

高负荷低压涡轮气动设计

Aerodynamic Design for Highly-Loaded Low-Pressure Turbine

■ 姚李超 邹正平 王一帆 许鹏程 杜鹏程 / 北京航空航天大学

高负荷低压涡轮技术对航空发动机减轻质量和增加效率至关重要，掌握高负荷低压涡轮内部复杂流动机理，发展精细化流动组织及气动设计技术，可为我国先进大涵道比涡扇发动机独立自主研制提供基础理论及关键技术支撑。

高负荷低压涡轮是减轻质量和增加效率的有效途径，已成为先进涡扇发动机的关键技术之一。然而，高负荷低压涡轮内部边界层转捩/分离、端区二次流动、不确定性影响等机理问题尚未完全突破，导致传统设计技术难以有效解决高负荷带来的高流动损失问题。因此，发展高精度试验及仿真技术、理清复杂流动及损失机理，对提升高负荷低压涡轮性能具有重要意义。

高负荷低压涡轮几何、气动及损失特征

高负荷低压涡轮的工作任务和环境决定其独特的几何及气动特征。在几何方面：体现出尺寸大、级数多、叶片轮毂比小而展弦比大、叶型收敛度小的特点。在气动方面：首先，上游尾迹、通道涡等二次流加剧了进口气动热力参数的不均匀性；其次，工作雷诺数低，高空状态下可低至30000~50000，此时“低雷诺数效应”明显，边界层极易分离；此外，叶片尾缘附近逆压梯度大，吸力面边界层发生分离的风险大幅提高。在流动损失方面：由于叶片展弦比大且一般带冠，二次流损失

占比较小而叶型损失占主导，其中吸力面侧损失显著高于压力面侧。对高负荷低压涡轮而言，强逆压梯度进一步加剧吸力面边界层损失，同时压力面前缘附近易出现分离泡并与二次流相互作用，导致二次流损失增大。

高负荷低压涡轮试验及仿真研究技术

实现对精细流动结构的准确识别是研究高负荷低压涡轮内部流动机理，发展精细化设计技术的关键基础。目前，试验测量和数值模拟是深入认识精细流动的基本手段，二者是现代高性能航空发动机研发体系中不可或缺的一环。

多层次试验研究技术

低压涡轮内部复杂三维非定常流动受诸多几何和气动因素影响，难以通过单一试验平台同时考虑这些影响因素。为高效、低成本地研究内部流动，须通过模拟、适当简化、相似变换等方法建立不同层次的试验平台。目前，国内外已经构建起完整的多层次试验体系，覆盖了从流动机理到工程验证等不同层次的研究范畴，如图1所示。在机理研究层面：水洞、平板、高/低

速叶栅、低速大尺寸试验台应用广泛，其对流动做适当简化，试验难度较低、成本可控，却又能捕捉到核心流动机理及关键参数的影响；其中，平板和叶栅试验台能有效模拟大多数影响边界层发展的因素（如雷诺数、尾迹、负荷分布、湍流度、叶型曲率、攻角、压缩性、端区、三维叶型等），同时便于采用热线、热膜和粒子图像测速（PIV）等高精度流场测量技术，因此在边界层流动研究中发挥重要作用；而低速试验台则可进一步考虑真实环境中离心力等体积力的影响。在工程验证层面：部件试验台主要用于性能验证及长时运行试验等；多部件/系统耦合试验台则可进一步研究多部件间的相互影响，如真实上下游边条；发动机整机试验台则可提供最为真实的工作环境。随着对内部流动简化程度的降低，试验所需考虑的影响因素越多，试验台的结构愈发复杂，其建设、试验成本更高，周期也更长。总体而言，机理性试验难以模拟极端环境，而整机环境则面临高精度测量难度高等问题。因此，在进行相关研究时应根据不同层次的研究需求选择合适的试验技术。此外，试验系统能



