

文章编号: 1674-8190(2023)03-015-11

外燃波转子压力交换技术发展综述

李凤超¹, 薛然然¹, 李瑞明¹, 闫文辉²

(1. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

(2. 北方工业大学 机械与材料工程学院, 北京 100144)

摘要: 外燃波转子利用端口启闭触发形成的非定常压力波来进行高效能量转换, 具有广泛的应用前景。本文分析了外燃波转子内部流场的典型结构, 回顾了国内外性能试验的重要成果, 总结了其用于燃气轮机增压的优势与挑战。指出在端口渐开渐闭、转静间隙泄漏、离心力与科氏力加速、固体壁面传热等的影响下, 流场结构呈现多维特征, 且形成的泄漏损失占比最大; 在模型试验条件下, 可以获得15%~30%的压力收益, 以及70%~85%的压缩效率; 与燃气轮机联合使用时, 具有通流自冷却、稳态性能突出、动态响应优异、尺寸效应不明显等优点, 但需要攻克紧凑式总体结构设计、高性能外燃波转子设计、宽工况波系结构控制、低损失过渡段设计、复合损失抑制等难题。

关键词: 外燃波转子; 压力交换; 非定常; 流场结构; 性能试验; 增压循环

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.03.02

An overview on development of external-combustion wave rotor pressure exchange technology

LI Fengchao¹, XUE Ranran¹, LI Ruiming¹, YAN Wenhui²

(1. Aero Engine Academy of China, Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

(2. School of Mechanical and Materials Engineering, North China University of Technology, Beijing 100144, China)

Abstract: The external-combustion wave rotor utilizes the unsteady pressure wave formed by the opening and closing of the ports to perform high-efficiency energy conversion, which has a wide range of application prospects. The typical structures of internal flow field of the external combustion wave rotor are analyzed, the global important results of performance tests are reviewed, and the advantages and challenges of supercharging gas turbine are summarized. It is pointed out that under the influence of port gradual opening and closing, circumferential clearance leakage, centrifugal force and Coriolis force acceleration, and solid wall heat transfer, the internal flow field structure presents multi-dimensional characteristics, and the leakage loss accounts for the largest proportion. Under model test condition, a pressure gain of 15%~30% and a compression efficiency of 70%~85% can be obtained when used in conjunction with a gas turbine, it has the advantages of through-flow self-cooling, outstanding steady-state performance, excellent dynamic response and insignificant size effect. However, it is necessary to overcome the bottlenecks such as compact overall structure design, high performance wave rotor design, wide operating condition wave system structure control, low-loss transition duct design, and compound loss suppression.

Key words: external-combustion wave rotor; pressure exchange; unsteady; flow field structure; performance test; supercharging cycle

收稿日期: 2022-05-11; 修回日期: 2022-08-28

基金项目: 基础科研稳定支持专项(WDZZ-1909); 先进航空动力创新工作站(HKCX2020-02-024)

通信作者: 李凤超, carphrb@126.com

引用格式: 李凤超, 薛然然, 李瑞明, 等. 外燃波转子压力交换技术发展综述[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 15-25.

LI Fengchao, XUE Ranran, LI Ruiming, et al. An overview on development of external-combustion wave rotor pressure exchange technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 15-25. (in Chinese)

0 引言

波转子是一种利用非定常压力波对不同能量密度的工质进行能量交换的动力装置^[1]。它由一个旋转鼓筒和两侧的静止端板组成,鼓筒包含若干环列并联的通道,端板开设有扇形端口。当鼓筒转动时,通道周期性启闭,控制流体的进出,并触发形成压缩波和膨胀波,从而往复实现压缩和膨胀过程。

按照通道内部是否存在燃烧过程,波转子分为内燃和外燃两种形式。内燃波转子的点火和燃烧过程是在通道两端处于封闭状态下进行的,因此更接近于定容过程,有望获得更大幅度的压力提升。美国普渡大学基于低转速大尺寸内燃波转子试验台,以乙烯为燃料、空气为氧化剂,成功实现了带有 20 个环列通道的内燃波转子的持续增压燃烧^[2]。然而火焰激波干涉机制不明、点火匹配困难、间隙泄漏严重等难题尚未完全解决,制约了内燃波转子技术的推广^[3]。

外燃波转子的研究相对广泛和深入,已在内燃机增压器、过热器和制冷器等领域实现应用。瑞士 Brown Boveri 公司成功将外燃波转子压力交换技术用于柴油内燃机,研发出的 Compres[®] 系列气波增压器具有成本低、重量轻、结构紧凑、响应快等特点,20 世纪 80 年代末装配于 15 万量 Mazda 626 Capella 轿车,实现了大规模商业应用^[4]。美国 Cornell 航空实验室建成有直径 2 m 的气波过热器,利用加热后的氦气作为驱动气体为高超声速风洞试验设备持续提供 15 s 的高焓空气,压力和温度分别达到 110 atm (1 atm=101 325 Pa) 和 4 000 K^[5]。英国 Power Jet 公司将外燃波转子作为空气循环制冷装置用于印度和南非的金矿^[6],与蒸汽循环制冷装置相比,尽管性能略低,但只需要一个热交换器。

自诞生之日起,外燃波转子就一直被尝试用于航空与地面燃气轮机领域,以实现性能的大幅提升,但由于技术难度较大等原因,多个技术瓶颈未能突破。近些年来,随着仿真和测试等技术的发展,波转子压力交换再次得到关注。美国最新的国家级军用航空动力预研计划——“支持经济可承受任务的先进涡轮发动机技术(ATTAM)”,已将其作为一项“革命性”和“颠覆性”的新技术纳

入其中,旨在推动其向实用化迈进。

本文对 20 世纪 40 年代以来外燃波转子压力交换技术的发展进行较为全面的梳理,在回顾国内外研究进展和成果的基础上,重点分析其用于燃气轮机增压的优势与挑战,以为推进外燃波转子压力交换技术在燃气轮机领域的应用提供参考。

