燃气轮机变几何涡轮气动技术研究进展

高杰*, 郑群, 岳国强, 董平, 姜玉廷

哈尔滨工程大学动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001

* E-mail: gaojie_d@hrbeu.edu.cn

收稿日期: 2018-01-03; 接受日期: 2018-04-19; 网络版发表日期: 2018-06-19

国家自然科学基金(批准号: 51779051, 51406039)、中央高校基本科研业务费专项资金面向国家重大需求培育计划(编号: HEUCFP201720)和黑龙江省自然科学基金(编号: QC2016059)资助项目

摘要 变几何涡轮技术是有效提高燃气轮机加减速特性和低工况性能的技术手段之一, 但变几何涡轮设计难度大, 其设计状态效率总是低于固定几何涡轮, 并且可调静叶无论开大或关小, 涡轮效率皆有明显降低, 这部分抵消了涡轮变几何带来的燃气轮机循环收益. 为了将涡轮变几何技术成功地应用于船舶等燃气轮机, 开展高效变几何涡轮气动技术的研究自然具有非常现实的国防意义和重要的工程应用前景. 本文主要从变几何涡轮特性、变几何涡轮端区流动机理及损失控制和变几何涡轮设计特点等方面对燃气轮机变几何涡轮气动技术的研究进展进行综述. 还对变几何涡轮研究存在的问题进行了系统总结, 并展望了变几何涡轮气动技术的未来研究重点和发展趋势.

关键词 变几何涡轮, 子午扩张, 间隙泄漏流, 全工况, 气动设计

1 引言

船舶燃气轮机在其寿命期90%以上的时间都在部分负荷工况下运行, 而非设计点运行会导致热力参数发生变化, 进而导致耗油率急剧升高. 国外尤其是美英等发达国家在船舶燃气轮机动力涡轮(以下简称涡轮)的气动设计中, 由于采用了变几何涡轮技术(图1), 燃气轮机各部件之间的匹配关系得到了有效调节和优化, 从而提高了整个机组的加减速特性和低工况性能^[1], 例如美国LM1600船舶燃气轮机动力涡轮第1级静叶片的安装角可以通过电子调节系统来调节, 以提高船舶的机动性^[2]. 在美国海军与罗·罗公司等合作开

发且已在驱逐舰、航母上应用的大功率WR-21船舶间冷回热燃气轮机上同样采用了变几何涡轮技术(图2), 这使其变工况性能曲线变得更加平坦, 部分负荷下燃气轮机的性能得到进一步改善; 整体上, WR-21在1/3额定负荷下仍有接近额定值(42%)的效率: 41.2%, 与简单循环LM2500燃气轮机相比能降低约30%~40%的年燃油消耗量, 现已成为新一代船舶燃气轮机的象征^[4].

变几何涡轮的采用, 固然能满足对船舶燃气轮机提出的十分苛刻的性能要求, 然而变几何涡轮的设计难度很大, 尽管在气动和结构设计时想尽办法减少变几何带来的附加损失, 但变几何涡轮自身的设计工况

引用格式: 高杰, 郑群, 岳国强, 等. 燃气轮机变几何涡轮气动技术研究进展. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 1141–1150

Gao J, Zheng Q, Yue G Q, et al. Advances in variable geometry turbine aerodynamic technology for gas turbines (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 1141–1150, doi: 10.1360/N092018-00003

图1 (网络版彩图)1.5级变几何涡轮结构示意图

图2 WR-21变几何涡轮结构^[3]

点效率总是低于定几何涡轮, 且效率降低2%左右^[5]. NASA Lewis研究中心Moffitt等人^[6]早期针对可调静叶开度变化 $\pm 30\%$ 对单级旋转涡轮影响的试验研究进一步指出: 可调静叶开大时效率降低量为1.5%, 关小时效率降低量高达5.5%. 近来, 哈尔滨工程大学冯永明和刘顺隆^[7]对某型现代船舶燃气轮机变几何涡轮流场的计算分析也指出: 可调静叶关小使整个变几何涡轮的效率显著下降了1%~5%. 可见, 可调静叶无论开大或关小, 涡轮效率皆有明显降低, 这部分抵消了涡轮变几何带来的燃气轮机循环收益. 此外, 变几何的采用也导致了燃气轮机结构及调节更为复杂、燃气轮机安全性降低等问题, 例如变几何产生的快速节流往往会引起气流振荡的危险^[8].

综上所述, 对于高效变几何涡轮气动技术的研究具有非常现实的国防意义和重要的应用前景, 也是近年来国内外燃气轮机领域研究的热点和难点问题之一. 为此, 本文将从以下4个方面对燃气轮机变几何涡轮

气动技术的研究进展进行综述: 变几何涡轮特性、变几何涡轮端区流动机理及损失控制、变几何涡轮设计特点以及变几何涡轮研究存在的问题, 力图梳理出变几何涡轮气动技术的发展脉络, 最后对未来的研究重点和发展趋势进行展望.

