

# 离心压气机增效扩稳技术研究及高海拔应用

董素荣<sup>a</sup>, 刘卓学<sup>b</sup>, 刘瑞林<sup>a</sup>

(军事交通学院 a.军用车辆系; b.研究生管理大队, 天津 300161)

**摘要:** **目的** 为提高离心压气机高海拔气动性能提供新的研究方法。**方法** 分析叶片弯/掠造型及机匣处理两种压气机增效扩稳的技术及机理, 并采用数值模拟的方法对比分析了海拔 5500 m 条件下原型叶轮及采用叶片前掠叶轮的气动性能。**结果** 相比于原型叶轮, 采用前掠叶型的压比最多可提高 3.09%, 效率可提高 0.71%, 叶轮流道内流动损失减小, 叶轮高海拔气动性能得到了提升。**结论** 对低雷诺数下离心压气机机匣处理结构的应用有一定的指导作用。

**关键词:** 高海拔; 离心压气机; 叶片弯掠; 机匣处理

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2017.10.004

**中图分类号:** TJ03 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2017)10-0019-07

## Stability and Efficiency Improvement of Centrifugal Compressor and the Application at High Altitude

DONG Su-rong<sup>1</sup>, LIU Zhuo-xue<sup>2</sup>, LIU Rui-lin<sup>1</sup>

(Military Transportation University a. Military Vehicle Department; b. Postgraduate Training Brigade, Tianjin 300161, China)

**ABSTRACT: Objective** To provide a new method to improve the aerodynamic performance of centrifugal compressor at high altitude. **Methods** This paper enumerated the technologies of bowed/swept blade and casing treatment, illustrated the principle of enhancing the efficiency and enlarging the stable working range of centrifugal compressor, and made a comparative analysis on the aerodynamic performance of the original impeller and the swept-blade impeller under the altitude of 5500 m. **Results** Compared with the original impeller, the pressure ratio of the optimized impeller could be increased by 3.09% at most. The efficiency could be increased by 0.71%. The flow loss in the impeller runner was reduced. And the aerodynamic performance of the impeller at high altitude was improved. **Conclusion** It still has some guiding for the researching on the application of the casing treatment for centrifugal compressor at high altitude.

**KEY WORDS:** high altitude; centrifugal compressor; blade lean and sweep; casing treatment

随着车辆及航天技术的不断发展, 涡轮增压技术的应用越来越广泛<sup>[1-2]</sup>, 作为涡轮增压器的主要部件之一, 小型离心压气机的性能将直接影响到涡轮增压器的正常工作, 进而对发动机整机性能产生影响。同时, 由于涡轮增压技术的日趋成熟, 离心压气机在向着高转速和高压比方向发展<sup>[3]</sup>, 而压比的增加以及发动机工作范围的不断提高对压气机的稳定工作范围及效率提出了更高的要求。

近年来, 许多新技术逐渐应用到压气机叶轮设计中, 以此达到增压扩稳的目的。例如在轴流压气机上采用合成射流控制方式<sup>[4]</sup>、等离子气动激励<sup>[5]</sup>以及附面层抽吸<sup>[6]</sup>等技术来实现改善流场, 提高压气机整体性能的目的, 但这些技术由于原理及结构相对复杂, 理论研究不系统, 控制困难, 难以推及到离心压气机的设计当中。相反, 近些年在实际工程中, 常常用到叶片弯掠造型技术及机匣处理技术来改善离心压气

机叶轮内部流场, 增加效率, 提高稳定工作范围。这两种技术相对而言理论研究较多, 结构简单, 易于实现。

### 1 三维弯掠造型

#### 1.1 概念的提出

对于叶片弯掠这一概念, 最典型的定义方式有两种: 第一种是 Smith 等人<sup>[7]</sup>在 20 世纪 60 年代提出的一种弯掠的定义, 将流动方向与叶展方向不垂直称为掠, 将展向叶片积迭线与端壁不垂直称为弯, 如图 1 所示; 第二种是在 1998 年 Sasaki 等人<sup>[8]</sup>考虑到便于工程设计, 将叶片积迭线垂直于弦向变化称为弯, 将叶片积迭线平行于轴向变化称为掠, 如图 2 所示。