1 流场结构研究

1.1 一维近似流场结构

波转子的结构如图 1 所示。在静止端板扇形端口的作用下,旋转鼓筒的通道周期性启闭,内部形成复杂的波系结构,呈现出三维非定常流动特征。为了直观清晰地展示流场结构,将环列并联通道沿圆周方向展开,并假设通道无限细、壁面无限薄,那么通道内部流动可近似为一维非定常。

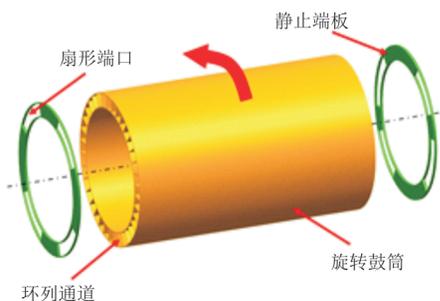


图 1 波转子结构示意图

Fig. 1 Structural schematic diagram of wave rotor

四端口通流波转子内部的典型流场结构如图 2 所示。每个循环过程可以分为高压和低压两个阶段。对于高压阶段,通道与压力较高的高压进气端口连通后,在压差作用下燃气进入通道,并形成右行激波;当激波传至右端时,通道与压力更高的高压排气端口连通,形成反射激波,空气经过两道激波增压后排出;当反射激波传至左端时,高压进气端口关闭,形成右行膨胀波,高压排气端口在膨胀波抵达右端时立即关闭。对于低压阶段,通道与压力较低的低压排气端连通后,形成左行膨胀波,通道内的燃气加速排出;当膨胀波传至左端时,通道与低压进口端连通,形成反射膨胀波,空气进入通道;当反射膨胀波传至右端时,低压排气端口关闭,形成左行压缩波,低压进气端口在压缩波抵达左端时关闭。

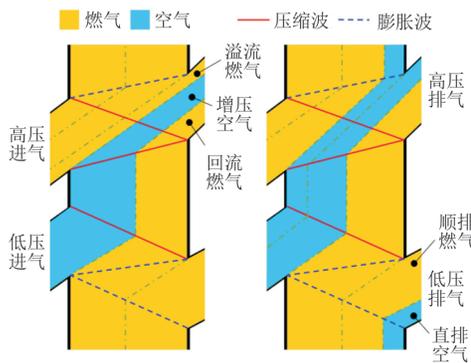


图 2 四端口通流波转子内部流场结构
Fig. 2 Flow field structure of four-port through-flow wave rotor

工质的流动速度明显小于压力波的传播速度,当低压排气端口关闭时,空气前锋尚未到达,导致燃气滞留在通道内部。这部分燃气与空气同步增压,并在高压排气端口打开时,先于空气排入燃烧室,这种燃气再次回到燃烧室的现象称为燃气回流。回流燃气流量可能达到空气和燃气总量的 30%~50%,严重影响燃烧品质。

另外,增压空气难以恰好在高压排气端口关闭时完全排出。如果空气在高压排气端口关闭之前就已经完全排出,那么部分刚由高压进气端口进入的燃气将随即排出高压排气端口,这种现象称为燃气溢流。与之相反,如果空气在高压排气端口关闭时未能全部排出,那么空气将滞留在通道内部,与燃气同步膨胀,并在低压排气端口打开时,先于燃气排入涡轮,这种空气未经燃烧就被直接排出的现象称为空气直排。

实际的流场结构与波转子的运行状态和设计思路有关。在设计状态下,通过对压力波系结构和工质流动路径的合理控制,通常可以完全消除燃气溢流和空气直排现象,而在非设计状态下,难以同时避免燃气溢流和空气直排的存在。为了削弱甚至消除某些非设计状态下的空气直排,可以适当强化设计状态下燃气溢流来实现。

转速是影响波系结构的重要因素之一,当偏离设计转速后,尽管端口的启闭仍然会触发形成规律性的压力波,但这些压力波的运动却无法与端口启闭动作形成最佳匹配,导致流场结构变得复杂。如在低转速工况下,空气的流动轨迹变得弯曲,直排现象加剧,如图 3 所示,其中,无量纲压力定义为当地静压与低压进气静压之比,无量纲温度为当地静温与低压进气静温之比。

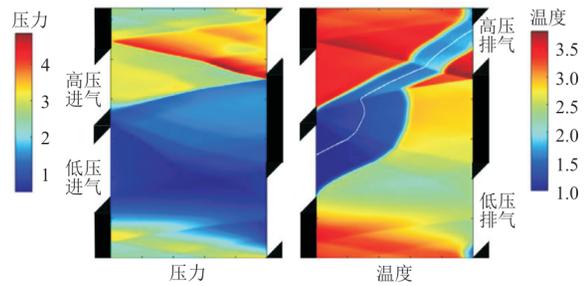


图 3 低转速工况压力和温度时空分布^[7]
Fig. 3 Space-time development of pressure and temperature on low speed condition^[7]

在起动和过渡等动态过程中,波转子内部流场结构更加杂乱无序。如在加速和高压进气端口后续逐渐升温的过程中,存在燃气回流和严重的空气直排现象。而在加速和高压进气端口同时阶跃升温过程中,同时存在燃气回流、燃气溢流和空气直排现象,空气在通道内将多停留一个循环周期,不能及时从高压排气端口顺畅排出^[8]。

1.2 多维精细流场结构

在端口渐开渐闭、转静间隙泄漏、离心力和科氏力加速、固体壁面传热等因素的影响下,波转子内部流场结构呈现出多维特征。

1) 端口渐开渐闭的影响

转子通道转过一个端口的宽度并非瞬时完成,必然存在部分开启和部分关闭的状态,引起掺混和分离。高压进气端口开启后,燃气进入转子通道,弧形激波经过通道两侧壁面的交替反射,不断追赶叠加,最终形成一道锋面与通道相垂直的正激波。激波锋面附近的流动呈现一维特征,而由于壁面剪切和工质交界面失稳等原因,通道进口附近形成复杂的涡系结构^[9]。如果反射激波到达时进气端口尚未完全关闭,那么激波将喷射进入上游过渡段。当端口完全关闭后,转子通道内部形成反向旋转的对涡结构,如图 4 所示。