2 变几何涡轮特性

早在20世纪五六十年代, 西方先进国家就已开展燃气轮机变几何涡轮技术可行性的理论研究和试验验证研究, 并逐步确定采用静叶安装角可调的变几何涡轮技术方案^[5]. 从此, 采用可调静叶技术方案的变几何涡轮逐步得到世界各国研究学者的关注与不懈研究.

涡轮静叶可调给流量的调节提供了更大的自由度, 但同时也改变了涡轮的特性^[9]. 国内外学者针对变几何涡轮的研究最先就是从其变几何特性及其对燃气轮机性能的影响上开始的, 目前对此已有基本了解. 一般认为, 涡轮变几何改变了静叶喉部面积, 进而导致涡轮的堵塞点、反动度、损失、效率等参数发生明显变化(关小静叶减小了静叶喉部面积和流量, 而开大静叶则增大了流量), 从而影响到整机的性能^[10-12]; 总体上, 减小静叶喉部面积对流量影响相对较大, 而增大静叶喉部面积对流量影响相对较小, 这主要是由于最大流量受动叶堵塞限制所致^[6].

出于应用基础研究的需要, 西北工业大学乔渭阳团队^[13,14]、中国科学院工程热物理研究所徐建中团队^[15,16]和上海交通大学叶轮机械研究所^[17-19]基于稳态计算方法也初步探讨了燃气轮机其他涡轮变几何时的机组工作特性和经济性, 研究表明: 无论是高压涡轮、低压涡轮还是动力涡轮变几何, 对简单循环燃气轮机系统经济性的影响都不大, 但高压涡轮和低压涡轮变几何可以很好地调节压气机的工作点(低压涡轮变几何对低压压气机平衡运行线的影响较大, 高压涡轮和低压涡轮变几何对高压压气机平衡运行线的影响较大), 而动力涡轮变几何则可以更好地改善燃气轮机系统的变工况性能.

总体上, 由于采用了变几何动力涡轮技术, 燃气轮机可以通过转动静叶, 改变其喉部面积来改变流量和功率, 从而可以维持较高的涡轮进口初温和相对较高的燃气轮机循环效率^[20](图3); 并且, 丹麦技术大学Haglund^[22,23]的仿真计算研究指出: 变几何涡轮技术也可

图3 变几何动力涡轮与定几何动力涡轮的性能对比^[21]

以明显提高船舶联合循环的部分负荷性能。美国索拉公司Karstensen和Wiggins^[1]论述了变几何涡轮在航空、船舶、坦克与汽车等燃气轮机动力上的应用情况,并进一步通过试验研究和理论分析指出:通过配合使用回热和变几何涡轮技术,燃气轮机的油耗可减小到中速柴油机的水平。不过,巴西航空技术学院Brighenti和Barbosa^[24]基于一维部件特性计算方法针对变几何燃气轮机性能的预测研究却指出:变几何涡轮虽然提高了循环效率,但却降低了压气机喘振裕度,因而有必要联合使用压气机可转导叶和变几何涡轮技术,以期改善燃气轮机系统的低工况性能和工作稳定性。

3 变几何涡轮端区流动机理及损失控制

为了将涡轮变几何技术成功地应用于现代船舶燃气轮机,以期改善变工况性能和解决燃气轮机调试过程中的最佳匹配问题,一定不能使变几何获得的循环收益被其造成的涡轮效率降低太多而抵消,并且还要确保设计点效率近似不变。因此,在考虑变几何涡轮的设计可能性时,除了要弄清楚上述涡轮变几何对其性能特性的影响之外,还要充分了解影响变几何涡轮效率的各种因素,以便能把由此引起的性能恶化降到最低程度。

3.1 可调静叶端区流场特性

涡轮变几何后,必须在静叶端部留有间隙并设置旋转轴^[25](图4),以保证静叶的自由转动,这样就会引起静叶端区的附加损失,导致涡轮效率的下降,同时

图4 (网络版彩图)可调静叶旋转轴结构^[25]

也增加了控制系统的复杂性^[13,19]。

哈尔滨工程大学刘顺隆等人^[26]通过忽略可调静叶端部间隙影响的数值计算研究指出:可调静叶转动使得自身在非设计冲角范围内运行,从而影响到变几何涡轮的气动性能。上海交通大学叶轮机械研究所^[27-29]根据传统的定几何燃气轮机损失模型,提出了在变几何条件下,如何进行涡轮损失计算的思路,并编制了变几何涡轮特性计算程序,分析了静叶可调后端部间隙所带来的影响,结果表明:可调静叶的间隙损失会受到叶片安装角的影响,静叶关小时的间隙损失高于静叶开大时的间隙损失。哈尔滨工程大学Yue等人^[30]在忽略端部间隙内旋转轴影响的情况下对比分析了不同静叶开度下端壁为球面与圆柱面时的总压损失和流场结构,数值结果显示:可调静叶端部区域流场和定几何有明显不同,静叶端区泄漏涡与通道涡之间存在相互干涉,带来了附加的掺混损失;此外,采用球面端壁保证了可调静叶转动时端部间隙保持不变而且最小,从而提高了涡轮效率。