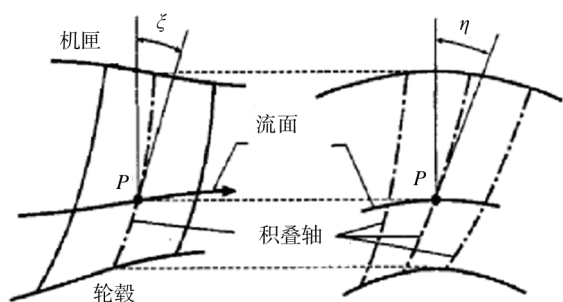


图 1 Smith 等人的弯掠概念

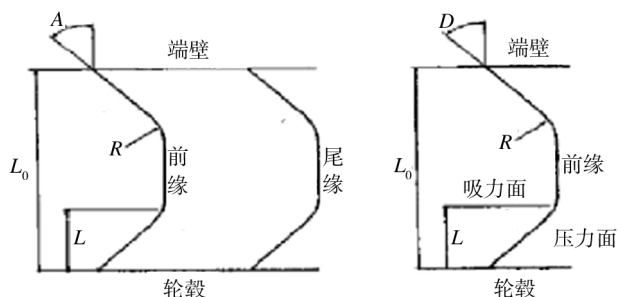


图 2 Sasaki 等人的弯掠概念

此后, 欧美等发达国家率先对弯掠造型技术展开了研究, 美国国防部向国会提交的关键技术计划中, 曾连续六年提及弯掠气动技术<sup>[9]</sup>。早在 20 世纪 80 年代中期 NASA 就在某型航空发动机螺旋桨的造型中应用了弯掠造型技术, 并大大降低了燃油消耗率<sup>[10]</sup>。20 世纪 90 年代美国 GE 公司对应用弯掠技术的超声速航空涡轮进行了流场分析, 发现弯掠叶片的应用可以降低激波强度以及激波与边界层之间的干涉, 降低流动损失<sup>[11]</sup>。另外, 美国的通用公司、P&W 公司, 英国 RR 公司, 日本的东芝公司及德国 ABB 公司均较早地研究了气动弯掠技术, 并将其成果应用到了实际的工程当中。如 P&W 公司采用弯曲造型的 PW2037 及 PW4084 发动机<sup>[12]</sup>、国际航空发动机公司的 V2500

发动机<sup>[13]</sup>。

在轴流压气机中, 叶片弯掠造型技术发展得较早, 到目前为止也更加成熟, 应用也更加广泛, 如图 3 所示。由于离心压气机在进口环境等方面与轴流压气机有些许相似之处, 因此轴流压气机弯掠技术的研究对离心压气机仍有一定的借鉴价值。对于离心压气机而言, 由于其具有体积小、转速高、叶片曲率大的特点, 导致气流在其内部流动更加复杂, 因此国内外对于三维曲线弯掠造型技术在离心压气机中的研究则相对较晚, 成果也较少。进入 21 世纪后, 各个国家才开始注重对离心压气机叶片进行弯掠造型的研究。



a 掠型



b 弯型

图 3 轴流弯掠造型

2007 年 Hazby<sup>[14]</sup>率先提出了一种离心压气机掠型叶片的定义, 并研究了叶片前缘掠型的气动性能, 如图 4。与轴流压气机影响机理类似, 前缘前掠可以通过减小前缘叶顶处的载荷来控制激波及泄漏涡的强度, 进而实现压气机的增效扩稳。

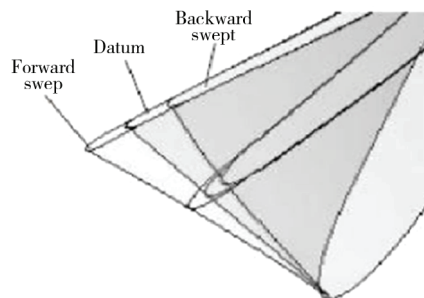


图 4 Hazby 掠型叶片

## 1.2 作用机理

2016 年 He X 的研究表明,弯叶片除了能够影响激波强度、展向压力梯度以外,还能抑制轴向至径向交界处的流动分离及二次流的发展,以此来提高压气机效率。同时,现阶段带分流叶片叶轮的应用较为普遍,也较好地体现出其性能的优越性,因此若将分流叶片和主流叶片同时进行弯掠型设计,则能够最大程度地提高叶轮的流通能力。郭龙凯的研究证实了这一结论<sup>[15]</sup>,结果显示,当对分流叶片及主叶片同时进行掠形设计时,可抑制分流叶片压力面一侧通道涡的发展,避免其与间隙涡之间的掺混和诱导,降低流动损失。

