

轴流压气机新技术探讨

New Technologies for Axial Compressor

曹志鹏 赵龙波 关朝斌 陈晨 / 中国航发涡轮院

新一代变循环发动机低耗油率、高推重比的发展需求，促使发动机压缩系统负荷进一步提高。面对未来轴流压气机发展，需要结合气动布局、先进构型、流动控制等设计手段，优化三维激波结构与叶片通道流动，实现转静子、级间流动最佳匹配，促进压气机负荷及裕度的进一步提升。

远航久航、宽速域飞行是未来先进战斗机的基本特征，这要求发动机必须具备亚声速飞行耗油率足够低、超声速飞行推力足够大的能力。低耗油率发动机循环参数表现出的典型特征为高总增压比、大涵道比、高部件效率、低风扇压比；而高单位推力意味着以较小的流量（通常与进口尺寸成正比）获得较高的推力，这种发动机设计循环参数表现为高涡轮前温度、高总增压比和高风扇压比。由此可以看出，高总增压比是兼具低耗油率和大推力能力发动机的首要选择。

增加级数和提高级压比是提升总增压比的两种不同途径，前者带来质量和长度上的增加，而后者能够使风扇/压气机部件减级、减重、减长度，符合飞机对于轻质、高效动力的迫切需求，因此是风扇/压气机最重要的发展方向。提高叶尖切线速度和增大气动负荷 ΔC_u （转子叶片进出口绝对速度的周向分量差，即 $C_{2u} - C_{1u}$ ）可以有效提升风扇/压气机级压比。转子叶片叶尖切线速度与结构和材料技术水平的发展紧密相关，当前风扇叶尖切线速度已达 $550 \sim 600\text{m/s}$ 。在叶尖切线速度受到限制的情况下，要继续提高压比

就得增大气动负荷 ΔC_u ，增大 ΔC_u 意味着增大叶片的弯角或者静压升。然而，高切线速度设计下增大叶片的弯角或者静压升，无法避免叶片表面、角区边界层分离，导致风扇/压气机效率降低、稳定工作范围变小。采用复合掠弯、低反力度、串列叶片和自循环吸附等风扇/压气机新技术，有助于上述问题的解决。

复合掠弯技术

复合掠弯是指在风扇/压气机设计中通过叶片的掠、弯或掠弯组合来提高气动性能、减少强度/振动问题的一种技术，本质上是通过改变叶片形状、型面实现对风扇/压气机中不利流动的控制，达到降低流动损失、增加流动稳定性，从而提高效率、级压比和气动稳定性的目的。

复合掠弯是叶片掠形和弯曲造型技术的一种综合应用。在压缩系统中叶片掠形的概念并不是将外流机翼掠形概念简单套用。国内外学者对此开展了大量的研究，目前普遍认为叶片掠形是叶片在子午投影方向上的掠，但也有另一种理论认为掠形是叶片前缘线三维空间的掠。

叶片掠形主要分为前掠和后掠，不同的进口流动条件，对风扇压气机性能的影响不同：亚声速流动中，

沿径向的各个基元叶型整个型线都会对流动产生影响；超跨声速流动中，激波、激波边界层相互干扰等三维流动特征显著，性能对于基元叶型前缘及基元叶型喉部在径向位置更为敏感。大量研究结果表明，叶片前掠可以提高超跨声速风扇/压气机的裕度，主要原因包括：叶片前缘线前掠改变了前缘激波的三维结构、在一定程度上削弱了激波强度，并且有效地控制了二次流动；叶片前掠带来喉道与通道激波相对位置的变化，使激波稳定位于基元叶型喉道之后，在背压提高时，能够有效延迟激波前推进程，从而提高了稳定工作裕度。叶片后掠可以提高风扇/压气机的效率，但激波与喉部的相对位置比前掠更靠前一些，因此裕度比前掠低。

值得注意的是，在分析掠形对风扇/压气机性能的影响时，也需要考虑掠形是否带来了叶片弦长和稠度的变化。若在掠形设计中为实现前掠或后掠效果仅改变前缘线，在分析掠形单独带来的效果时，就需要将弦长/稠度变化和掠形的影响解耦，而这是非常困难的^[1]。因此，一般情况下需要保持弦长不变，通过前、尾缘线同步移动来实现目标掠形效果，如图1所示。

