

国际燃气轮机会议资料选编

燃气轮机译文集

(第一集)



航空部第八技术情报网

目

1. 从战斗机到管道: 第一台16,000~18,000马力级的“第三代”航空改型燃气轮机的研制	(1)
2. AGTJ—100B高压涡轮的研制	(7)
3. 美国弗吉尼亚电站用联合循环扩大容量的两种设想	(14)
4. 先进高效回热循环燃气轮机	(23)
5. 采用甲醇燃料的燃气轮机新循环	(33)
6. 离心式压缩机初始设计中采用人工智能程序的初步经验	(37)
7. 荷兰皇家KLM航空公司引进和应用通用电气公司的涡轮发动机监测软件	(41)
8. 监测天然气管道燃气轮机系统性能的软件和测量仪	(45)
9. 用现代控制系统改造早期设计的燃气轮机	(54)
10. 无人驾驶飞机用燃气轮机燃油控制系统	(57)
11. 发动机总控制系统的原理性设计	(61)
12. 三通道容错式数字控制系统	(65)
13. 趋向监测和超限值记录系统——一种改善涡轮发动机可靠性的方法	(68)
14. 燃气轮机燃烧及燃料的研究与发展现状	(71)
15. 直接烧煤的燃机	(80)
16. 预测燃气轮机燃烧室内NO和CO的分布	(88)
17. 燃气轮机排气系统——设计思想	(96)
18. 燃煤燃气轮机的燃烧和沉积特性	(103)
19. 发电用燃煤燃气轮机系统的发展	(110)
20. 两级排渣燃气轮机燃烧室高压干煤供给系统的发展	(117)
21. 烧重油, 低NO _x 排放物再热燃气轮机油田联供系统	(122)
22. 限制燃气轮机排放物的条例	(130)
23. 在小型燃气涡轮发动机中催化燃烧的初步试验	(134)
24. 小型燃气轮机催化燃烧室的发展	(140)
25. 使用原油的燃气轮机的可靠运行	(149)
26. 燃气轮机对灰尘吸入响应的解释	(153)
27. 燃气轮机内侵蚀损坏的计算机预计	(164)
28. 燃气轮机部件可靠性的确定和整修部件的改进	(170)
29. 燃烧气体性质: 航空燃油和柴油燃烧气体热力性质的预测	(176)
30. 13兆瓦级重型燃气轮机MF—111的研制和试验	(184)
31. 重型燃气轮机性能和可靠性的改善	(189)
32. 先进重型燃气轮机的设计与研制	(197)
33. 美海军新燃气轮机系统的经济考虑	(204)
34. 舰用燃气轮机故障监测的新方法	(215)
35. 丹麦海军300型艇使用LM—500的柴燃混合推进装置	(222)
36. 现代舰用燃气轮机推进系统的高性能齿轮传动装置	(231)

37. 加拿大DDH—280“部落”级驱逐舰巡航机的更换·····	(238)
38. 舰用燃气轮机带水洗的进气过滤器·····	(243)
39. 带前置燃气轮机的Groningen蒸汽轮机电站·····	(247)
40. 再热燃气轮机的一体化燃气—蒸汽循环特性·····	(257)
41. 发电用的高性能PFB系统·····	(263)
42. 用于分析联合循环装置热平衡和设备设计的计算机程序·····	(265)
43. 卡林纳(Kalina)底循环在电站复合循环底循环中的应用·····	(268)
44. 天然气处理厂中机械和电设备的应用·····	(278)
45. 天然气管道压缩机站的火警探测和灭火·····	(283)
46. 天然气管道最优程序的设计和应用·····	(288)
47. 流化床用低排放物补燃燃烧室的可行性研究·····	(293)
48. 高温合金的箱渗涂层的历史、理论和实践·····	(302)
49. 烧结的 α 碳化硅涡轮部件的热等静压·····	(305)
50. 制造燃气涡轮热端部件的新材料·····	(310)
51. 陶瓷涂层在AGTJ—100B涡轮叶片上的应用·····	(315)
52. 结构陶瓷非破坏评价(NDE)的可靠性和工艺控制·····	(322)
53. 美国能源部对侵蚀的研究—石化能源材料规划·····	(327)
54. 先进复合材料涡轮桨叶的模拟、结构和动力分析·····	(334)
55. 压气机涡轮导向器(PT6发动机)的修理发展·····	(338)
56. 应用可靠性与可维修性方法学在降低寿命周期费用中的作用·····	(340)
57. 用于预测发动机后勤需求的可分析的维修方法·····	(344)
58. 基本载荷下工业用航空改型发动机寿命及翻修要求·····	(351)
59. 邻近居民区的燃气轮机噪音控制·····	(354)
60. 用声强方法评定压缩机站的噪声源·····	(357)
61. 天然气压缩机站发出的低频噪声·····	(367)

