

变几何涡轮技术的发展

The Development of Variable Geometry Turbine Technologies

■ 李凤超 周琨 邵飞 / 中国航发研究院

变几何涡轮是自适应/变循环发动机的核心部件，通过改变涡轮导向叶片的安装角或厚度来实现状态调节。美国、英国和日本等均积极发展变几何涡轮技术，积累了丰富经验。随着对更高进口温度和更宽调节范围的追求，未来变几何涡轮的研制仍面临诸多挑战。

美国军方指出，对于多用途战斗机，最富有吸引力的就是采用变几何涡轮技术的变循环发动机。也有研究人员曾提出这样的设想，通过变几何涡轮与其他可调部件的配合，使得在任意给定的飞行剖面上各状态点的性能都达到最佳。由此可见变几何涡轮技术的重要性和特殊性。作为变循环发动机的核心部件，变几何涡轮通过调节自身的流通能力来改变输出功的大小，进而改变高压与低压涡轮的转速差，匹配风扇和压气机的工作状态，同时提高发动机部分推力状态的经济性，并改善加速、减速等瞬态响应特性^[1]。VCTFE731-2、GE21、HYPR90和COPE等变循环技术验证机上都使用了变几何涡轮技术，如图1所示。在超声速循环研究（SCR）、先进涡轮发动机燃气发生器（ATEGG）、联合技术验证发动机（JTDE）以及高超声速推进系统研究（HYPR）等计划的支持下，美国、英国、日本等国家对变循环技术开展了深入的研究，尤其是对其中关键的变几何涡轮技术开展了较为全面的部件和整机试验验证，为高性能变几何涡轮的研制积累了大量经验。

GE公司

GE公司在变循环发动机研制方面时

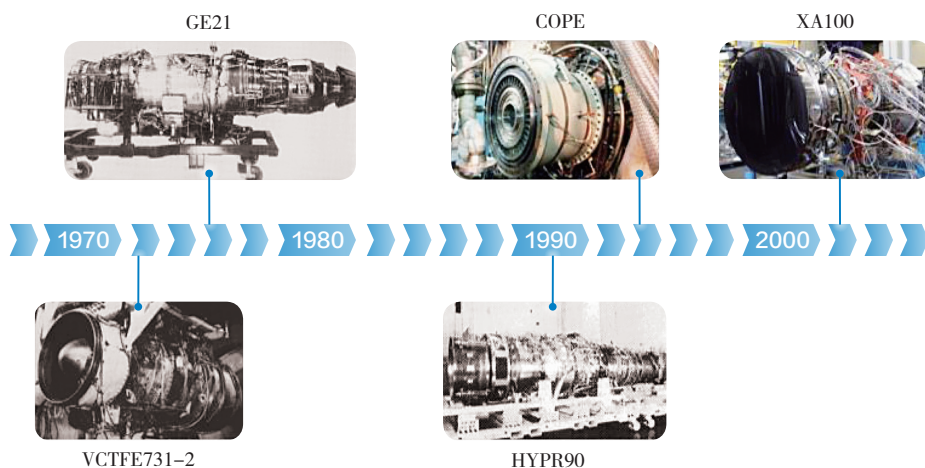


图1 变几何涡轮在变循环发动机上的应用

间最久、程度最深、成果最多，可谓一直引领着相关技术的发展。而变几何涡轮技术就是该公司的一项核心技术。

GE21是该公司研发的第二代变循环发动机验证机，其单级低压涡轮进口导向叶片的安装角是可调的^[2]。改变安装角被公认为是最有效的变几何方式之一，也被后续多种变几何低压涡轮所采用。如图2所示，采用与压气机可调静子叶片类似的传动机构，主要由液压作动筒、曲柄、拉杆、联动环和摇臂等部分组成。在传动机构的驱动下，导向叶片能够围绕各自的转轴整体转动，往复的开大和关小角度，相应地增大和