另外,上海交通大学陈升等人^[31]则基于搭建的变几何平面叶栅试验台,测量了平面叶栅在不同安装角下的叶片表面静压、出口总压和气流角分布,并分析了各种气动参数随叶片安装角的变化规律。哈尔滨工程大学Gao等人^[25]结合变几何平面叶栅试验台和数值计算手段研究了可调叶栅端区泄漏流场及损失情况,研究指出:可调叶栅尾侧从压力侧到吸力侧的泄漏流与绕流旋转轴泄漏流之间存在强烈的相互干扰,导致在间隙吸力侧中后部形成一个较为明显的低压区,并且泄漏涡核主要是可调叶栅尾侧的泄漏流组成,这与常规间隙泄漏涡核组成不同(图5)。

图5 (网络版彩图)可调叶栅叶顶平面静压系数及流线分布^[25]. (a) 间隙区域泄漏流线; (b) 绕流旋转轴泄漏流线

值得注意的是, 现代船舶燃气轮机动力涡轮大多采用机匣端壁大子午扩张角流道设计, 而以上这些研究或者忽略可调静叶端部间隙的影响, 或者忽略端部旋转轴的存在, 亦或是假定不同开度下端部间隙保持均匀, 尽管在一定程度上获得了对可调静叶端区泄漏流场的认识, 但由于对可调静叶模型进行了简化, 所得流场和真实的可调静叶端区流场差别较大。

中国船舶重工集团公司第703研究所Niu等人^[32]基于可调静叶实际模型搭建了变几何扇形叶栅试验台, 并研究了变几何对可调静叶气动参数的影响, 但并未探讨可调静叶端部旋转轴及间隙形态变化带来的影响。Gao等人^[33]针对大扩张角端壁可调静叶端区流场的数值研究进一步指出: 大扩张角流道特征导致静叶转动时间隙变化较为剧烈, 大扩张角端部间隙在静叶

转动时会明显改变其形态和大小, 且导致自身出现非零冲角来流, 同时还在间隙内存在着旋转轴绕流、壁面边界层分离流等固有非稳态问题, 从而使得端区泄漏流动变得尤为复杂, 并带来了明显的端区损失。

3.2 静叶转动对变几何涡轮匹配特性的影响

当燃气轮机处于变工况运行时, 在低工况下, 一般关小可调静叶以减少燃气流量和输出功率, 而在启动和加速工况, 开大可调静叶以增大喘振裕度和输出功率。不过, 可调静叶转动对变几何涡轮的匹配产生了较为明显的不利影响, 但相关研究还很少, 且以稳态研究为主。

在对可调静叶级匹配影响方面, 冯永明等人^[7,22,34]通过忽略可调静叶端部间隙的影响, 初步数值研究了可调静叶转动导致变几何涡轮气动性能变化的流场机理。结果表明: 可调静叶转动使得下游动叶片处于大冲角范围内运行, 且在大正冲角(静叶关小)或大负冲角(静叶开大)下可调静叶级动叶片流道内的三维分离流结构及其产生机理有较大差异; 大正冲角造成的吸力侧分离流动更使整个涡轮的效率显著下降。高杰等人^[35]经进一步深入研究后指出: 可调静叶关小导致的动叶吸力侧大分离流动(SSV)是由轮毂端壁附近分离泡螺旋向上运动产生, 表现出强烈的三维特性, 并且在动叶顶部, 该分离流与间隙泄漏流(TLV)之间存在着较为明显的相互干涉, 从而恶化了变几何涡轮性能(图6)。此外, 上海交通大学马超等人^[36]利用PIV激光粒子图像测速仪对不同静叶转角工况下动叶通道中间截面流场进行了非接触式稳态试验测量, 初步获得了动叶中间截面位置的速度场与涡量场数据, 并对其进行了对比分析。

由于涡轮级间相互干扰, 可调静叶级的通流特性变化将显著影响整个变几何涡轮的气动特性^[37]。高杰等人^[35]针对4级大子午扩张变几何涡轮开展数值计算研究, 分析了静叶可调对涡轮各级总体气动性能的影响, 研究指出: 可调静叶转动改变了静叶自身的喉部面积, 导致涡轮各叶片列进口气流角、涡轮级间焓降及反动度重新分配, 从而在不同程度上影响涡轮各级流动性能, 不过涡轮总体性能随可调静叶转动的变化规律在打开和关闭时是不同的, 但静叶转动整体上对可调静叶级的影响最为明显; 这从WR-21船舶燃气轮机变几何涡轮的设计实践及试验验证中可得到进一步

图6 (网络版彩图)可调静叶关闭和打开时动叶表面极限流线分布^[36]. (a) 关闭; (b) 打开

证实^[3].