从战斗机到管道: 第一台 16,000~18,000马力级的“第三代” 航空改型燃气轮机的研制

邵中延摘译

朱世澜校

引 言

从航空改型而来的燃气轮机可用于炼油工业。炼油工业有一种在温度、压力、质量流量方面和航空发动机产生的气体特性十分相似的热气源。这个热气源便是流体催化裂化装置(FCCU)中的回热器。

催化裂化过程是利用流化固体催化剂促进较重的一氧化碳分子在反应器中裂变为较轻的一氧化碳分子。催化剂流经反应器,并继续流至回热器,在这里积碳被催化剂微粒烧去。在早期的流体催化裂化装置的过程中,所产生的热气通过一个减压阀或孔腔,进入余热回收系统,最后直至排气道,没有从可用的能量中抽取功。从1963年起,随着从气体中消除大量催化细粒的专用分离器的出现,与此同时出现了动力涡轮技术,至今全世界已有70多台流体催化裂化装置使用了膨胀机(动力涡轮),它从热气中回收功率。回收的功率(随炼油厂FCCU装置的燃烧量值和完全度而变化)驱动压缩机,压缩机为回热燃烧提供流化空气和氧。通常压缩机所需的功率小于回收的功率,超出的部分可转换成电力。

六十年代要求流体催化裂化装置的热气膨胀机温度设计得高于第一代航空改型燃气发生器的温度。例如,1966年安装在加利福尼亚州Martinez, Shell油田的Ingersoll—Rand公司的E—148流体催化裂化装置的功率回收系列的功率为15,480轴马力(11,548千瓦),气流温度为1200°F(649°C),这是在扰动条件下比较高的温度。比较起来,当时最为通用的航空燃气发生器之一是Rolls—Royce公司的Avon MK1533,它具有类似的功率回收,其排气温度只是,1024°F(551°C)。

1970年航空改型燃气轮机的概念在主要效率方面发生了一个飞跃:从良好的TF39和CF—6系列的第二代涡扇航空发动机改型而来的GELM2500燃气发生器用于Ingersoll—Rand公司的GT—61燃气轮机中。这是首台第二代航空改型燃气轮机,它由Columbia Gulf Transmission公司安置于Louisiana,燃机的热效率为33%——大大优于当时第一代燃机的26%平均热效率。进入动力涡轮的排气温度为1360°F(738°C),Ingersoll—Rand公司的高温流体催化裂化装置的膨胀机技术用于GT—61燃气轮机。

1970年后有更多的效率在33~40%范围的第二代燃气轮机投入机械和发电的驱动运行,特别是采用了GE公司的LM5000和R·R公司的RB211,两者的排气温度超过1200°F(649°C)。它们都具有国际标准(ISO)额定功率30,000马力(22,380千瓦)以上。与此同时,R·R公司的Avon继续在提高功率,其最新型的功率为20,000马力(14,920千瓦)。

1986年G·E公司再次从航空工业获得了LM1600燃气发生器——空发动机F404的改型机。这就是理想的“第三代”燃气发生器，其排气温度为 $1,345^{\circ}\text{F}$ (729°C)。本文叙述从F404战斗机发动机改型来的G·E公司的LM1600燃气发生器及其与Ingersoll—Rand公司动力涡轮一起使用，以构成GT—60——第一台16,000~18,000马力 (11, 936~13, 428千瓦) 级“第三代”航空改型燃气轮机。

设计原则

任何一台工业燃气轮机成功的关键在于它的可靠性和大修间隔——当它按铭牌上额定功率连续运行时。

虽然期望用于飞行器的发动机的设计准则类似于重工业应用的准则似乎是不合适的，但实际上有许多通用的准则。然而，如果对所有的机械有任何一种通用准则的话，那便是愈简单愈好。因此，既用于燃气发生器，又用于膨胀机动力涡轮的两个自然发生的设计准则：简单性和可靠性。

LM1600燃气发生器

F404战斗机涡扇发动机在竞争中被美国海军选中，用于F/A—18战斗机/攻击机；它首次服役于1978年，八年之后开始了它的研制。

美国海军竞选所确立的关键设计准则之一是可靠性。此外，部件总数有所减少，个别部件趋于简单化。

至1987年中期，F404发动机系列将超过一百万总飞行小时。

LM1600燃气发生器是直接由F404改型而来，仅作了很少更改。三级低压压气机风扇作了“切顶”，这样就减小气流通路的直径约4吋 (0.10米)；还取消了外涵道，它在燃气发生器型中是多余的。

引用了新的前框架组体，以使航空发动机型成工业型。还增加了喇叭形进气口和固定的前向进气口中心体以整流和导向进口空气进入发动机。铝制喇叭形进气口有一个水洗导管，并将至前框架的通道构成外流型面；铝制前向中心体安置在前框架的轮毂上，并将至前框架的通道构成内流型面。

