

大涵道比涡扇发动机涡轮内部 流动机理及气动设计技术研究进展

Research Progress on Flow Mechanism and Aerodynamic Design Method of High-Bypass-Ratio Engine Turbine

北京航空航天大学航空发动机气动热力学重点实验室

邹正平 周 琨 王 鹏 蔡 蕾
张伟昊 姚李超 邵 飞



邹正平

教授, 博士生导师。主要研究方向为叶轮机内部非定常流动机理及其在设计中的应用、数值模拟及评估技术、低雷诺数叶轮机气体动力学及设计、流动控制技术、多学科耦合机理、军民先进高负荷涡轮气动设计技术、微小推力发动机及微型燃气轮机设计技术、航空涡轮增压器设计技术、洋流发电叶片设计技术等。

大涵道比涡扇发动机是现代民航客机的主流动力装置。随着航空工业的发展,对民用发动机提出更严格的要求,如具备更高经济性、更低的噪音、更少的污染物排放

对低雷诺数低压涡轮而言,在设计中利用上游尾迹对下游边界层的非定常效应能够有效地减少涡轮叶型损失,其关键在于合理选择尾迹诱导转捩的通过频率和低压涡轮叶片表面负荷分布形式,而尾迹通过频率的选择主要结合负荷分布,以达到叶片吸力面尾缘无非再附式分离为佳。

等。1999年, NASA围绕大涵道比涡扇发动机实施了“超高效发动机技术(U EET)”计划,目标是与GE90同水平的发动机相比,耗油率降低10%,噪声降低10dB, NO_x 排放量降低20%,使用费用降低50%; 欧盟国家联合实施了高效和环境友好的航空发动机计划(EEFAE)、大幅降低噪声计划(SILENCE)、电力优化计划(POA)、环境友好的航空发动机计划(VITAL)、新型航空发动机方案(NEWAC)等,对发动机的经济性、耗油率、污染物噪声排放等分别提出更高标准。在这种情况下,作为发动机三大部件之一的涡轮部件,需要不断地提高气动性能、可靠性和寿命,并降低重量和制造维护成本,因此与涡轮相关的流动机理研究和设计技

术有了很大进展。为此,本文将从几个方面分别评述大涵道比涡扇发动机涡轮部件内部复杂流动机理及气动设计技术的研究进展。

高压涡轮内部复杂流动机理及气动设计技术

高压涡轮作为核心机关键部件之一,为得到更高的性能,其热负荷和机械负荷不断提高。目前大涵道比涡扇发动机的涡轮前温度已达到1800K,转速已超过15000r/min; 并且为了燃气在很短的距离内膨胀做功,高压涡轮还处于强压力梯度和强温度梯度中。在如此恶劣的环境下,其寿命还要达到10000~20000h,这就对高压涡轮的设计提出很大挑战。

1 高压涡轮内部复杂流动机理

在小展弦比高压涡轮中,端区二次流损失是其气动损失的主要来源之一。为此国内外有大量研究工作:Wang^[1]提出如图1所示的端区旋涡模型;牛津大学 Miller 等人^[2]研究并获得了涡轮端区详细的非定常流动图画;剑桥大学 Hodson 等^[3-5]研究发现,上游通道涡对转子内部的流动存在有利影响;慕蕾^[6]、周琨等^[7]研究发现,满足一定条件的上游非定常尾迹能够削弱下游涡轮端区二次流强度。