减小喉道面积，从而控制流量的变化。鉴于承受的气动载荷较大，可调导向叶片带有较为粗壮的外轴和内轴，且转轴与叶片之间设有直径较大的圆台，占据了导向叶片端部间隙内的大部分空间，有利于降低泄漏损失。为了便于导向叶片的安装、简化传动机构的结构，通过增大弦长的方式将导向叶片的数量减少至只有30个，叶片稠度相对较低，仅为0.7。在设计状态下，低压涡轮进口温度约为1410K，在叶片、转轴与圆台的内部均设有冷却通道，使用引自压气机的低温空气对其进行冷却。

GE21发动机有两种工作模式。

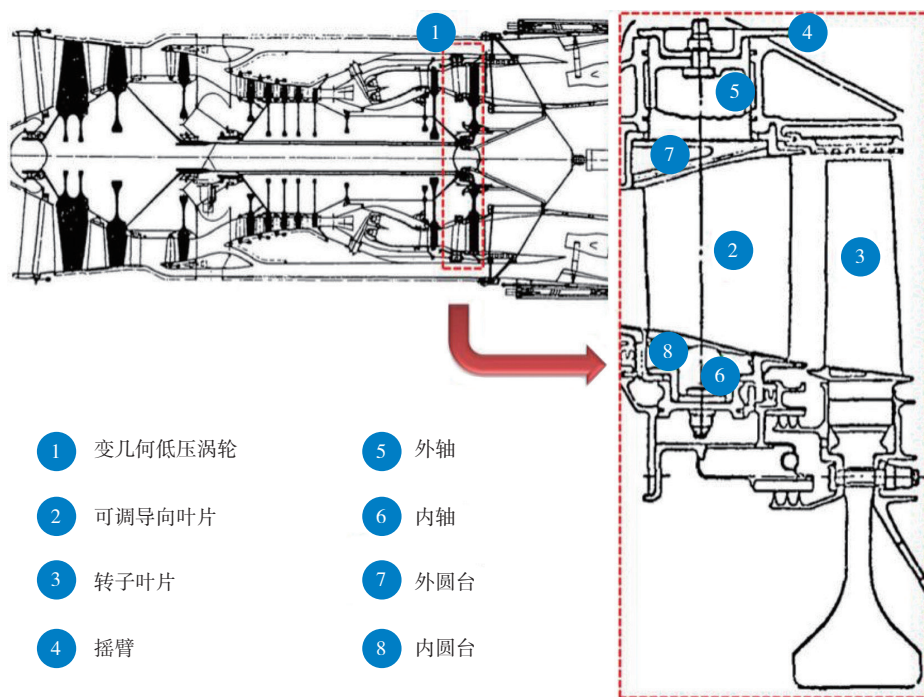


图2 GE21发动机的变几何低压涡轮

当发动机以单涵模式工作时，低压涡轮的导向叶片角度开大，同时关闭模式选择阀，关小前、后涵道引射器，此时变几何低压涡轮工作在低压比、大流量状态，低压轴输出功率降低，而高压轴输出功率提高，使涵道比达到最小；当发动机以双涵模式工作时，低压涡轮导向叶片角度关小，同时开启模式选择阀，开大前、后涵道引射器，此时低压涡轮工作在高压比、小流量状态，低压轴输出功率提高，而高压轴输出功率降低，使涵道比达到最大。

可控压比发动机（COPE）是GE公司和艾利逊公司在F120发动机技术基础上联合研发的第四代变循环发动机验证机，其涡轮部件革命性地使用了可调面积高压导向器、两级无导向叶片对转低压涡轮等先进技术^[3]。特别是高压可调导向叶片的使用，允许发动机在一个宽压比范围内以恒定的涵道比工作，并且高压压气机能够