至今为止,离心压气机叶片的弯掠技术已经逐渐开始应用于设计工程应用当中,并显示出了较好的效果。对于弯掠技术的研究,国内外学者主要关注弯掠位置、弯掠方向以及弯掠角对压气机气动性能的影响。Oh.Jong sik<sup>[16]</sup>等人对叶片尾缘处的弯掠方式进行了研究,结果显示,采用尾缘正弯的方式,能够限制尾迹区的发展,得到较为均匀的流场;尾缘反弯则能够减轻叶顶区域的载荷,降低压气机的做功能力。与尾缘不同,通过对前缘处不同弯曲方式叶型的研究结果表明<sup>[17]</sup>,采用负弯叶型处理效果最好,因为前缘处负弯处理可降低喉口处以及分流叶片吸力面正激波的强度,高损失区的范围减小,并且位置更偏向上游,使得压气机效率提高了 3.8%。同时,近年来国内外很多研究人员都开展了对弯掠角的研究。结果表明,叶片后掠角越大,叶轮流道内的流动就越均匀,而叶轮出口处平稳的流动也能为扩压器提供更好的扩压效果。与掠角作用机理不同,弯角的改变能够控制泄漏流的强弱、叶尖处的载荷大小。另外,有结果显示<sup>[18]</sup>,无论是正弯还是负弯,过大的弯角并不能对压气机性能的提高有明显作用,相反会造成压气机整体性能的降低,而较小的弯曲角度却对压气机气动性能起着显著的作用。

## 2 机匣处理

机匣处理是一种提高压气机工作裕度简单高效的方法,其抗进口畸变能力强、扩稳作用明显的特点<sup>[19]</sup>使得该技术在轴流压气机上得到了广泛应用。机匣处理技术的首次提出,是源于 Hartmann 的一次转子尖部放气试验<sup>[20]</sup>,该实验意外发现当放气量为 0 的时候,匹配有蜂窝状机匣的转子仍能提高 10% 的稳定工作裕度。从此国内外学者对机匣处理技术展开了大量的研究,槽类处理及缝类处理在轴流压气机上得到了广泛应用。然而国内外对该技术在离心压气机上作用机理的研究却起步较晚,FB Fisher 最早在离心压气机上应用了机匣处理技术,并在文献中指出<sup>[21]</sup>,

机匣处理不仅能够扩宽离心压气机的工作范围,还能提高其变海拔工作能力。至今为止,该方法的研究往往局限于额定转速条件范围内,虽然该方法在实际中已有一定的应用,但是并没有形成完整的理论支持,过多的依赖于研究人员的经验,存在着应用超前于理论的现象。

### 2.1 传统机匣处理

自循环机匣处理是离心压气机中应用最广泛的处理方式,该结构如图 5 所示。图中  $S_f$  和  $S_r$  分别表示前槽位置及后槽位置, $b_f$  和  $b_r$  分别表示前槽宽度和后槽宽度, $h_b$  和  $b_b$  分别表示顶槽位置及顶槽高度。目前而言,该方法缺乏较为系统的理论分析模型,大部分研究主要是采用数值模拟的方式,并针对标况条件下进行的,其作用机理是通过降低叶轮通道喉口部激波强度,并抑制低能流体的径向迁移来达到扩稳的目的。

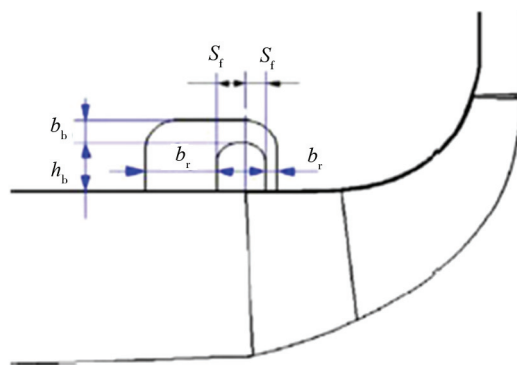


图 5 回流槽结构

有学者着重研究了该结构对流道内部激波与泄漏涡的干涉影响<sup>[22]</sup>,结果表明,回流气体量较大时可降低叶尖进口相对马赫数来降低与泄露流的干涉,而少量气体通过回流槽时,则可通过微喷效应抑制泄漏涡的强度,进而减小了其与激波之间的掺混损失。另外,清华大学的兰传杰<sup>[17]</sup>则采用自循环机匣与叶片弯叶型相耦合的方法,对两种结构的相互作用进行了研究,仿真结果表明,匹配有自循环机匣,并采用负弯 2 mm 造型的叶轮,其稳定工作范围增加幅度较大,设计转速下可提高 3.34%。虽然众多仿真及应用结果均显示表明该方法可有效提高压气机近喘振及近堵塞工况下的流场,提高稳定性,但是仍有研究表明机匣处理在提高裕度的同时,往往会伴随着效率的降低,且效率的损失会随着转速的提高而增加。