图 1 高负荷低压涡轮多层次试验技术

力和条件保障、测试技术应用、数据正确性评判、结果分析方法等也值得重视。

高精度数值仿真技术

总体而言, 数值模拟成本较低, 具备极端环境模拟能力和全流场演化信息记录能力, 能较为准确地刻画流场细节并量化损失, 因此在流动机理研究和工程设计中得到广泛应用。在求解纳维-斯托克斯 (N-S) 方程的框架内, 欧拉 (Euler)+ 体积力、雷诺平均 (RANS/URANS)、大涡模

拟 (LES)、混合 RANS-LES 和直接数值模拟 (DNS) 是常见的数值方法, 如图 2 所示。欧拉方法利用体积力模型考虑黏性和导热, 其对网格要求低、收敛快、鲁棒性强, 然而由于对流动进行大幅简化且精度高度依赖于体积力模型, 该方法仅应用于低维性能快速评估。雷诺平均方法基于“平均”概念采用湍流模型进行湍流模拟, 计算耗费小且能有效捕捉二次流等, 因而在工程领域发挥着巨大作用。雷诺平均方法框架

下的多维度耦合方法在低成本、快速有效预测性能方面尤其具有突出优势, 其通过低维模型可有效考虑叶冠、封严等复杂几何的影响, 并大幅节省仿真开销。然而, 由于雷诺平均方法并不区分湍流尺度且丢失脉动信息, 其精度依赖于湍流模型, 同时也难以准确预测分离和转捩等现象。DNS 方法对湍流的模拟不引入任何模型或假设, 计算精度最高, 但却存在耗费巨大及对复杂几何处理能力有限等问题。LES 方法

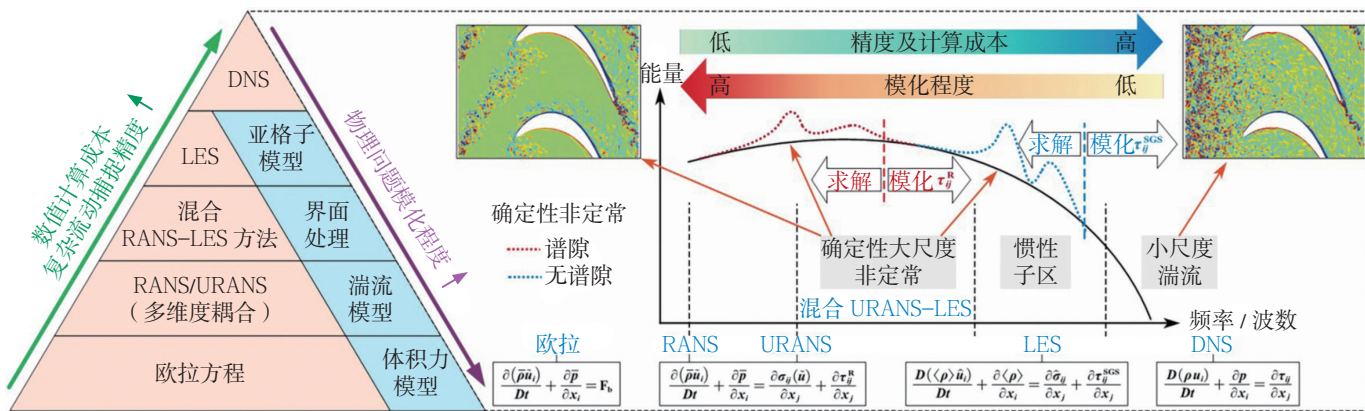


图2 计算流体力学（CFD）方法在高负荷低压涡轮研究中的适用性

既能保证对关键大尺度湍流的分辨率，又能节省对小尺度湍流求解的计算开销，其对边界层精细流动的计算精度远高于RANS方法，而耗费则远低于DNS方法，因而非常适用于边界层精细流动机理研究。混合RANS-LES方法主要用于高雷诺数流动且存在湍流脉动重构问题，在低压涡轮（尤其是低雷诺数下）流动机理研究中的应用相对较少。目前，RANS方法在工程设计中被大量应用于涡轮气动性能评估及特性计算，而LES和DNS方法则主要被用于研究边界层等精细流动机理。

