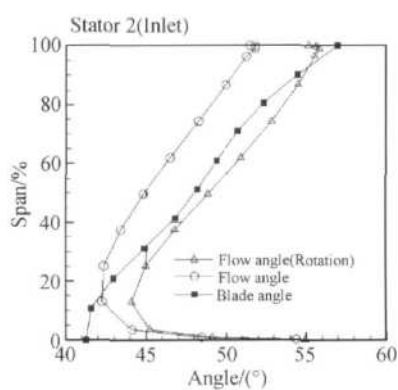


Fig. 9 Flow angle and blade angle near S2 leading edge at peak efficiency at 90% design speed

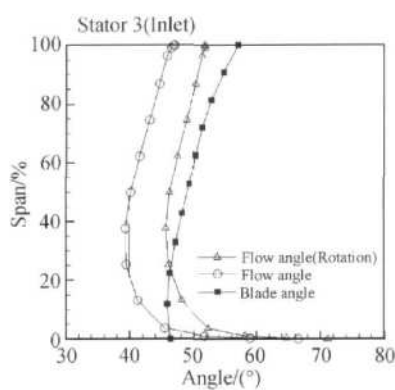


Fig. 10 Flow angle and blade angle near S3 leading edge at peak efficiency at 90% design speed

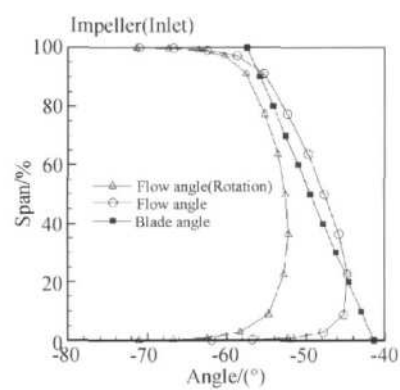


Fig. 11 Flow angle and blade angle near impeller leading edge at peak efficiency at 90% design speed

处,气流角与叶片角十分接近(如图 6、图 7、图 9、图 10 中所示);第三级转子进口气流角与叶片角的差距略有增大,如图 8 中所示;而进口导流叶片和第一级静子由于自身旋转,气流角与叶片角的差距也略有增大。离心级各排叶片进出口气流角受角度调整影响程度基本相同,进出口气流角与叶片角的差别,有的是尖部得到改善,有的则是根部得到改善,总体改善的程度没有轴流级显著。

总体来看,导、静叶角度调整有效地改善了轴流级的流动状况,对离心级的级间匹配起到一定的调节作用,整体上提高了组合压气机在非设计工况下的匹配性能。

3.3 流场分析

本文选取 90% 设计转速下,最高效率点静叶角度优化调节前后压气机内部流场进行分析讨论。图 12~图 15 给出了 90% 设计转速下最高效率点流道中间截面马赫数等值线图,从中可以看出,静叶角度优化调节前(简称优化前),在第一、二、三级转子叶

片前缘吸力面,分流叶片前缘的叶轮通道中,以及一、二级径向扩压器吸力面前缘,压力变化梯度较大,角度优化调节后(简称优化后),上述位置处的压力梯度降低,扩压流动得到明显改善。优化前,第一级、第二级转子前缘都有弓形激波出现,激波的结构与位置较为相似,都在叶片前缘产生,与相邻叶片排吸力面的附面层相交,强度达到最大,第二级转子中的激波波前马赫数 1.12 波后马赫数 0.73 比第一级转子中的激波强度略大,优化后,第一级转子原激波位置的马赫数降到 0.88 第三级转子的原激波位置的马赫数降到 0.834 优化前,第三级转子叶片通道和分流叶片前缘的叶轮通道中,有局部超声速区,第三级转子的超声速区位于叶片吸力面的中部,最大马赫数 1.06 而叶轮中的超声速区位于压力面的前缘,最大马赫数 1.01 静叶角度优化后,第三级转子吸力面上的原超声速区域的马赫数降到 0.88 且最大马赫数位置前移,叶轮中的最大马赫数降到 0.78 位置移到吸力面的前缘;在径向扩压器压力面上有大范围的