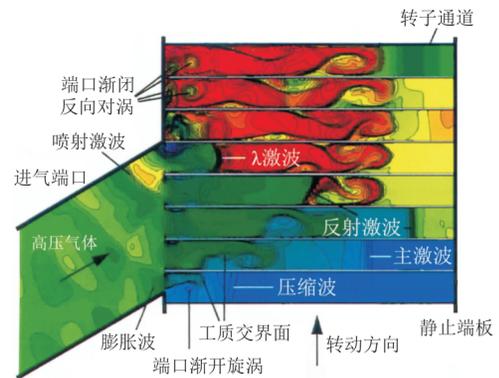


图 4 端口渐开渐闭过程流场结构^[10]
Fig. 4 Flow pattern during gradual opening and closing^[10]

端口渐开渐闭对局部波系的形态和强度也存在影响,特别对端口角点处激波形成和反射的影响非常明显^[11],在进行波系组织时需要细致考虑。

2) 转静间隙泄漏的影响

为了避免出现摩擦和碰撞,波转子的转子和静子之间留有一定的间隙,带来泄漏的问题^[12]。连续反射膨胀波、周期性出现的弓形激波及其反射激波引起通道内压力的波动,幅值与间隙宽度有关。泄漏过程包括三个主要的流动阶段,即通道激波的绕射、反射与传播阶段,间隙出口非定常膨胀波的逆向传播及其与间隙激波的非定常相互作用阶段,以及准稳态流动阶段。而间隙宽度在一定范围内变化时,前两个阶段的流动特征基本不变,仅第三阶段有所区别。泄漏过程中激波马赫数、激波静增压比与无量纲间隙宽度近似呈线性关系,泄漏流动通过产生的主膨胀波对激波传播过程施加影响,激波衰减是理想激波与主膨胀波叠加效应的结果^[13]。

间隙宽度较小时,主激波很快形成,仅有少量的高压燃气通过间隙进入相邻通道。随着间隙宽度的增加,泄漏对通道两端区域内部流动的影响增强,泄漏引起的反射压缩波强度提高,间隙宽度过大时将提前形成反射激波^[14]。高压和低压排气端口之间的周向长度对间隙泄漏量有明显影响,二者相距越远,间隙泄漏量越大,低压排气端口处总压越低。为了保证具有足够的排气压力,在合理组织波系结构的前提下,高压和低压排气端口之间选取较小的周向长度为宜^[15]。

3) 离心力和科氏力加速的影响

通道内的空气和燃气跟随转子转动,将受到离心力和科氏力的作用,使流场结构沿径向出现变化,冷热工质的交界面沿径向产生扭曲变形,压力和温度分布存在径向梯度,密度较小的高温燃气偏向内径侧,密度较大的低温空气偏向外径侧^[16]。

离心力和科氏力加速对流场结构的影响程度与转速有直接关系。当转速较低时,进气端口附近流场主要受端口渐开渐闭的影响,基本呈现二维特征,仅在科氏力作用下沿径向存在微小差异。而当转速较高时,端口渐开渐闭作用减弱,离心力的影响增强,工质交界面出现明显三维形态^[17]。

4) 固体壁面传热的影响

通道内部工质和固体壁面之间存在着热量交

换,在压缩过程中,工质向壁面放热;膨胀过程中,工质由壁面吸热。在其影响下,压缩前工质压力有所升高,使形成的激波强度减弱,同时低压进气端口开启时压力更高,而低压排气端口开启时压力更低,引起进气和排气流量降低。传热降低了波转子性能,并且尺寸越小,影响越显著^[18]。

2 性能试验研究

为了获得内部流动细节,检验仿真工具的预测精度,分析影响性能的敏感因素,评估装置的性能收益,验证与燃气轮机、内燃机联合工作的匹配性,瑞士的Brown Boveri公司,英国的Power Jet公司、Ruston Hornsby公司、Rolls Royce公司,美国的General Electric公司、NASA Glenn研究中心、空军理工学院(AFIT),日本的东京大学,以及国内的北京工业大学、北京航空航天大学和大连理工大学等科研机构 and 高校对多种类型的外燃波转子开展了性能试验。其中四端口波转子装置增压比和增温比关系的主要试验结果如图5所示,证明波转子能够获得可观的压力收益。

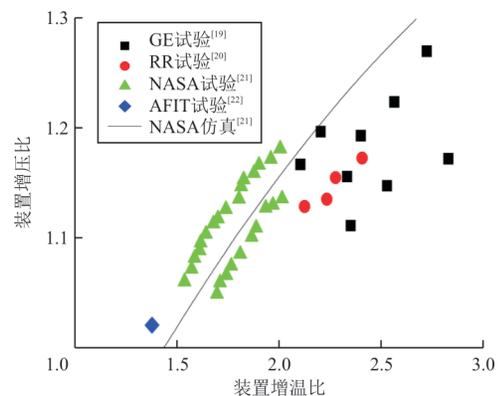
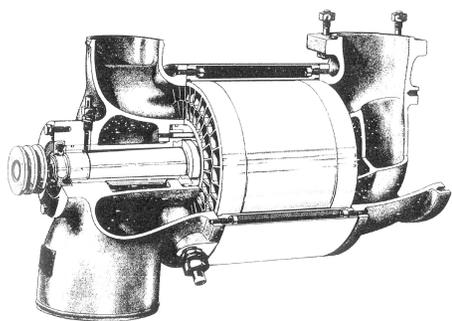


图5 四端口波转子装置的压力收益

Fig. 5 Pressure gain of four-port wave rotor

2.1 瑞士Brown Boveri公司

20世纪40年代初,Brown Boveri公司对用于机车燃气轮机的四端口通流波转子进行了性能测试。转速6 000 rad/min时,空气增压比达到3,装置总效率达到69%,验证了波转子增压技术的可行性。将该波转子装配到燃气轮机上以后,由于设计不匹配、集成过于粗糙等原因,性能未达到预期^[23]。后来,该公司将波转子用于内燃机,获得了商业成功,实现批量生产的气波增压器结构如图6所示。

图6 Comprex®气波增压器结构^[4]Fig. 6 Structural schematic diagram of Comprex® pressure wave supercharger^[4]

