

高负荷压气机气动设计的思考

Thinking on Aerodynamic Design for Highly-Loaded Compressors

■ 刘太秋 王佳宇 李丽丽 / 中国航发动力所

先进航空发动机性能提升的需求促使压气机气动设计向着高负荷方向发展，但高负荷气动设计也带来了综合性能权衡、气动/几何参数选取的技术挑战。随着对高负荷条件下压气机内部流动机理的深入认识，新的设计理念和流动控制方法逐步得到验证和应用。

现代高性能战斗机的发展趋势包括高能量、高生存、高效率、高杀伤、高智能和高协同，由此牵引出对发动机综合性能整体提升的技术需求。例如，为了满足飞机远航程高机动性需求，需要发动机具备亚声速巡航低耗油率、持续超声速巡航能力、超声速巡航高单位推力、高稳定性能力；高生存能力要求发动机拓展工作包线和高隐身能力；高效率要求发动机大功率提取能力和热管理能力；高杀伤也需要发动机具备大功率提取能力；高智能和高协同要求发动机具备综合性的管理控制能力。这些需求分解到发动机的压缩系统上，则需要压缩系统在气动方面实现高效率、高流通能力、高稳定裕度、高压比调节和高流量调节，在结构强度方面具备高结构紧凑性、安全性和可靠性。然而，发动机内流强耦合的技术特征，使得各需求之间相互牵制、相互影响、相互作用的特征更加突出。如气动性能方面，高稳定裕度和通流能力会影响到高效率的保持，而高压比调节与高流量调节相互制约，且气动性能的提升还受到结构强度方面的限制，如轮毂比、前缘厚度等均需要满足结

构强度的约束。而多级轴流式压气机气动设计技术的重大突破是发动机研制重大进步的基础^[1]。随着压气机负荷水平的提高，级数减少且质量更轻，但效率、稳定性、各级之间的匹配问题更为突出，对压气机气动设计带来了众多设计难点和技术挑战，需要发展相应的关键技术以适应高性能发动机技术的发展。

高负荷压气机气动设计难点

在进行高负荷压气机的气动设计时，因为设计技术指标参数（如效率、喘振裕度等）与负荷直接相关，通常会导致框架参数（包含级数、流路、级负荷、反力度）选取的范围变窄，折中平衡难度更大。如在通流设计选择气动和几何参数沿径向分布时，对设计经验的要求更高，主要存在以下几方面的难点。

一是量纲一（旧称无量纲）参数组合选取范围变窄。随着压气机负荷系数的增加，在相同的流量系数下，压气机的效率和裕度有所降低。采用增加流量系数的措施导致轴向马赫数的增加，速度扩散程度随之增大，流场更不容易控制，增加了叶片的设计难度。

二是级匹配更加困难。高负荷

压气机各排叶片的负荷水平均较高，平均级压比的提高使得高低转速下进口级流量系数的变化较大，以及出口级负荷系数变化范围大的矛盾更为突出；在每级内部，随着平均级压比提高带来的进口马赫数提高，叶型可用攻角范围减小，级匹配难度进一步增加。每一排叶片都很重要，设计容差小，要求对各级匹配精准把控，精细化设计。因此，需要进行级压比的合理分配，并同流路的调整相呼应，充分发挥各排叶片的做功能力，否则很容易产生匹配偏差，导致压气机做功能力不足，效率或裕度不达标。

三是流场控制更难。随着压气机级数的减少，意味着承担速度扩散的叶片排数减少，每个叶片排内的速度扩散度增加，导致逆压力梯度增加，流场易产生分离，流场的稳定性降低，损失控制难度增加。高负荷压气机不易实现高效率，进口级转子进口相对马赫数高，流场激波强，激波损失及激波边界层干涉损失严重，无法保证效率和失速裕度；另外负荷系数与效率指标密切相关，负荷水平的提高通常也带来效率的降低。在压气机效率指标没有降低甚至提高的需求下，级数

的减少更需要各级都工作在较高的气动性能水平。

四是高负荷导致端壁二次流的敏感性更强，且更难于控制。各级转子、静子负荷高，根部气流转折角更大，负荷水平更高，气流折转实现难，可用攻角范围通常减小，特别是静子根部情况更严重；转子尖部由于叶尖马赫数高、存在泄漏流等影响，也处于非常苛刻的工作环境。高负荷压气机设计一般采用小展弦比设计，端壁二次流损失大约占总损失的50%~70%，所以控制端壁二次流是提高高负荷压气机气动性能的关键区域。