有相关研究数据显示,压气机在 26 400 r/min 及 31 200 r/min 转速下,匹配有机匣处理的叶轮效率较匹配实壁机匣的效率分别下降 0.24% 及 0.4%<sup>[23]</sup>。石建成的仿真结果显示,在 90% 设计转速下,峰值效率甚至可下降 2.4%<sup>[24]</sup>。由此可知,自循环机匣处理对



于提高压气机工作裕度，往往是以损失效率为代价的。因此，在保证效率及压比的前提下，提高压气机的稳定工作能力，是今后该领域的研究重点。

自循环机匣处理，由于结构上较其他处理方式稍复杂，因此其结构中各参数的变化对压气机气动性能有着重要的影响。到目前为止，各个参数的影响机理尚不清楚，国内外各学者只是通过数值模拟的手段改变参数去探索各参数变化给压气机所带来的影响，例如槽道的位置、宽度以及深度的变化。在这些参数当中，槽口位置的选择是一个关键参数。

后槽位置置于分流叶片附近处可以抑制主叶片叶顶部的流动分离，提高压气机的堵塞流量。研究表明<sup>[25]</sup>，若回流槽位置设置在激波与分离叶片之间，离心压气机稳定性提升效果最明显，而处于主叶片附近的方案对于提高小流量下的流通能力，降低小流量下的效率损失更有明显的效果，这一结论与 Ibrahim shabin<sup>[26]</sup>的结论相同，当开口位置位于主叶片前缘时，可最多提高 8% 的失速裕度。

半开式叶轮具有转速高，单级压比大的特点，因此实际工程中其应用较为广泛。半开式叶轮最大的不足就是存在叶顶间隙，造成间隙损失，进而直接导致叶轮内部流动失稳。因此如何有效推迟顶部区域的失速，对于扩宽压气机稳定工作范围具有重要意义。研究表明，通过采用周向槽处理，可使通道内的低能区减小，气体流动得到改善，使得压气机失速裕度有了提升。国外对于该方法的研究成果较多，而国内在该领域的研究则相对缓慢，且主要集中于轴流压气机之中。研究证明，将周向槽置于泄漏严重的主叶片前缘附近会得到最佳的效果。此外，有学者认为周向槽位于主叶片前缘附近效果最佳<sup>[27]</sup>，该方式有效弱化了叶顶附近低能流体的聚集，减小叶顶处气流角，改善顶部范围内的流动，延缓顶部失速的发生。

还有研究表明，在扩压叶片前缘顶部附近熵增较大，低速区较广，损失较高，因此有学者将周向槽开在了扩压叶片附近<sup>[28]</sup>，并比较了不同槽道的位置及形状对改善内部流场的影响。研究表明，周向槽位于扩压叶片前缘附近可大幅提高稳定工作范围，最多可提高 47.48% 的工作范围以及 9.1% 的失速裕度，而效率仅仅降低了 0.9%。吴艳辉则设计了梯状间隙结构<sup>[29]</sup>，并比较了不同设计参数下的作用效果，发现该方式可扩大压气机稳定工作范围 6.657%，证实了梯状间隙结构除了在轴流压气机上有效之外，还可以对离心压气机产生相类似的效果。同时，文中也总结出梯状间隙机匣的轴向宽度比是影响离心压气机性能的关键参数。

## 2.2 新式机匣处理

传统的机匣处理方式，无论是周向槽处理，还是

进气回流处理，均为被动处理方式。被动处理方式不能随着工况的改变而进行改变，无论是否工作在稳定工况下，机匣处理都在发挥着作用，这会降低效率。在小流量下，回流槽两端压差较小，流动能力也较弱，这就很难改变流道中的不稳定流动。因此有学者于 2015 年提出了主动机匣处理方案<sup>[30]</sup>，如图 6 所示。该方案通过控制器来感知流动的稳定性和控制开闭时刻，设计工况下，控制器能将控制阀关闭，而当压气机工作在非稳态工况下时，控制阀则处于开通状态。该设备能有效控制叶轮内部涡流的发展，进而抑制了阻塞的发生。小流量下，当槽道内喷射流量为 0.64 kg/s 时，可提高 35% 的失速裕度。