2.2 英国 Power Jet 公司

自20世纪40年代末,Power Jet公司对三端口分压器和均衡器的性能进行了详细测试,并绘制了特性图。装置能够在小增压比条件下工作,且最优性能对转速和端口宽度的变化不敏感。当增压比和膨胀比近似相等时,最高效率分别达到60%和70%,与传统叶轮机相当,但转速仅有5 000 rad/min左右^[24]。该公司还对用于燃气轮机的四端口回流波转子进行了试验研究,在4 500~6 000 rad/min转速范围内,空气增压比达到2~3,压缩效率达到50%~80%^[25]。

2.3 英国 Ruston Hornsby 公司

20世纪50年代中后期,Ruston Hornsby公司与Bath大学合作,对带有螺旋形通道的波转子(气波涡轮)进行了试验研究。由于进出口气流方向的变化,装置能够输出26 kW的功率。该波转子长度为76 mm,直径为230 mm,能够在3 000~18 000 rad/min转速范围内稳定运行几百小时,空气增压比最高达到4.5。由于间隙泄漏过大和高压排气不畅等问题,热效率仅为10%左右^[26]。尽管未能完全实现设计初衷,但仍证明了波转子可以在较宽的范围内工作。

2.4 美国 General Electric 公司

20世纪50年代中期~20世纪60年代中期,General Electric公司测试了四端口回流波转子的性能,装置增温比2.1~2.7时,增压比达到1.16~1.27^[19]。同时对气波涡轮开展了试验,虽然能够持续运转,但由于理论模型不完善、设计中计算出的波系结构不准确等,导致装置实际性能过低,未

能输出功率^[27]。

2.5 美国 General Power 公司

20世纪60年代中期~20世纪80年代中期,General Power公司对带有再入排气端口的五端口通流气波涡轮进行了试验研究。转子采用螺旋通道,且高压侧局部后弯^[28]。通过采取密封措施,装置能够持续运转。但是通道的弯曲程度过大,且缺少对反射波的有效控制,未能实现功率输出。

2.6 英国 Rolls Royce 公司

20世纪60年代中后期,Rolls Royce公司针对长152 mm、带有45个通道的3循环12端口回流式波转子进行了测试,重点关注效率问题。结果显示,波转子总效率达到60%,压缩和膨胀效率均接近80%^[20]。

2.7 美国 Mathematical Science Northwest 公司

20世纪70年代末期~20世纪80年代中期,Mathematical Science Northwest公司针对六端口通流波转子,研究了间隙宽度和端口宽度等参数对性能的影响。当转静间隙宽度由0.33 mm减小至0.12 mm后,泄漏量由12%降低至3%~4%,能量转换效率提升了11%。通过进一步优化端口宽度,空气增压比2.5时,最高效率达到74%^[29]。

2.8 美国 NASA Glenn 研究中心

20世纪90年代初,NASA Glenn研究中心搭建了三端口分压波转子试验台,通过改变转子通道的长度、宽度、循环数、转速、间隙尺寸等条件,重点研究了端口开启、沿程摩擦和间隙泄漏等损失对性能的影响。基于试验数据,将效率拟合成关于无量纲开启时间、摩擦系数和间隙宽度的多项式函数,指出间隙宽度是影响性能的主要因素,随着间隙宽度的增大,效率线性降低^[30]。对转子通道内部压力的周向分布进行了详细测量,验证了一维预测模型的准确性。

基于三端口试验台的建设和使用经验,又搭建了四端口通流波转子试验台,如图7所示。为了降低电加热器功率和最高运行温度,同时保证增温比相等,低压进气端口通入约-50℃的低温空

气。最初试验台采用闭式结构(高压排气端口排出的空气加温后再从高压进气端口供回波转子),由于损失过大,装置未能正常工作。改为开式结构(高压进气和排气端口不直接连通,流动参数可独立调节)后,通过减小间隙宽度,并采用双轴承支承可移动端板和石墨密封,增温比 2.0 时增压比达到 1.17^[21]。

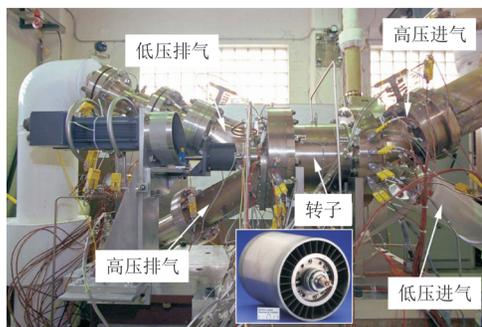


图7 NASA 四端口通流波转子试验台^[21]

Fig. 7 Four-port through-flow wave rotor rig in NASA^[21]

2.9 日本东京大学

21 世纪初,东京大学搭建了微型四端口波转子冷态试验台,无加热装置,仅保证增压比相同。研究了间隙宽度的影响,发现泄漏量与间隙宽度近似呈线性关系,且间隙宽度越大,空气的增压比越低,低压端口的进气量越小^[31]。

同时搭建了三通道和单通道旋转端口试验台,其特点是通道静止而端口旋转,以便采用纹影和激光多普勒测速(Laser Doppler Anemometry, 简称 LDA)等手段对内部流场进行精细测量。端口渐开主要影响主激波,而间隙泄漏主要影响反射激波^[32]。激波未出现明显的耗散,也未产生与边界层强烈的相互作用,边界层的厚度较小,不超过 0.5 mm。

2.10 美国空军理工学院

2012 年起,空军理工学院与空军研究实验室合作,搭建了微小型四端口通流波转子闭式试验台。为了保证燃烧室能够顺利点火,设计了辅助空气系统提供初始足量空气。试验中低压排气端口排气异常,大量黑烟从低压进气端口排出,将密封法兰的石墨垫片烧蚀。装置增温比仅达到 1.17,远低于设计要求的 2.74^[33]。

在四端口回流波转子试验研究中,尽管单独测试的压缩效率达到 76%,但与内燃机联合运行

后,波转子却未能达到最优效率状态,实际的压缩效率仅有 25%~30%^[34]。

2.11 英国 Bath 大学

近年来,Bath 大学对具有对称弯曲通道、直径为 60 mm 的波转子进行了试验,结构如图 8 所示。成功实现了功率输出,最大约 450 W,压缩与膨胀的最高效率达到 80% 以上。在设计转速下,存在空气直排现象,而随着转速的降低,空气直排和燃气回流现象减弱。当间隙宽度由 0.20~0.25 mm 增大至 0.30 mm 后,空气增压比降低约 15%,压缩与膨胀效率降低约 1%^[35]。