LM1600改型机保留F404的全部最新技术：先进的冷却技术、防腐蚀材料和涂层、高负载低展弦比叶片设计和单元体结构。

LM1600燃气发生器装有10级压气机：压比为4：1的3级(带有可调进气导向叶片)轴流式低压压气机是由单级低压涡轮通过中心轴驱动的；压比为5.5：1的7级高压轴流式压气机由一级高压涡轮驱动。高压压气机与F404的相同。

压气机定子机匣组体由钛制前段(其上面装有可调进气导向叶片、可调第1和第2级叶片、固定的第3级叶片)和高温镍基合金制第二段(其上装有第4至第6级的固定叶片)组成。燃烧室是一个与F404同样设计的环流型。低压和高压涡轮除了为工业用(如缩减喷口气流区，以便部件匹配)作了小的改动外，是与F404的一致，两者都是全气膜冷却式。

LM1600用作机械功率回收

表1 F404/LM1600参数

	点火温度 °F	空气流量 磅/秒	压 比	%低压压气机 转/分	%高压压气机 转/分
F404(起飞)	2500	141.5	24.0	100	100
LM1600(基本——引用型)	2210	96	21.5	96	98
LM1600(基本——发展型)	2265	100	22.5	99	98

第一台LM1600的应用将依据恒定的,如表1所示的引用型功率进行。起初,点火温度将限制于2210°F(1210°C)——比F404的起飞温度2500°F(1371°C)低不少,但“基本——发展型”点火温度最近将增至2265°F(1241°C)。

在工业用户所需的可靠性要求范围内燃气轮机参数作了调整(或者根据别的限定调整原动机),问题在于,它们如何与可靠性至少相等的机械功率回收涡轮相匹配?

这就是流体催化裂化装置功率回收技术和经验集中应用的地方。

功率回收涡轮机

面临设计一种动力涡轮以可用的形式回收任何燃气发生器的能量(在此情况下可用作管道离心式压缩机的机械驱动装置——虽然明显地不限于这方面),工程师有4个基本制约:

- 转速相容性;
- 可用的研制时间;
- 可用的研制经费;
- 最终成本。

当然,加上可靠性主要设计准则,如已经讨论过的,必须始终占主导。

由于制造厂生产采用LM2500燃气发生器的GT—61燃气轮机已获得很大成功,逻辑上分析将那种动力涡轮适应于LM1600的参数是可能的。从LM1600引用功率中所采用的膨胀比要比从LM2500燃气发生器来的约少10%,每单位质量的可用等熵焓不到13~14%。此外,约65%流量是来自较大装置。LM1600所需的动力涡轮尺寸比LM2500要求的约小30%。为了配上GT—61(LM2500)的动力涡轮,要降低气流通道的通道高度(叶片和导叶),以匹配降低的有效区。

主要缺点是过大的动力涡轮的比成本(美元/轴马力)较高,因为它有比所需大些的盘和机匣。

要研究一种更换GT—61动力涡轮装叶片的方法。在此情况下,全长度带冠的叶片应与较小的盘一起使用,以匹配所要求的区域,最佳的盘尺寸约为29.5吋(749毫米)。在设计平均叶片转速下,一元分析表明:获得了设计效益,产生的转速为6600转/分。准三元

分析表明在轮毂和叶尖处的性能不合格。基本上，在轮毂处的硬度太大，而在叶尖处则太低，因为叶片不是为那个半径比设计的。结论是：需要为LM1600设计新叶片。

制造厂的流体催化裂化装置的功率回收热气膨胀机范围包括了单级和双级结构中的7种不同结构尺寸，其功率范围大约为2500~50,000轴马力（1,865~37,300千瓦）。

虽然先前这些膨胀机叶片轨迹中没有一个轨迹用于航空改型燃气发生器，经验算，表明E232结构能与LM1600在5700转/分下达到预期的匹配。通过利用长度稍稍大于E232上的原始设计的叶片，在7200转/分的转速下获得了与LM1600的最佳匹配的小膨胀机结构，并决定着使E232适合于LM1600。现存的叶片工艺装备要足以提供所需的叶片长度，但为了使效率最佳化，需要设计新的第二级导叶。要作一些材料的改变以与燃气发生器相适应，并改变只有流体催化裂化装置应用的一些特性（见图1）。