在宽范围内运行在固定的匹配点上而保持较高的效率。同时，变几何高压涡轮与无导向叶片对转低压涡轮搭配使用，能够获得更高的调节收益，导向叶片的转角变化范围进一步减小。

高压涡轮导向器的工作温度高，大大增加了传动机构和冷却结构的

设计难度。因此，COPE并未沿用GE21导向叶片安装角可调的传统变几何方式，而是采用了一种全新的“零间隙”调节方式。可调导向叶片由固定（包括头部、压力面和部分吸力面）和转动（包括部分吸力面）两个部分组成，其中固定部分与端壁之间没有间隙，而仅是转动部分与端壁之间存在一定间隙。摇臂驱动导向叶片转轴，转轴带动一个凸轮结构，凸轮驱动叶片的转动部分转动。转动部分像蚌壳一样地开合，使叶片厚度相应地增减，进而改变导向叶片的喉道面积。这种独特的设计有效避免了传统方案中由于冷气泄漏、叶片转动形成的台阶和间隙等原因所引起的损失增大的问题，以及叶片前驻点位置变化带来的冷却困难的问题。同时，通过有效地控制由于吸力面不连续而附加的叶型损失，使最大推力状态（导向叶片转动部分处于使喉道面积最大的位置）下导向叶片叶栅效率仅比设计状态（导向叶片转动部分处于使喉道面积最小的位置）降低约1%，相应的高压涡轮效

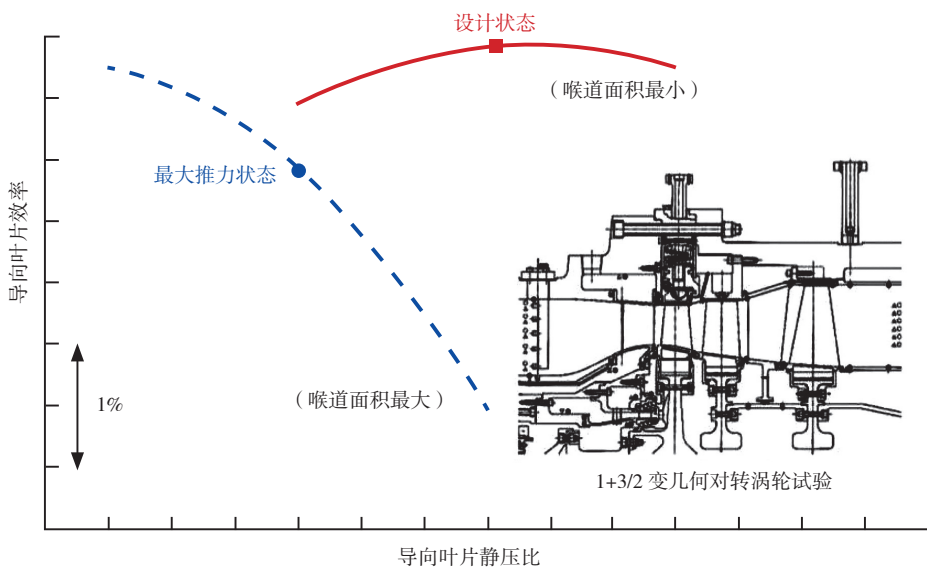


图3 COPE发动机高压可调导叶气动性能

率仅降低约2%，如图3所示。另外，叶片转动部分输出的旋转角度远远小于转轴输入的旋转角度，减速比能够达到10 ~ 40 : 1，显著提高了操纵精度。

盖瑞公司

盖瑞（Garrett）公司在美国空军航空推进实验室的支持下，采用可变面积导向器，将常规TFE731-2涡扇发动机改为变循环发动机，并进行了72h台架试车和75h高空模拟试验，较为全面地验证了变几何涡轮技术的优势。

将原有3级低压涡轮的第一级导向叶片改为安装角可调，喉道面积变化范围为-7% ~ 40%。导向叶片为悬臂结构，外轴通过螺母与摇臂固定，摇臂由联动环驱动以保证同步动作。导向叶片转轴中心线并不与发动机中心线垂直，而存在10°左右的倾角。以导向叶片转轴中心

线和发动机中心线的交点为球心，将内外端壁改为同心的球面，使得在所有角度下可调叶片端部都具有相同的间隙，有效地抑制了间隙泄漏。轴套采用分段结构，中间用隔套隔开，导向叶片依靠上下两个轴套与转轴相配合而定心。燃烧室为回流形式，传动机构位于其二次气流通道的内，燃烧室内的低温空气将向涡轮通道内泄漏，这时少量的漏气将对转轴等起到冷却作用。在压差作用下，垫环与外套的端面贴紧，并借助轴套与转轴的配合，共同起到密封作用。该结构基本上沿用了TSCP700辅助动力装置（APU）的变几何技术，而该APU当时已积累了数万小时的飞行经验，表明其结构方案是可靠的。