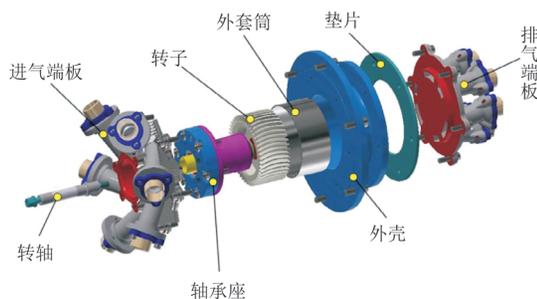


图8 气波涡轮试验装置结构^[35]

Fig. 8 Structural schematic diagram of wave turbine assembly^[35]

2.12 北京工业大学

1995 年,北京工业大学从 Brown Boveri 公司引进了 Comprex[®]波转子,并一直从事气波增压器与国产柴油机匹配性能试验研究。采用气波增压后,低速区的动力性和 NO_x 排放均明显改善,有效解决了涡轮增压柴油机低速性能较差的问题^[36]。

2.13 北京航空航天大学

北京航空航天大学针对系统化设计提出的不同层面的试验验证需求,建立了破膜驱动式单通道、三端口分压波转子、四端口回流波转子和四端口通流波转子等多个试验台。通过测量和比对进排气流量、平均总温和总压,以及壁面静压、排气静温的周向分布等数据,验证了所发展的波转子解析设计方法和数值仿真校验方法的有效性^[37]。

2.14 大连理工大学

大连理工大学针对用于天然气开采和运输的

三端口分压器与均衡器,以及四端口气波制冷器开展了大量试验工作。提出外循环耗散式气波制冷、过膨胀气波制冷和二次增压气波制冷等方法,制冷效率达到 70% 左右。详细评估了端口的宽度、位置与角度、间隙宽度等结构参数,以及转速、膨胀比、高温端口压力、回气端口温度、含湿量等操作参数对制冷性能的影响^[38],为推动波转子压力交换技术在制冷领域的应用积累了经验。

3 用于燃气轮机增压的优势和挑战

在材料耐温性和系统复杂性等因素的制约下,大幅提升传统燃气轮机的性能越来越困难,而外燃波转子压力交换技术提供了全新的解决思路。

3.1 优势

基于外燃波转子增压循环的燃气轮机具有通流自冷却、稳态性能突出、动态响应优异、尺寸效应不明显等优势。

1) 通流自冷却。对于通流波转子,进气和排气端口分别位于转子两侧,在每个循环周期内,高温燃气和低温空气交替流经整个转子通道,低温空气能够持续冷却转子,使其平均工作温度低于燃烧室出口温度^[39]。因此,波转子适用于温度相对较高的燃气轮机高压级。

2) 稳态性能突出。燃气在通道内膨胀,使低压排气端口的温度低于高压进气端口,与燃气轮机组合使用后,在相同的涡轮进口温度和叶轮机增压比条件下,循环的最高温度和压力均提高,单位推力(或功率)和耗油率将显著改善。国内外典型外燃波转子涡轮发动机单位耗油率变化幅度随叶轮机增压比关系的计算结果如图 9 所示(图中拟合出了趋势线),可以看出:在较大的增压比范围内,单位耗油率均有不同程度的降低,且呈现出增压比越小、单位耗油率降幅越大的变化趋势。

3) 动态响应优异。当燃油量突然变化时,高压转子响应基本不变,但波转子发动机的低压转子始终高于稳态转速;在加速和减速过程中,波转子发动机的压气机沿着与喘振边界线平行的轨迹运行,稳定性得到明显改善,如图 10 所示。

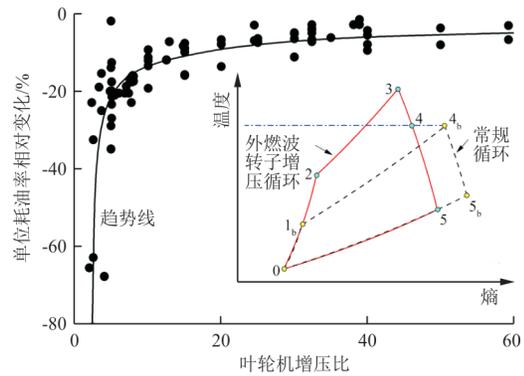


图 9 单位耗油率变化与叶轮机增压比的关系
Fig. 9 Relationship between specific fuel consumption variation and pressure ratio

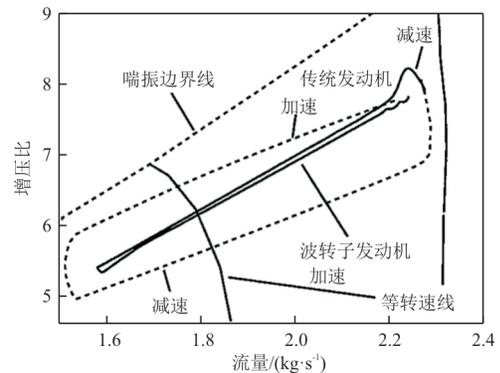


图 10 燃油量变化过程中压气机的动态响应^[40]
Fig. 10 Compressor dynamic behavior during fuel flow transient^[40]

4) 尺寸效应不明显。随着尺寸的减小,黏性作用逐渐增强,间隙泄漏愈发显著,传统叶轮机的性能迅速恶化^[41]。由于特殊的非定常压力交换工作原理,波转子性能降低的趋势不明显,即使特征尺寸缩小至 1 mm 量级,波转子的压缩效率仍可维持在 70% 以上^[42],远高于同等尺寸的压气机,如图 11 所示。因此,波转子也特别适用于微小型燃气轮机。