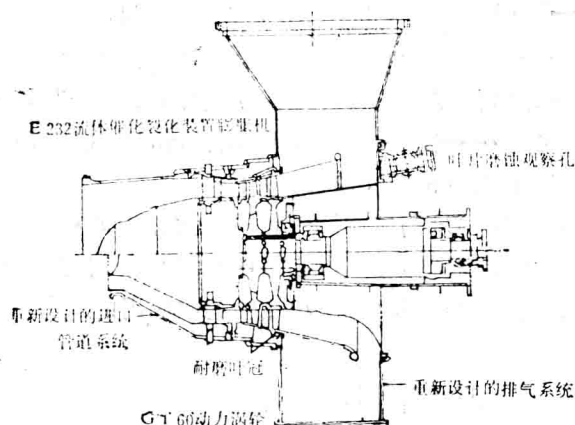


图1 从E232派生来的动力涡轮

这样，仅稍作改型的E232就是LM1600的良好气动动力涡轮，并提供各种用途的直接驱动的压缩机相容的转速。

设计

安装叶片的气动设计是基于TPERF4，一种使用Ainley和Matheson气动力相关性的轴向涡轮中线性能分析。更改包括Okapuu和Kacker的损失相关性。在轮毂和叶尖处采用TOD3D作准三元改进。级的设计基于具有径向平衡的无涡流气流。允许的设计准则包括在轮毂、最大导叶轮毂和转子叶尖马赫数1.0处的10%最小反作用力，在出口涡流极限为15度下限制叶片的迎角为 $-10^{\circ}/+5^{\circ}$ 。为这个动力涡轮设计的气流通道满足了这个准则。基于TPERF4的分析，动力涡轮的全静效率（包括排气扩压器）预计能产生良好的总涡轮性能。在引用额定功率下的动力涡轮性能是：

进口压力：54磅/时²—绝对（372.3千帕）

压比：3.67

进口温度：1345°F（729.4°C）

质量流量：96磅/秒（43.55千克/秒）

精心地设计了排气扩压器和集流环，以获得联合系统的压力上升系数0.45。

用1.744的面积比设计燃气发生器和动力涡轮之间的过渡导管，并且预期的压力上升系数为0.53。

从燃气发生器低压压气机排气中取得冷却空气，并用作冷却、清除和封严。把稍小于0.8磅/秒(0.364千克/秒)的压力空气用于动力涡轮。这股气流分配于第一级盘的上游盘面、盘之间的腔、轴封严和第二级盘腔下游之间。

叶片和盘的设计寿命在ISO额定功率下基于应力破坏，超过100,000小时。转子和机匣部件的低循环疲劳寿命基于最低值为1,000次正常起动/停车循环。在古德曼图(Goodman Diagram)上表示了不带冠转子叶片和盘上枞树形槽的气体偏移应力，该应力没超过联合稳态应力处 $1/3$ 允许振动应力。联合稳态应力也没超过金属工作温度下的80%允许应力破坏值。

叶片振动由VIPAK和ANSYS作了分析，并且采用较为恒定的结果于最终认可设计。

LM—60燃气轮机

说明

LM1600燃气发生器和功率回收涡轮一起构成Ingersoll—Rand GT—60，它是一种简单循环的燃气轮机，并按良好性能和高可靠性的工业用途的API标准设计。

燃气发生器用螺栓直接固定在动力涡轮过渡机匣上，并由前方支架支承在压气机中框架上。动力涡轮支承在一个小基座上，该基座可与一个较大的、全尺寸的底座组成，或者单独安装在用户的底座(一种小型底板)上。动力涡轮需要传动联轴节间隔轴长度大约50吋(1.27米)，以便使拆卸转子的从动装置足以向前移动转子和轴承支承座，而无需拆卸燃气发生器或排气系统。驱动装置导板伸出动力涡轮末端约相同的量值。这种联轴节不是膜盘式的，就是连续润滑的齿轮式的。

驱动装置导板约22呎(6.70)长，8呎(2.44米)宽。驱动装置导板连同全尺寸底座，包括辅助设备，总重约为35,000磅(15,875公斤)。

性能

GT—60的性能列表如下：

设计转速：6800转/分

ISO额定功率：16,550马力(12,578千瓦)

在ISO下的热耗率：7,200英热单位/马力·小时
(9,651英热单位/千瓦·小时)

总的热效率：35.2%

原型燃气发生器在1986年9月作了最初试验，而原型机GT—60(在写此文时)将安排在1987年第二季度——在运往用户之前，进行大范围的性能试验。

现今的动力涡轮设计得可承纳LM1600预期的大功率，即从表1中所给定的“基本—引用型”至“基本—发展型”参数。

成套装置配置

整个成套装置的传统设计是：燃气轮机驱动装置的导板不是用小型底座装成，就是用全尺寸底座装成；采用其中任一方案，燃气发生器辅助设备将安置在两个托架中的一个上，托架将安置得刚好在导板外侧，或者置于发动机每侧机罩的凹槽内，从机罩的外边可触及到。