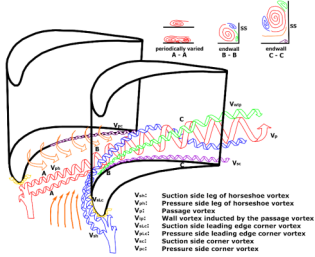


图1 涡轮通道内端区二次流结构示意图

高压涡轮转子叶尖间隙对于涡轮气动性能会造成不利影响。研究表明,高压涡轮的间隙减小0.25mm,发动机耗油率下降1%,EGT减小10℃^[8]。Moore、Sjolander 等人^[9]分别建立了涡轮叶尖间隙泄漏模型;Hodson 等人^[10]给出了低速大尺寸平面涡轮叶栅叶尖泄漏流的测量结果和流动结构;Denton^[11]提出了不可压条件下叶尖间隙损失模型;邵卫卫等人^[12]把该模型推广到可压缩流情况下;Yamamoto、Govardan 等人^[13]的研究还发现叶尖泄漏涡和通道涡之间会相互促进;剑桥大学 Payne 等人^[14]通过试验和数值研究表明,受高压涡轮转、静子之间的相互作用影响,泄漏涡的强度和位置均发生了改变;慕蕾^[15]深入分析了涡轮尖区非定常流动物理机制。

激波与叶片排之间的相互作用会引起强烈的非定常效应,从而影响涡轮性能。激波的非定常效应主要体现在以下三方面(如图2所示):其一,周期性激波作用在下游叶片排

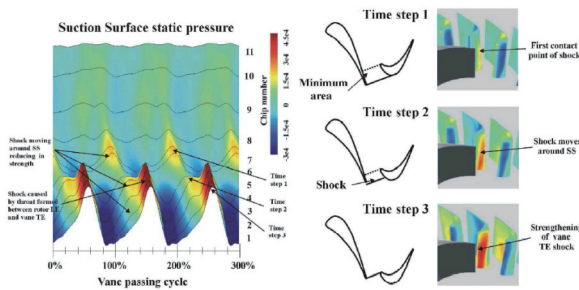


图2 激波的非定常作用

时,使得叶片表面产生强烈的非定常作用力^[16],有可能引起涡轮叶片高周疲劳和叶片振动;其二,当激波作用在下游叶片边界层时,使得边界层附近的压力梯度急剧增大,可能引起边界层局部产生分离^[17];其三,受非定常流动影响,激波自身的周期性运动也会使流动损失增加。

冷气与主流之间发生卷吸和掺混,影响了高压涡轮的性能。Ammari^[18]等研究表明传热系数比随着离射流孔距离的增大而减小;Ou、Mehendale^[19]等研究表明,上游尾迹和冷气射流增加了吸力面传热系数;Rajendran^[20]等研究表明尾缘冷气喷射对叶片表面压力分布影响较小;邹正平等^[21]进行了大涡模拟研究,捕捉到如图3所示的方孔附近的大尺度旋涡结构,其在流场的演化中具有主导作用,此外还利用试验和数值模拟研究了不同冷气量和冷气喷射角度下轮毂封严气体与主流和二次流的相互作用。

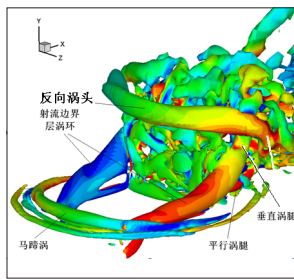


图3 着色的瞬态流场旋涡结构

由于“理想”膨胀过程和冷气源位置的选择方式不同,造成了冷却涡轮效率定义的不同。Joachim Kurzke^[23]提出了一种定义效率的方

法,考虑了各股冷气的做功能力,并认为动叶上的冷气、缘板处的冷气不做功。剑桥大学 Young 和 Horlock^[22]则提出了3种不同的方法,最终认为FR的定义更为合理。

2 高效高负荷高压涡轮气动设计技术

对高压涡轮内部复杂流动机理有了深入的研究和认识后,相关的气动设计技术就得到了发展和应用。三维弯扭掠造型是由我国的王仲奇教授和俄罗斯的费里鲍夫在20世纪60年代初共同提出的^[24]。对此国内外做了大量研究工作:Harrison^[25]研究表明弯叶片降低了涡轮叶片端区二次流损失,增大了涡轮级效率;Schobeiri M. T. 等人^[26]研究表明采用弯叶片能有效减小端区二次流范围,从而增大涡轮级效率;徐力平、邹正平等给出了叶片三维造型参数对于径向和弦向负荷分布影响的关系^[27];Hodson 等发现掠型叶片的轮毂和机匣的端区损失分别减小了24%和39%,并提出主流径向迁移也是减弱端区损失的重要原因^[28]。三维叶片造型技术已经在发动机中得到了广泛的应用,如图4所示,在Trent 1000的涡轮部件中,高压涡轮导叶应用了弯扭造型,而中压涡轮动叶应用了大角度的掠型。

