

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.02.001

## 涡轴发动机发展与技术趋势

葛 宁

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

**摘要:**首先,对美国 20 世纪 70 年代以来各时期涡轴发动机发展规划及其性能演变过程进行了梳理,并分析了不同循环类型及循环参数的选择,进行了性能统计分析。然后,介绍了直升机/发动机一体化设计理论的基础与方法。最后本文提出新一代超低排放涡轴发动机的概念,指出降低总耗油量的同时提高功重比,才能实现超低排放。

**关键词:**涡轴发动机;发展规划;性能演变;直升机/发动机一体化设计

**中图分类号:**V23      **文献标志码:**A      **文章编号:**1005-2615(2018)02-0145-12

## Development and Technical Trend of Turbo Shaft Engine

GE Ning

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** The development plan and performance evolution of turbo shaft engine in the United States since 1970s are reviewed. The selection of different cycle types and cycle parameters is analyzed. Performance statistics analysis is carried out. The foundation and the method of helicopter/engine integrated design theory are introduced. At last, this paper proposes the concept of the new generation super low emission turbo shaft engine, and points out that reducing total oil consumption and increasing the power to weight ratio are the two key methods in the design of super low emission.

**Key words:** turbo shaft engine; development plan; performance evolution; helicopter/engine integrated design

E T Johnson<sup>[1]</sup>, 美国航空技术管理部(American aeronautical technology department, AATD)资深官员,长期以来一直是美国先进涡轴发动机计划的参与者和支持者。早在 20 世纪 70 年代初,美国空军开展了关于小型先进涡轴燃气发生器(Small turbine advanced gas generator, STAGG)的设计、制造以及测试研究计划。

STAGG 计划下的涡轴发动机空气流量范围约为 1~5 lb/s,功率 1 500 轴马力。取该功率作为 STAGG 背景指标主要考虑到当时美国 80% 的涡轴发动机功率都在 1 500 轴马力以下,而且当时的观点认为先进技术应用于中小功率下的涡轴发动

机更为有效。该计划的目的是向美国国防部和军队提供未来小型涡轴发动机核心机关键技术,用先进的部件设计技术融入现役发动机中,解决早期发动机性能匹配和结构完整性问题,缩短发动机发展时间和降低研制费用。

该计划由美国陆军航空兵应用技术管理局以及它的前管理机构共同资助,并由通用电气(GE)航空发动机公司具体实施完成。整个计划分两步:第一步完成 1 500 轴马力级验证机 GE12,并以 GE12 为基础将轴功率提高至 1 700 轴马力(STAGG/GE12 计划);第二步完成 5 000 轴马力级现代涡轴技术验证机(MTDE/GE27 计划)。

**收稿日期:**2017-12-15; **修订日期:**2018-02-15

**作者简介:**葛宁,男,教授,博士生导师。主要研究方向:叶轮机气动力学,涡轴发动机总体性能。发表论文 50 余篇。

**通信作者:**葛宁,教授,博士生导师, E-mail: gening@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**葛宁. 涡轴发动机发展与技术趋势[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(2):145-156. GE Ning. Development and technical trend of turbo shafts engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2):145-156.

计划的整体目标是演示验证美国下一代三军通用的小型先进燃气发生器。在 20 世纪 60 年代末期, AATD 与 GE 航空发动机公司对 GE12-1 500 轴马力级涡轴发动机方案进行了成功论证。论证的结果导致美国涡轴发动机全面发展并生产了 T700-GE-700/-701/-701C 和-401/-401C 等系列发动机。这些发动机为 8 种在生产中的直升机提供动力, 包括: 西斯科的 UH-60A(黑鹰)、麦道的“阿帕奇”AH-64、贝尔的“超级眼镜蛇”和卡曼的“超级海妖”。T700 涡轴发动机现已成为美国小型涡轴发动机发展的基准坐标, 此后研发的涡轴发动机都以 T700 为标准来评定。

在 1983~1988 年间, 美国开展了第二步计划, 即大功率 5 000 轴马力级的现代发动机演示验证技术 (Modern technology demonstrator engine, MTDE)。GE27 涡轮轴发动机论证项目成功实施, 并取得了一系列显著成绩。与同一功率级别的 T64-GE-416 涡轴发动机比较, GE27 性能有所提高: 耗油率 SFC 降低了 25%, 功重比提高了 43%。

之后, MTDE/GE27 发展出 GE38 系列涡桨发动机。从 GE38 家族派生的 T407 发动机, 目前作为美国海军远距离空中反潜能力飞机 LRAACA 计划中 Lockheed P-7A 飞机的发动机。至此, T407 发动机有了全面发展。

为了能够按计划更有效地完成涡轴发动机验证项目, 美国工业界和国防部下属一些机构共同资助了许多先进部件技术方案论证项目, 在这方面花费了大量的时间和精力。期间, 美国国防部制定的研究项目更多地关注涡轴发动机技术发展的广泛性和通用性, 涵盖了一系列重要学科和关键技术的发展规划, 目标是以较低的风险来发展和验证新技术以满足未来的需求。

E T Johnson 提出了未来涡轴发动机的 3 种不同热力循环: 简单、回热及变几何方案<sup>[2]</sup>。简单循环关键技术包括先进轴流-离心组合压气机、现代发动机演示验证技术、增压级、高效涡轮及铸造、先进燃烧室及材料等。回热循环关键技术包括回

热燃烧室和热交换器、先进离子分离器及可变几何动力涡轮。然而, 需要指出的是, 未来大部分直升机任务仍将采用简单循环下的涡轴发动机。关键在于简单循环的技术通用性好, 其核心机能可以有效地应用到涡桨发动机以及涡扇发动机中。因此, 发展简单循环下的涡轴发动机演示验证技术是任何一个国家先进发动机技术发展的首选任务。

20 世纪 80 年代, 美国国防部推出的综合高性能涡轮发动机技术 (Integrated high performance turbine engine technology, IHPTET) 开发计划, 集合了美国陆军、海军、空军、国防高级研究计划局 (Defense advanced research projects agency, DARPA)、NASA 等多部门参与。计划的目标是在世纪之交时使美国航空燃气涡轮推进系统的性能翻一倍。美国 IHPTET 计划将引导基础研究成果向部件应用方向全面发展, 一直到最后应用到全尺寸发动机技术验证阶段, 使得新技术的发展与应用得到全面的评价。IHPTET 计划的创始人、设计师和规划者认识到, 为实现性能翻倍的总体目标, 联合涡轮先进燃气发生器 (Joint turbine advanced gas generator, JTAGG) 计划需要按 3 个阶段实现且每个阶段确定的目标如表 1 所示<sup>[2]</sup>。

JTAGG 论证项目开始于 1989 年 10 月, 美国陆海空三军分别与 Textron-Lycoming 公司、GE 航空发动机公司及 Allied Signal 联合公司签定两份合同, 希望通过燃气发生器核心机技术演示验证项目及早期部件开发积累的成果, 至此, IHPTET 迈出了重要的第一步。