值得注意的是, 船舶燃气轮机一般在动力涡轮出口采用排气蜗壳来收集燃气, 减速扩压, 并将气流方向转折, 但由于排气蜗壳的单侧排气结构导致在涡轮末级叶片后出现不均匀压力场, 从而影响变几何涡轮性能. 清华大学侯建飞等人^[38]数值研究了某MW级燃气轮机变几何涡轮/静叶栅与非对称排气蜗壳之间的流场干扰作用, 研究表明: 受排气蜗壳内非周向对称流场的影响, 动/静叶栅不同周向位置动叶的载荷分布及出口气流参数分布呈现明显的周向不均匀性, 而可调静叶受排气蜗壳的影响较小. 哈尔滨工程大学Gao等人^[39]针对实际船舶燃气轮机带冠涡轮与排气蜗壳的流动干涉研究证实了上述结论, 并进一步指出: 排气蜗壳内流动是固有非定常的, 由排气蜗壳产生的非对称压力波动自蜗壳向上游叶片传播, 可能对可调静叶的可靠性产生影响.

3.3 变几何涡轮端区性能改进

在对变几何涡轮端区流场结构及气动特性研究的基础上, 研究人员逐步开展了变几何涡轮端区性能改进方面的研究工作, 不过相关工作以国内为主, 尚未见国外相关公开报道. 北京航空航天大学Liu等人^[40]、Yin等人^[41]和Fang等人^[42]通过改进涡轮设计方法以提高航空变循环发动机涡轮的气动性能. 中国科学院工程热物理研究所的潘波等人^[43]通过在可调静叶上下端壁增设圆盘设计, 减少了静叶端部泄漏流, 从而改善了

变几何涡轮的气动性能.

高杰等人^[33]提出台阶型球面端壁概念, 结合倾斜轴式可调静叶结构, 以期解决大扩张角端壁可调静叶转动时间隙变化剧烈的问题; 同时, 哈尔滨工程大学刘鹏飞等人^[44]进一步提出旨在减小整周可调静叶总间隙泄漏面积的三维设计概念, 以期解决该类可调静叶端部间隙及泄漏损失较大的问题, 初步的单级及多级变几何涡轮设计结果证实了上述设计思想的有效性. 随后, Gao等人^[45]、孙国志等人^[46]、Yue等人^[47]和高杰等人^[48,49]分别采用平面叶栅试验和数值计算方法较为系统地研究了叶端凹槽对可调静叶端区泄漏控制效果的影响, 并探讨了叶端小翼(图7)用于解决大扩张角端壁可调静叶转动时旋转轴端恶化端区流场问题的可行性.

截至目前, 由于国内外学者对变几何涡轮端区流场结构及气动特性的认识还比较浅, 因而有关变几何涡轮端区性能改进的工作还比较基础和零散, 设计效果也有待更多试验验证, 并且主要针对设计工况、可调静叶开展, 缺乏在多工况、涡轮级环境下的研究, 也尚未找到一种可有效提高变几何涡轮全工况气动性能的方法.

4 变几何涡轮设计特点

变几何涡轮的低工况气动效率、全负荷功率输出能力以及高温高压环境下可调静叶的精确控制、可维

图7 可调静叶端部结构示意图^[48]. (a) 小翼; (b) 凹槽状小翼

护性和可靠性是采用变几何涡轮的燃气轮机成功的关键^[3], 因此变几何涡轮的工程设计具有以下两方面的特点。

(1) 变几何涡轮在叶片气动设计时, 除了要满足常规叶片造型的各种要求外, 还必须考虑静叶转动对静叶、动叶带来的特殊影响因素, 以使变几何涡轮在较宽广的工作状态范围(比如30%~100%工况)里保持良好的气动性能。

涡轮设计工况点及设计参数选择: 对于WR-21船舶燃气轮机, 其动力涡轮设计点选在67%的负荷下, 以优化低工况效率, 并满足全负荷要求^[3], 这为变几何涡轮设计工况点的选择提供了现实参考; 并且为了提高变几何涡轮全工况性能, 涡轮初始设计参数也需细致考虑, 比如级焓降分配、反动度等。

可调静叶端部间隙设计: 现代船舶燃气轮机动力涡轮一般为大子午扩张机匣设计, 共有球面端壁和常规柱面端壁两种间隙设计形式可供选择; 对于球面端壁, 需考虑球面端壁部分如何更好地融入大子午扩张机匣中, 而对于柱面端壁, 需考虑叶端前部和尾部处间隙形态及其大小改变带来的复杂泄漏流问题, 可考虑凹槽、小翼等间隙控制方法^[45-49]。

叶型冲角的选择: 可调静叶转动对静叶和动叶的冲角都会带来影响, 一般地对静叶影响相对较小, 而对动叶影响较大^[35], 因此在叶型设计时, 一方面要考虑设计状态的冲角较佳, 同时还要兼顾非设计状态的冲角要合适, 可将设计冲角取为负值^[5], 以减弱可调静叶关小时较大正冲角带来的负面影响。