高负荷压气机气动设计关键技术

为了解决上述设计难点，从压气机的设计流程出发，在一维、二维和三维设计这3个环节中，要关注的高负荷压气机气动设计技术有如下几个方面。

一维设计技术

一维设计是压气机气动设计的开端和基础。通过一维设计确定压气机的气动布局框架，初步确定转速、级数、流路、压比及预旋等关键参数分配。一维设计主要依托早期大量试验统计分析形成的经验关联。随着负荷水平提高，参数选择超出已有选取范围，对经验参数进行校准并进行一维优化设计，从而获得高负荷气动布局基础框架。针对不同类型和需求的压气机技术指标，尤其需要注意对轴向速度和加功系数的选择。例如，对航空发动机的轴流压气机，为了降低出口级的气动负荷，中间级轴向速度要提高，但不宜提得过高，以避免后几级因轴向速度减速过快而加重负

担。在加功系数选取时，需要兼顾设计转速和非设计转速的压气机性能。各级的加功系数一般采用两头低中间高、且出口级加功系数仍大于进口级加功系数的分布，这样的加功系数分布对于高负荷压气机可能更合理。

随着人工智能等技术的发展，越来越多的优化设计技术开始逐步应用到压气机气动设计中。基于性能匹配的参数分布经验，利用一维程序快速便捷的特点，与优化程序相结合，对负荷系数、预旋、轴向速度等参数进行优化设计，获得符合技术指标需求的压气机布局基本框架。

二维设计技术

二维设计是压气机设计的核心。在一维框架布局的基础上，对压比、效率、攻角、落后角等参数的径向分布进行优化和匹配设计，确定流道和各排叶片的基本气动参数，通过叶型设计实现通流叶型设计参数的分布，最终确定二维通流设计。随着负荷水平不断提高，扩散因子、气流转角等参数都超出了传统经验范围，关键还是模型要素关联及适用范围的确定，特别是De Haller数、扩散因子等与马赫数的关联，所以这个环节流场参数匹配优化和精细化叶型设计成为影响压气机发展的关键技术。

流场参数匹配优化 优化沿流

线气动热力参数的分布，如反力度、扩散因子、速度分布、负荷分配等，将主要参数控制在经验范围内，超出经验范围的参数进行详细设计和评估。二维正问题分析一般可以快速评估各参数在不同工况下的径向分布，根据设计需求对设计参数进行反复精细化调节，以得到平衡各设计需求的折中方案。目前二维正问题分析中的损失模型等对高负荷压气机的适应性仍需进一步发展，对参数的合理性评估等通常还需要增加三维计算流体力学(CFD)仿真。

低损失基元叶型技术 转子叶型设计须适应超/跨声速来流条件，一般会在前面级引入预压缩叶型设计，解决设计点激波损失大的问题，但是这种预压缩需要合理设计，否则会对低转速性能产生负面影响；静子叶型需进行大弯角设计。采用椭圆和连续曲率进行叶型前缘的型线控制，降低叶型前缘吸力面峰值马赫数，减弱或消除分离泡，提高基元叶型性能，提高效率和喘振裕度，如图1所示。