美国国防部、AATD 和工业界对航空发动机研究、发展、测试和评估进行了持续、坚定和明智的投资, 使航空发动机性能得到了很大提高。在 20 世纪 90 年代, 1 000~2 000 轴马力级涡轴发动机功重比达到 4 hp/lb, 4 000~6 000 级功重比达到 6 hp/lb 的水平。然而, 最能体现涡轴发动机技术进步的参数是燃油消耗率 (Specific fuel consumption, SFC)。目前, 1 000~2 000 轴马力级涡轮轴发动机的 SFC 为 0.46 lb/shp·hr, 4 000~6 000 轴马力级的 SFC 为 0.43 lb/shp·hr。

表 1 吸气式推进发展进程<sup>[2]</sup>

Tab. 1 Milestones: Air-breathing propulsion<sup>[2]</sup>

阶段	1991(Phase I)	1997(Phase II)	2003(Phase III)
	-20% SFC	-30% SFC	-40% SFC
	+40% power/weight	+80% power/weight	+120% power/weight
Tech. Demo (Turboshaft/Prop)	+300 °F max. temperature	+600 °F max. temperature	+1 100 °F max. temperature
	1 000 °F comb. inlet temp.	1 200 °F comb. inlet temp.	1 400 °F comb. inlet temp.

新技术使涡轴发动机变得更小、更轻和更经济, 未来的优势非常明显。而且, 对飞行器的好处甚至比对发动机本身还要多, 单是发动机和燃料重量的下降就会使飞行器空重减小, 有效载荷更多。发动机技术上的优势不仅能刺激发动机自身的发展, 同时, 其商业开发也能为发动机用户减少燃料消耗量。飞行成本的下降使民用运输有了更大的活动范围和更多的有效载荷。同样, 军事行动会充分利用燃料节省的优势, 达到更远的距离, 在战争中具有更多取胜的机会。先进的实验室研究水平不仅能为现役发动机的发展提供动力, 也为 21 世纪初期发动机的发展奠定了基础。技术进步给发动机设计、用户以及飞行器本身都带来了重要的变化。

## 1 发动机循环方式及参数选择

R L Vogt<sup>[3]</sup>教授认为, 今天 Brayton 简单循环仍是发动机最普遍采用的循环方式。通过改进, 简单循环能在变流量的压气机与涡轮及回热发动机中得到应用和发展。变循环要基于任务选择工作模式, 高功率状态和低功率状态所占任务时间不同, 对发动机性能的要求也不同, 需要变几何来实现<sup>[4]</sup>。但是未来简单循环 SFC 的进步会一步步削弱变循环的优势。有超长距离飞行任务的涡轴发动机可以优先选择回热循环。排气管出口焓值、红外信号特征及 SFC 的下降在一定程度上能补偿发动机重量和成本的增加。因此, 未来大部分飞行任务仍将采用简单循环。发动机发展的成本和资格认证的费用可以分摊到发动机系列家族, 适合于长期发展。由于 Brayton 简单循环的通用性, 今天它已经被广泛运用到燃气涡轮发动机中。

图 1 是温-熵图上的 Brayton 简单循环过程<sup>[3]</sup>。早期的技术水平用细密线条表示, 而未来先进的技术水平用疏线表示。从图上 1-2 点与 1-2' 的比较可以看出, 两循环最主要的差别是未来发动机工作在更高的压比上。从 3 与 3' 可以看出高压比会导致涡轮进口温度大幅提高, 燃烧室温升从 2-3 增长到 2'-3', 更大的温升意味着单位质量流量的空气需要更多的燃油。比较由 1-2-3-4 循环与 1-2'-3'-4' 循环所围面积大小可以看出: 随着采用高循环参数, 发动机可用能量在增加, 其中密线所围面积是早期发动机可用能量, 而疏线表示的是先进发动机可用能量。循环净得的可用能量与涡轴发动机输出功率成正比。从图中可以看出, 可用能量的增加速度要比燃烧室加入的总能量更快。早期压气机消耗的能量占发动机总能量的 2/3, 但先进压气机仅消耗总能量的一半。所以, 先进涡轴发动

机的可用能量和输出功率会更高。由热力学可知, 高涡轮进口温度可以有更高的发动机热效率。随着涡轮进口温度和压气机压比不断的提高, SFC 在不断下降。对于涡轴发动机, 热效率与 SFC 成反比, 热效率越高, SFC 越低。

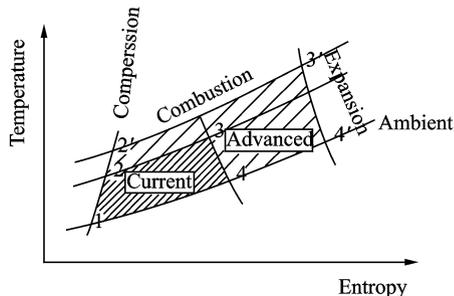


图 1 发动机热力循环图<sup>[3]</sup>

Fig. 1 Engine thermodynamic cycle diagram<sup>[3]</sup>

图 2 给出了不同涡轮进口温度下 SFC 随压比变化关系图<sup>[3]</sup>。SFC 的最低点处在等温线斜率为零处, 对应的压比为发动机经济压比。从左到右用实线把最低 SFC 点连接起来可得一斜线。垂直的实线表示在提高涡轮进口温度时, 维持增压比不变的条件下 SFC 的减少量, 将其与增大压比时 SFC 的减少量相比较, 可清楚地看出更高的热效率要求更高的涡轮进口温度和更高的压比。由于涡轮进口温度等温线在 SFC 最小值处斜率变化较小, 因此选择一个小于经济增压比的压气机会带来更高的发动机性价比。例如, 对于典型直升机任务下的涡轴发动机, 商业研究表明保持涡轮进口温度不变, 将经济压比从 25 减小到 22, 不仅 SFC 增加不到 1%, 而且发动机购置成本也因此而减少超过 10%, 且可获得更多的输出功率。图 2 中的虚线代表了涡轴发动机最小寿命周期成本所对应的压比。

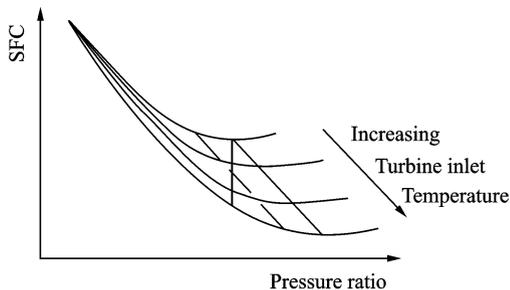


图 2 发动机循环参数选择<sup>[3]</sup>

Fig. 2 Selection of engine cycle parameters<sup>[3]</sup>

当把压气机压比提高超过某一值时, 涡轴发动机的基本结构就需要改变。选择压比大小同核心机流通能力有关。为了持续降低燃油消耗

率,人们不断地提高涡轮前温度。随着涡轮进口温度提高,增压比也会跟着上升。21世纪初,先进涡轴发动机的水平标准是实现 SFC 减少 1/3,要求压气机压比从 40 上升到 60,同时还要考虑压气机的效率水平、二次漏流及冷气量的大小等诸多影响因素。当增压比高于 25~30 时,单转子压气机设计将遇到很大的技术挑战。即使轴流压气机采用可调静子叶片,增压比 25~30 的单转子发动机也很难保证可靠的起动。道理很简单,压气机末级出口流通面积比第一级进口小很多,因此高出口压力造成了出口体积流量比进口处低得多。