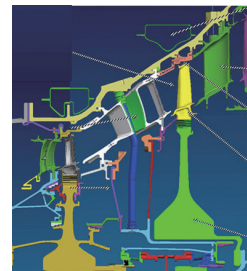


图4 弯掠造型应用

涡轮内波系组织技术可以总结为2个方面,控制叶背尾缘型线和

采用收扩叶型。关于第1种方法, Toyotaka Sonoda 等人采用了叶背尾缘局部负曲率, 总压损失明显减弱^[29]; 史文斌、周琨应用以下修型措施: 减小尾缘弯折角、吸力面尾缘局部修型、减小吸力面喉道后曲率或负曲率、尾缘椭圆修型等, 实验结果表明上述修型有效, 且吸力面喉道后负曲率最佳, 比原型的损失减少30%以上^[30]。关于第2种方法, NASA 和 GE 公司合作, 设计膨胀比达5.5的高载荷单级高压涡轮, 采用收敛扩散式叶型有效地降低了激波损失, 如图5所示^[31]; 周杨将收扩叶型应用在马赫数高达1.5的某高压涡轮中, 并已在中航工业涡轮研究院试验成功, 整机效率高于91.0%^[32]。

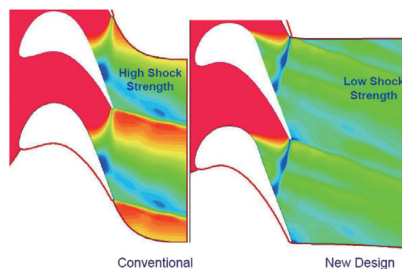


图5 波系组织方法

叶尖几何形状改进方法有叶尖处加肋条、叶尖加小翼2类。关于叶尖加肋条的研究工作有: Booth^[33]证实了叶尖处加肋条与平叶尖相比具有优越性; Ameri^[34]的研究表明凹槽形叶尖与平叶尖相比泄漏流量减小, 效率没有明显改善; GE 公司^[35]在叶尖吸力面处安放肋条, 同时在压力面附近安放搁板, 结果表明吸力面肋条加斜搁板的情况泄漏流量最小, 效率最高。关于叶尖加小翼的研究工作有: Patel^[36]的研究显示通过叶尖加小翼, 涡轮级效率提高了1.2%; Harvey 和 Ramsden^[37]研究表明叶尖改型之后, 叶尖泄漏损失降低31%, 效率提高1.2%~1.8%; 剑桥大学 Schabowski 和 Hodson^[38]对比研究了不同组合, 结果表明肋条加小翼的组合最佳, 与原始叶尖相比损失下

降了22%; Booth 等^[39]尝试了不同小翼形状, 使得涡轮转子的效率提高了0.6%。叶尖造型技术已在实际发动机中得到了广泛的应用, 如新一代民用大涵道比发动机 LEAPX, 在控制叶尖损失方面发挥了重要的作用。

端区叶片前缘形状的改型有2种, 带状结构和球状结构。Zess 和 Thole^[40]研究得到了对二次流控制效果最佳的带状前缘; Sauer 等人^[41]研究表明一种吸力面侧加大的不对称球状前缘能起到削弱通道涡的作用; Becz 和 Majewski^[42]对带状结构和2种球状结构的前缘改型均进行了研究, 如图6所示, 结果表明带状结构和小尺寸球状结构结合起来, 能得到一种控制二次流损失最优的前缘几何形状。