试验表明：在变几何结构设计位置和相同的净推力下，发动机耗油率增大约1%，涡轮前温度不变，所有参数均在生产型的验收标准之

内，说明这种变几何结构并未使低压涡轮的性能出现明显降低；可导向叶片喉道面积增大时，高压涡轮转速升高，而喉道面积减小时，高压涡轮转速降低，显示出变几何低压涡轮能够有效控制高压和低压涡轮之间的功率分配，如图4所示；与低压压气机可调静子叶片相比，低压涡轮可调导向叶片同样具有提高低压压气机喘振裕度的能力；低压涡轮可调导向叶片与可调面积尾喷管配合使用，能够在发动机进口流量和低压压气机裕度不变的条件下，实现发动机推力的调节，并可以降低发动机的进排气损失。

格伦研究中心

美国国家航空航天局（NASA）格伦（Glenn）研究中心针对用于超声速飞机涡喷发动机双级涡轮的第一级开展了变几何技术试验研究，重点分析了喉道面积对涡轮效率和损失的影响规律。在试验中，并未设计传动机构来实现导向叶片安装角的改变，而是加工了3套分别处于不同固定喉道面积状态的导向器。分别对70%、100%和130%喉道面积下涡轮内部流场进行了细致的测量，对应的导向叶片转角分别为-7.8°、0°和8.4°。

试验结果显示，喉道面积对涡轮性能具有较大影响，如图5所示。当喉道面积变化时，设计转速下涡轮的最高绝热效率均有所降低，且喉道面积减小时效率降低更加明显。当导向叶片开大时，转子叶片进口呈负迎角状态，转子叶片内部损失增大，这是引起涡轮性能恶化的主要原因。当导向叶片关小时，导向叶片内部流速增大，损失有所增加；