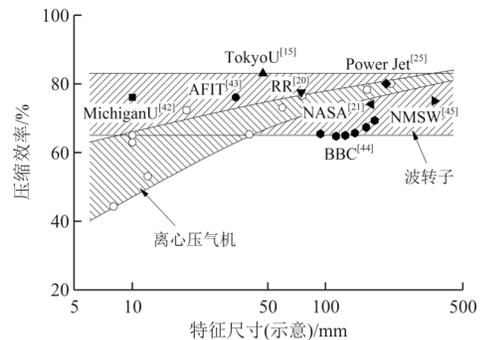


图 11 尺寸对波转子和压气机性能的影响
Fig. 11 Size effect on performance of wave rotor and compressor

3.2 挑 战

尽管外燃波转子压力交换技术有着巨大的吸引力,但由于若干关键技术尚未完全突破,实现其在燃气轮机领域的工程应用仍然面临诸多挑战。

1) 紧凑式总体结构设计技术

波转子及其驱动装置占据一定空间,将给发动机的适装性带来不利影响。如果采用外部电机驱动,那么波转子的安装位置灵活,便于流路的设计,但结构复杂^[46]。当波转子与燃烧室串联布置时,燃气轮机的径向尺寸可以保持不变,但轴向尺寸增加明显。Allison公司提出的波转子涡轴发动机结构如图12所示,安装波转子后,发动机的长度增加30%以上^[47]。若波转子与燃烧室并列布置,压气机和涡轮分列波转子两侧,燃烧室环绕其外部,特别是将波转子与发动机轴直接相连后,二者以相同的转速高速转动,结构十分紧凑。

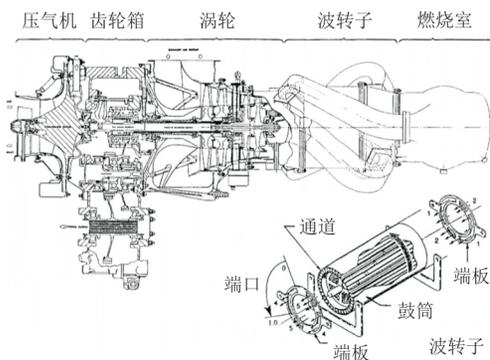


图 12 波转子涡轴发动机结构^[47]

Fig. 12 Structural schematic diagram of wave rotor topping turboshaft engine^[47]

2) 高性能外燃波转子设计技术

为了简化结构并缩小尺寸,对波转子的设计提出了更高要求。一方面,希望波转子能够自持转动,即依靠自身所受气动力来驱动,可改变进气端口的入射角度^[48],或将转子通道设计成弯曲形状^[49],使进气和排气的速度方向出现偏转,从而形成推动力。这必须通过精确设计来实现,使其在预设的转速上气动力和摩擦力达到平衡。另一方面,希望提高工作转速,以进一步缩短波转子的长度。转速提高后,离心加速和科氏加速效应增强,通道的长径比减小,流动的多维特征越来越显著,一维设计结果将严重偏离实际情况。国内外典型外燃波转子转速和直径的关系如图13所示。波转子普遍采用转速约为发动机1/3的低速方案,而对

于与二者同速转动的高速方案,鼓筒的切线速度与叶轮相当,将额外带来强度问题。

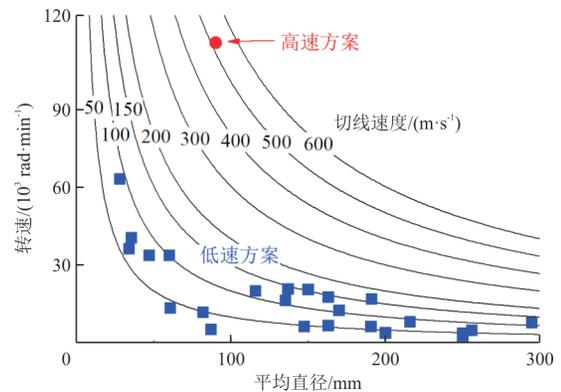


图 13 典型波转子的切线速度

Fig. 13 Tangential speed of representative wave rotors

3) 宽工况波系结构控制技术

在非设计工况下,由于转速和进排气参数的变化,波系演化与端口启闭无法达到最佳匹配,将引起性能恶化,极大限制了波转子的运行范围,因此必须采取控制措施。Brown Boveri公司在静止端板上增设了三种凹腔结构,压缩凹腔位于高压排气端口上游,用于削弱反射激波强度,防止高压进气端口出现倒流;燃气凹腔位于高压进气端口下游,膨胀凹腔位于低压排气端口上游,用来维持低压排气端口的顺畅排放^[50],使低转速性能明显改善,而在设计转速下性能几乎不变。Mathematical Science Northwest公司设置了若干调整端口,通过10%左右的入射流量来消除附加膨胀波,以期获得更高的能量转换效率^[45]。General Power公司采用可调端口技术,根据转速或燃烧温度来改变端口宽度,以获得恰当的波系结构,但实施过程较为复杂,且高温环境下可靠性难以保证。

4) 低损失过渡段设计技术

波转子与其相邻部件的流通截面形状存在差异,需要由过渡段来连接。过渡段既要具有较小的流动损失,又要能够改善流场的畸变和波动。然而,排气过渡段扩张严重,高压过渡段还存在180°的转向,在有限尺寸下实现有效的损失抑制非常困难。Allison发动机公司对低压排气过渡段进行了设计和分析,最佳方案的流动损失为3.7%^[51],假设其他过渡段也具有相同的损失,则所有四个过渡段产生的损失将达到14%,高于普遍期望的10%以内^[52]。NASA Glenn研究中心对低压排气过渡段进行了试验,发现设计状态下损

失较大,总压恢复系数仅为0.86,抵消了波转子装置带来的全部压力收益^[53]。过渡段设计的优劣对燃气轮机性能有着至关重要的影响,需要格外重视。

5) 复合损失抑制技术

波转子的流动损失主要包括转静间隙泄漏损失、工质掺混损失、沿程黏性损失和激波损失等。通常,泄漏损失在总损失中的占比最大,可达到近30%甚至更高^[54]。为了有效降低泄漏损失,一方面,间隙宽度越小越好,需要准确评估热膨胀量,以预留最小的转静间隙,或采用移动端壁等特殊结构,使各运行状态下轴向间隙尺寸保持不变^[21];另一方面,需要采取必要的封严措施,如蓖齿密封和刷式密封^[55]等。