发动机起动转速通常是设计转速的 20%~30%。低转速时,压气机最后级输送的体积流量比第一级小得多。可变几何或许能帮助解决这个问题,但问题是在压比高于 25~30 时,起动流通面积不匹配会变得很严重。所以,当未来增压比超过 25 或更高时,涡轴发动机将采用双转子结构。低压压气机将由低压涡轮驱动,高压压气机由高压涡轮驱动。高低压转子转速机械上没有联系,完全由气动决定,通常高压有更高的转速。双转子起动时转差小而到达设计工况时可以有更大的转差,这样起动问题就解决了。

为了能定量描述双转子起动的好处,对比双转子压比最低组合方式,即取总压比的平方根值与相对易起动的单转子压气机最大压比作比较,如前面提到的压比 25~30 的双转子压气机,每个转子平均压比约是 5。显然,增压比为 5 的发动机比压比为 25 的单转子发动机的起动问题小得多,其更容易起动。

## 2 趋势研究

20 世纪 70 年代以来,涡轴发动机在美、英、法等国得到了快速发展。80 年代以 T700、RTM322 涡轴发动机为典型代表。在性能和结构上达到三代水平,在生产和使用上达到顶峰。其主要技术特点为:功重比显著提高,改善了军用直升机的机动性能;耗油率明显降低,使军用直升机获得更远的航程和续航时间;增加了防砂装置和红外抑制措施,提高了生存能力;开始采用全权限电子控制系统,有利于减轻机重和减轻驾驶员的操纵工作负荷。

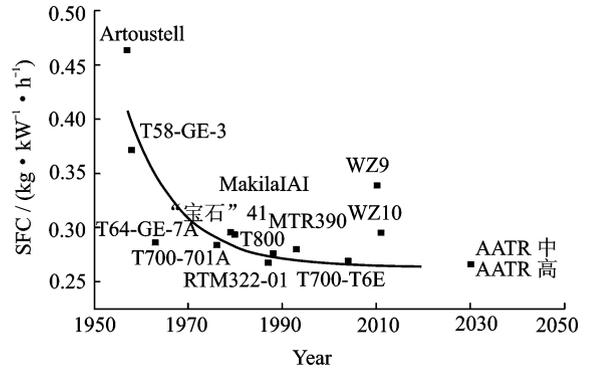
20 世纪 90 年代以 T800、MTR390 为四代涡轴典型代表,性能先进、结构完善、功能齐备。其主要技术特点有:采用双级离心压气机、浮壁式回流燃烧室以及可拆卸的整体式粒子分离器,有效解决了进气净化问题,提高了动力装置的生存能力;采

用全权限数字式电子控制系统的同时还采用了状态监控系统,包括振动监控、过滤器堵塞指示等,减少了场外维修工作量。

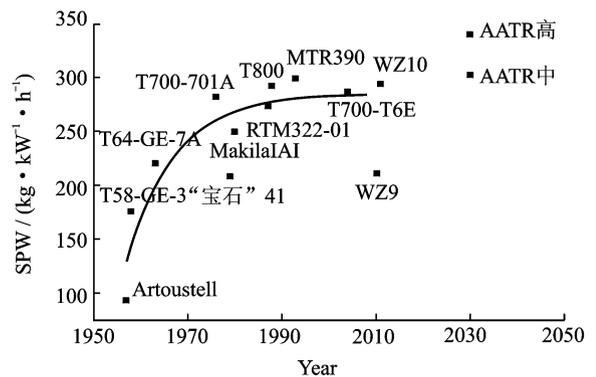
进入 21 世纪以来,美国开展了下一代先进涡轴发动机研发计划。自 2010 年以来,中国开展了先进涡轴发动机项目论证,力图在未来 10~20 年内赶上世界先进涡轴发动机水平。

### 2.1 性能统计

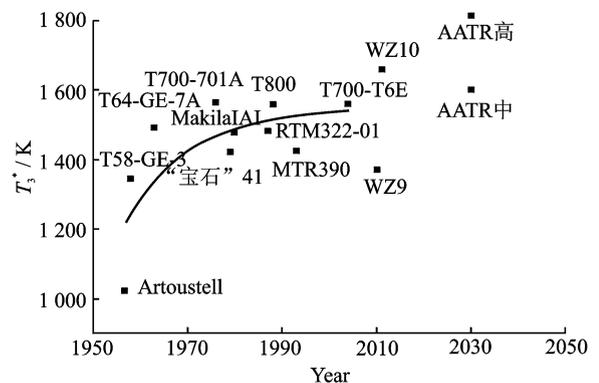
针对典型现役涡轴发动机主要性能参数,即耗油率(SFC)、单位功率(SPW)以及涡轮前温度  $T_3^*$  进行了统计,如图 3 所示,其中字母 WZ 为中国涡



(a) Change trend of SFC with time



(b) Change trend of SPW with time



(c) Change trend of front temperature  $T_3^*$  of turbine with time

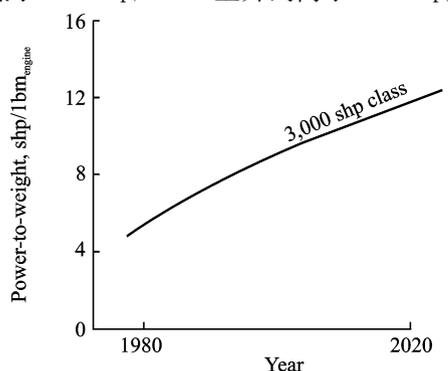
图 3 典型现役涡轴发动机主要性能参数

Fig. 3 Main performance parameters of typical active vortex engine

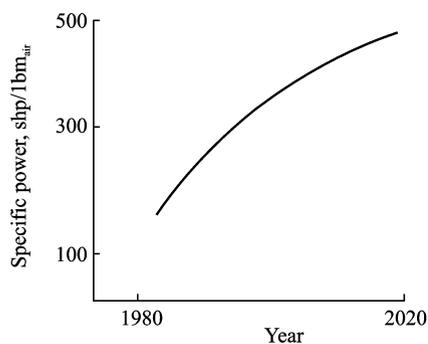
轴发动机代号。这 3 个性能参数基本代表了涡轴发动机发展水平。可以看出,随着时间推进,统计曲线呈现出渐近饱和的发展趋势,这种现象小型发动机尤其明显。图 3 中给出了中国下一代研发的涡轴发动机性能位置。其中,中等循环参数达到现役四代涡轴发动机性能水平,而高等循环参数将全面超过四代。中国涡轴发动机的发展正在实现弯道超车。