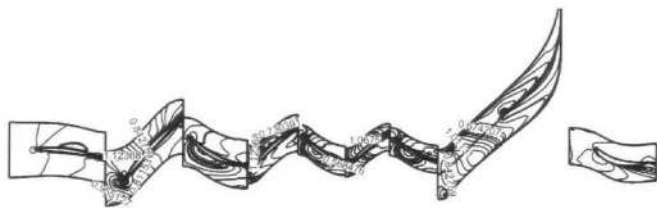


Fig. 12 Relative Mach number contours of axial compressor and impeller at 50% span section at 90% design speed before optimizing

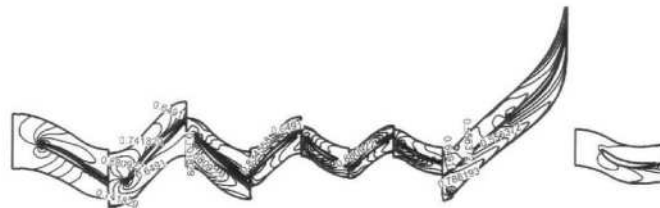


Fig. 13 Relative Mach number contours of axial compressor and impeller 50% span section at 90% design speed after optimizing

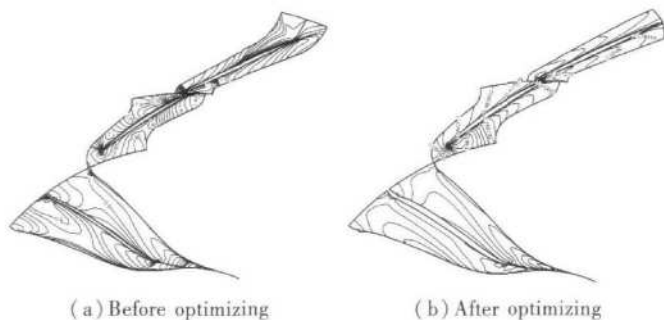


Fig. 14 Relative Mach number contours of impeller 50% span section at 90% design speed

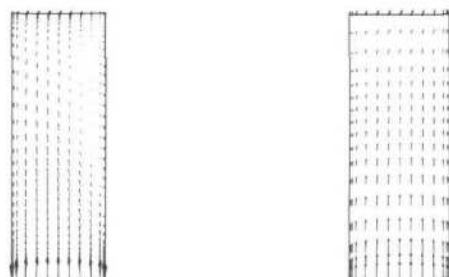


Fig. 15 Velocity vector on the pressure surface at peak efficiency at 90% design speed

超声速区域,从前缘到尾缘,马赫数不断升高,前缘附近 1.3 中部 1.5 尾缘附近 1.6 在第二级径向扩压器前缘形成弓形激波,激波一直延伸到相邻叶片的吸力面上,波前马赫数 1.56 波后马赫数 0.85 优化后,第一级径向扩压器中压力面上的超声速区域消失,马赫数降到 0.5 第二级径向扩压器中的原激波区域马赫数降到 0.4。由上述分析可知,静叶角度优化调节有效的改善了组合压气机的流场结构。

图 16 给出了 90% 设计转速下最高效率点静叶角度优化调节前后第二级径向扩压器压力面速度矢量图,图 16 图 17 分别给出了压气机各叶片排压力面马赫数等值线图。

从图 16~图 18 看出,优化前,在径向扩压器压

力面,靠近尾缘根部,有回流区形成,回流区域起始于压力面根部 50% 弦长处,在向尾缘流动的过程中,其强度和影响范围逐渐增大,并形成逆时针漩涡,其中心在 80% 弦长处,漩涡影响靠近根部 40% 叶高的区域,优化后,回流区域消失,二次流动得到有效控制,气流仅在尾缘附近出现一些偏离主流的流动;优化前,在离心叶轮进口,第一级径向扩压器出口和第二级径向扩压器进口的压力面上有局部超声速区形成,优化调节后离心叶轮超音区的最大马赫数由 1.39 降至 0.81,第一级径向扩压器出口和第二级径向扩压器进口处局部超音区消失。静叶角度优化对第一级径向扩压器和第二级径向扩压器中流场影响很大,且有效地改善了近压力面的流场结构。