湍流度和尾迹等来流条件对边界层演化和性能影响显著，准确的来流条件模拟是获得可信数值模拟结果的前提。目前，自由衰减各向同性湍流法和离散化合成湍流法在大涡模拟来流湍流生成中应用较多，二者均能生成满足预定义特征的湍流脉动场；而采用时间演化尾迹流模拟方法从充分发展的槽道湍流模拟结果中提取满足尾迹特征要求的瞬态流场即可获得典型的来流尾迹。此外，在RANS方法框架下发展工程适用的湍流/转捩模型对工程领域准确评判低压涡轮性能也十分重要，目前基于人

工智能方法进行湍流模型修正的相关研究有望在该问题上取得突破。

高负荷低压涡轮关键流动特征及机理

如前所述，控制叶型损失与端区二次流损失是提升高负荷低压涡轮性能的关键，因此，叶片表面边界层演化、叶尖泄漏流动及掺混、轮毂端区二次流动是研究人员重点关注的关键流动特征，掌握其复杂流动机理对内部流动精细化组织意义重大，如图3所示。

叶片边界层非定常演化

强逆压梯度下边界层转捩、分离是叶片边界层非定常演化的核心机理问题。研究人员结合试验测量和LES/DNS等手段对转捩及分离机理做出了合理阐释。总体而言，定常无尾迹来流下，吸力面边界层在强逆压梯度下极可能发生开式分离，导致较大的边界层损失；而在非定常来流尾迹条件下，尾迹扫略后的寂静区可将开式分离有效抑制为小尺寸分离泡，进而大幅降低损失。非定常来流尾迹抑制分离的“寂静效应”是高负荷低压涡轮中最为重要的应用之一。

低压涡轮内部气动热力条件复杂，来流尾迹、雷诺数及湍流度、负荷大小及分布、叶型曲率及粗糙度、离心力、壁面换热等诸多因素均会对边界层发展演化产生影响。研究表明，来流尾迹特征对边界层演化影响显著，适当的折合频率范围内，尾迹的非定常性对分离具有明显的抑制作用，过高或过小的折合频率则会造成寂静区的消失进而减弱对分离的抑制效果。因此，在特定工况下，存在最佳尾迹折合频率使边界层损失较低，但其与负荷大小/形式有关。尾迹流量系数的影响则具有多面性，会对边界层损失和主流损失产生综合影响。目前，针对尾迹自身特征，尤其是尾迹宽度、速度亏损及湍流强度等参数的影响机制的认识还有待深化。

来流雷诺数和湍流强度极大程度上决定了边界层内初始扰动的强弱及增长趋势，进而决定边界层的转捩和分离状态。总体而言，雷诺数的变化显著影响边界层的分离特征，低雷诺数条件下的“低雷诺数效应”将显著增加开式分离风险。对高负荷低压涡轮而言，即使高雷诺数下尾迹非定常作用将开式分离抑制为分离泡，雷

雷诺数的降低也会导致分离泡尺寸的增加，极低雷诺数下分离泡甚至无法再附而发展成为开式分离。湍流度则会对转捩位置甚至是转捩模式产生影响，高湍流度下边界层转捩起始位置前移，开式分离得到明显的抑制，但其效果仅限于一定的湍流度范围内。表面粗糙度和壁面换热因素也会影响边界层的演化。研究表明，粗糙度对叶型损失的影响效果取决于摩擦损失和分离损失的平衡，与粗糙度水平、分布以及负荷形式有关；壁面换热则会加速转捩，促进分离延迟并提前再附，进而抑制分离泡的尺寸。

真实多级环境下的“时序效应”对低压涡轮性能的影响明显，充分利用“时序效应”可能会带来气动效率的收益。然而，目前对“时序效应”相关流动机理的认识还有待深化，如多叶排“时序效应”的相