掺混损失与转速密切相关。转速较低时,端口渐开渐闭引起的掺混损失较大;而转速较高时,离心力和科氏力加速的作用增强,引起的掺混损失较大;需要折中选择合理的转速范围,使掺混损失相对较小。

4 结束语

1) 在非定常压力波的驱动下,外燃波转子内部存在空气增压、燃气顺排、燃气回流、燃气溢流和空气直排等典型流动现象。端口渐开渐闭、转静间隙泄漏、离心力和科氏力加速、固体壁面传热等效应使流动呈现复杂的多维特征,加剧了不同种类工质及相邻通道工质之间的相互作用,形成了泄漏和掺混等损失,而通常泄漏损失的占比最大。

2) 通过合理的设计端口启闭时间、严格的控制转静间隙尺寸,四端口通流波转子的压力收益可达15%~30%,空气增压比达到2.0~4.5,压缩效率达到70%~85%。而波转子与加热系统耦合运行时,加热后的高压气体直接供回,必须谨慎考虑二者的匹配问题,避免出现波转子达不到设计要求、甚至无法正常工作的情况。

3) 传统燃气轮机技术日臻完善,实现性能大幅提升的难度越来越大。波转子具有通流自冷却特性,可以提高循环的最高温度和压力,从而显著改善单位推力(或功率)和耗油率。同时压力波的传播速度极快,使得动态响应特性更加优异。在突破紧凑式总体结构设计、高性能外燃波转子设

计、宽工况波系结构控制、低损失过渡段设计、复合损失抑制等技术瓶颈后,外燃波转子增压循环燃气轮机有望成为未来先进的军民动力系统。

参考文献

- [1] 胡晓煜. 波转子增压循环发动机技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(1): 57-62.
HU Xiaoyu. Wave rotor topping cycle gas turbine engine technology [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(1): 57-62. (in Chinese)
- [2] MATSUTOMI Y, MEYER S E. Experimental investigation on the wave rotor constant volume combustor [C] // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Nashville, USA: AIAA, 2010: 7043.
- [3] 巩二磊. 内燃波转子工作过程及燃烧特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
GONG Erlei. Research on working process and combustion performance of wave rotor combustor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [4] KENTFIELD J A C. Nonsteady, one-dimensional, internal, compressible flows [M]. New York: Oxford University Press, 1993.
- [5] TATE S E. Techniques for aerodynamic testing in the wave superheater hypersonic tunnel [C] // Aerodynamic Testing Conference. Washington, USA: AIAA, 1964: 1114.
- [6] AZOURY P H. An introduction to the dynamic pressure exchanger [J]. Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, 1965, 180(1): 451-480.
- [7] MCCLEARN M J, POLANKA M D, MATA CZYNSKI M R, et al. The design of a small-scale wave rotor for use as a modified brayton-cycle engine [C] // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, USA: AIAA, 2016: 901.
- [8] PAXSON D E. A numerical investigation of the startup transient in a wave rotor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(7): 676-682.
- [9] HU Dapeng, LI Renfu, LIU Peiqi, et al. The loss in charge process and effects on performance of wave rotor refrigerator [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 100: 497-507.
- [10] WELCH G E. Two-dimensional computational model for wave rotor flow dynamics: TM 107192 [R]. Cleveland: NASA Lewis Research Center, 1996.
- [11] 姜冬玲. 波转子内部流动的数值研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
JIANG Dongling. Numerical study of inner-flow in wave rotor [D]. Beijing: Beihang University, 2007. (in Chinese)
- [12] 李凤超, 温泉, 李瑞明, 等. 高转速外燃波转子二维非定常流动数值仿真 [C] // 第三届国际航空发动机论坛. 上海,