三维设计技术

目前三维设计主要功能是实现压气机性能校核与优化。随着负荷水平不断提高，转子随着压比增加叶尖泄漏流加剧、叶片根部的横向二次流更强、静子弯角超出经验值。

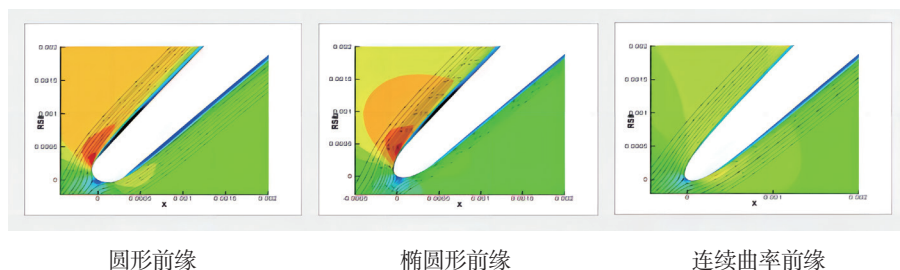


图1 前缘形状设计对压气机性能的影响

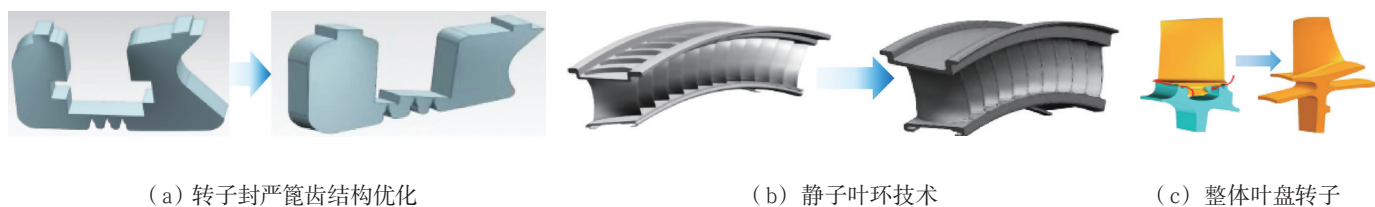


图2 泄漏控制技术

为了解决这些高负荷带来的问题，采取了一系列的技术措施，关键是对流动细节的机理解并发展流动控制方法。

复合弯掠叶片设计 改变叶尖区叶片力对气流的作用力方向和大小，使叶片流道中流场发生变化，有利于减轻叶尖区的气动负荷，减少叶尖的泄漏流动和泄漏损失。通过复合弯掠改变叶片压力的径向分布，特别是抑制端区局部分离，改善各级之间的匹配关系。

端壁区流动综合控制 考虑引气的影响，对引气处的叶排的攻角、落后角做相应补偿，保证级间真实匹配，对于高负荷设计时尤其重要；采用流路修型，有效降低叶型吸力面的峰值马赫数，降低根部的逆压梯度，进而减小根部分离的可能性；前移静子可调叶片转轴位置，且加大圆盘直径，消除静子叶片前缘的周向气体泄漏。

泄漏流控制设计 负荷增加后，篦齿封严结构所引起的泄漏流与主流的掺混对性能产生极大影响，通过结构改进和优化设计，如图2所示，优化转子根部封严齿的分布及尺寸、静子叶环技术、整体叶盘转子技术的发展，都对泄漏流起到了显著的抑制作用。端区泄漏流的控制不仅能够有效抑制和推迟端区分离的发生，同时也能促进对压气机裕度的提升。

串列叶片 串列叶片就是把大的弯度分给两个小叶片完成，将气动载荷合理地分配到两排叶片之上，后排叶片的边界层要重新建立不会像单排叶片那样连续地发展，阻断前叶片尾迹的扩散，并延缓后叶片叶背边界层的建立和发展。采用串列静子技术，如图3所示，增加叶排气流折转能力，突破高负荷静子大气动弯角难题，解决叶型弯角增大损失增加问题。部件试验表明，压气机效率能够提高2~3个百分点，

裕度提高1.5~7个百分点。采用串列转子技术，增加叶片做功能力和稳定性，提高单级压比。串列叶片只会在更高负荷的压气机流场内才会比常规叶片具有优势。串列叶片技术进一步提高了叶型气流折转能力，有效拓宽叶片可用攻角范围，提升了高负荷压气机的做功能力及与其他级的匹配能力。

叶型边界层控制设计 通过在叶表设置抽吸孔/缝，将边界层内的低速流体抽离或者吹除，从而抑制吸力面边界层的分离，减小叶型损失，缓解叶片通道堵塞，提高压气机叶片负荷，进而提高压气机的效率和稳定性，如图4所示。试验表明，静子边界层抽吸可提高效率1.4~2个百分点。

扩稳设计 处理机匣是提升中低转速下压气机裕度的有效手段，如图5所示。通过转子叶顶开设处理机匣，使得转子叶顶气流能够在轴向

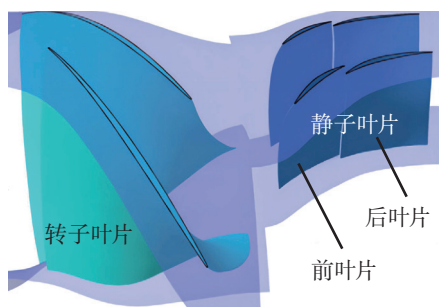
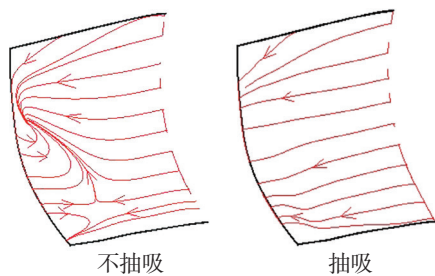
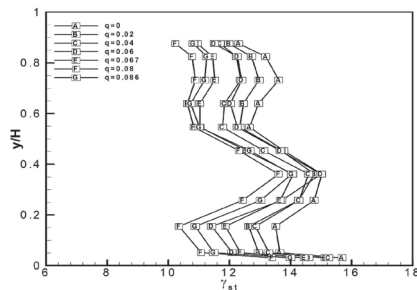