## 2.2 参数预测

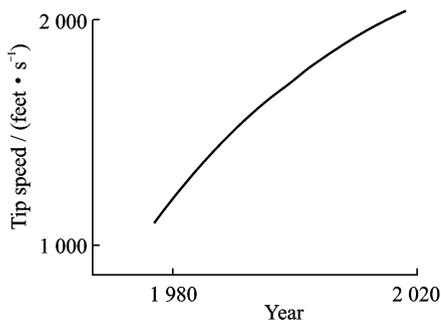
在 21 世纪最初 10 年,R L Vogt 预测涡轴发动机机重比可以达到 20 世纪 80 年代中期发动机的两倍,如图 4(a, b)所示。加倍意味着飞机只需搭载一半质量的发动机就可以提供原来所需要的功率。对 3 000 轴马力级涡轴发动机,单位功率将上升两倍,即从低于 200 hsp/lb·s 上升到高于 400 hsp/lb·s



(a) Change trend of power-to-weight ratio



(b) Change trend of specific power



(c) Change trend of tip speed

图 4 涡轴发动机主要性能参数预测

Fig. 4 Prediction of main performance parameters of turboshaft engine

流量。图 4(c)展示了为实现高单位功率和轻质发动机设计目标,压气机转子叶尖所需提高的旋转速度。曲线低端是早期典型速度,高端在 2 000 feet/s 以上,代表 21 世纪涡轴发动机的基本标准。新近开发的高强度、轻质材料使高转子叶尖速度成为可能。

涡轴发动机大多是单转子核心机+自由涡轮结构布局。小流量涡轴发动机即使在循环压比提高的前提下,先进的发动机依然可以依靠空气动力学的发展,通过提高叶尖切线速度和级负荷手段,使得压气机级数减少成为可能,但这同时需要叶片采用高强度材料和高气动效率的部件设计技术。

图 5 为涡轴发动机全功率范围内,早期和先进发动机的 SFC 对比图。先进的涡轴发动机与 20 世纪 80 年代相比,SFC 将减少 1/3,物理尺寸、空气流量和质量仅为原来的一半。最重要的是不仅在满功率状态下 SFC 减少 1/3,而且在慢车工作状态依然如此。

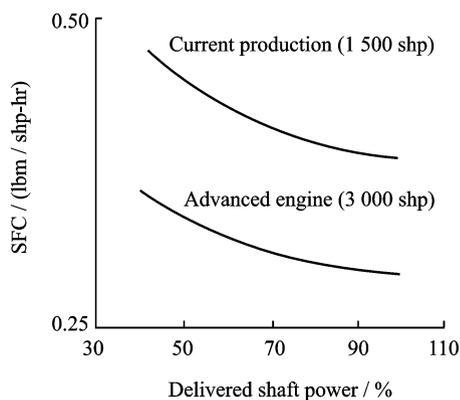


图 5 涡轴发动机耗油率与功率关系

Fig. 5 Relationship between fuel consumption and power of turboshaft engine

## 2.3 飞行任务受益

先进的涡轴发动机对飞行器及它们所执行的任务带来了众多优势。图 6(a)展示了同等质量流量条件下涡轴发动机输出功率的增长。图 6(b)表明涡轴发动机燃料减少和质量下降导致飞行器起飞总重量减轻,因此飞行器完成相同任务所需要的发动机功率呈现下降的发展趋势<sup>[3]</sup>。

采用先进涡轴发动机,飞行器载荷可达到数千磅之上,其航行距离可达数百海里。图 7 展示了两方面水平的提高,水平虚线表示在同样载荷和油量的情况下可以飞行两倍距离;垂直线表示在同样的距离和油量情况下能够运送两倍负载。

R L Vogt 预测:先进的涡轴发动机将会在 21 世纪第一个 10 年内被应用,它只需消耗现有发动机燃料量的 2/3,且仅用一半的尺寸、流量和质量

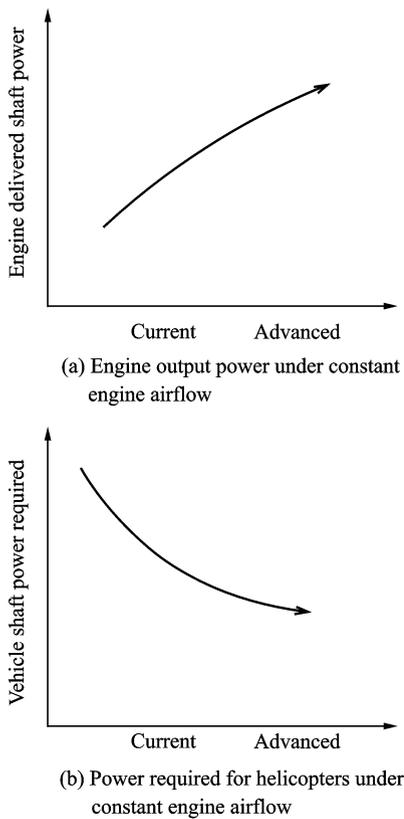
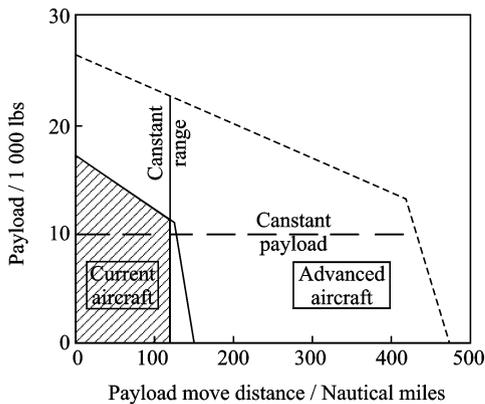
图6 涡轴发动机耗油率与功率关系<sup>[3]</sup>Fig. 6 Engine output power and power required under constant engine airflow<sup>[3]</sup>

图7 直升机有效负荷与航程

Fig. 7 Effective load and course of helicopter

就能产生相同的发动机功率。性能的优异将使飞机在同样的距离内能运送两倍的负载,或相同负载的条件下运送距离达到早期的两倍。民用运输将在相同距离上运送两倍的乘客,而只需消耗与早期一样多的燃料。军队将有能力在执行特别任务时,实现2倍于当时的搭载能力。

### 3 美国现代先进涡轴发动机计划 (IHPTET/VAATE/AATE)

美国从2002年开始实施IHPTET的后续计划,即VAATE计划。目标是为未来轰炸机、无人

作战飞机、先进隐身作战飞机、先进运输机、低成本空间飞行器和垂直/短距起降飞机提供多种动力装置,包括增加航程、减小保障规模、提高战备完好率、降低噪声、排放和可探测性(隐身)以及提供高速续航能力。