- 中国: 中国工程院机械与运载工程学部, 2021: 105-113.
- LI Fengchao, WEN Quan, LI Ruiming, et al. Numerical simulation of two-dimensional unsteady flow in high speed external-combustion wave rotor[C]// The 3rd International Aero-Engine Conference. Shanghai, China: Mechanical and Vehicle Engineering Division, Chinese Academy of Engineering, 2021: 105-113. (in Chinese)
- [13] 刘琛源, 刘火星. 波转子非定常泄漏流动机理[J]. 航空学报, 2017, 38(5): 96-109.
- LIU Chenyuan, LIU Huoxing. Mechanism of nonsteady leakage flow of wave rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(5): 96-109. (in Chinese)
- [14] 张云朋. 波转子增压技术数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
- ZHANG Yunpeng. The numerical research of wave rotor supercharger technology [D]. Beijing: Beihang University, 2011. (in Chinese)
- [15] NAGASHIMA T, OKAMOTO K. Simple numerical modeling for gasdynamic design of wave rotors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(1): 99-107.
- [16] PIECHNA J, CERPA R, MARCIN S. Numerical analysis of the wave topping unit for small turbojet[C]// ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air. Glasgow, UK: ASME, 2010: 23046.
- [17] LAROSILIERE L M. Wave rotor charging process: effects of gradual opening and rotation [J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 178-184.
- [18] DENG S, OKAMOTO K, TERAMOTO S. Numerical investigation of heat transfer effects in small wave rotor [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2015, 29(3): 939-950.
- [19] MATHUR A. A brief review of the G. E. wave engine program (1958—1965) [C]// The 1985 ONR/NAVAIR Wave Rotor Research and Technology Workshop. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1985: 171-193.
- [20] MORITZ R. Rolls-Royce study of wave rotors (1965—1970) [C]// The 1985 ONR/NAVAIR Wave Rotor Research and Technology Workshop. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1985: 116-124.
- [21] WILSON J, WELCH G E, PAXSON D E. Experimental results of performance tests on a four-port wave rotor [C]// 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, USA: AIAA, 2007: 1250-1258.
- [22] SMITH B D, POLANKA M C, PAXSON D E. Scaling study of wave rotor turbo normalization of an internal combustion engine [C]// 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, USA: AIAA, 2012: 3837.
- [23] AKBARI P, NALIM R, MUELLER N. A review of wave rotor technology and its applications [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(10): 717-735.
- [24] KENTFIELD J A C. The performance of pressure-exchanger dividers and equalizers [J]. Journal of Basic Engineering, 1969, 91(3): 361-368.
- [25] KENTFIELD J A C. The pressure exchanger: an introduction including a review of the work of power jets (R & D) Ltd. [C]// The 1985 ONR/NAVAIR Wave Rotor Research and Technology Workshop. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1985: 9-49.
- [26] PEARSON R D. A gas wave-turbine engine which developed 35 hp and performed over a 6:1 speed range [C]// The 1985 ONR/NAVAIR Wave Rotor Research and Technology Workshop. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1985: 125-170.
- [27] TAUSSIG R, CASSADY P, OATES G. Investigation of wave rotor turbfans for cruise missile engines (Volume 2): AD A131168 [R]. Bellevue: Mathematical Science Northwest, 1983.
- [28] COLEMAN R R. Wave engine technology development: AD A139175 [R]. Paoli: General Power Corporation, 1984.
- [29] THAYER III W J, ZUMDIECK J F. A comparison of measured and computed energy exchanger performance [C]// Proceeding of the 13th International Symposium on Shock Tubes and Waves. New York, USA: State University of New York Press, 1982: 735-743.
- [30] WILSON J. An experimental determination of losses in a three-port wave rotor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1998, 120(10): 833-842.
- [31] OKAMOTO K, YAMAGUCHI K. Clearance variation effects on micro wave rotor operation [C]// Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2008. Gyeongju, Korea: KSPE, 2008: 855-861.
- [32] OKAMOTO K, NAGASHIMA T. Visualization of wave rotor inner flow dynamics [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 292-300.
- [33] LAPP K P. Design and testing of a micro-scale wave rotor system [D]. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, USA: Air Force Institute of Technology, 2017.
- [34] REINHART J T, BEASLEY B A, HOKE J L, et al. Experimental observations of a small-scale pressure-wave supercharger coupled to a compression ignition engine [C]// 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee, USA: AIAA, 2018: 1411.
- [35] TUCHLER S, COPELAND C D. Experimental results from the bath μ -wave rotor turbine performance tests [J]. Energy Conversion and Management, 2019, 189: 33-48.
- [36] 雷艳. 车用发动机气波增压器性能研究 [D]. 北京: 北京工业大学, 2008.
- LEI Yan. Research on performance of pressure-wave supercharger for automotive engine [D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2008. (in Chinese)

- [37] CHAN Shining, LIU Huoxing, XING Fei, et al. Wave rotor design method with three steps including experimental validation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2018, 140(11): 111201.
- [38] ZHAO Jiaquan, HU Dapeng. An improved wave rotor refrigerator using an outside gas flow for recycling the expansion work[J]. *Shock Waves*, 2017, 27(2): 325-332.
- [39] PAXSON D E, NALIM M R. Modified through-flow wave-rotor cycle with combustor-bypass ducts [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(3): 462-467.
- [40] GREENDYKE R B, PAXSON D E, SCHOBEIRI M T. Dynamic simulation of a wave-rotor-topped turboshaft engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(5): 792-796.
- [41] 薛然然, 李凤超. 微型涡轮喷气发动机发展综述[J]. *航空工程进展*, 2016, 7(4): 387-396.
XUE Ranran, LI Fengchao. An overview on development of micro turbojet engines[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2016, 7(4): 387-396. (in Chinese)
- [42] IANCU F, AKBARI P, MUELLER N. Feasibility study of integrating four-port wave rotors into ultra-micro gas turbines (UmGT)[C]// 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, USA: AIAA, 2004: 3581.
- [43] MATA CZYNSKI M R, PAXSON D E, POLANKA M D, et al. Performance and design improvements for a small scale pressure wave supercharger [C]// 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, USA: AIAA, 2016: 768-774.
- [44] KOLLBRUNNER T A. Comprex® supercharging for passenger diesel car engines [C] // West Coast International Meeting. Los Angeles, USA: SAE, 1980: 800884.
- [45] THAYER W J. The MSNW energy exchanger research program [C] // The 1985 ONR/NAVAIR Wave Rotor Research and Technology Workshop. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1985: 86-115.
- [46] TAUSSIG R T. Wave rotor turbofan engines for aircraft [C]// The 1985 ONR/NAVAIR Wave Rotor Research and Technology Workshop. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1985: 291-328.
- [47] SNYDER P H, FISH R E. Assessment of a wave rotor topped demonstrator gas turbine engine concept[C]// ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. Birmingham, UK: ASME, 1996: 41-57.
- [48] ZEHNDER G, MAYER A, MATTHEWS L. The free running Comprex®[C]// International Congress and Exposition. Detroit, USA: SAE, 1989: 890452.
- [49] JAGANNATH R R, BANE S P M, NALIM M R. Numerical modeling of a wave turbine and estimation of shaft work [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2018, 140(10): 101106-101115.
- [50] GYARMATHY G. How does the Comprex pressure-wave supercharger work?[C]// International Congress and Exposition. Detroit, USA: SAE, 1983: 830234.
- [51] GEGG S G. Aerodynamic design of a wave rotor to high pressure turbine transition duct [C]// 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cleveland, USA: AIAA, 1998: 3249.
- [52] FATSIS A, RIBAUD Y. Thermodynamic analysis of gas turbines topped with wave rotors[J]. *Aerospace Science and Technology*, 1999(5): 293-299.
- [53] WELCH G E, SLATER J H, WILSON J. Wave-rotor transition duct experiment[C]// 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, USA: AIAA, 2007: 1249.
- [54] WILSON J. An experimental determination of losses in a three-port wave rotor [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1998, 120(10): 833-842.
- [55] WILSON J. An experiment on losses in a three-port wave rotor: CR 198508[R]. Cleveland: NASA Lewis Research Center, 1997.

作者简介:

李凤超(1983—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:增压循环涡轮发动机。

薛然然(1984—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:燃烧试验与数值仿真。

李瑞明(1979—),女,博士,高级工程师。主要研究方向:燃烧室设计与试验。

闫文辉(1979—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:新型航空推进。

(编辑:马文静)