叶型几何及端壁参数的选择: 考虑到静叶转动带来的叶片冲角的影响, 一般地叶型负荷可采用后加载分布形式; 此外, 叶型前缘半径可选较大值, 以减弱叶型对冲角变化的敏感性^[5]; 对于可调静叶转动引起下游动叶片前缘分离区问题, 也可探讨基于非定常效应的轮毂端壁造型以减弱动叶片前缘分离^[35]。

(2) 变几何涡轮在静叶转动机构机械设计时, 除了要满足可调静叶灵活可靠平稳转动且能精确定位至特定位置的要求外, 还必须考虑静叶流场特性对静叶转动机构设计的影响, 以使静叶转动机构可在恶劣环境下完全可靠地工作。

静叶转动机构及密封形式: 一般地, 变几何涡轮进口前燃气温度超过1000 K, 变几何涡轮部件在高温高压下要产生变形, 导致高温燃气泄漏、静叶转动机构

受阻、静叶无法精确定位等问题; 为了保证在所有工作工况下旋转机构都能可靠地工作, 必须成功地解决温差和热膨胀问题^[50]; 在机构设计中, 如果把转动环和静叶的转动杠杆之间直接联动的话, 那就需要较大的转动力矩, 并会造成具体操纵上的困难, 使位置精度难以保证, 因此需对静叶转动机构进行细致设计^[51,52]; 另外, 为了有效地控制叶端径向间隙, 在一些涡轮设计中采用了冷却措施, 比如WR-21的变几何涡轮^[3]等。

转轴位置的选择: 在可调静叶设计时, 静叶旋转轴应该位于静叶片上压力作用点位置的上游, 以便静叶转动执行机构失去控制时, 气动力趋于转动静叶片到更为打开的位置, 这导致了燃气轮机温度和负荷的降低, 而不是反向过程^[1]; 并且转轴应该位于静叶尾缘附近, 这样当静叶转动时, 静叶尾缘的摆动量小, 同时可使得静叶与动叶之间的轴向间距变化较小, 以削弱可调静叶引起的气流振荡影响^[3]。

5 变几何涡轮研究存在的问题

综合国内外研究可以看出, 采用可调静叶的变几何涡轮方案虽然通过改变叶片安装角进而改变静叶喉部面积, 控制涡轮流量, 以此有效调节和优化燃气轮机各部件之间的匹配特性。然而, 为了实现可调静叶自由转动, 必须在可调静叶端部留有一定间隙并安装旋转轴。这使得可调静叶端部不仅存在着流体泄漏流动, 并且还同时存在着旋转轴绕流等固有非稳态问题, 直接影响端部涡系结构的产生和发展。

对于大子午扩张变几何涡轮, 由于流道的外扩张角达到20°以上, 机匣端壁附近的气流流动难以控制, 易产生气流分离^[53], 这进一步加剧了可调静叶端区泄漏流动的复杂性。并且, 当大扩张角端壁可调静叶转动时, 不仅静叶端部间隙大小和形态发生剧烈变化^[29,33], 而且静叶自身出现非零冲角来流, 加之大扩张角流道特征, 叶片端区表面的流态因而会发生明显改变, 甚至出现大分离现象^[25]。此外, 鉴于大扩张角端壁可调静叶在转动时由于端部间隙形态变化更加剧烈而很容易发生卡死现象^[29,33], 虽然通过增大端部间隙可以消除可调静叶片的卡死问题, 但却带来了明显的端区泄漏损失。尽管从公开文献上看, 有关涡轮动叶片间隙泄漏的控制方法较多, 包括肋条叶顶、叶顶小

翼、机匣端壁处理与叶顶喷气等,但由于大扩张角端壁可调静叶端部间隙泄漏流场结构的复杂性与特异性,现有基于旋涡相互作用的动叶片叶顶间隙控制方法很难直接应用于多工况下可调静叶端区的间隙控制。

截至目前,针对可调静叶片端区间隙泄漏流场的研究还相对较少,针对真实大扩张角端壁可调静叶片的研究更为少见,现有的研究大多局限于对稳态条件下宏观参数和性能的研究,对不同静叶片开度条件下自身端区流场结构及损失变化情况仍缺乏全面深入的了解。

此外,涡轮内部流动本质上是周期性非稳态的,动静叶片列之间的相互干涉必将对涡轮通道内的三维流动,尤其是动叶片端区二次流动产生不可忽视的影响,进而对端区气动损失控制方法的作用效果产生影响^[54]。对于大子午扩张变几何涡轮,可调静叶与下游动叶之间的干涉不仅存在着定几何涡轮中的尾迹干涉等现象,还同时存在着独特的可调静叶通道内泄漏涡系与动叶片端区壁面边界层、泄漏涡/通道涡等涡系之间的相互干涉,使涡轮内部流场更为复杂,动静叶片列之间的干涉也更加剧烈。