互影响、“时序效应”对边界层演化的影响等。此外，离心力等体积力、湍流度-体积力等多因素耦合作用等的影响机制也有待进一步研究。

叶冠内复杂流动及与主流的掺混

为减弱叶尖泄漏流动，低压涡轮多采用叶冠封严结构。叶冠区域流动复杂，主要由冠内（篦齿及容腔内）流动、冠外泄漏流与主流相互作用两部分组成，冠内的流动损失远高于泄漏流与主流的掺混损失。气流流经篦齿的主要流动特征与一般篦齿封严流动类似，容腔内流动可认为是多段射流，流体通过篦齿进入出口腔后会发发生不可逆流动掺混；出口腔中可能发生主流局部入侵现象，会改变涡系结构和泄漏流汇入主流的位置。

叶冠的几何结构会显著影响冠内的强三维非定常流动。研究表明，

减小进/出口腔轴向长度有利于减弱主流入侵及旋涡强度，进而降低腔内掺混损失；增加进口缘板长度可减弱叶片前缘位势场影响并抑制主流入侵；减小容腔深度有利于改善进/出口腔内的掺混损失，但会增加泄漏出流速度。冠外泄漏流与主流的掺混源于速度三角形的不匹配，掺混过程会改变下游叶排攻角进而影响其气动性能。此外，叶冠泄漏出流可能会在叶片吸力面附近诱导出高强度流向涡，加速泄漏流与主流的掺混并对下游叶排产生影响。

盘腔及轮毂端区二次流动

盘腔及轮毂端区存在大量复杂的旋涡结构，流动呈现出强三维性。盘腔内的低速冷气在复杂几何及热力条件下形成大尺度旋涡，左右着轮毂区域的封严流动，在不同工况下（尤其是过渡态中）可能会出现