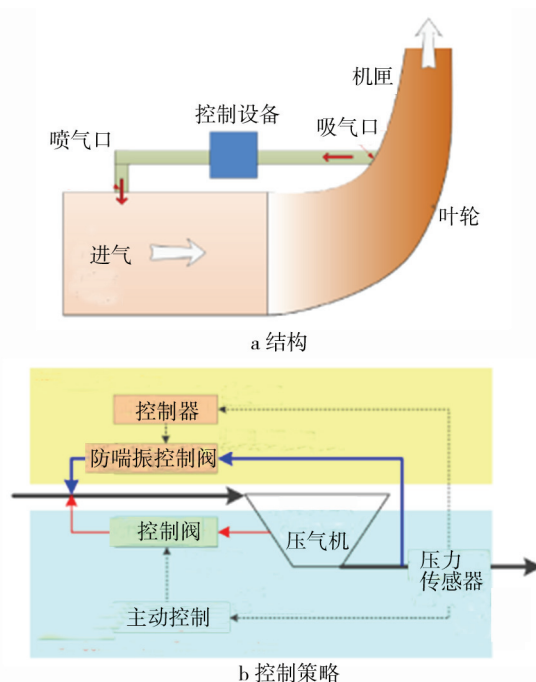


图 6 主动机匣方案

也有学者开始尝试在进气回流槽道内增设去预旋导叶及反预旋导叶的方案<sup>[31-32]</sup>，如图 7 所示。结果表明，与传统进气回流机匣处理相比，带有去预旋导叶方案能够降低通道回流的预旋效果，对于抑制激波与泄漏涡的相互作用所形成的阻塞有较好的效果。带有去预旋导叶的方案能增加 20% 的失速裕度。

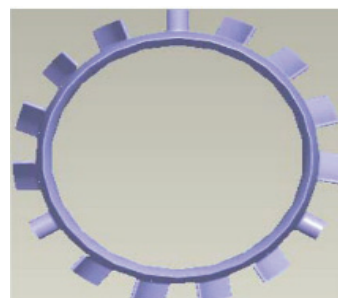


图 7 加预旋导叶方案

另外,采用将进口导叶与自循环机匣处理相结合的方式,可大大提高压气机工作的压比及流量范围,该结构如图 8 所示。小流量下自循环机匣对压气机稳定性的影响较为显著,虽然效率稍有降低,但流动稳定性则得到了大幅提升。同时研究表明<sup>[33]</sup>,导叶的数量太少作用效果不明显,太多会增加摩擦增加损失,导叶数量为 7 时效果最佳,可使整个工作范围提高 76%。

总之,无论是传统机匣处理还是新式机匣控制技术,均能够有效提高压气机稳定运行范围。

### 3 增效扩稳技术的高海拔应用

随着以柴油机为动力的机械设备及车辆在高原的应用日趋广泛,高海拔对柴油机动力性的影响得到了越来越多的关注。因此随着海拔的升高,雷诺数的降低对压气机的气动性能的影响不容忽视。图 9 是西宁高原工程机械研究所的一次实验测试结果<sup>[3]</sup>,可以看出,海拔平均每升高 1000 m,喘振线变窄 0.51% 至 4.83%。相较于平原,高海拔地区空气密度小,雷诺数低,海拔 4500 m 时,50%以上工况不满足雷诺数处于自模区假设<sup>[34]</sup>。此时气流黏性增加,附面层增厚,气流抗分离能力及抗逆压能力较差,流阻增加,使得叶轮内部流动恶化。同时,转速不变而改变流量时,压气机进口气流冲角变大,这就更容易引起附面层脱离,最终导致压气机特性曲线变陡,喘振提早发生,压气机工作范围变小。

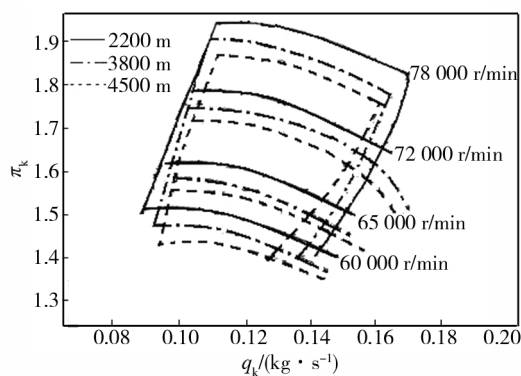


图 9 压气机高原特性试验<sup>[3]</sup>

近年来,随着涡轮增压器在航空航天领域应用的日趋广泛,国内外很多学者都开展了低雷诺数对离心压气机气动性能影响的研究。在高海拔,特别是高空条件下,压气机内部气流流动分离提前,尤其在叶片前缘处的分离区面积较大。在叶轮出口处,也存在气流沿叶轮展向不均匀度较大,掺混损失较高的现象。目前对离心压气机低雷诺数下性能的研究往往是基于数值模拟的方法进行的。霍磊<sup>[35]</sup>的研究结果显示,10 km 条件下,压气机的工作裕度可下降 13.8%。王

云飞<sup>[36]</sup>在对某型离心压气机进行的仿真研究中发现,20 km 时最高效率较地面下降约 10%、由此可见,雷诺数的降低会导致压气机性能的大幅降低,而增压器性能的恶化将直接造成柴油机增压匹配失准,影响柴油机高海拔下的燃烧过程以及动力性、经济性。