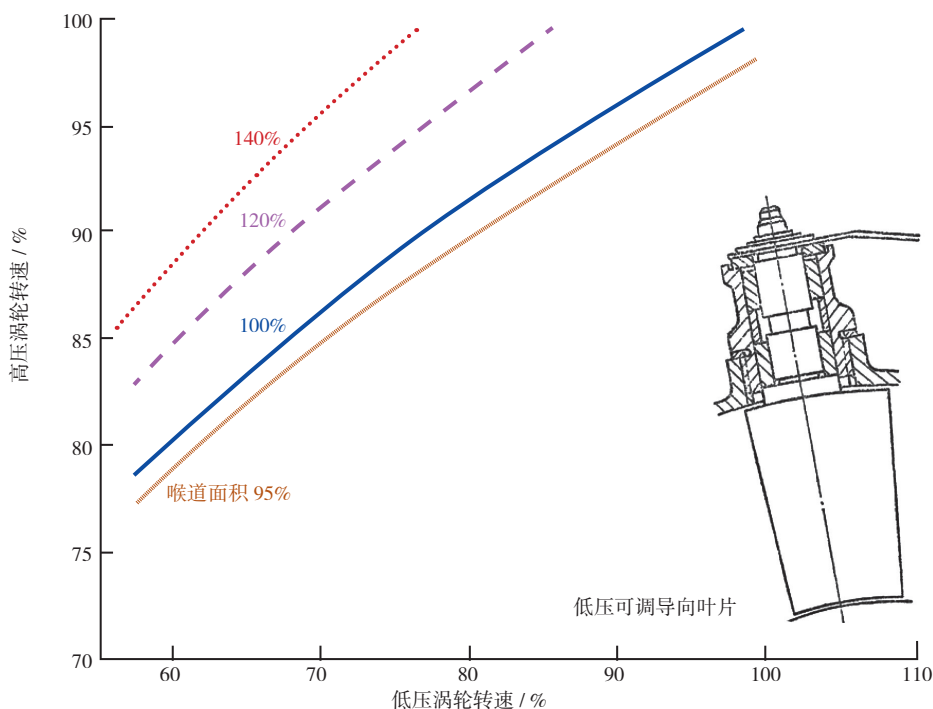


图4 VCTFE731-2发动机涡轮转速特性

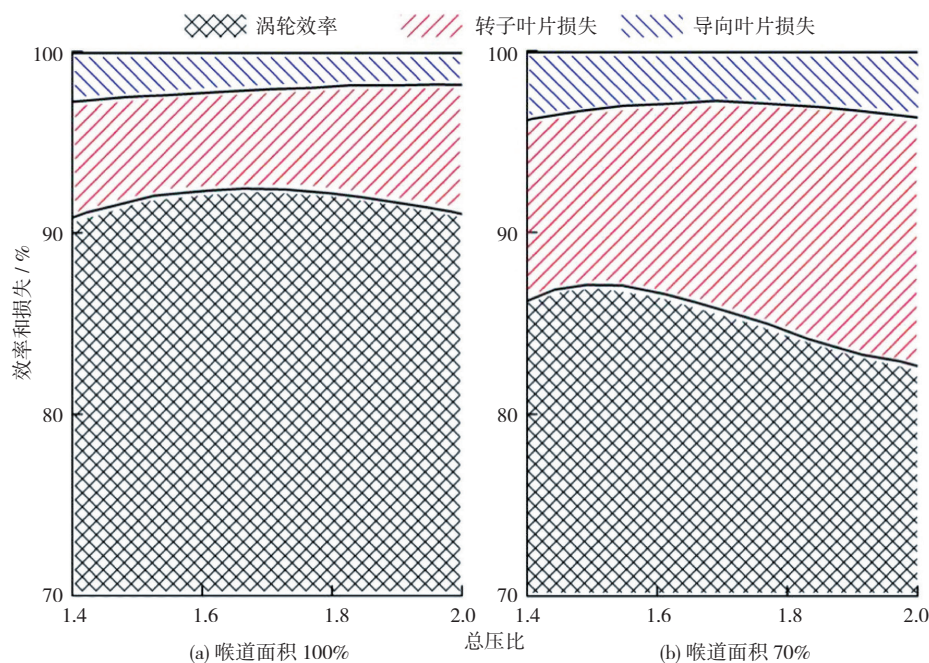


图5 变几何涡轮的效率和损失

同时，转子叶片进口呈正迎角状态，且静压降低，特别是在轮毂附近，进口静压低于出口静压，反力度变为负值，转子叶片内部流动呈“压气机”状态，在进口正迎角与逆压梯度的共同作用下，叶背表面出现分离，转子叶片损失显著增加；因此，通常导向叶片关小状态下涡轮性能更差。在试验中，100%喉道面积时涡轮的效率为92.3%，130%喉道面积时为90.9%，降低了1.4%，而70%喉道面积时仅为86.9%，降幅达5.4%。

罗罗公司

罗罗公司研究了两类变几何方式对涡轮流通能力的影响，并验证其在航空发动机上应用的可行性。第一类变几何的本质是基于S1流面的调节方法，即导向叶片全部转动（改变安装角）或部分转动（改变弯度）。试验中涡轮流量变化了17.5%，表明该方法能够在较大范围内调节涡

轮的流通能力。另一类变几何是基于S2流面的调节方法，即在通道内引入楔形块，阻塞导向叶片出口的环形通道。当通道面积减小12%时，涡轮流量将降低8%。但该方法仅能

使涡轮流量减小而无法增大，并且热环境下难以实施高效冷却和可靠密封。

罗罗公司的专利给出了一种齿轮啮合式传动方案^[4]，具有调节范围大、磨损表面小、操纵精度高等优点，如图6所示。与传统联动环驱动式方案相比，用环形齿轮取代联动环，用端部带齿的小齿轮取代摇臂，通过环形齿轮与小齿轮的相互啮合实现传动。导向叶片外轴和内轴均由轴承支承，外轴承为调心轴承，内轴承为滑动轴承，从而允许由于部件的膨胀和结构的热蠕变而产生相对运动。轴承尽量远离高温燃气通道，并用空气进行冷却，以降低工作温度。为了降低冷气的泄漏量，采用活塞环进行密封。导向叶片端壁设计为球面形状，保持导向叶片与内环、外环间隙较小。导向叶片内环与外环采用分段结构，每个外环分段对应一个叶片，每个