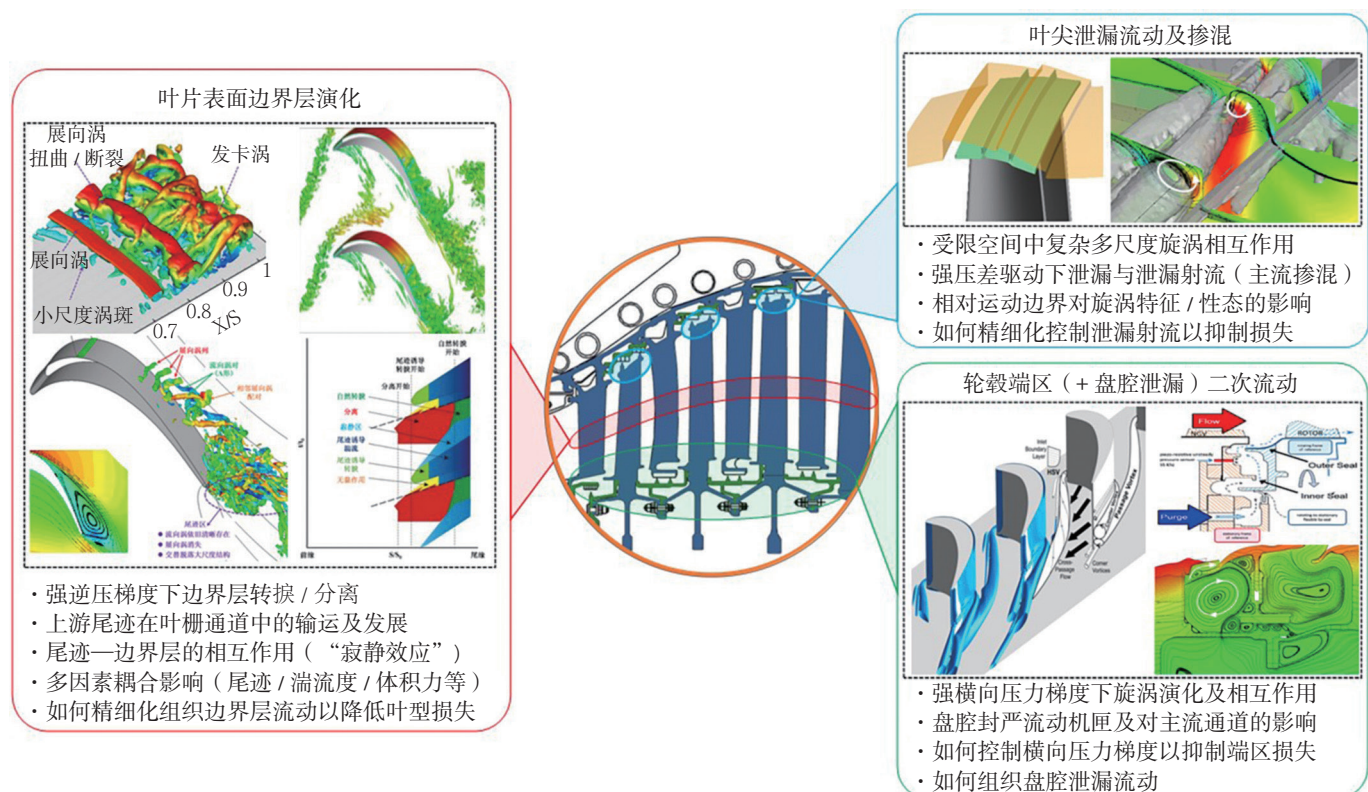


图3 高负荷低压涡轮内部关键流动特征

冷气泄漏和主流燃气入侵两种不同的流动形式。轮毂端区主要存在通道涡、马蹄涡、角涡、叶片尾缘脱落涡等复杂二次流动，叶栅通道内的强横向压强梯度会改变马蹄涡吸力面分支撞击叶片吸力面的位置，进而影响角涡的形成位置；同时迫使通道涡靠近吸力面，增强尾缘脱落涡与通道涡的相互作用，并最终加剧出口气流欠转现象。

高负荷低压涡轮薄叶片前缘附近很可能出现逆压梯度，在设计状态极易出现压力面分离泡，会对端区流动造成明显影响。分离泡内的低能流体在强横向压强梯度下会向吸力面迁移并卷入通道涡，进而增强端区通道涡；对转子而言，径向压强梯度甚至可能导致压力面分离泡的径向迁移并影响叶尖区域的二次流动。目前，对于复杂压强梯度

下压力面分离泡的演化及其与二次流动的相互作用机理的认识还有待进一步深化。

高负荷低压涡轮气动设计技术

随着对低压涡轮内部流动机理认识的不断加深，低压涡轮的气动设计逐渐从传统的粗放、定常、确定性、经验依赖的设计框架向精细化、非定常、鲁棒性、智能化设计框架发展，如图4所示。

精细化流动组织与设计

针对传统设计体系下被忽略的流动细节深入机理认知，基于此探讨精细化流动组织方法是进一步挖掘提升效率潜力的重要手段。对高负荷低压涡轮而言，精细化流动组织聚焦于叶片边界层调控、叶尖泄漏流动组织和端区旋涡调控等方面。

叶片边界层调控在于通过合理的叶型设计及应用尾迹“寂静效应”来控制边界层状态以降低流动损失。叶型设计的关键在于选择合理的负荷分布，而最佳负荷分布又与负荷水平和工况有关，尚无明确的选取准则。前加载平顶式负荷分布是高负荷叶型较好的选择之一，可降低尾缘附近逆压梯度，但也可能增加湍流摩擦损失。通过频率对尾迹“寂静效应”影响显著，选择最佳的尾迹通过频率可最大程度降低边界层损失。此外，通过前缘型线优化降低前缘与叶身的曲率不连续程度可有效抑制吸力面前缘附近的分离泡，带来明显的性能收益。