### 3.2 弯掠技术的高海拔应用

由前文分析可知,对于离心压气机而言,采用弯掠造型技术可有效改善流道内部流动,抑制流动分离及二次流的形成与发展,减小流动损失。因此采用弯掠技术可以降低低雷诺数对压气机性能带来负面的影响,恢复高海拔条件下压气机性能。国内外在这方面的研究很少,汪陈芳<sup>[37]</sup>在分析高海拔低速大转矩工况下离心压气机内部流场时发现,主叶片前缘叶尖处存在低效率区,低海拔低速大转矩工况下,叶轮进口至主叶片前缘处效率下降明显。由于叶顶泄漏所产生的低能流体的堆积,主叶片前缘叶顶处成为压气机的高损失区,因此文中采用的叶片前掠的方案来改进主叶片叶尖处的流动,使得高海拔低速大转矩工况效率提高 1.60%。北京理工大学马季<sup>[38]</sup>利用弯掠叶型叶轮,对不同海拔下压气机气动性能进行了研究,发现弯叶型主要对叶片前缘根部流动分离及抑制作用,而掠叶型则减弱了主叶片前缘附近的径向迁移以及分流叶片前缘中部的流动分离。研究表明,采用主叶片前缘负弯及分流叶片前缘正弯的组合方式可将高海拔下稳定工作范围提高 3.9%。

军事交通学院以康跃公司生产的 JP100 压气机为研究对象,对叶片掠角进行寻优,并对比了 5500 m 条件下优化前后叶轮性能及流动特性,优化前后叶型对比如图 10 所示。

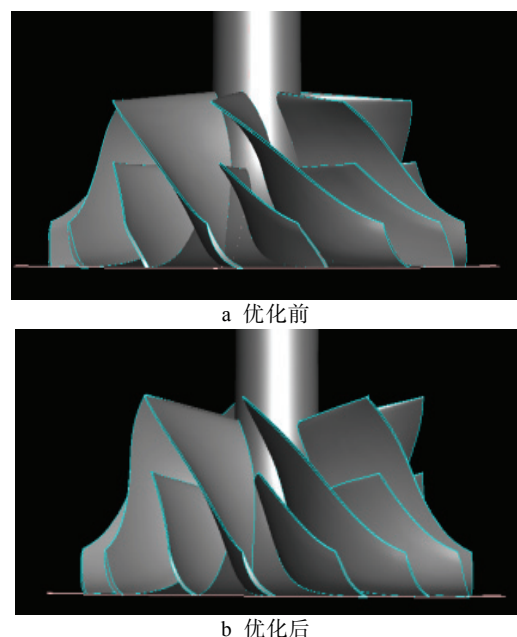


图 10 优化前后叶型对比

图 11 为海拔 5500 m 时优化前后叶轮特性曲线对比。由图可知, 优化后压比及效率均有所增加, 压比较原型叶轮最高可提高 3.09%, 效率提高 0.71%。

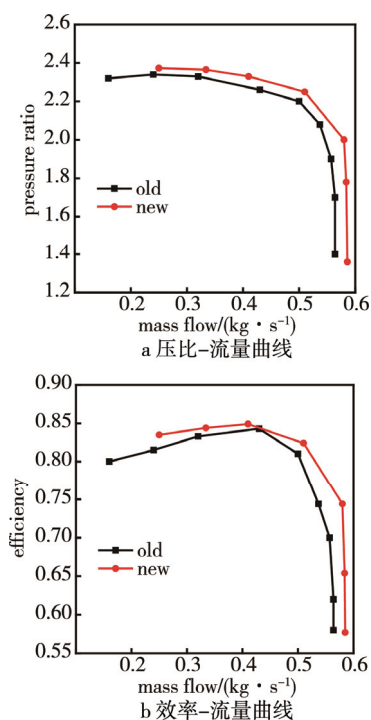


图 11 优化前后叶轮特性曲线对比

### 3.2 机匣处理技术的高海拔应用

空军工程大学在低雷诺数下机匣处理技术对压气机内部流场作用机理的研究中做了大量的工作, 其中夏钦斌等分别研究了低雷诺数下周向槽<sup>[39-40]</sup>、抽吸处理机匣及不同轴向叠合量的轴向倾斜缝处理机匣的扩稳机理。研究表明, 低雷诺数下, 顶部附面层径向涡的堆积造成了压气机转子的流动失稳, 而通过采用以上几种机匣处理后, 均能对顶部径向涡进行有效的控制, 其中抽吸处理机匣对提高压气机转子流量范围的效果最为显著, 最多可减小 6.89% 的失速流量。同时, 采用轴向抽吸机匣及轴向倾斜缝机匣处理技术后, 压气机顶部间隙泄漏流的强度有所增加, 导致了峰值效率的降低。