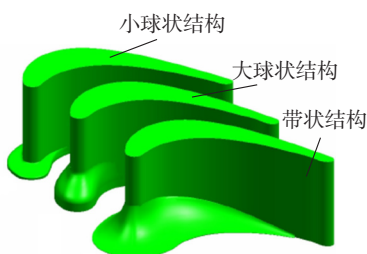


图6 不同结构前缘改型示意图

非轴对称端壁造型是指对端壁型面进行新的造型, 从而达到减小二次流损失提高效率的目的, 如图7所示。Kopper 等人^[43]研究表明非轴对称端壁造型减小了17%叶栅流动损失; 彭绍辉等人研究了5种不同的非轴对称端壁造型, 结果发现采用上凸10%型最大可使涡轮效率提高0.57%^[44]。非轴对称端壁造型技术已在实际发动机中得到了广泛的应用, Durham 大学与 R·R 公司合作, 成功地将非轴对称端壁造型技术应用于 TREN7500 的高压涡轮上, 使效率提

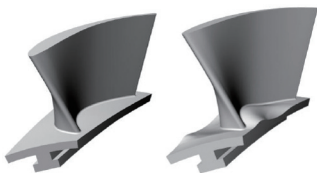


图7 非轴对称端壁

高 $0.59\% \pm 0.25\%$ ^[45]。此外, 非轴对称端壁造型技术也用在高低压涡轮的过渡段中^[46]。

级间过渡段内部复杂流动机理及气动设计技术

在大涵道比涡扇发动机中, 高低压轴的转速差增大了高低压涡轮的直径差, 二者需要采用过渡段连接, 如图8所示。为了减重而缩短过渡段轴向长度, 需采用大扩张角度; 为了便于结构布局的考虑, 过渡段内会安排若干厚度较大的支板; 此外过渡段还要受到高压涡轮出口流场的影响。在这种不利前提下, 既要保证自身流动损失小, 又要减速扩压、为低压涡轮提供合适的来流条件, 过渡段的设计难度大大增加。因此, 有必要详细研究内部复杂流动的机理, 从而为过渡段的设计技术提供必要的支持。

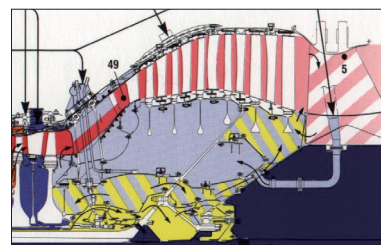


图8 GE90发动机过渡段

1 大扩张角涡轮级间过渡段内部复杂流动机理

来流条件对于过渡段内的流动有很大的影响: Dominy 和 Kirkham^[47]测得上游尾迹与主流的相互作用, 使出口气流角产生 4° 的偏移。Miller 等^[48]研究表明, 叶尖泄漏流使得叶片表面分离明显加大, 叶型损失增大了约6%, 如图9所示; Malzacher、Sanz 等^[49]均认为上游转子叶尖间隙有利于改善过渡段上通道流动, 但叶尖间隙的损失系数明显增大; Marn 等^[50]研究得出叶尖间隙的大小影响分离的发展, 同时没有上游转子边界条件便不能准确预测流场中涡结构; Arroyo 等^[51]研究表明2种非设计工

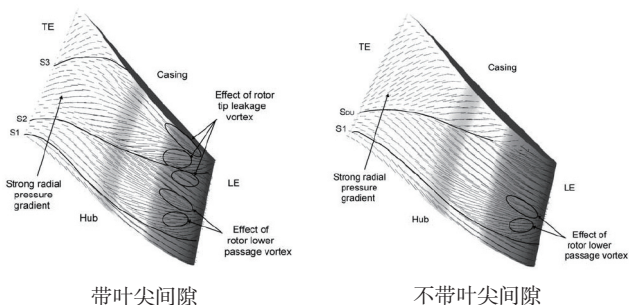


图9 Miller等数值模拟的吸力面极限流线

况的总压损失系数均显著大于设计工况。

此外,过渡段本身的流道和支板叶型对流动也有很大影响。Gottlich^[52]指出外端壁第一个转弯之后是最容易发生分离的区域;Durham大学^[53]实验研究表明,厚支板带来的堵塞效应非常明显,使得过渡段效率从75.6%下降至54%;Turbomeca公司^[54]的数值模拟结果表明,过渡段总压损失随着支板最大厚度与弦长之比的增大而增大。