一个托架将容纳合成油油箱、过滤器、主阀、控制器和与合成润滑油相连的仪表装置。

互 相连接的管线将从那里按需要通向燃气发生器、滑油冷却器、开关、仪表板和控制板。

另一个托架将容纳与燃油控制和发散物控制系统相关的系统，除开燃油控制阀，它将安装在发动机近旁。否则，只是相互连接的导线和管道通向发动机和仪表板。这种配置使燃气发生器导板附近的区域保持不杂乱，对于那些有外罩的装置，为使这些系统可以让人接近，无需安置到机罩内。另一个优点是：这些托架可标准化，并且无论对小底座，还是全尺寸底座的配置，在其使用中可有极小改动。当轴传动的泵被确定时，动力涡轮的滑油箱和从动设备将与从动设备的底座成为一整体。除气冷式滑油散热器外，有关辅助设备将安装于导板上。轴传动的泵没确定时，滑油箱和这个系统的托架可以安置在导板之外。

进气和排气系统将布置得符合使用要求，而且排气收集管能垂直向任一侧转动60度。

应 用

在北美和世界各地至今仍在使用着第一代航空改型动力涡轮机，如R·R公司的Avon，尽管它们的效率比较低，但仍有许多新应用，如用于海上平台。

值得指出的是，节省燃油有重大的意义，举一个简单的计算例子：以每一百万气体燃料英热单位(BTU)为3.00美元计，16,000马力燃气轮机在满负载ISO标准状态下每年运行8,000小时，将消耗燃料费大致如下：

第一代	每年3,759,360美元
-----	---------------

(平均9,790英热单位/马力小时)

第三代	每年2,764,800美元
-----	---------------

(平均7,200英热单位/马力小时)

因此，每年几乎节省1,000,000美元

1986年美国一家主要管道公司在估算了它其中一个压缩机站的第一代燃气发生器之后，作出商务决定：即用更有效的装置来更换它，并计划于1987年运行。为此，16,000~18,000马力级的第三代燃气轮机有机会被应用，因它集中了军用航空发动机和燃料催化裂化装置功率回收装置的先进技术和工程原理。

邵中延摘译自1987年ASME paper 87-GT-185

AGTJ—100B 高压涡轮的研制

摘 要

日本国际贸易和工业部资助的研制先进燃气轮机的最终目标是作为一套联合循环装置,在高压涡轮进口温度 1400°C 下,热效率达55%以上。为了实现这一目标,进行了设计的可行性研究以及各种研究和发展工作。

本文首先介绍基本计划并介绍若干重要的研究和发展项目。

符 号

G—质量流量

P—压强

T—温度

V—速度

ΔT —温度降

η —效率

π —压比

ϕ —流量

注 脚

a—转接机匣内空气或气流条件

b—叶片

c—冷却空气

cn—机匣

g—燃气

in—进口

m—金属

w—水

1—燃烧室机匣条件

2—燃烧室出口条件

引 言

日本国际贸易和工业部资助的先进燃气轮机的研制工作于1978年开始。该先进燃气轮机,可与蒸汽轮机组合构成联合循环装置,其最终目标为热效率达55%以上。

作为近期目标,正在研制一种补燃式燃气轮机(AGTJ—100A)作为实验装置,联合循环效率在50%以上。

AGTJ—100A进行了第一阶段高温调试装置(试验发动机)的试验,验证了AGTJ—

预先冷却

为了在实际的补燃式燃气轮机运转试验条件下验证性能的改进,不仅需要在不增加冷却空气流量的情况下增加高压涡轮进口温度,而且还要保持机械的耐久性。为了保持与AGTJ-100A相同的耐久性,决定保持高压涡轮的轴转速和冷却叶片的金属温度不变。

尤其从现有冷却技术的观点来看,改变气冷叶片的结构来改善冷却效果存在着某个极限。因此,为了在不增加平均金属温度的条件下减少冷却空气,进行了冷却空气预先冷却的应用研究。

作为预先冷却的方法,采用了喷水系统。尤其因为供给冷却水会引起高压涡轮很大的压力损失,因此决定直接在高压系统的机匣中喷入的水尽量减少。后文将详细说明,计划进行一项验证性试验,将该装置的技术实用化。同时,低压涡轮也有一个喷水系统,位于自高压压气机第6级到低压涡轮的通道内。

图3和图4示出了在燃气和金属温度保持不变的情况下为何能够通过预先冷却减少冷却用空气。

图5则示出了减少高压涡轮冷却空气流量对联合循环热效率的影响。按照图5,在高压压气机放气(460℃)和预先冷却(400℃)的条件范围效果是非常显著的。这是因为增大主流和由于减少冷却空气而减少了叶片压缩功的影响超过了由于掺混而降低了的主气流焓。