当可调静叶关小或开大至某一位置时,可调静叶和下游动叶皆在非设计冲角范围内运行,导致泄漏流动强度以及叶片端区表面流态发生变化,甚至出现大分离流动现象,并且在可调静叶关小或开大时造成的动叶端区流动分离的机制也不相同^[7,34,35],这使得变几何涡轮中同时存在着静叶尾迹、分离流及端区泄漏涡与动叶通道涡、泄漏涡、分离涡系之间的复杂干涉现象。此外,可调静叶转动改变了可调静叶尾缘相对于下游定几何静叶片的周向位置和动静叶片间的轴向间距,而前人研究^[55]已经指出:上述两个参数对涡轮通道内的时序效应和尾迹恢复效应等有着十分明显的影响,因而也进一步加剧了变几何涡轮端区非稳态涡旋干涉的特异性。

值得注意的是,可调静叶转动过程属于边界随时间连续运动引起流场非稳态变化的过渡态问题^[56]。在可调静叶转至新位置的过程中,动静叶片间的相对周向位置、轴向间距与进出口流动条件都会发生动态变化,严重影响大子午扩张变几何涡轮端区涡系的产生及演化过程、叶片列的气动力学响应特性乃至工作可靠性。

截至目前,国内外学者针对变几何涡轮流场及动静叶片流场匹配开展的研究绝大多数都是基于稳态试验和计算研究,现有文献并没有对变几何涡轮中的一些独有的非稳态干涉现象进行研究,对于变几何涡轮瞬变工况的研究至今在公开发表的出版物中尚未见相关报道。

另外,在许多应用场合,一般采用多级动力涡轮;而且国内外研究人员指出:可调静叶级的通流特性决定整个变几何涡轮的气动性能^[7]。然而,已有研究绝大多数是从变几何多级涡轮一维特性计算的角度开展基础研究,虽然也有少量研究从三维流场角度探讨可调静叶级对多级涡轮特性的影响,却很少有人开展变工况条件下可调静叶级下游定几何涡轮端区流场结构特点及损失传递机制方面的研究,而这一方面的研究对于探索整个变几何涡轮的全工况气动设计策略至关重要。

最后,现代先进船舶燃气轮机涡轮前温度很高,其动力涡轮进口温度一般超过1000 K,这使得静叶转动机构处于高温高压的工作环境下,从而增加了静叶转动机构的复杂性,因此为了确保可调静叶的精确控制,势必需要首先对可调静叶系统的流热固耦合基础问题有一个较为清晰的认识,以期静叶转动机构的可靠性设计提供理论依据。

6 总结与展望

变几何涡轮是燃气轮机的一项创新性技术,是一种有效提高燃气轮机加减速特性和低工况性能的技术手段,但变几何涡轮设计难度很大,其自身效率的下降抵消了一部分变几何得到的循环收益,因此在进行变几何涡轮设计时,须充分认识涡轮变几何对其性能的影响因素,并采取相应的控制措施,使得性能损失减到最小。

经过多年研究,国内外研究人员对变几何涡轮特性及其对燃气轮机性能的影响已有基本了解,对可调静叶端区流场特性、静叶转动对变几何涡轮匹配特性的影响和变几何涡轮端区性能改进等方面已有了初步的认识,但对全工况下真实大子午扩张变几何涡轮的端区非稳态流动机理及气动性能尚不清楚,也尚未找到一种可有效提高其全工况气动性能的方法。

因此,变几何涡轮技术依然需要进一步的研究,今

后研究的主要内容应该包括: 大扩张角端壁可调静叶端区泄漏流场的多工况演化过程、可调静叶级端区多尺度涡旋干涉机制与静叶开度的关联、可调静叶转动过渡过程中可调静叶级端区瞬变流场演化机理、可调

静叶系统流热固耦合机制和变几何涡轮新型气动及结构布局形式等, 并在以上研究基础上探求能显著改善大子午扩张变几何涡轮全工况气动和结构特性的设计策略和方案.