2 紧凑低损失涡轮级间过渡段的气动设计技术

在详细研究大扩张角过渡段内部流动机理的基础上,提出了若干设计技术。过渡段与支板的一体化设计技术是其中一种,Wallin等人^[55]对一个大扩张角过渡段进行了流道和支板一体化设计和优化工作,使流动损失减小了约25%;Marn等人^[56]完成一个过渡段的一体化设计并进行了实验研究,实现了整个叶高上的损失减小;大小支板设计技术也可以缩短发动机轴向长度减轻重量,Lavagnoli等人^[57]提出在过渡段内包含16个大支板及48片小叶片,非定常计算和实验研究证实了这种设计方法的可行性。

低压涡轮内部复杂流动机理及气动设计技术

发动机涵道比增大意味着风扇转速的降低,进而限制了与之相连接的低压涡轮的转速,这使得低压涡轮

基元级的做功能力很弱。为了满足输出功的要求,低压涡轮不得不具有尺寸大、级数多和负荷高的基本特征。同时,对于民用大涵道比涡扇发动机,巡航状态下叶片雷诺

数较低,这成为影响低压涡轮性能的另一重要特征。由于低压涡轮部件的效率对整个发动机的影响很大^[58],因此,深入理解低压涡轮内部复杂流动机理,发展高效高负荷的低压涡轮气动设计技术对于民用航空发动机而言至关重要。

1 低压涡轮内部复杂流动机理

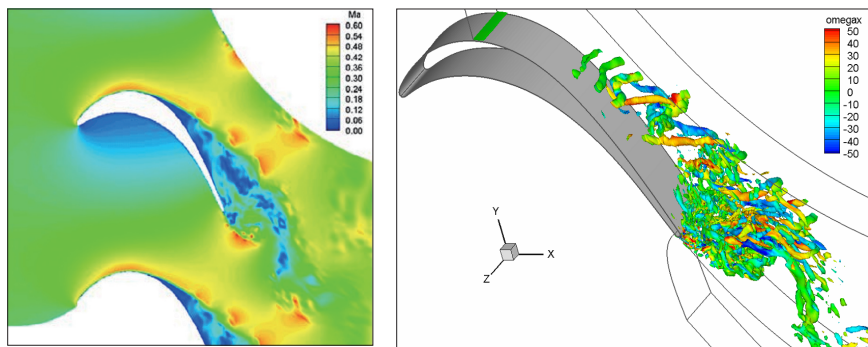


图10 低压涡轮吸力面分离流动的大涡模拟研究

对于大涵道比发动机的低压涡轮,由于尺寸大等原因,叶型损失成为影响效率的主要因素^[59]。叶型损失中吸力面的损失是主要部分^[60]。对于附着边界层,Denton^[11]指出,边界层单位面积上的损失与当地边界层边缘速度的3次方成正比,表明合理的叶型速度分布形式是控制边界层损失的重要手段之一。此外,叶片吸力面的边界层一旦发生分离,叶型损失就可能急剧上升。Dovgal^[61]等总结了分离泡不稳定及相关现象的研究进展。叶建^[62]等利用大涡模拟程序对低压涡轮吸力面的分离流动机理进行了研究,如图10所示。该叶栅分离区的流动存在强烈的非定

常性,和势流区的界面也极不规则,分离区的边界层离开壁面形成自由剪切层,初始连续的涡层卷起一个个展向涡向下游输运,尺寸不断增加。

低雷诺数对涡轮性能的影响主要体现在对叶片吸力面边界层转换和分离等的影响上。图11给出了雷诺数对叶栅性能及叶片表面吸力面流动图画的影响^[63]。由图可知,在高雷诺数情况下,边界层保持为湍流状态,流动损失较小,而当发生湍流分离时,损失才略增加;当雷诺数很低的条件下,流动维持层流状态,损失非常低,但是,一旦发生层流分离,流动损失就会急剧上升。当民用飞机在高空巡航状态飞行时,其发动机部件会工作于很低的雷诺数条件下,层流边界层趋向分离。