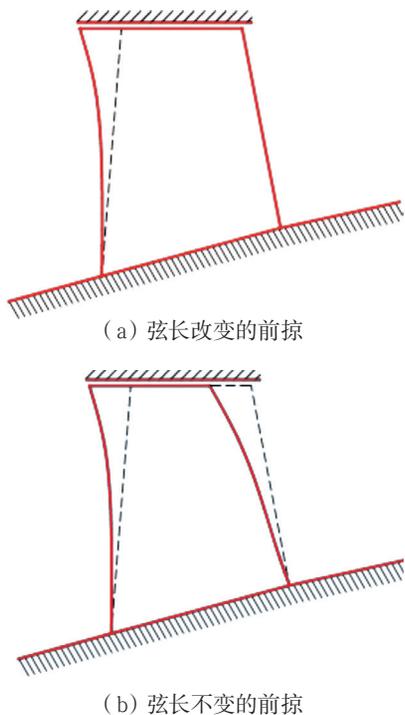


图1 掠形与弦长的关系对比

与掠形不同，叶片弯曲是指通过控制叶片积叠线在圆周方向上的位置变化，从而实现对叶片通道内二次流动的控制。叶片弯曲主要分为正弯（C形弯）、反弯（反C形弯）、正S弯、马鞍形弯（W形弯）等，如图2所示。正弯是指叶片吸力面与端壁夹角成钝角的弯曲，反弯则相反；S弯、马鞍形弯等分别指叶片积叠线在圆周方向呈现S形、马鞍形等，根据弯曲方向也可以分为正、反两个方向的S弯与马鞍形弯；另外有一种叶片弯曲叫端弯，主要是通过控制叶片根、尖截面的叶型来适应端区流动，端弯叶片从叶片表面看也有一种叶片弯曲的效果。不同的弯曲形式对流动控制的效果不同，需要根据具体情况而定。一般情况下，叶片正弯可以实现对端区流动的卸荷效果，即通过弯曲作用使端区的低能流体实现向叶片中部的迁移，可以起到

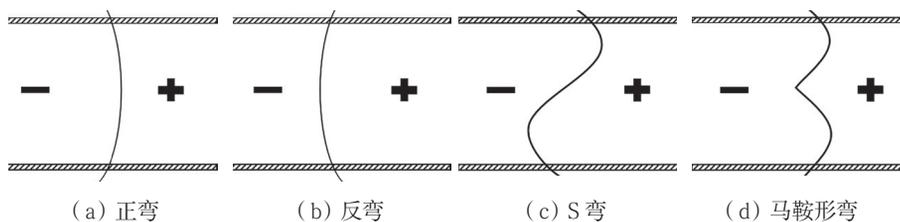


图2 叶片弯曲示意

改善端区流动、延迟失速的效果（见图3），但也要注意，正弯叶片在改善端区流动的同时也会增加叶片中部的损失。反弯叶片也得到了应用，参考文献[2]在大涵道比风扇内涵道静子叶片设计中就采用反弯的设计，取得了较好的效果^[2]。

转子叶片的弯曲设计需要与强度设计反复迭代。一方面转子叶片的弯曲形式与幅度受到强度的限制，另一方面当叶片强度设计有不足时可以通过一定的弯曲改善。静子叶片的弯曲设计的强度问题相对较少。无论是对转子叶片还是静子叶片，弯曲均会对叶片的振动特性带来一定的影响。

复合掠弯技术在高负荷风扇/压气机的设计应用表现出良好的效果。在设计中，需要做好子午布局、叶片三维构型和级间匹配等3方面的设

计。在子午布局设计时：一是合理分配级压比、反力度，均衡每排叶片负荷；二是根据每排叶片进口马赫数、气流弯角及分布进行叶片排子午掠形、流道曲率设计，并注意流道曲率与叶片掠形相互关联。叶片三维造型设计中，应根据通流设计结果，综合考虑马赫数、气流弯角、De Haller数等气动参数，选取叶片掠、弯形式，并在此基础上匹配最佳攻角、落后角、挠度、厚度分布等造型参数。级间匹配也是复合掠弯叶片设计中需要重点考虑的实现要素，不同的掠弯形式会对叶片出口参数分布造成较大的影响，其中气流角沿径向的分布对级间匹配影响最大，而对应基元叶型的流管流量沿径向的分布（受到径向二次流影响）会对叶片出口气流角造成较大影响，因此在级间（包括叶排间）