在叶尖泄漏流动组织方面，通过优化叶冠几何可有效抑制泄漏流量和减少与主流的掺混，达到控制泄漏损失的效果。改变端壁型面、采用挡板+轴/径向导流板/叶片、冠-身耦合设计等方式是控制叶冠泄漏流动的有效手段，试验验证在叶冠出口腔布置微小导流叶片可有效减小掺混和附加二次流损失，进而带来0.4%的效率提升。

在端区旋涡调控方面，非轴对称端壁及叶片端壁一体化设计得到极大关注。非轴对称端壁通过轮毂曲面造型控制压力分布以达到减弱二次流的目的，普惠公司利用该技术将高负荷叶栅的二次流损失降低13.3%。叶片端壁一体化设计通过对叶身与端壁结合处的几何进行精细调节以控制径向压强梯度进而抑制旋涡强度。此外，轮毂封严结构精细设计以及叶片全三维弯掠造型等技术在端区流动控制方面也有较好的效果。

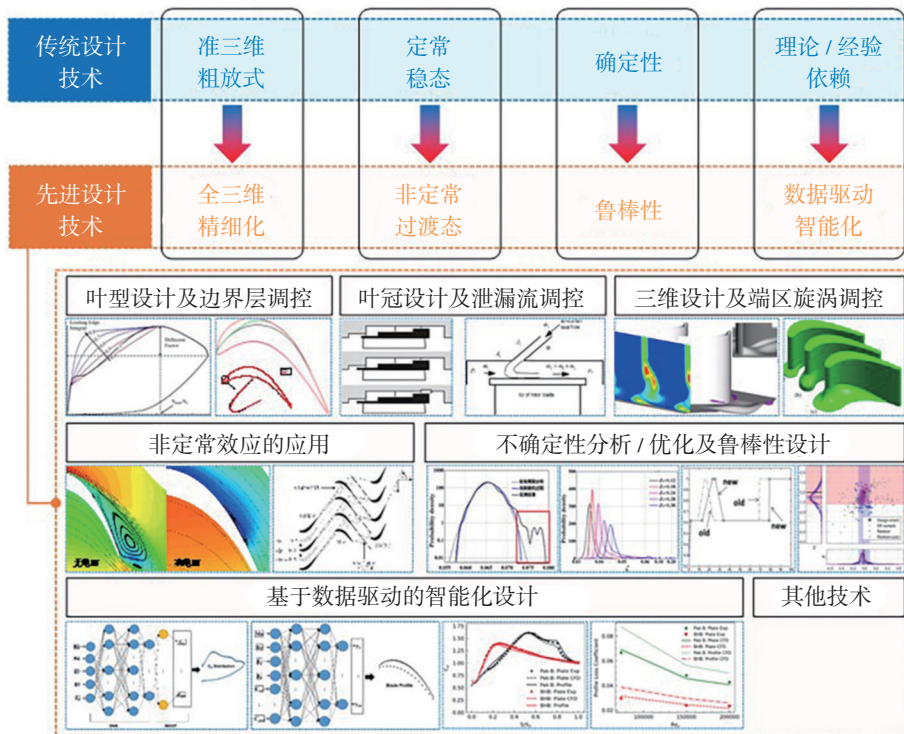


图4 低压涡轮气动设计技术发展趋势

计及非定常效应的高负荷低压

涡轮设计

“寂静效应”及“时序效应”是高负荷低压涡轮内部最为关键的非定常效应。“寂静效应”本质上是利用上游非定常尾迹与下游叶片吸力面边界层的相互作用来控制边界层的发展，提高其抗分离能力并减小摩擦损失。剑桥大学在该领域的工作直接支撑了罗罗公司多款发动机的研制，其中BR715低压涡轮叶片数减少11%。北京航空航天大学也利用该技术大幅改善了低压涡轮在高空低雷诺数下的性能，其在15000m高空的效率提高6%，20000m高空的效率与地面相比也仅下降3%。