参考文献

- 1 Karstensen K W, Wiggins J O. A variable-geometry power turbine for marine gas turbines. *J Turbomach*, 1990, 112: 165–174
- 2 李孝堂. 航机改型燃气轮机设计及试验技术. 北京: 航空工业出版社, 2017. 109–110
- 3 Cox J C, Htchinson D, Oswald J I. The Westinghouse/Rolls-Royce WR-21 gas turbine variable area power turbine design. ASME Paper 95-GT-54, 1995
- 4 McCarthy S J, Scott I. The WR-21 intercooled recuperated gas turbine engine: Operation and integration into the royal navy type 45 destroyer power system. ASME Paper GT2002-30266, 2002
- 5 胡松岩. 变几何涡轮及其设计特点. 航空发动机, 1996, 3: 21–26
- 6 Moffitt T P, Whitney W J, Schun H J. Performance of a single-stage turbine as affected by variable stator area. AIAA Paper 69-525, 1969
- 7 冯永明, 刘顺隆. 舰船燃气轮机变几何动力涡轮三维粘性流场的数值分析. 哈尔滨工程大学学报, 2005, 26: 580–585
- 8 翁史烈, 王永泓, 宋华芬, 等. 现代燃气轮机装置. 上海: 上海交通大学出版社, 2015. 56–58
- 9 Kim T, Hwang S. Part load performance analysis of recuperated gas turbines considering engine configuration and operation strategy. *Energy*, 2006, 31: 260–277
- 10 Qiu C, Song H F, Wang Y H, et al. Performance estimation of variable geometry turbines. *P I Mech Eng A-J Power*, 2009, 223: 441–449
- 11 郑枫, 臧述升, 郁炜. 单级轴流式变几何涡轮的计算模型及结果分析. 燃气轮机技术, 2003, 16: 39–48
- 12 潘波, 白创军, 赵洪雷, 等. 变几何涡轮对涡轮气动性能的影响研究. 燃气轮机技术, 2012, 25: 40–44
- 13 许晶莹, 乔渭阳, 黄鹏. 高压涡轮变几何对高低压涡轮流场匹配及气动性能的影响. 推进技术, 2015, 36: 1170–1178
- 14 李天禄, 乔渭阳. 变几何涡轮流动机制及气动性能数值模拟研究. 科学技术与工程, 2012, 12: 9602–9607
- 15 雒伟伟, 张磊, 王会社, 等. 可调高压导叶对1+1/2对转涡轮性能影响的数值研究. 航空动力学报, 2011, 26: 2741–2748
- 16 雒伟伟, 张磊, 王会社, 等. 1+1/2对转涡轮可调高压导叶流场及损失的数值研究. 推进技术, 2012, 33: 346–355
- 17 邱超, 宋华芬. 小偏差方法在变几何燃气轮机性能研究中的应用. 热能动力工程, 2010, 25: 259–264
- 18 Qiu C, Song H F, Weng S L. Linear perturbation method for performance analysis of variable geometry gas turbines. *J Energy Institute*, 2009, 82: 168–175
- 19 邱超, 宋华芬. 变几何燃气轮机性能的计算分析. 热能动力工程, 2010, 25: 377–380
- 20 Razinsky E H, Kuziak W R. Aerothermodynamic performance of a variable nozzle power turbine stage for an automotive gas turbine. *J Eng Power*, 1977, 99: 587–592
- 21 冯永明, 刘顺隆, 刘敏, 等. 船用燃气轮机变几何动力涡轮大攻角流动特性的三维数值模拟. 热能动力工程, 2005, 20: 459–463
- 22 Haglind F. Variable geometry gas turbines for improving the part-load performance of marine combined cycles—Combined cycle performance. *Appl Thermal Eng*, 2011, 31: 467–476
- 23 Haglind F. Variable geometry gas turbines for improving the part-load performance of marine combined cycles—Gas turbine performance. *Energy*, 2010, 35: 562–570
- 24 Brighenti C, Barbosa J R. Methodology for gas turbine performance improvement using variable-geometry compressors and turbines. *P I Mech Eng A-J Power*, 2004, 218: 541–549
- 25 Gao J, Fu W, Wang F, et al. Experimental and numerical investigations of tip clearance flow and loss in a variable geometry turbine cascade. *P I Mech Eng A-J Pow*, 2018, 232: 157–169
- 26 刘顺隆, 冯永明, 刘敏, 等. 船用燃气轮机动力涡轮可调导叶级的流场结构. 热能动力工程, 2005, 20: 120–124
- 27 惠宇, 宋华芬. 可转导叶级对多级轴流涡轮特性的影响. 燃气轮机技术, 2008, 21: 36–39
- 28 宋力强, 王永泓. 变几何燃气涡轮损失模型的分析. 燃气轮机技术, 2004, 17: 35–40, 65
- 29 邱超, 宋华芬. 变几何涡轮的损失研究. 燃气轮机技术, 2007, 20: 39–42