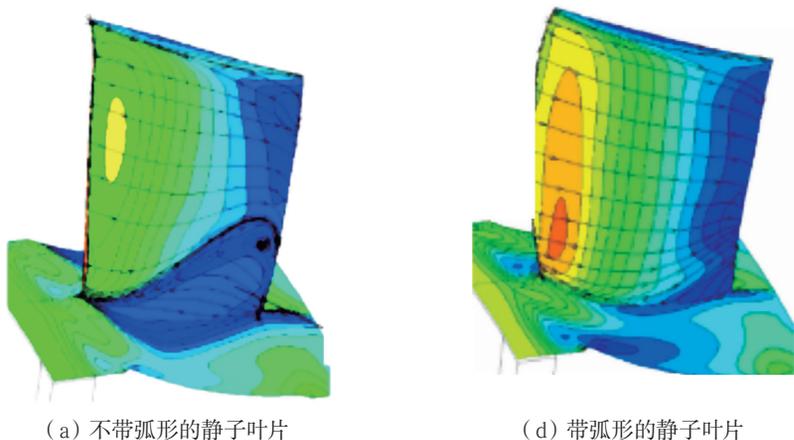


图3 弯曲静子叶片流动改善示意

匹配时，需要重点考虑上游叶片的落后角、下游叶片的攻角及叶片喉道位置（受厚度分布、挠度影响）。

虽然复合掠弯技术目前已经应用于先进风扇压气机设计中，但是随着负荷水平进一步提升，仅单独采用该项技术仍然难以达到目标，低反力度、串列、吸附式等新概念主、被动流动控制的技术融合复合掠弯技术可以进一步提升负荷水平。

低反力度设计

提高反力度是提高风扇/压气机负荷的一种常用方法^[3]，但越往负荷极限靠近，该方法面临的转子叶片自身负荷能力不足的问题越突出，而高承载低反力度设计提供了一种新的提高负荷的方法。

基本原理

在常规压气机气动设计中，为使得级效率最高，其反力度通常在0.5左右。低反力度气动设计通过减小级反力度，降低转子叶片中的逆压力梯度，避免负荷提升导致转子叶片气流分离，使转子叶片保持较高的效率；同时将更多扩压功能转移到静子叶片上，采取主动/被动流动控制等多种手段改善静子叶片流动，使得级负荷提升的同时效率仍然较高。

采用低反力度设计的高负荷级将面临两项典型的设计难题：一是由于转子叶片中绝对速度的显著增加，导致静子叶片进口全叶高绝对马赫数大于1.0，超出现有设计准则的约束，设计难度陡增；二是将气流折转增压的功能向静子叶片转移后，静子叶片弯角显著增加，甚至大于60°，同样超出了现有的设计准则，挑战前所未有的。上述问题可

以从气动布局和静子叶片设计等方面进行突破。

低反力度气动布局设计

降低反力度有助于减小动叶设计难度，但是会把难度转移到静子叶片设计上，因此反力度的取值取决于级性能要求以及当前水平静子叶片所能承受的最大载荷。实际设计过程中，静子叶片采取特殊的流动控制方式增加承载能力，并对转子叶片、静子叶片负荷的分配进行迭代寻优，寻找最合适的反力度。