美国于2006年12月启动了先进经济可承受涡轮发动机(Advanced affordable turbine engine, AATE)3 000轴马力级共用型计划。这里“共用”的意思可能是早期大功率5 000轴马力和小功率1 500轴马力各自发展的规划将功率取平均合并在一起的概念,故为3 000轴马力共用型。该计划于2008年3月开始正式实施,由军队美国陆军航空队和导弹研发评估中心委托管理,其中初步设计评估报告完成于2008年12月,关键设计评估报告于2009年12月完成。

中航工业动力机械研究所在“功重比11~12涡轴发动机总体方案论证”中提到了“美国AATE发展规划”(图8),从图8中可以看出,GE公司以T700-CT7-8涡轴发动机作为平台参与AATE/ITEP(Improved technology engine programme)计划。图中显示,AATE阶段已有了一些技术储备,而ITEP计划则通过涡轮叶片、导叶和机匣等部位采用先进的陶瓷基复合材料、先进的涡轮叶片冷却技术和3-D涡轮叶片气动设计等手段最终实现技术验证目标。由ITEP计划牵引出来的技术向大功率可用于CT7-8C+,同等功率可用于CT7-8C,小功率可用于CT7-8A/B/E/F系列及T700系列,覆盖面相当广。

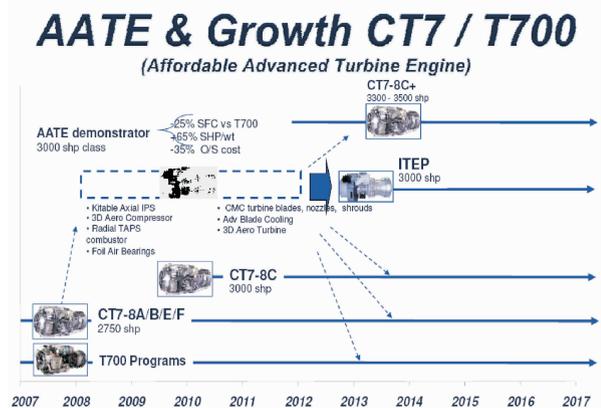


图8 美国AATE发展规划

Fig. 8 AATE program in the United States

#### 3.1 VATTE/AATE/ITEP

AATE计划是瞄准“阿帕奇”AH-64和“黑鹰”UH-60十年后的动力需求,在充分利用前期IHPTET/JTAGG/VAATE相关计划技术研究成果的基础之上,发展一台3 000马力级共用型涡轴发动机,目标是以2000年T700-GE-701C涡轴发

动机为基准,通过提高技术水平进一步使耗油率降低 25%,功重比提高 65%,生产和维护成本减少 35%,发展费用减少 15%,且发动机寿命增加 20%。AATE 计划瞄准的是第五代涡轴发动机目标,全部技术研发和试验预计在 2012 财年度完成。ITEP 是 2007 年美国陆军借鉴 AATE 计划的先进技术,研发一台 3 000 马力的涡轴发动机计划。因此,VAATE 计划中关于涡轴发动机的发展及其部分研究成果都集合在 ITEP 计划中一并执行。

### 3.2 ITEP/GE3000-HPW3000

AATE 是霍尼韦尔公司和普惠公司按五五比例于 2007 年建立的合资企业。两家公司各自研发自己的技术验证机,发动机名称分别为 GE3000 和 HPW300,外形如图 9 所示,并先后与美国陆航管理中心签定了合同。GE 公司在 AATE 计划中通过 5 个方面显示出其卓越之处:陶瓷基体涡轮技术、先进动力涡轮、机械系统、小型高功率燃烧室和先进压气机,并且其从 2001 年就开始将发动机部件技术逐渐融入 AATE 项目中。

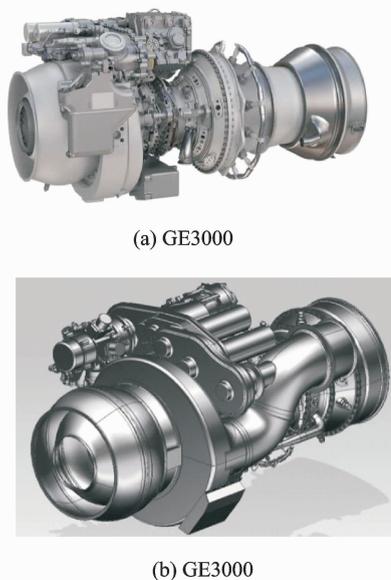


图 9 GE3000 和 GE3000 发动机  
Fig. 9 GE3000 and GE3000 engines

拥有 T700 带来的经验技术、资源和不断创新的能力是 GE 长期发展的成果。GE 公司在 2011 年末完成了 ITEP 整机测试,并声称起动时不需要辅助动力装置(图 9(a))。

AATE 公司在技术分工上,霍尼韦尔主要负责高压转子(包括高压压气机和高压涡轮)、燃烧室和粒子分离器,而普惠主要负责低压转子(包括低压压气机和低压涡轮)和动力涡轮部分的设计。采用模块化设计使发动机整机的装配整合复杂程度

减到了最低。

HPW3000 发动机采用双转子组合压气机结构,类似 Rolls 公司 Gem<sup>[5]</sup> 涡轴发动机结构布局但性能有大幅度提升。这类发动机动态响应好,空中起动仅需 2 s,特别适合作为山地、海上直升机运输的动力装置。HPW3000 起动时也不需要辅助动力装置。ATEC 于 2012 年初完成测试,并声称在同样安装条件下,能比军方预期的直升机性能和需求再提升 25%。GE 和 ATEC 两家公司于 2012 年中期全部结束整机测试工作并开始进入工程样机制造研发阶段,此后逐步进入 ITEP 阶段。

ITEP 计划获得了新的推动力:一方面,ITEP 不仅是美国陆军航空部的优先项目,也是美国陆军的优先项目,因为 ITEP 不仅能够带来陆军航空部能力的提升,并且能够带来燃油消耗量的减少,这意味着减少燃油费用和后勤压力,节约成本,使得 ITEP 计划更加健康,并且可以带来新的利益相关者,因此,美国陆军和国防部都将 ITEP 看作标志性的项目。美陆军声称 ITEP 计划将研发和设计一台划时代的新型涡轴发动机,该机能够满足现有“阿帕奇”和“黑鹰”直升机步入 21 世纪后的现代化动力需求,同时能够提高“黑鹰”直升机在高原、热天飞行环境下的有效载荷,显著扩大“黑鹰”直升机的作战半径,是“阿帕奇”和“黑鹰”机型的首选动力。与 AATE 相比,ITEP 提出了更多具体的要求,如提高 UH-60 和 AH-64 在高温和高海拔环境下的升力,并将任务执行半径增大到 500 km,能在 6 000 英尺、35 °C 条件下满员正常运行。而目前的“黑鹰”在普通环境下能满员承载 11~12 名部队人员,在 6 000 英尺条件下只能承载 5~6 名部队人员,所以要承载满员,在该环境下就需要 2 架直升机,而 ITEP 计划下的新发动机就只需要 1 架直升机即可。军方还希望新发动机安装的复杂程度要低,并且希望能不需要重新设计附件或是有任何机身改动就能使新发动机满足现有安装框架结构。新型涡轴发动机也可用于美国其他军事设备、民用和国外军用直升机,如 S-92, S-70, NH90 和 EH101。部分先进技术也会用于军方领头的 Joint multi-role(JMR)项目,即在 2030 年前应用于新一代旋翼发动机上。