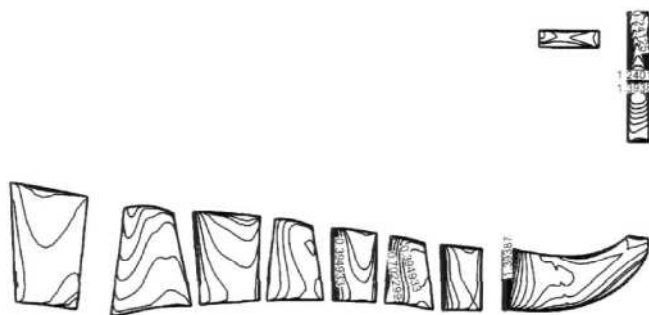


Fig. 16 Relative Mach number contours of axial-centrifugal combined compressor pressure surface at peak efficiency at 90% design speed before optimizing



Fig. 17 Relative Mach number contours of axial-centrifugal combined compressor pressure surface at peak efficiency at 90% design speed after optimizing

通过以上分析,本文中对进口导流叶片和第一级静子的角度调节使得压气机在低转速、小流量非设计工况下各级压气机进口来流方向发生改变,从而减小各级压气机叶片排的来流攻角,使来流更好地对准叶片方向,从而消除或减小叶片附面层分离和减弱叶片通道中二次流动,来达到改善压气机性能的目的。

4 结 论

组合压气机由于受其本身结构特点的影响,内部流动异常复杂。本文对某组合压气机内部复杂的流场结构和流动现象进行了数值模拟,对其设计和非设计状态性能与实验数据进行了对比分析,结合计算结果对压气机进行了优化调节。并对优化后的流场进行了数值模拟,对比分析了静叶角度优化前后压气机特性和流场。从中可以得出以下几点结论:

(1)静叶角度调节后,组合压气机稳定裕度显著增加,失速边界线明显左移,压比略有降低,效率有较大幅度升高;与试验数据对比,高转速下,计算的最高压比和效率都略有偏高,低转速下,最高压比和试验值接近,效率略高。

(2)在 90% 设计转速下,静叶角度调节前后,组合压气机各排叶片周向平均进出口气流角与叶片角对比显示:导、静叶角度调整有效地改善了轴流级的流动状况,对离心级的级间匹配起到一定的调节作用,整体上提高了组合压气机在非设计工况下的匹配性能。

(3)静叶角度优化调节前后的特性曲线对比表明:优化后的特性线失速边界明显左移,稳定裕度显著增大,优化后的最高压比略有降低,最高效率基本保持不变。

(4)静叶角度优化调节有效抑制了气流在叶片上的二次流动,推迟了流动分离,扩大了稳定工作范围,同时减小了流动损失,提高了效率,显著改善组合

压气机流场结构。

参考文献:

- [1] Steinke Ronald J. Design of 9.271-pressure-ratio 5-stage core compressor and overall performance for first 3 stages [R]. NASA-TP-2597, 1986
- [2] 宋文艳,李 新,范非达.多级压气机可调静叶转角的多目标优化研究 [J]. 推进技术, 1997, 18(4). (SONG Wen-yan, LI X in, FAN Fei-da. Investigation on multi-objective optimizing angle of variable stator of axial-flow compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*. 1997, 18(4).)
- [3] 张 健,任铭林.静叶角度调节对压气机性能影响的试验研究 [J]. 航空动力学报, 2000, 15(1).
- [4] 秦立森.考虑粘性及展向掺混的轴流和离心组合压气机流动分析 [J]. 工程热物理学报, 2000, 21(6).
- [5] Siddharth Thakur CFD predictions of turbomachinery flows using quasi-steady and unsteady models [R]. AIAA 2003-4133
- [6] Oana M, Kawamoto O, Ohtani H, et al. Approach to high performance transonic centrifugal compressor [R]. AIAA 2002-3536
- [7] Bonaiti D, Amone A, Hah C, et al. Centrifugal compressor of a 100kW microturbine part 1-experiment and numerical investigation on overall performance [R]. ASME GT-2003-38152
- [8] 杜建一,祁志国,赵晓路,等.高比转速离心压气机模型级叶轮内部三维流场分析与改进 [J]. 工程热物理学报, 2004, 25(3).
- [9] 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(1).
- [10] 陈云永,刘 波,靳 军,等.高转速离心压气机流场特性分析 [J]. 汽轮机技术, 2006, 48(1).

(编辑:郭振伶)