级负荷确定后，主要采用转子叶片轴向速度增加的方式来降低反力度。轴向速度增加使得流道环面面积的收缩加剧，最直观的表现就是叶片变短，因此从子午面布局看，低反力度压气机流道具有较强的连续收缩性；另外通过机匣流道半径沿流向逐渐降低的设计，降低转子叶片叶尖位置的切线速度，以此降低转子叶片尖部负荷，使转子叶片保持较高的效率。在这两方面因素的作用下，低反力度压气机流道呈轮毂和机匣流道向中径迅速收敛的形式，这与传统外径高负荷压气机设计显著不同^[4]。子午流道的迅速收缩还要配合叶片的小展弦比设计，因为不论是转子叶片还是静子叶片，气流折转角都显著增大（甚至超出设计准则）。采用小展弦比设计，增加叶栅通道的有效长度，可以减缓气流折转角变化过大引起的强逆压梯度，使叶片表面气流的分离程度尽可能最小，保证转子叶片具有较高的效率。

多级低反力度压气机设计中，并不是每一级都必须采用低反力度设计，基本原则是先前面级，再后面级。前面级为跨声速级，且第一

级入口总温较低，因此充分利用第一级的做功能力，大幅度增加压比，以减轻后面级级负荷。通常将第一级设计为高负荷的跨声速级，再以此为基础，根据第二级转子叶片入口预旋需求，调节第一级静子叶片出口的绝对气流角。对转子叶片入口正预旋的选取、转子叶片出口轴向速度的选取，要求在确保实现给定设计负荷前提下，转子叶片的效率较高。考虑到充分利用第一级的级负荷能力，第一级静子叶片入口可以设计为沿整个叶高全超声速，同时，为有效解决静子叶片激波后的边界层分离，在第一级静子叶片中采用边界层抽吸或者其他流动控制技术。

流动控制增强的静子叶片设计

低反力度压气机设计将承载能力的矛盾转移到静子叶片上。针对高承载能力静叶设计要求，通过进口马赫数、气动折转角等参数影响的综合分析，确定高承载能力静子叶片参数选取原则，利用流动控制技术，实现静子叶片承载能力高提升，使得低反力度压气机提升负荷的同时，兼具高效率。

为达到高承载高效率的设计要求，常采用吸附式静子叶片技术，如图4所示。对于低反力度高负荷压气机，静子叶片进口的马赫数和弯角都显著增大，静子叶片通道中气流分离无法避免，包括强激波边界层干涉下的叶表分离和端壁角区分离。通过静子叶片表面和端壁的吸附，可以显著改善静子叶片的流动，提高承载能力^[5-6]。吸附式静子叶片须重点关注强度设计问题，主要来自两个方面：超声速叶型的相对厚度普遍低于亚声速叶型，以此为降低叶型损失，在这种“薄”叶片上开槽吸附，

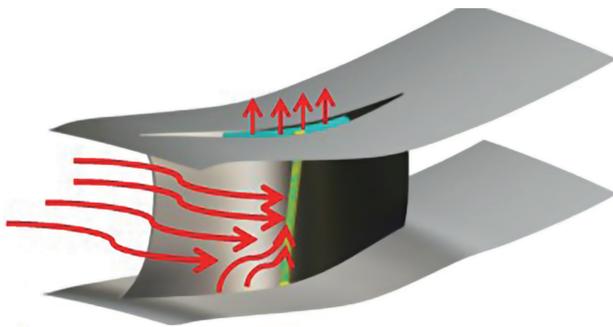


图4 吸附式超声速静子叶片

对强度设计是一项挑战；压气机工作中，静子叶片长期经受各种非定常激励，自身强度振动问题突出，若在叶片设置吸附结构，无疑是将矛盾更加激化。因此需要进一步发展满足结构完整性要求的超声速吸附结构的静子叶片设计技术。

串列静子叶片技术同样能起到改善流动，提升承载能力的作用。串列叶片的研究与基元串列叶栅密切相关。串列叶栅拥有独特的两排单独叶栅结构（见图5），使得在前排叶栅边界层还未充分发展，发生分离前，后排叶栅表面就已经通过压力面到吸力面的喷射气流补充能量，从而重构叶片表面边界层，达

到延迟分离、提高负荷能力。

低反力度多级压气机末级静子叶片弯角较大、负荷较高，但进口马赫数并不像第一级那么高，可以采用串列叶片技术实现静子叶片的高承载能力，保持较高的叶片排流通能力，显著改善流动，如图6所示。利用前排叶片内激波增压减速，使马赫数降低，在全弦长叶片后端增加一排小叶片，抑制叶片通道的气流分离，可实现较大的气流折转角，可用于低反力度压气机静子叶片的设计中。