未来涡轴发动机将继续提高发动机循环参数和部件效率,将更多的新技术和新材料运用到涡轴发动机上,在不断提高功率的同时,将具有低耗油率、高维护性和可靠性以及更长的服役和检修间隔

时间。新一代涡轴发动机压气机将依然采用成熟的轴流+离心组合式压气机以及先进的大小叶片转子等,此外还将有一批新技术尝试加入。

燃烧室也将采用新技术以及新型复合材料,使燃烧室效率更高、寿命更长。涡轮方面单晶材料以及径向气冷涡轮和先进的陶瓷/金属涂层将得到更广泛的应用。除以上三大部件以外,新一代涡轴发动机还将采用超临界转子支撑系统、全权限数字式电子控制系统等一些列新技术。

## 4 直升机/涡轴发动机一体化设计理论基础及 CREATION

### 4.1 理论基础

油耗是直升机飞行中重要的经济指标,低油耗代表着任务效率高。该参数与直升机设计、飞行以及涡轴发动机性能都有关系。低油耗设计可通过直升机/涡轴发动机一体化设计来实现。下面通过理论推导来论证该参数可作为一体化设计指标的意义。对于涡轴发动机,耗油率  $SFC = 3\ 600 q_{mf} / N_{功率}$ 。可将该式重写为

$$q_{mf} = \frac{1}{3\ 600} \cdot SFC \cdot N_{单台功率} = \frac{1}{3\ 600} \cdot W_{直升机起飞重量} \cdot SFC \cdot \frac{N_{单台功率}}{W_{直升机起飞重量}} = \frac{1}{3\ 600} \cdot (W_{直升机空重} + W_{有效载荷} + W_{燃料重量} + n_{台数} \cdot W_{发动机重量}) \cdot SFC \cdot \frac{N_{功率}}{W_{直升机起飞重量}} = \frac{1}{3\ 600} \cdot (W_{直升机空重} + W_{有效载荷} + W_{燃料重量} + n_{台数} \cdot W_{发动机重量}) \cdot SFC \cdot k_N \quad (1)$$

式中:直升机起飞重量也可换成无地效悬停重量,可按实际需要来考虑;系数  $k_N$  代表直升机起飞重量与所需发动机功率之比。从统计规律来看,该系数基本保持不变,可当做常数处理。因此,发动机油耗  $q_{mf}$  直接同直升机起飞重量相关,包括涡轴发动机重量在内。因此,直升机/涡轴发动机一体化设计要在一定的任务条件下,直升机在起飞状态下燃料重量及发动机重量最轻,达到发动机油耗最低的目的。

民用直升机一般分两类:一是长航时远距离使用的直升机,二是应急状态使用的直升机。前者发动机设计需要对耗油率提出指标,后者需要对发动机重量提出指标。发动机重量与耗油率之间通常是一对矛盾的参数。当设计师追求发动机低耗油率工作品质时,需提高压比,重量就会增加;相反当设计师需要控制发动机重量时,耗油率就会上升。如果直升机/涡轴发动机一体化优化设计,通过控制发动机重量、燃料重量及优化发动机循环参数,

可使油耗达到最小。

### 4.2 CREATION<sup>[6]</sup>

法国航空宇航局通过一体化概念构建了一个直升机评估系统(Concepts of rotorcraft enhanced assessment through optimization network, CREATION),目的是评估和优化直升机创新系统带来的效益以及对环境的影响,最终量化引进的新技术对直升机总体性能的影响。CREATION 平台有 7 个模块,其中 2 个为核心模块,称为“目标设计模块”,它们是:(1)飞行性能模块;(2)环境影响(声学,空气污染等)模块。另 5 个称为“计算工具模块”,具体提供飞行性能和污染评估,它们是:(1)任务和目标参数模块;(2)整体布局和几何参数模块;(3)重量和结构(气弹性能)模块;(4)空气动力学模块;(5)发动机模块。在这 7 个模块中,发动机模块是一个关键模块。因为它不仅提供了直升机飞行所需要的升力和推进动力,同时也是空气污染和噪声的主要来源。

发动机总体设计是设计中的初步阶段。在涡轮风扇发动机初步设计中可以找到许多文献用来评估引进的新技术,如估算涡扇发动机瞬态过程,或一些有关发动机质量和性能的通用计算方法,如 GasTurb<sup>[7-8]</sup> 等这类商业软件都是非常有效的,但将它们引入优化设计过程中非常困难,而且性能计算需要做一些校准工作。此外,它们当中只有少数能够估算旋翼机组件尺寸和重量。

法国 CREATION 描述的是经典 Brayton 循环下涡轴发动机的初始设计过程。从统计数据开始,经过 3 个不同层次的优化选择,最终完成发动机初步设计。

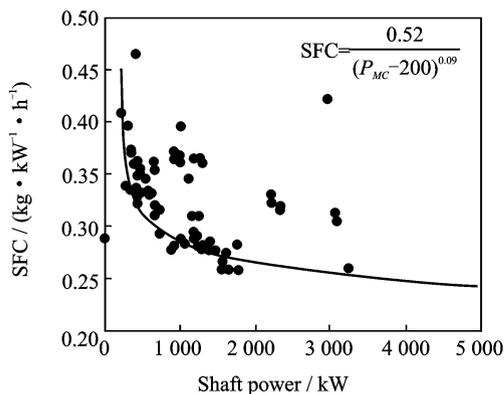
(1)统计层次。从现有数据库中选择一个基准发动机作为目标。

(2)循环参数。确定 Brayton 循环和完成所选目标发动机设计参数。

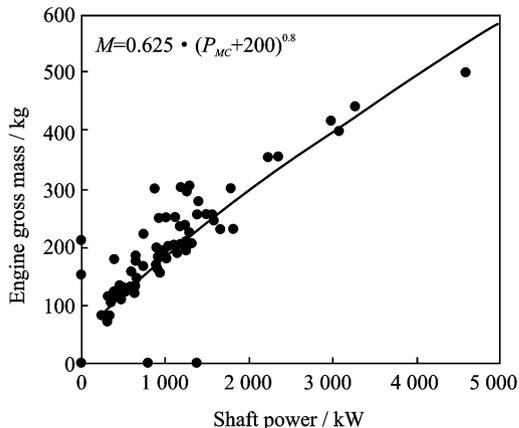
(3)优化层次。在满足直升机任务前提下,使发动机重量和燃料消耗最小化的优化过程。