“时序效应”本质上则是利用上下游转子或静子周向位置的相对布局引起的边界层状态或尾迹-主流掺混状态的改变来调整涡轮性能。研究表明，改变静子周向相对位置可带来高达0.8%的效率收益。然而，受上下游静子或转子数目难以一致等因素的限制，真实涡轮设计中难以实现上游尾迹完全打到下游对应叶排前缘，因此实际使用中“时序效应”收益有所削弱。

基于不确定性量化分析的鲁棒性设计

几何/气动不确定性因素直接影响到涡轮性能分散与衰减，传统确定性设计体系无法考虑不确定性的影响，掌握不确定性因素的影响规律并在实际设计与加工中考虑其影响，对低压涡轮的高效可靠运行具有重要意义。目前，不确定性量化分析方法、特定问题中不确定性参数影响规律等研究已取得不少成果，如基于实测涡轮叶型几何的不确定性建模、高负荷薄叶型不同区域几何不确定性影响规律、不同负荷分布高负荷叶型不确定

性性能的表现、过渡态中几何不确定性的影响等，能初步定性地指导涡轮设计参数的选取以及加工工艺的改进。然而，要在涡轮设计—加工—运维全生命周期中充分考虑不确定性的影响，还须进一步开展研究，包括全生命周期设计/运维数据库的建立与完善、不确定性分析方法的完善、不确定性影响机理及规律的掌握、不确定性设计准则/规范/标准的建立等。

基于数据驱动的智能设计

随着人工智能时代的到来，数据驱动方法有望成为未来涡轮气动领域的主要研究手段，推动气动设计从人工经验依赖转变为智能化。机器学习是数据驱动方法的主要工具，在处理涡轮气动设计相关问题时具有明显优势。其一，凭借强大的知识提取与迁移能力能从数据库中提取构建“几何—流动—性能”间的映射关系，从而实现各维度/层次上的快速精准设计，且可随数据库的拓展实现设计知识的积累与更新；其二，具备描述复杂几何结构及精细流动细节的能力，可实现两者间高维函数的高精度建模；其三，具备自主决策能力，能将优化问题转化为方案决策问题并利用深度强化学习处理高维非线性问题，可实现优化的高效智能化并降低迁移成本。

目前，数据驱动方法已在涡轮气动设计中有所应用，在叶片设计及气动优化方面展现出优秀的性能。如北京航空航天大学发展了一种基于数据驱动的高负荷低压涡轮叶型最佳负荷分布设计方法，可快速获得满足任意给定设计条件的最佳负荷分布和对应叶型几何，基于该方法对Pack-B叶型进行改型设计并将损失降低1.7%。未来，数据驱动有望在损失模型构建、

湍流模型修正、低/高维设计参数选取等方面取得突破，并在涡轮气动设计全流程中得到应用。

结束语

在低碳绿色、高效经济航空大背景下，高负荷低压涡轮技术是当前及未来航空动力领域核心关键技术之一，进一步持续深化对复杂流动机理的理解，发展精细化、鲁棒性、智能化先进设计技术，对助力我国航空动力技术迈向国际领先水平意义重大。

航空动力

（姚李超，北京航空航天大学，助理研究员，主要从事航空燃气轮机涡轮流动机理及设计技术相关研究）

参考文献

- [1] 邹正平,王松涛,刘火星,等.航空燃气涡轮气体动力学:流动机理及气动设计[M].上海:上海交通大学出版社,2014.
- [2] RICHARD D,VITTORIO M.Fluid dynamics of axial turbomachinery: blade- and stage-level simulations and models[J].Annual Review of Fluid Mechanics,2022,54:255-285.
- [3] COULL J,HODSON H.Predicting the profile loss of high-lift low pressure turbines[J].Journal of Turbomachinery,2012.
- [4] COULL J.Enwall loss in turbine cascades [J]. Journal of Turbomachinery, 2017,139:081004.
- [5] CHEN J,LIU C,XUAN L,et al. Knowledge-based turbomachinery design system via a deep neural network and multi-output gaussian process [J].Knowledge-Based Systems,2022,252:109352.