将吸附式技术、串列技术和低反力度设计结合，是高负荷设计的一条重要途径，目前的试验结果初

步验证了原理的可行性，在实际多级低反力度高负荷压气机设计中，吸附流量对压气机性能有明显影响，甚至会导致压气机失稳，因此对降低吸附流量到合理范围的更为深入研究，对于该项技术在发动机中的发展应用有着重要意义。

转子叶片自循环吸附

除了吸附式静子叶片外，自循环吸附转子叶片也是一种提高负荷设计的途径。参考文献[7]提出了一种新型动叶自循环吸附式系统。其转子叶片采用空心叶片结构形式，在转子叶片吸力面上开有叶表吸气孔，转子叶片内部根据气动、结构和强度要求设置气流流路，动叶顶部设置叶顶喷气孔，叶顶喷气孔与叶表吸气孔相连通，形成一个转子叶片自适应流通结构。其自适应吸附原理为：在转子叶片工作过程中，采用转子叶片叶表吸气孔抽吸低能边界层流体到叶片内部，利用转子叶片高速旋转的离心作用，将聚集在叶片内部流体从转子叶片叶顶喷气孔喷出，形成一个自适应吸附式循

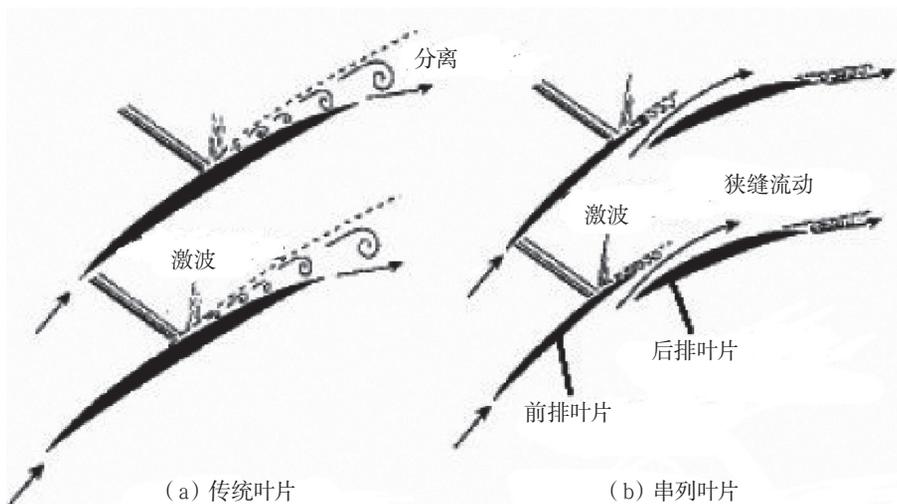


图5 串列叶片原理示意

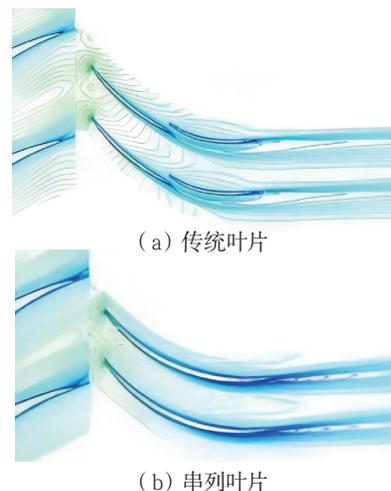


图6 传统叶片与串列叶片后流场对比

环系统，同时起到转子叶片顶部封严和减小转子叶片吸力面上分离流动的作用，可以大幅度提高风扇/压气机的增压能力和效率，相比于从转子叶片根部或者尖部引气并且外排的传统吸附式结构，消除了吸气带来的流量减少，且不需要引入外部设备，结构相对简单，具有良好的工程应用前景。