#### 第一层次:数据统计分析

发动机初步设计的第一阶段是统计分析,其目的是按照发动机轴功率在数据库中选择一台目标发动机。因此,建立可靠的数据库是首要工作。该项工作在法国航空宇航局已经完成,如图 10 所示<sup>[6]</sup>。该库包含了 130 台涡轴发动机信息,分别来自于不同渠道如 Jane's、美国联邦航空局 FAA 认证文件,还有一些其他可靠的文献资料。



(a) Statistical relationship between SFC and shaft power



(b) Statistical relationship between engine gross mass and shaft power

图 10 单位燃油消耗率、发动机质量及功率间的统计函数关系<sup>[6]</sup>

Fig. 10 Statistical function relation between SFC, engine gross mass and shaft power<sup>[6]</sup>

图 10 显示了发动机燃料消耗率 SFC、质量与轴功率之间的统计函数关系,这里功率是指发动机最大连续功率(Maximum continuous power, MCP)。实际上,有多种方法来拟合数据库中的数据。从图中可以看到,在给定轴功率下,耗油率 SFC 数据有很大的分散度。例如,选功率为 1 000 kW 时,耗油率 SFC 变化范围为 0.26~0.40 kg/(kW · h),差别主要来自技术上不断的进步。

法国航空宇航局开发 CREATION 平台的目的是为了评估新技术和整体布局技术带来的优势。因此,需要适当调整拟合曲线位置以适应未来发动机带来的燃油消耗水平。对于质量,数据统计同样有一定的分散度,尤其是在较低轴功率下(<2 000 kW)分散度更大,而且大部分现役发动机都在此功率范围内,因此拟合曲线同样再次调整至最低质量附近以适应未来发动机的需求。

确定了目标发动机燃油消耗率和质量之后,可

进行直升机第一次飞行模拟。“任务和目标参数”“整体布局和几何”“重量和结构”及“空气动力学”等系统模块通过计算给出数据,输入“飞行性能”模块根据飞行状态,如空中无地效悬停状态,估算出所需功率,然后“发动机模块”根据直升机需要的功率计算出发动机重量,并被重新纳入旋翼机总重量中,再次估算发动机提供的功率是否够用,如此迭代直至发动机重量收敛为止。当这个迭代过程结束时,数据库中便可找到最接近现役发动机的性能参数。

第二层次:性能预测

发动机初步设计第二阶段是确定发动机循环参数。在第一阶段统计分析中选择了一台目标发动机后,第二步便是在给定任务背景下计算该发动机性能。该阶段要建立发动机热力循环模型,并在整个飞行任务包线内计算发动机性能参数,即在环境如高度-温度变化下确定发动机功率、耗油率的变化范围。温度变化通常考虑相对于 International standard atmosphere (ISA) 的两种情况,如 ISA+15 °C 和 ISA-15 °C,计算得到的发动机高度及温度特性如图 11 所示<sup>[6]</sup>。

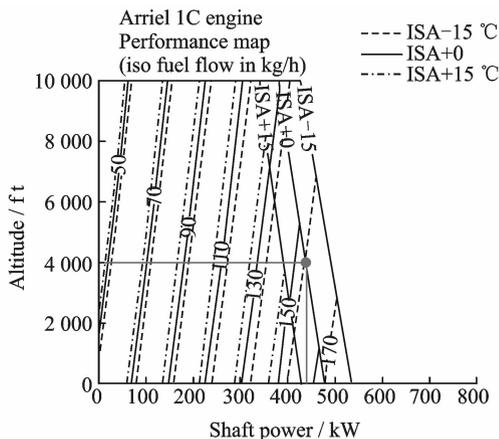


图 11 计算得到的发动机高度及温度特性(Arriel 1C)<sup>[6]</sup>  
Fig. 11 Calculated altitude and temperature characteristics of Arriel 1C engine<sup>[6]</sup>

第三层次:发动机初步设计和优化

发动机初步设计第 3 个层次是提供一个可实现的发动机并确定其性能和几何参数。前面两个层次都是在现有数据库中寻找发动机,而第三层次是在任务背景下寻找最合适的发动机,包括考虑重量、功率、耗油率、尺寸等参数。通过这种反复迭代方式,可以在给定任务下使发动机与燃料重量之和最小,任务效率最高。

图 12 为该层次发动机优化流程<sup>[6]</sup>。输入参数是发动机所需功率和任务持续时间。优化第一步

是估算发动机部件效率和确定涡轮进口温度,采用部件效率与功率相关的经验关系。优化第二步需要对部件损失进行深度分析,特别是压气机和涡轮效率对发动机尺寸及雷诺数的影响分析。部件效

率是一个关键参数,必须与数据库中现役发动机性能相匹配,通常小功率发动机耗油率高而大功率耗油率低,因此效率曲线应能够反映小型和大型涡轴发动机尺寸效应带来的差别。

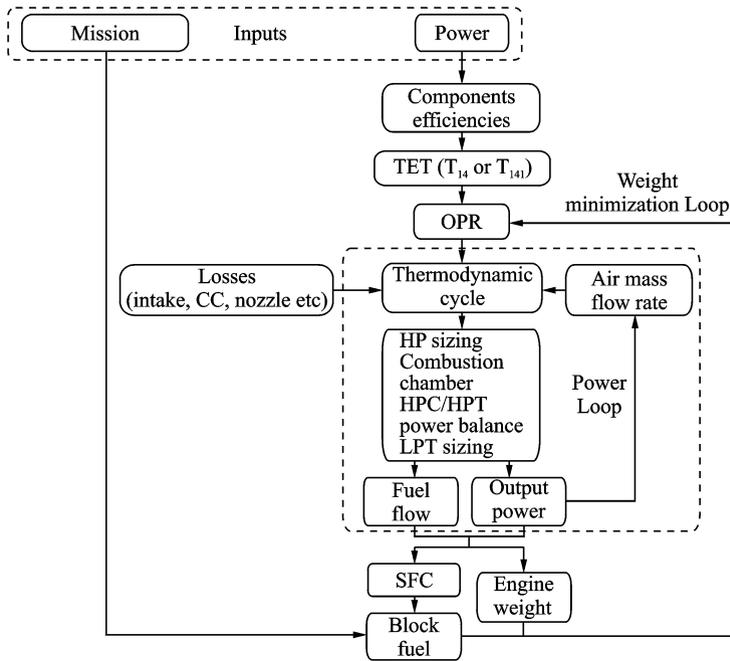


图 12 发动机性能优化流程<sup>[6]</sup>

Fig. 12 Optimization process of engine performance<sup>[6]</sup>

优化过程包括两个循环:一是整体循环,保证最大限度地减少燃料+发动机总质量;二是整体循环内包含的一个局部子循环,用来调整发动机参数如流量以满足发动机功率需求。发动机参数设计过程要参考一些气体动力学准则,如需要选择压气机叶尖速度、轴向马赫数、压气机轮毂比等参数作为参考。初步设计阶段需要采用一些传统的经验方法。叶尖速度和负荷系数组合关系可用来调整气流通过压气机和涡轮焓变化。通过迭代确定轴向压气机级数和涡轮级数,以满足给定的总压比(Overall pressure ration, OPR)和轴功率。对于典型涡轴发动机,轴流压气机末端通常需要加一个离心压气机。发动机基本结构确定后,其总质量等于不同部件质量之和,即发动机质量=压气机+燃烧室+涡轮+其他(主变速箱,配件等)。