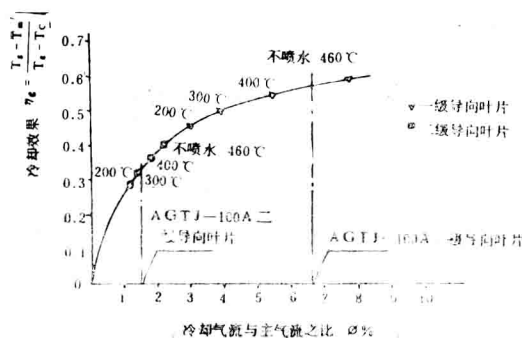


图3 高压涡轮导向叶片的冷却特性

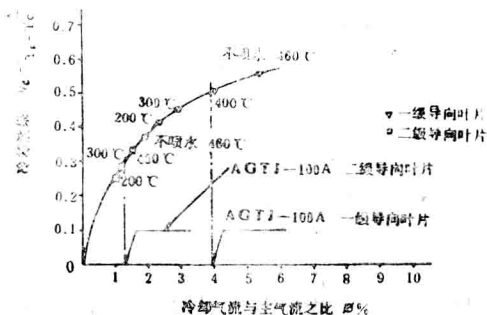


图4 高压涡轮导向叶片的冷却特性

热效率最高点接近预先冷却温度350℃左右,改善约0.23%,对于每级高压涡轮叶片冷

却空气与主流之比:

第一级导向叶片 (1N)	5%
第一级转子叶片 (1B)	4%
第二级导向叶片 (2N)	1.5%
第二级转子叶片 (2B)	1.3%

特别是第一级导向叶片的冷却空气相当于AGTJ-100A的70%。

从这些结果可知,通过预先冷却高压压气机的放气(460℃)到300℃,热效率达到54.7%。但是,单靠预先冷却并不能达到最终目标—效率55%。

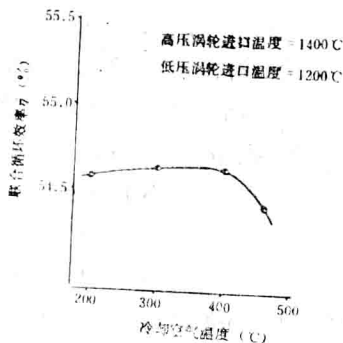


图5 预先冷却对联合循环效率的影响

因此，还对低压涡轮进行了类似的研究。研究结果表明，对于低压涡轮来说预先冷却对改善联合循环热效率是不合算的。所以，低压涡轮不采用冷却空气预先冷却。

陶瓷涂层

根据上文可知，为了达到最终目标需要采用更有效的改进方法。因此，便决定在高压涡轮叶片表面使用陶瓷涂层。

虽然预先冷却降低了主气流掺混的焓，因陶瓷涂层而减少的冷却空气并不是造成这个缺点的原因，只要能保证耐久性，陶瓷涂层是一项非常有效的手段。图6示出了在高压涡轮进口温度 1400°C ，低压涡轮进口温度 1200°C ，预先冷却温度 380°C 的条件下，陶瓷涂层对联合循环热效率的影响。

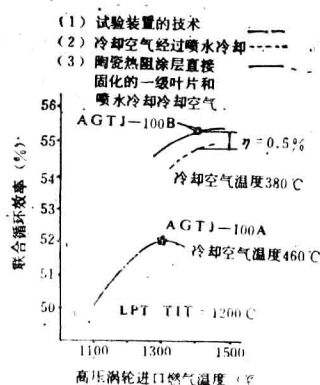


图6 陶瓷涂层对联合循环热效率的影响

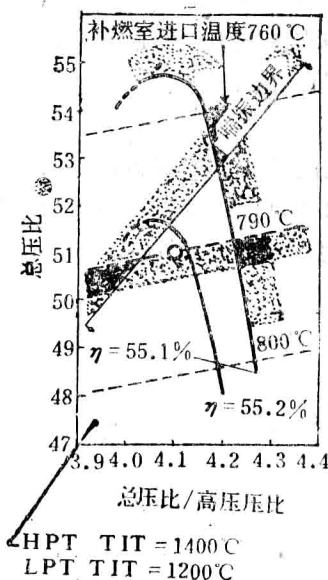


图7 设计条件的研究

图6 表明，热效率达到了 55.2% 。因此陶瓷涂层的优越性很大，但耐久性是一个问题。下文将介绍针对这个问题曾组织了一系列的验证性试验。

设计要求

为了确立设计条件下的要求，依据下列条件进行了研究：

- (1) 高压涡轮的冷却空气预先冷却至 380°C ；
- (2) 高压涡轮导向叶片和转子叶片表面涂陶瓷涂层；
- (3) 高压轴转速为 $8500\text{r}/\text{m}$
- (4) 高压涡轮进口温度为 1400°C
- (5) 低压涡轮进口温度为 1200°C
- (6) 气冷叶片的平均金属温度与AGTJ-100A保持相同水平。
- (7) 与AGTJ-100A相似，输出功率为 120MW 。