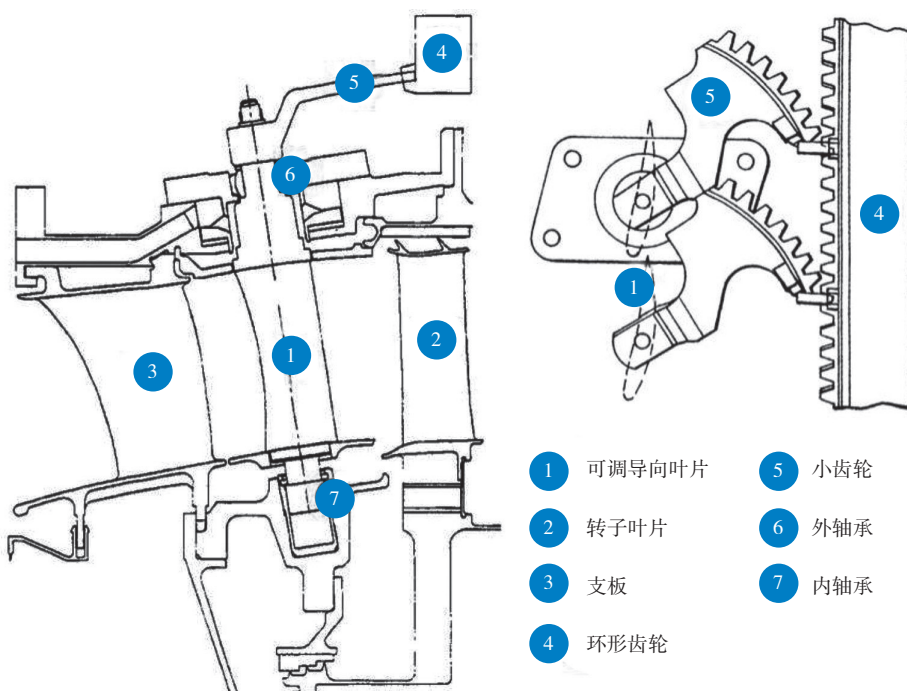


图6 齿轮啮合式传动方案

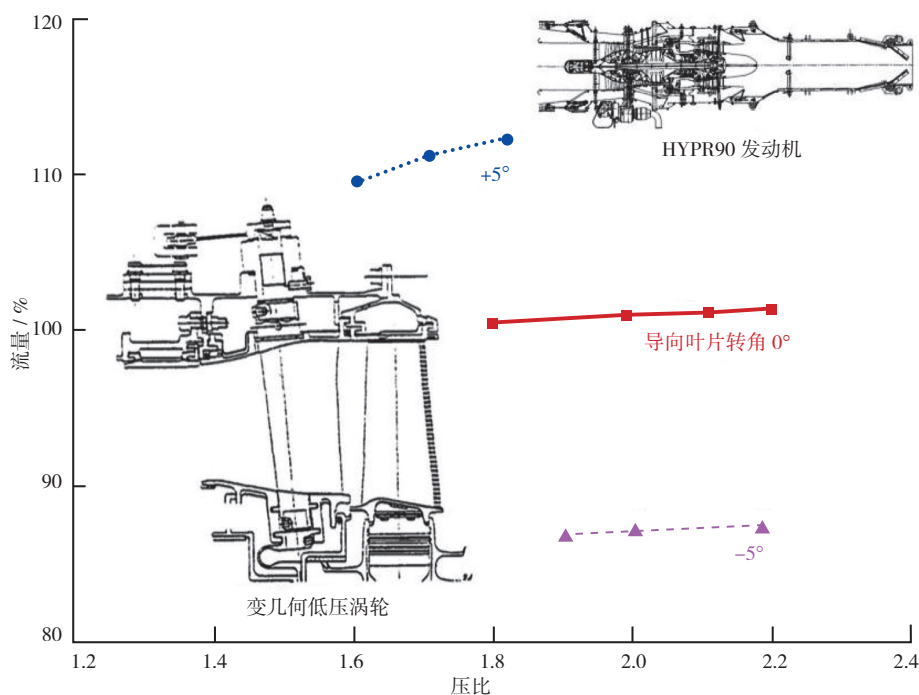


图7 HYPR90发动机变几何低压涡轮流量特性

内环分段对应3个叶片，以减少热应力并方便装配。

日本工业技术研究院

日本工业技术研究院联合石川岛播磨重工、川崎重工、三菱重工，以及GE、普惠、罗罗和赛峰飞机发动机等公司开展了HYPR项目，对马赫数 (Ma) 5以上的串联式涡轮基冲压组合 (TBCC) 发动机进行了缩尺试验研究^[5]。其中，涡轮发动机部分采用低压涡轮导向器角度可调的双转子无加力变循环涡扇发动机。

采用准三维气动方法设计涡轮叶片型面，并确保在各安装角下，流动均不分离。特别地，通过降低低压涡轮气动设计工况（导向叶片转角 0° ）下的叶片峰值马赫数和尾缘扩散度，来避免发动机设计工况（导向叶片转角 4.5° ）下涡轮性能的大幅恶化。模型试验结果显示，

设计状态下，涡轮的绝热效率达到88.3%；导向叶片的角度开大或关小 5° ，流量相应变化12%~14%，如图7所示。

可调导向叶片由摇臂驱动，外轴和内轴上分别安装有一个轴承。外轴承采用滑动轴承，承受叶片受到的气动载荷，同时外表涂有耐高温材料以保证能够在 500°C 以上的高温环境下稳定工作。内轴承利用与内环、外环相连的板簧的弹性变形，可以在 $\pm 10^\circ$ 的范围内转动。采用弹性支座，既可支撑内部机构，又可使由热膨胀引起的导向叶片顶部和根部的间隙最小。设计状态下，低压涡轮进口温度高达1470K，因此导向叶片采用了单晶材料，且内部带有冷却结构，头部采用冲击冷却，中后部采用柱肋冷却，冷气量约为2.5%。在模拟的高负荷和高温状态下，通过耐久性试验验证了可调导