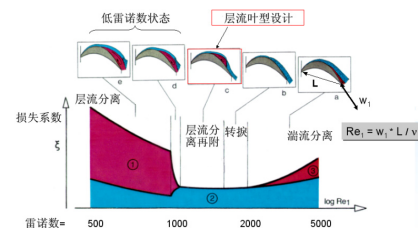


图11 雷诺数对流动图画损失的影响

低压涡轮动叶叶冠的泄漏流与主流的相互作用会带来掺混损失,而叶冠的几何参数对损失的影响尤为明显。Bohn等人^[64]研究了几何参数的变化对损失的影响。Porreca等人^[65]指出,叶冠几何的微小变化对涡轮性能有显著的影响。Nirmalan等人^[66]指出,叶冠的设计要兼顾考虑气动性能、冷却效果和结构的限制。

研究者一直致力于叶冠泄漏损失模型的研究。Denton^[11]提出的模型表明,为了减小泄漏流与主流在叶冠出口处的掺混损失,需要使泄漏流的周向速度更接近主流的周向速度。另外,如何在数值模拟中准确考虑叶冠的影响也是研究者关注的重点。Rosic等人^[67]的研究表明,利用简单的源项模型可以模拟除了周向参数的变化以外的叶冠泄漏流动的主要特征。

大涵道比发动机低压涡轮叶型的高负荷特征给涡轮部件内部流动带了新的问题。一方面,高负荷叶型的吸力面尾缘难以避免存在较强的逆压梯度,这会增大边界层分离的危险。另一方面,实心的薄叶片被广泛采用,但是随着负荷的不断提高,这种叶片在压力面前缘附近难以避免会出现逆压梯度,极易形成压力面分离。这些因素都会造成通道内二次流的增强。高负荷叶型内部二次流动已经引起研究者的关注。Hodson^[68]曾对此进行了研究,但没有得到定量结果。Yamamoto^[69]的研究发现,减少攻角对二次流强度的抑制作用在攻角大于某一阈值时才成立。Hodson^[70]利用4种相同吸力面但不同压力面的叶型研究了压力面分离对二次流的影响,结果表明厚叶型的总压损失最小。

2 高效高负荷低压涡轮的气动设计技术

为实现高负荷低压涡轮的设计,可以利用上游尾迹寂静区对叶片表面边界层转捩和分离的抑制作用,控制高负荷涡轮叶型的损失。Curtis等^[71]在实验中利用周期运动的尾迹杆的作用来模拟上游非定常尾迹,通过测得的边界层和升力数据改进叶型的设计,成功地在效率保持不变的情况下使叶片数目减少了20%。Haselbach等^[72]成功地将非定常尾迹与边界层的相互作用运用在超高升力低压涡轮设计上。González^[73]利用相同的非定常控制概念和压力

分布形式对TRENT500低压涡轮进行了优化。R·R公司将高/超高负荷叶型运用于BR715发动机的低压涡轮设计,其中HL采用高负荷叶型,而UHL在其基础上对涡轮第二级和第三级采用了超高负荷叶型设计。实验表明,HL气动效率较原始BR710低压涡轮上升了近1%^[74];而与HL相比,UHL在设计点性能稍有降低。

对低雷诺数低压涡轮而言,在设计中利用上游尾迹对下游边界层的非定常效应能够有效地减少涡轮叶型损失,其关键在于合理选择尾迹诱导转捩的通过频率和低压涡轮叶片表面负荷分布形式,而尾迹通过频率的选择主要结合负荷分布,以达到叶片吸力面尾缘无非再附式分离为佳。Hodson等^[75]研究发现,利用上游叶片排尾迹与下游叶片表面边界层相互作用的非定常效应可以有效地控制叶片表面边界层的分离,减少叶型损失。文献[76]指出,寻找适用于低雷诺数情况下低压涡轮表面的负荷分布形式,对于低压涡轮的设计十分重要。冯涛等^[77]指出均匀加载形式对雷诺数的敏感程度小,更适应低雷诺数条件下工作,但该研究没有考虑上游尾迹的非定常作用。杨琳等^[78]的研究结果表明,在一定范围低雷诺数的非定常条件下,采用适当的后加载形式,能够使得尾缘的分离得到有效的控制。