为了能在上述条件下满意地工作，高压涡轮、低压涡轮第一级导向叶片作了重新设计和重新制造。

图7示出了这些研究结果。

表1 AGTJ—100B的规范

项 目	要 求
燃气轮机输出功率	121000kw
联合循环效率	0.552
低压压气机压力比	4.17
高压压气机压力比	12.85
高压涡轮进口温度	1400℃
低压涡轮进口温度	1200℃
空气流量	196.2kg/s
排气温度	659℃
低压压气机绝热效率	0.860
高压压气机绝热效率	0.876
高压涡轮绝热效率	0.914
中压涡轮绝热效率	0.943
低压涡轮绝热效率	0.911

根据上述研究结果再参照下列限制条件选定设计条件:

- (1) 联合循环热效率高于55.1%;
- (2) 喘振边界比AGTJ—100A大一半;
- (3) 补燃室进口温度低于790℃。

在图7中设计条件表示为⊗。表1列出了各设计条件下的数据。

高压涡轮冷却叶片的设计

在上述循环参数研究的基础上设计了高压涡轮的冷却叶片。

表2示出了AGTJ—100B与AGTJ—100A高压涡轮冷却系统的比较。

表2 AGTJ—100B和AGTJ—100A高压涡轮冷却系统的比较

	AGTJ—100A, TIT1300℃	AGTJ—100B, TIT1400℃
叶片设计	与现有喷气发动机技术相同	采用热阻涂层 钇—稳定的氧化锆
材料: 1级导向叶片	IN939	Mar M 247 C.C
1级转子叶片	Mar M 247 C.C	TMD 5 D.S
2级导向叶片	IN 939	TM 269
2级转子叶片	Mar M 247 C.C	Mar M 247 C.C
冷却剂	高压压气机出口抽气 460℃	高压压气机出口抽气, 喷水 380℃
冷却剂流量与高压涡轮进口气流%	14.1	10.0

TM为新研制的超级合金

由于要在上述恶劣的条件下随着进口温度的增加和冷却气流的减少满意地工作,不允许沿用AGTJ—100A上已经使用的气膜冷却系统,因此,陶瓷涂层很明显地成为研制AGTJ—100B的关键技术。

原文中示出了高压涡轮叶片进口和出口的速度三角形。其气动和机械参数与AGTJ—100A相同。

设计的叶片结构分为两类:

(1) 插入式

- a. 第一级导向叶片
- b. 第一级转子叶片A型
- c. 第二级导向叶片

(2) 回流式

- a. 第一级转子叶片B型
- b. 第二级转子叶片

如上所述第一级叶片设计了两种叶片,将依据各种验证性试验的结果取其优者。

验证性试验

在方案设计研究期间,AGTJ—100B应当达到的若干技术目标就已经很明确了。因此需要通过验证性试验分别对这些项目作验证,并且演示其整体性能。

既然在上述所列举的各项技术之中预先冷却和陶瓷涂层占有极重要的地位,下面介绍验证性试验时便侧重介绍这两个项目。

预先冷却试验

采用喷水系统对高压涡轮冷却空气进行预先冷却的技术项目如下:

- (1) 验证冷却空气能否降至 380°C ,并且保持温度均匀分布;
- (2) 验证喷入的水是否蒸发。

为了验证这些现象,使用了高压系统的一个燃烧室模型进行试验(实际发动机上有10个高压燃烧室)。在燃烧室上接了两套喷水总管,包括5个高压喷嘴。

试验条件如下:

(1) 供气流的分配:

燃烧室转接段/机匣/转子 = $40/36/24$

(2) 燃烧室进口温度 463°C

(3) 燃烧室进口压力2.8工程大气压

(4) 燃烧室内的平均速度为 28m/s

(5) 燃烧室出口温度 1400°C

试验中通过逐步增加喷嘴数目进行喷水试验。

从试验结果可知,在转接机匣内给定的平均温度 380°C 是可以实现的。因喷水蒸发形成的温度降(ΔT_{acal})为 120°C ,但温度分布存在问题,这是由于膜板漏气和转接段热交换造成的。 T_{cn} 与 T_{cb} 之差为 60°C (T_{cn} 表示自机匣中抽出用于导向叶片冷却的空气质量, T_{cb} 表示自机匣中抽出用于转子冷却的空气质量)。在设计高压涡轮导向叶片和转子叶片

时应当考虑这一情况。通过对排水的测量可以证实这一情况。

热阻涂层的试验

为了验证热阻涂层的耐久性,计划进行两类试验。第一类试验业已完成。

第一步用一个试件,模拟一片实际的叶片上的温度分布,进行热循环试验。试件用了TM—321管子,直径25mm,厚度2mm,涂料为MCrAl粘接涂层和 $ZrO_2-Y_2O_3$ 陶瓷。为了获得径向温度梯度,陶瓷表面在红外加热炉中加热,试件的内表面则用冲击式空气喷嘴冷却。试验加热1小时,快速冷却,再快速加热。稳态粘结涂层温度范围为1000~1200°C。这些试验结果见参考文献〔4〕。简言之,在粘结涂层温度1100°C(30分/循环)的情况下,证实涂层破坏发生在热电偶嵌入之处。