同时, 穆利洪<sup>[41]</sup>通过对两种轴向倾斜缝处理机匣的研究发现, 高雷诺数下, 50%叠合量的机匣处理方式比 100%叠合量的机匣结构具有更好的扩稳效果; 低雷诺数下结果却相反, 说明雷诺数的降低反而使得 100%叠合量的机匣结构的扩稳能力得到一定的提高。通过进一步的研究发现, 50%叠合量的机匣处理方式难以控制低雷诺数下叶片吸力面所堆积的低能流体, 而 100%叠合量的机匣结构则可以很好地改善顶部流场的流动, 使得雷诺数的降低对其作用效果的影响较小。

目前由于对高海拔下小型离心压气机增效扩稳

方法的研究较少, 因此并未在公开的文献中找到低雷诺数下机匣处理技术对离心压气机的作用机理。然而机匣处理结构对高海拔下轴流压气机作用机理的研究, 对于低雷诺数下离心压气机机匣处理结构的应用具有一定的指导作用。在今后的研究中, 该方法也将为如何提高离心压气机高海拔气动性能提供新的研究方法。

## 4 结论

1) 叶片弯掠造型技术可通过抑制低能流体向顶部的迁移, 降低泄漏涡与激波的相互作用来有效提高压气机的效率。弯掠方向、位置及角度对压气机流动性能的影响是国内外学者关注的重点。

2) 机匣处理技术可以通过抑制顶部低能流体的堆积来改善压气机近喘振及近堵塞工况下的流场, 进而提高压气机稳定工作范围。主动机匣控制结构的出现, 为该领域的研究提供了一个新的思路。

3) 采用数值模拟的方法, 对比分析了海拔 5500 m 条件下原型叶轮及采用叶片前掠叶轮的气动性能。研究发现, 相比与原型叶轮, 采用前掠叶型的压比最多可提高 3.09%, 效率可提高 0.71%, 叶轮流道内流动损失减小, 叶轮高海拔气动性能得到了提升。

### 参考文献:

- [1] 万渤海. 浅谈汽车涡轮增压技术的节能减排[J]. 安全与环境工程, 2010(6): 81-82.
- [2] 张扬军, 张树勇, 徐建中. 内燃机流动热力学与涡轮增压技术研究[J]. 内燃机学报, 2008(S1): 90-95.
- [3] 刘瑞林, 董素荣. 柴油机高原环境适应性研究[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013.
- [4] 郑新前, 侯安平, 周盛. 利用合成射流控制轴流压气机中的非定常分离[C]// 第十届全国分离流、旋涡和流动控制会议论文集. 北京: 中国空气动力学学会、中国航空学会、中国宇航学会, 2004.
- [5] MORRIS S, CORKE T C, VAN NESS D, et al. Tip Clearance Control Using Plasma Actuators[R]. AIAA 2005-0782, 2005.
- [6] 王如根, 周敏, 夏钦斌. 附面层抽吸对低雷诺数下压气机稳定性的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010(2): 1-4.
- [7] SMITH L H, YEH H. Sweep and Dihedral Effects in Axial-Flow Turbomachinery[J]. Journal of Fluids Engineering, 1963, 85(3): 401-404.
- [8] SASAKI T, BREUGELMANS F. Comparison of Sweep and Dihedral Effects on Compressor Cascade Performance[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 454-463.
- [9] 美国国防部送交国会的关键技术计划(1989-1994)[Z]. 航天科技信息研究所译. 1995
- [10] MIKKELSON D C, MITCHELL G A, BOBER L J.