齿轮传动涡扇发动机利用齿轮减速器确保风扇、增压压气机和低压涡轮工作于各自的最佳转速下,从而达到发动机最优化设计的目的^[79]。过去20年来,P&W和MTU等公司^[80]对齿轮传动涡扇发动机开展了一系列研究工作,并将一些先进技术成功运用到了其合作研发的PW1000发动机。

对转涡轮在大涵道比涡扇发动机中的应用

对转涡轮应用在民用大涵道比涡扇发动机中,可以提高涡轮部件的

效率,并减少级数或叶片数目,同时对高低压涡轮间的大扩张角过渡段的流动有利^[81]。美国1978年开始的E3计划中,P&W公司就提出了一级高压涡轮和四级低压涡轮的对转涡轮方案,使低压涡轮第一级导叶转折角从常规的 100° 减小至 13° ^[82],大大减小了低压涡轮中的流动损失。Louis、Mossca^[83]研究了对转涡轮的速度三角形参数对性能的影响规律;国内徐建中院士课题组对1+1/2型对转涡轮的气动性能、速度三角形特点进行系统研究^[84];邹正平等建立了对转涡轮的气动设计体系,并完成了某1+1/2对转涡轮气动方案的设计,与中航工业涡轮研究院合作,在其涡轮性能试验台进行了成功的试验^[32,81]。由于对转涡轮的性能具有很大优势及设计技术日益完善,已经越来越多地应用于民用大涵道比涡扇发动机的型号中。GE公司在GE90-115B和GENx应用了对转涡轮技术,如图12所示,其中GENx其涡轮设计采用了2级高压涡轮和7级低压涡轮对转的方案,涡轮叶片数目与GE90相比减少了15%~30%,制造成本和维护成本大大降低^[85];罗罗公司研制的三转子民用发动机Trent-1000和TrentXWB,涡轮部件采用了中压涡轮与高低压涡轮对转的对转涡轮气动布局;P&W公司最新研制的PW8000和PW1000G发动机上也分别采用了对转涡轮技术^[86]。



图12 GE公司的GENx发动机剖视图

涡轮内部流动控制技术

1 叶尖间隙主动控制技术

随着现代民用大涵道比涡扇发动机的高压涡轮负荷越来越高,对涡轮叶尖间隙进行控制显得尤为重要。在20世纪70年代末80年代初,主动间隙控制方法已开始得到使用。与被动控制相比,主动控制技术能够独立地工作在任何状态下并保持较小的叶尖间隙。主动间隙控制方法存在的问题主要是反应较慢,有时在巡航状态还缺乏对最小间隙的控制能力。为了改进现有技术,NASA设计和制作了第一代机械作动式主动间隙控制系统^[87],实验结果表明此机械式主动间隙控制系统最大作动位移可达2.032mm,完全满足了发动机间隙控制的需要。图13为系统测试台试验图,测试台上装有9个机械作动器。

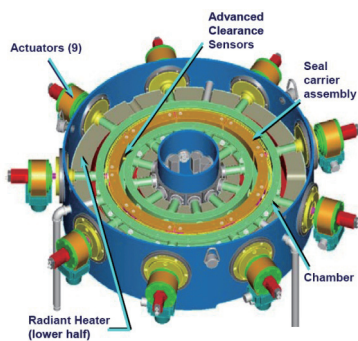


图13 FACC系统测试台

2 高负荷涡轮控制技术

在高负荷/低雷诺数情况下,叶片表面的分离往往难以避免。在设计中控制和抑制叶片表面的流动分离显得意义重大。控制边界层的发展,首先可从负荷分布着手,文献[76]表明负荷分布直接影响到叶片表面边界层的发展、分离及转捩过程。其次还可以使用叶片表面处理方法。Lake^[88]在Pak-B叶型表面添加绊线,雷诺数较低时流动损失降低。Böge等人^[89]则研究了吸力面表面粗糙度对低雷诺数条件下低压涡轮性能的影响,在雷诺数较小时,损失大幅减小。此外利用叶片表面打孔产生流向涡的方法也能对分离