第二步计划在燃烧室试验设备上验证试验,而且要使用实际的高压涡轮第一级导向叶片和第一级转子叶片,叶片上将涂热阻涂层,并在模拟实际发动机工作状态的高温和高燃气速度条件下进行试验。试验条件是,在最高燃气温度1500°C下试验200次热循环。试验自1986年12月开始。

AGTJ—100B的其它试验

为了改进叶片材料的热阻性能,自本项目研究的开始阶段即着手进行了新的超级合金的研制工作。其中直接固化的超级合金(TMD—5 DS)被用作涡轮叶片材料。对TMD—5 DS和Mar M247作了比较,TMD—5 DS今后将用于AGTJ—100B作为高压涡轮第一级叶片的材料。

为了减少冷却空气,对高压涡轮第一级导向叶片的端壁中的热交换特性作了研究。AGTJ—100A的高压涡轮一级叶片采用了气膜冷却。而AGTJ—100B的第一级导向叶片的端壁改用了热阻涂层,仅使用了内部对流冷却而未用气膜冷却。

参考这些试验结果对端壁的热交换设计作了研究。

为了改进气动性能,减小转子叶片的叶尖间隙极为重要。为了减小叶尖间隙研制了新的磨擦封严材料(用于涡轮机匣),并进行了评价试验。已经研制了合用的材料,高压涡轮叶尖间隙由AGTJ—100A的1.0mm减为0.6mm。

而且为了供应1400°C的高温燃气,研制了一个先进的双层的燃烧室。采用高温调试装置在第二阶段试验中对燃烧性能进行了验证。其试验结果示于图8。

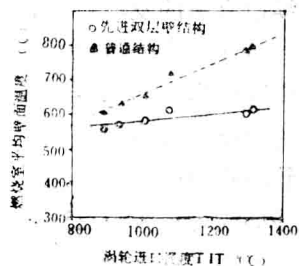


图8 普通燃烧室与双层燃烧室的温度比较

高温调试装置第三阶段试验

利用高温调试装置已完成了两个阶段试验。第三阶段试验计划在1987年进行,准备评价高压系统的性能和耐久性,试验中将使用上面介绍的技术。

摘译自1987年ASME paper 87—GT—263

美国弗吉尼亚电站用联合循环 扩大容量的两种设想

汤小戈摘译 吴德森校

摘要

本文对用燃气轮机给几个常规的燃煤粉和燃油发电装置进行能量重新匹配的工程和经济可行性进行了研究。研究包括给水能量重新匹配和热风箱能量重新匹配两种情况，并且用名为PEPSE的程序评价几种方案的性能。最后详细描述了最有前途的发电装置的研究结果。

前 言

弗吉尼亚电力公司是Dominion资源有限公司下属的一个子公司，它给遍及三个州的约32,000平方英里土地上的150万个用户提供电力。目前弗吉尼亚电力公司具有11,625,000千瓦的发电能力。

该公司最近制订的15年预测报告“输出、容量和负荷的预测(1985)”，预测了90年代初期用电量的增长。但是由于还不能肯定预测的负荷和可接受的发电技术的发展程度，致使该公司无法确定能满足将来增加发电量所需的发电设备的规格和型式。因此，该公司正在继续研究新的发电技术。

目前，该公司已经确定了几种有希望满足增加发电量要求的发电技术，但是采用这些技术要冒相当大的风险。因为如果实际用电量的增长与预测的不符，运行的经济性将与现在所作的经济可行性的分析完全不一样。但是联合循环发电具有相当大的灵活性，并且能够提供足够的功率以满足预测的负荷增加量，再考虑到它以后能适应煤气化技术的发展。因此，联合循环成为该公司目前优先选择的增加发电量技术。

公司最近的一项研究，分析了两种用联合循环对现在的发电装置进行能量重新匹配的方案。这两种方案是给水加热能量重新匹配和热风箱能量重新匹配。该项研究的目的是确定这种技术的可行性、发电装置的初步性能、改造装置所需的费用及两种指定的联合循环能量重新匹配方案的时间进度。这项研究共估算了五个发电装置，其中一个燃油的，其余四个是燃煤的。本文就是该研究的总结。

设想1：给水能量重新匹配

给水能量重新匹配就是设置旁路给水加热器，用燃气轮机排气中的显热来加热旁路给水，这样就可减少从蒸汽轮机的抽汽量，从而增加了蒸汽轮机的输出功率。

设想2：热风箱能量重新匹配

热风箱能量重新匹配就是利用燃气轮机的排气作为锅炉燃烧所需要的空气（排气中含有11~13%的氧气）。因为进入锅炉的空气就是燃气，不再需要加热，所以原有的回热式空气加热器就可被替代（对燃油装置）或被旁通（对燃煤装置）。在原有的省煤器出口加装用于