基本原理分析

在不考虑黏性力、叶片力和子午流线曲率变化造成加速度的前提下，单位质量微团的受力平衡由微团跟随叶片旋转造成的离心力项、微团沿子午面加速度的径向分量和静压力项维持，静压梯度主要由离心力项和微团子午面加速度的径向分量产生，且在叶片内腔流体流速低及速度变化率不大的情况下，静压力梯度主要由离心力产生。一般情况下，离心力越大，叶片内腔中静压越高，叶顶喷气孔处与通道内气流的静压力差越大。在叶片主流通道内同样存在着由离心力等主导的静压平衡流动，转子叶片叶尖间隙内沿轴向也存在一定的静压升高，只有当自适应流路喷气孔内的总压高于对应位置叶尖间隙内静压时，才可形成自适应吸附/喷气的驱动力，且静压差越大，驱动力越强，喷气气流加速越多，从而获得更高的喷气速度，叶尖封严和叶表流动控制的效果才好。

自循环分析

转子叶片自循环流路的设计主要包括吸附槽、叶顶喷气孔和叶片内部空腔等3部分。吸附槽合理的位置应处于激波后边界层刚发展起来的极大值位置附近，该位置使得吸附槽能较好地控制下游边界层的发

展。叶顶喷气孔的角度和弦向位置对性能提升效果有直接的影响。喷气角度在圆周方向的变化会对扩稳效果产生影响，当喷气方向与叶片旋转方向相反时，喷气扩稳的效果最好。根据基本原理和数值模拟的分析，喷气孔的弦向位置应该靠近前缘为宜。叶片内部空腔的设计，可以根据吸附孔的要求灵活调整，但应注意满足叶片的强度设计要求。

参考文献[7]完成了跨声速转子叶片自适应流路的设计，并进行了数值模拟验证。采用自适应吸附后，高负荷风扇的稳定裕度得到有效改善。

自适应吸附技术在实际应用中仍然面临一些问题：为了保证强度通常希望在叶片最厚的位置设置吸附槽，但最大厚度位置和激波边界层发展的起始位置较难统一；对于不同负荷水平的风扇，吸附结构能否使得激波在叶片通道中的位置始终固定，仍需要开展研究，一旦激波位置移动，吸附效果会大幅度降低。

结束语

在高性能发动机的指标要求不断提高的形势下，压气机设计向高负荷增压设计发展不断加速，但仍面临许多未知与挑战。目前，国内外科研机构取得的研究成果揭示了各先进技术的优势特性，初步验证了其用于轴流压气机的可行性，许多研究工作非常超前，但极限负荷下很多机理仍不清晰。工程上不仅要求设计点气动性能达标，还要求满足全飞行包线内气动热力需求，更加强调整效率、加减速性、气动稳定性和间隙控制的重要性，更加关注叶片振动对高周疲劳寿命影响等，因此上述技术的应用需要进行更多

的研究和分析。此外，变循环、智能、柔性等新概念应对新需求的态势已经显现，结合小展弦比掠弯、串列、自循环吸附技术创新发展，是未来压缩系统技术发展的一个重要的方向。

航空动力

(曹志鹏，中国航发涡轮院，研究员，主要从事航空发动机压气机设计)

参考文献

- [1] 杨晶晶,单鹏.某高负荷前掠双级风扇设计与掠形机理研究[J].航空动力学报,2009(8):8.
- [2] 关朝斌,曹志鹏,安利平,等.间冷回热发动机大涵道比风扇技术[J].燃气涡轮试验与研究,2016,29(1):7.
- [3] HATHAWAY M.Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance[J]. American Society of Mechanical Engineers, 2002.
- [4] WADIA A,MIEIKE M.Self bleeding rotor blade:US5480284[P].1996.
- [5] BOLLEN G,BURNES R.F414 engine today and growth potential for 21st century fighter mission challenges[C]//International Symposium on Air Breathing Engines,1999.
- [6] DICKENS T, DAY I.The design of highly loaded axial compressors [C]//ASME Turbo Expo 2009:Power for Land,Sea,and Air,2009.
- [7] WANG S,QIANG X,LIN W,et al.Highly-loaded low-reaction boundary layer suction axial flow compressor[C]//Asme Turbo Expo:Power for Land,Sea, & Air,2007.