进行抑制。另外,也可以通过主动引入流向涡来进行分离流的控制。Bons^[90]等人利用涡发生器对低雷诺数情况下工作的低压涡轮中分离进行了控制,结果表明尾迹亏损大幅减少,分离基本上被消除。

涡轮多学科综合设计技术

为降低涡轮噪声,需要发展低压涡轮气动声学设计技术,主要有:利用模式匹配法选择合适的叶片数使扰动频率截止;控制叶片表面边界层发展而减小尾迹;增加转静叶片排的距离;改变转静干涉的相位分布;利用低压涡轮后的周向倾斜支板。

乔渭阳教授课题组,在低压涡轮转静干涉的噪声研究方面做了大量的工作^[91]。为预测冷气对涡轮性能影响,需要发展气动与冷却一体化设计的方法,在设计阶段准确评估涡轮性能,掌握涡轮部件的温度分布,优化设计冷却系统。因此,需要发展流热耦合计算工具,提高在大量冷气下涡轮性能预测的精度,李宇开发了流/热耦合数值模拟程序平台,研究了内冷涡轮叶片的耦合换热问题^[92]。为了控制涡轮叶片的颤振,需要发展气动与振动耦合的设计方法,在初始的气动设计中考虑叶片的振动稳定性问题。张正秋利用数值模拟,探讨了叶轮机械内部颤振的物理机制,并将稳定性参数云图作为叶片设计阶段的颤振稳定性预测工具^[93]。涡轮叶片产生变形、前尾缘局部磨损烧蚀等状态的变化,会使涡轮部件的性能衰退,需发展考虑工艺材料的设计技术,在初始的气动设计阶段通过设计参数的合理选取和叶型的优化,保证发动机在长时间运转后涡轮部件的性能水平和设计状态偏较小。张伟昊利用数值模拟的方法,对于涡轮叶型偏差、前缘形状变化、安装角变化、轮毂缘板进口圆角等进行了一系列研究,初步得到了对涡轮部件性能的

影响规律^[94],为考虑工艺材料的设计技术提供了支持。

展望

近年来,在世界上几个主要航空发动机技术先进国家的引领下,大涵道比涡扇发动机的设计制造技术得到了突飞猛进的发展。在这其中,对大涵道比涡扇发动机涡轮部件的研究也取得了许多重要的成果和突破。本文通过对国内外文献的调研,对当今大涵道比涡扇发动机涡轮内部复杂流动机理及气动设计技术的研究进行了评述。从当前的技术背景和研究现状出发,对这一领域的发展趋势进行了以下几个方面的预测:

(1) 在机理研究方面:使用更加精细的方法捕捉不同长度和时间尺度的非定常流动特征,更准确且细致的分析涡轮内部各种非定常复杂流动,进一步提高对涡轮内部复杂流动机理的认识,为气动设计技术提供充分的理论支撑,从而进一步提高涡轮的整体性能。

(2) 在多学科耦合方面:涡轮设计技术不仅应以追求高性能为目标,还需要考虑涡轮的寿命、可靠性、环保性等多个学科因素,同时兼顾生产、使用和维护成本,因而进行基于多学科耦合的涡轮设计方法是未来的发展趋势。

(3) 在多部件匹配方面:发动机的正常工作状态不仅需要各个系统具有优越的性能,还需要各个系统相互之间无障碍的共同工作。作为发动机动力来源的涡轮系统,更加需要与空气系统、压缩系统,燃烧系统和排气系统等之间的良好匹配,从而实现涡轮系统在各种工况下均具有优良的性能和长久的使用寿命。

本文共有参考文献94篇,因篇幅所限未能一一列出,如有需要请向本刊编辑部索取。

(责编 夏宛)