图3 串列静子设计



(a) 叶表极限流线对比



(b) 落后角随抽吸量变化情况

图4 静子叶片抽吸技术

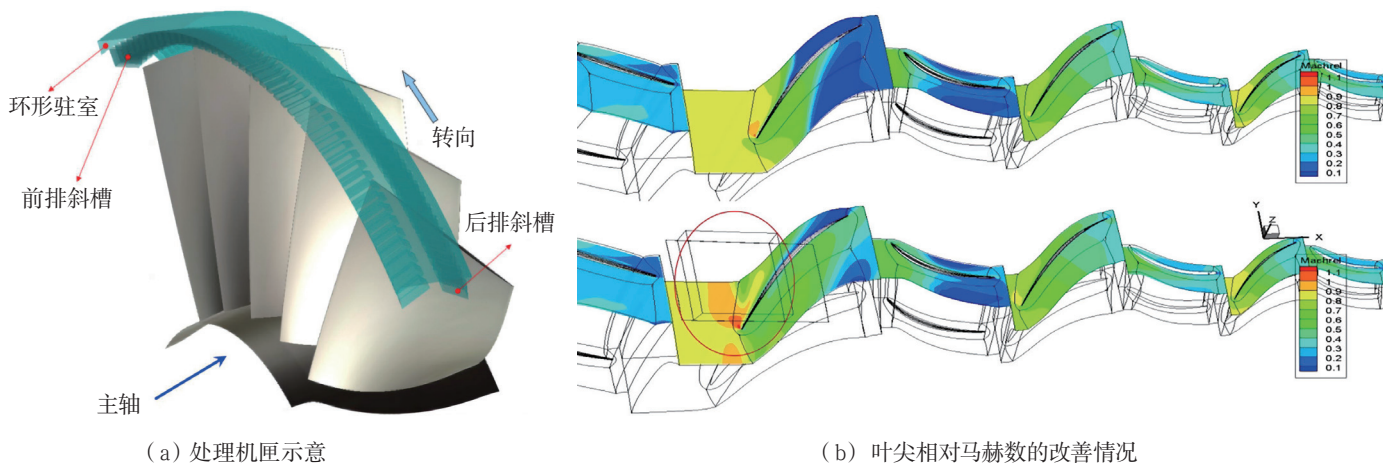


图5 处理机匣技术

压差驱动下，进入处理槽内再从转子前缘附近喷出，从而改善叶尖通道的气体流动，减弱叶尖间隙二次流动和泄漏涡的强度，改善压气机扩稳效果。机匣处理结构简单，易于实现，付出的代价是尺寸和质量增加，所以处理机匣的处理槽与主流流动一体化设计，减小掺混损失是一个攻关方向。

高负荷压气机设计的发展趋势

学科的交叉融合是未来的技术发展方向，高负荷压气机的气动设计也不例外。压气机的气动设计将会更加注重气动、结构、强度、振动等多学科的交叉融合，从先前的侧重串行设计发展为交叉融合的并行一体化设计，同时需要持续提升试验测试方面的验证能力，对设计过程的所用模型进行校核，持续提升模型的精度，以应对不断增长的性能需求和设计挑战，推动高负荷压气机设计技术的创新和发展。

学科的交叉融合能力

高负荷压气机的设计需要涵盖

多个学科领域，包括气动力学、热力学、材料科学、结构力学等。工具方法的快速发展为压气机交叉融合设计分析技术创造了条件，未来的高负荷压气机设计将更加注重学科之间的交叉融合，通过跨学科的合作与创新，获得更好的综合设计效果。例如，结构力学的知识可以用于优化叶片的强度和刚度，从而减小颤振风险；材料科学的进展可以为叶片材料的选择提供更多可能性，对发展高叶尖切线速度奠定基础。对于压气机内部流动，采用流固耦合、流声耦合、气固热耦合等方面的耦合分析研究，满足颤振抑制、吞水性能提升等设计需求，实现压气机设计综合体系能力的提升。

试验测试验证能力

提高试验测试能力，不仅从对设计结果的验证需求出发，更需要通过精细化测试加深对压气机内流动机理的认识。通过大量的试验测试研究，实现验证的充分性、保真性，建立试验数据库，以试验数据为基础进行归纳和总结，建立起相应的技术系统。

验证能力是体系能力提高的基础。通过试验数据校核设计系统中的各类假设模型，校核二维、三维仿真结果，设计系统、仿真软件由此才能逐步提高其适用性和准确性。

结束语

随着现代航空发动机对效率、可靠性和性能的要求越来越高，高负荷压气机气动设计已成为未来先进压气机设计的重要趋势。压气机的气动性能对发动机整机性能起着至关重要的作用，更为先进的设计仿真及优化手段的引入、更为精细的试验测试能力的提升，将会助推新的设计理念、流动控制方法不断向精细化发展，不断推进高负荷压气机气动设计技术的发展。

航空动力

（刘太秋，中国航发动力所，研究员，主要从事航空发动机技术研究）

参考文献

- [1] SMITH L. Axial compressor aerodesign evolution at general electric [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3):321-330.