- 30 Yue G Q, Yin S Q, Zheng Q. Numerical simulation of flow fields of variable geometry turbine with spherical endwalls or nonuniform clearance. ASME Paper GT2009-59737, 2009
- 31 陈升, 邱超, 宋华芬. 涡轮平面叶栅变几何试验研究. 热能动力工程, 2011, 26: 7–12
- 32 Niu X Y, Liang C, Jing X M, et al. Experimental investigation of variable geometry turbine annular cascade for marine gas turbines. ASME Paper GT2016-56726, 2016
- 33 Gao J, Zheng Q, Yue G Q, et al. Variable geometry design of a high endwall angle power turbine for marine gas turbines. ASME Paper GT2015-43173, 2015
- 34 冯永明, 刘顺隆, 刘敏, 等. 考虑动静干涉的多级透平叶栅大攻角流动特性的三维数值分析. 汽轮机技术, 2003, 45: 347–349, 352
- 35 高杰, 郑群, 赵旭东, 等. 大子午扩张变几何动力涡轮流场及损失特性分析. 机械工程学报, 2017, 53: 193–200
- 36 马超, 臧述升, 黄名海. 变几何涡轮动叶栅流场的PIV实验研究. 动力工程学报, 2014, 34: 458–462
- 37 冯永明, 黄全军, 刘顺隆, 等. 舰船燃气轮机变几何动力涡轮通流特性的数值研究. 燃气轮机技术, 2005, 18: 37–43
- 38 侯建飞, 顾春伟, 刘红. 某MW级燃气轮机变几何动力涡轮动/静叶栅与排气道的流动分析. 热能动力工程, 2012, 27: 643–648
- 39 Gao J, Lin F, Niu X Y, et al. Flow interactions between shrouded power turbine and nonaxisymmetric exhaust volute for marine gas turbines. ASME Paper GT2017-63043, 2017
- 40 Liu Z G, Fang X J, Liu S Y, et al. Design and analysis of HP-turbine for variable cycle engine. ASME Paper GT2010-22449, 2010
- 41 Yin Z, Fang X J, Liu S Y, et al. Research of design method of variable area nozzle turbine for variable cycle engine. ASME Paper GT2011-45166, 2011
- 42 Fang X J, Zhao Y, Liu S Y, et al. Research of a new design method of variable area nozzle turbine for VCE-harmonic design method. ASME Paper GT2011-45167, 2011
- 43 潘波, 陶海亮, 赵洪雷, 等. 可调导叶端壁间隙泄漏损失控制方法研究. 工程热物理学报, 2013, 34: 618–623
- 44 刘鹏飞, 高杰, 牛夕莹, 等. 大子午扩张变几何涡轮可调叶片端区设计优化. 航空动力学报, 2017, 32: 558–567
- 45 Gao J, Wang F, Fu W, et al. Experimental investigation of effects of tip cavity on tip clearance flow in a variable-geometry turbine cascade. *J Aerosp Eng*, 2017, 30: 04016069
- 46 孙国志, 岳国强, 高杰, 等. 叶顶开槽平面叶栅变几何性能研究. 工程热物理学报, 2017, 38: 242–245
- 47 Yue G, Lin H, Jiang Y, et al. Effect of tip configurations on aerodynamic performance of variable geometry linear turbine cascade. *Int J Turbo Jet-Eng*, 2017
- 48 Gao J, Wei M, Liu P, et al. Improved clearance designs to minimize aerodynamic losses in a variable geometry turbine vane cascade. *P I Mech Eng C-J Mech*, 2017, 124: 095440621772971
- 49 高杰, 郑群, 刘鹏飞, 等. 变几何涡轮叶栅叶端小翼的气动性能. 航空学报, 2016, 37: 3615–3624
- 50 宁有智, 张龙, 劳新力. 变几何涡轮可靠性试验研究. 科技创新导报, 2017, 28: 96–98
- 51 吴铭岚, 黄家邦. 变几何燃气轮机的可转导叶机构. 船舶工程, 1981, 6: 40–45
- 52 刘宇, 闫锦生, 卫嘉, 等. 燃气轮机动力涡轮可转导叶系统. 中国专利, CN202348444U, 2012-07-25
- 53 Cranstone A W, Pullan G, Curtis E M, et al. Aerodynamic design of high end wall angle turbine stages—Part I: Methodology development. *J Turbomach*, 2014, 136: 021006
- 54 Gao J, Zheng Q. Comparative investigation of unsteady flow interactions in endwall regions of shrouded and unshrouded turbines. *Comput Fluids*, 2014, 105: 204–217
- 55 Vázquez R, Torre D, Serrano A. The effect of airfoil clocking on efficiency and noise of low pressure turbines. *J Turbomach*, 2013, 136: 061006
- 56 Barbosa J R, Brighenti C, Tomita J T. Gas turbine transients with controlled variable geometry. ASME Paper GT2012-69836, 2012

Advances in variable geometry turbine aerodynamic technology for gas turbines

GAO Jie, ZHENG Qun, YUE GuoQiang, DONG Ping & JIANG YuTing

College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China

The variable geometry turbine technology is one of the effective ways to improve acceleration and deceleration characteristics and low-working-condition performance for gas turbines. However, the design of variable geometry turbines is very difficult, and its design point efficiency is always lower than that of fixed geometry turbines. Moreover, regardless of whether the variable vane is open or closed, the turbine efficiency is significantly reduced, which partially offsets the gas turbine cycle benefits caused by turbine variable geometry. In order that the turbine variable geometry technology can be successfully applied to marine and other gas turbines, the research on the high-efficiency variable geometry turbine aerodynamic technology naturally has very realistic significance of national defense and important engineering application prospects. The development of the research about gas turbine variable geometry turbine aerodynamic technology is reviewed in three aspects: variable geometry turbine characteristics, variable geometry turbine endwall flow mechanisms and loss control as well as variable geometry turbine design features. Besides, the existing issues for variable geometry turbine researches are systematically summarized, and the key trends and future research priorities regarding gas turbine variable geometry turbine aerodynamic technology are presented.

variable geometry turbine, high casing-endwall angle, tip leakage flow, full working condition, aerodynamic design

doi: [10.1360/N092018-00003](https://doi.org/10.1360/N092018-00003)