向叶片及其传动机构结构方案的可靠性。

结束语

变几何涡轮技术是变循环发动机的一项关键技术，与可变面积涵道引射器、风扇/压气机可调静子叶片、可调面积喷管等其他变几何技术配合使用，可使发动机具有更大的热力循环调节范围和更强的多任务适应能力。随着变几何涡轮技术研究的进一步深入，在多个变循环验证平台上使用和验证之后，也将继续在新一代自适应发动机中得到沿用。由于变几何涡轮工作环境恶劣、运行状态多变，并且随着对其流量调节能力的更高追求，未来宽工况涡轮叶型气动设计、可调导向叶片端部泄漏损失控制、传动机构结构设计等工作仍将面临巨大的挑战。

航空动力

（李凤超，中国航发研究院，高级工程师，主要从事变几何涡轮气动设计与仿真工作）

参考文献

- [1] 翁史烈,王永泓,宋华芬,等.现代燃气轮机装置[M].上海:上海交通大学出版社,2015.
- [2] 刘红霞.GE公司变循环发动机的发展[J].航空发动机,2015,41(2):93-98.
- [3] Keith B D, Basu D K, Stevens C. Aerodynamic test results of controlled pressure ratio (COPE) dual spool air turbine rotating rig[R]. ASME Paper, 2000, 2000-GT-632.
- [4] Lawer S D. Actuator mechanism for variable angle vane arrays: US05620301[P]. 1997-04-15.
- [5] 耿苗,薛永广.日本TBCC发动机的发展[J].飞航导弹,2013 (9): 73-80.