- Summary of Recent NASA Propeller Research[C]// Toronto: Panel Meeting on Aerodyn and Acoustics of Propellers. NASA Lewis Research Center, 1985.
- [11] WADIA A R, SZUCS P N, CRALL D W. Inner Workings of Aerodynamic Sweep[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(4): 671-682.
- [12] 张华良. 采用叶片弯/掠及附面层抽吸控制扩压叶栅内涡结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- [13] TUBBS H, REA A. Aerodynamic Development of the High Pressure Compressor for the IAE V2500 Aeroengine[R]. Imech EC425/023, 1991.
- [14] HAZBY R, XU L. Effects of Leading Edge Sweep on the Performance of a Centrifugal Impeller[C]// South Korea Chi-chi Propulsion Engineering Academic Conference. 2008.
- [15] 郭龙凯, 刘艳明, 郑新前, 等. 混合型前缘掠对离心压气机气动性能的影响[J]. *内燃机学报*, 2016(3): 281-287.
- [16] OH J S, BUCKLEY C W, AGRAWAL G L, et al. Numerical Study on the Effects of Blade Lean on High-Pressure Centrifugal Impeller Performance[C]// ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. 2011:1957-1969.
- [17] 兰传杰. 涡轮增压离心压气机弯叶型扩稳增效机理研究[D]. 北京: 清华大学, 2012.
- [18] HE X, ZHENG X. Mechanisms of Lean on the Performance of Transonic Centrifugal Compressor Impellers[J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2016, 32(5): 1220-1229.
- [19] 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(2): 222-232.
- [20] HARTMANN M J, BENSER W A, HAUSER C H. Fan and Compressor Technology[C]// The Proceedings of a Conference. Cleveland: Aircraft Propulsion, 1970.
- [21] FISHER F B. Application of Map Width Enhancement Devices to Turbocharger Compressor Stages[J]. *SAE Transactions Journal of Engines*, 1988, 97(6): 880794.
- [22] 胡良军, 杨策, 孙惠民, 等. 机匣处理对离心压气机激波与泄漏涡干涉的影响[J]. *北京理工大学学报*, 2010, 30(5): 521-526.
- [23] 杜礼明, 李文娇, 李季. 自循环机匣处理对离心压气机气动性能影响分析[J]. *流体机械*, 2015(4): 33-37.
- [24] 石建成, 邹学奇, 温泉, 等. 离心压气机流动控制机匣新型处理方式研究[J]. *航空发动机*, 2010, 36(3): 1-4.
- [25] 龚义朝, 杜礼明, 王澄宇, 等. 进气回流机匣处理离心压气机的扩稳机理[J]. *内燃机学报*, 2014(1): 91-95.
- [26] SHAHIN I, ALQARADAWI M, GADALA M, et al. Large Eddy Simulation of Surge Inception and Active Surge Control in a High Speed Centrifugal Compressor with a Vaned Diffuser[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2016, 40 (23/24): 10404-10418.
- [27] HALAWA T. Influence of Changing Casing Groove Parameters on the Performance of Centrifugal Compressors Near Stall Condition[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2016, 46 (5): 1007-1015.
- [28] CHEN X F, QIN G L, AI Z J. Numerical Investigation of a Centrifugal Compressor with Circumferential Grooves in Vane Diffuser[J]. *British Food Journal*, 2015, 90(1): 012043.
- [29] 吴艳辉, 高鹏, 楚武利. 梯形间隙处理机匣对于离心压气机性能的影响[J]. *计算机仿真*, 2009, 26(9): 37-40.
- [30] ZHAO Y, XIAO J, LI L, et al. A Stability Enhancement Method for Centrifugal Compressors Using Active Control Casing Treatment System[C]// IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2015.
- [31] Hu L, Yang C, Sun H, et al, Experimental and Computational Analysis of Impact of Self Recirculation Casing Treatment on Turbocharger Compressor[J]. *SAE Technical Paper*, 2010(1): 12-24.
- [32] TAMAKI H. Effect of Recirculation Device with Counter Swirl Vane on Performance of High Pressure Ratio Centrifugal Compressor GT2011-45360, Vancouver[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134 (5): 051036.
- [33] TOMITA I, AN B, NANBU T. A New Operating Range Enhancement Device Combined with a Casing Treatment and Inlet Guide Vanes for Centrifugal Compressors[C]// 11th International Conference on Turbochargers and Turbocharging. 2014.
- [34] 李书奇, 程江华, 庄丽, 等. 高压比增压器高原适应性改进配机试验研究[J]. *小型内燃机与车辆技术*, 2016, 45(4): 8-14.
- [35] 霍磊, 刘火星. 低雷诺数下离心压气机性能及流动影响的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(4): 911-920.
- [36] 王云飞. 雷诺数对离心压气机性能影响的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- [37] 汪陈芳. 内燃机增压离心压气机变海拔工况流场控制研究[D]. 北京: 清华大学, 2014.
- [38] 马季. 弯掠离心叶轮流动机理研究及气动优化[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
- [39] 夏钦斌, 王如根, 李勇, 等. 低雷诺数下跨声速转子周向槽处理机匣扩稳研究[J]. *空气动力学学报*, 2011, 29(2): 189-193.
- [40] 夏钦斌, 王如根, 周敏, 等. 低雷诺数条件下跨声速转子轴向倾斜缝处理机匣扩稳研究[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(6): 1389-1394.
- [41] 穆利洪, 龙双喜, 黄纪新, 等. 不同雷诺数下机匣处理扩稳效果及机理研究[J]. *燃气轮机技术*, 2015(2): 50-56.