旋转部件质量由单级质量和级数决定。发动机材料需要做些假设以方便评估冷、热端部件质量。图 13 为目标发动机最终优化结果<sup>[6]</sup>。对于给定发动机轴功率,耗油率是总压比的单值函数。红线表示最终优化后的发动机设计参数。从图上可以看出,最终的总压比远低于最小耗油率对应的总

压比。对于给定两个小时的飞行任务,最佳总压比对应于轴流压气机级数少、发动机重量轻的位置,说明低轴功率需求下发动机质量是影响飞行任务效率的主要参数。

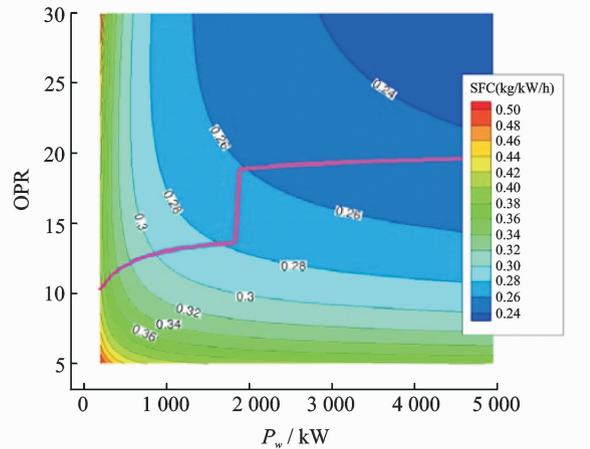


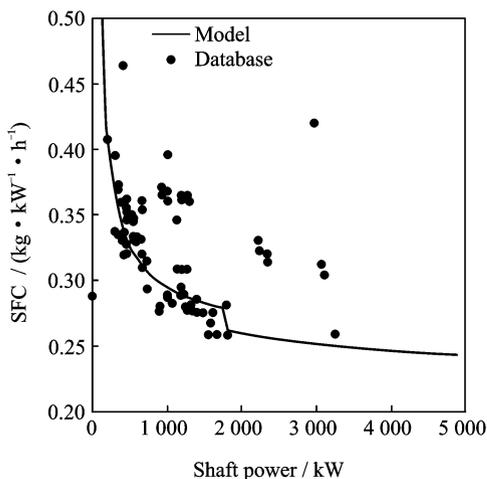
图 13 计算耗油率随压比和功率变化关系<sup>[6]</sup>

Fig. 13 Calculated oil consumption rate changing with pressure ratio and power<sup>[6]</sup>

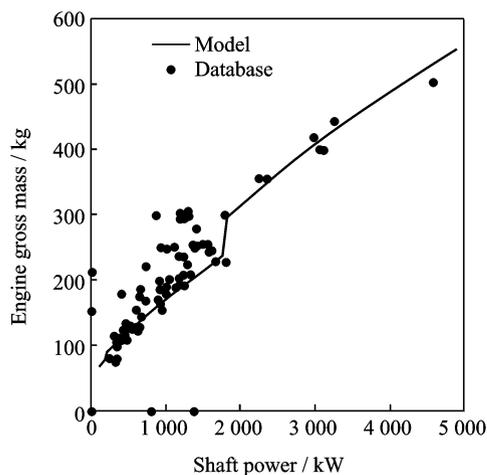
在轴功率 2 000 kW 附近,最佳压比有一个阶段上升过程,对应于轴流压气机由 2 级增加到 3 级

变化。图 13 中红线随功率变化趋势表明, 发动机质量增加需要设计更高的压比以实现更低的耗油率和更少的燃料消耗量。因此, 优化设计是在降低发动机质量(导致耗油率增加)和燃料质量之间寻求折中的结果。

最后, 将初步设计阶段下的发动机模型(线条)与数据库中的数据(点)进行比较, 如图 14 所示<sup>[6]</sup>, 两者在所有功率范围内都吻合得很好。耗油率曲线不仅位置而且趋势同数据库保持一致, 发动机质量与数据库吻合相当好。这些结果意味着法宇航 CREATION 平台有很高的可信程度, 优化后的目标发动机有很强的可实现性。



(a) Relationship between SFC and shaft power



(b) Relationship between engine gross mass and shaft power

图 14 初步设计阶段中发动机模型与数据库数据对比图<sup>[6]</sup>

Fig. 14 Comparison of optimized engine model with data in database in preliminary design stage<sup>[6]</sup>

涡轴发动机性能评估是一项复杂的工作, 法国航空宇航局分 3 个层次来做这项工作: (1) 对现役

发动机性能数据进行统计分析处理, 要求数据库建立在可靠文献资料基础之上, 以保证目标发动机选择有较高的可信程度; (2) 通过模拟发动机热力循环过程, 计算目标发动机的性能参数, 计算中需要做一些假设来建立发动机性能图, 即给出发动机燃油消耗量随轴功率和高度变化的范围; (3) 在给定飞行时间任务背景下, 通过优化发动机参数, 实现发动机+燃料总质量最轻的目标, 完成发动机初步设计。最终优化结果表明降低耗油率可以通过增加总压比来实现, 但是发动机质量增加也无疑会失去一些优势。因此, 在减少燃油消耗的同时, 减轻发动机质量同样重要。

## 5 结束语

涡轴发动机下一步设计将考虑排放和发动机临界工作状态情况。事实上, 对于需要多台发动机的直升机, 单台发动机失效判定有一定适航规定。如在直升机起飞过程中一台发动机失效, 剩余可用功率会限制最大起飞质量。因此, 按照直升机 A 类适航条例, 发动机设计不仅要求在正常工作状态下有最佳的功率/油耗之比, 同时在发动机临界工作状态下也能提供足够高的功率。

航空发动机排放产物中,  $\text{CO}_2$  的排放越来越受到人们重视<sup>[9]</sup>。对军用直升机来说,  $\text{CO}_2$  作为航空发动机排放的最主要的红外辐射性气体, 减排对于直升机的红外隐身性能是有利的。而对民用直升机来讲, 在当今碳排控制放要求越来越强烈的大背景下, 低  $\text{CO}_2$  排放有助于环保。对基于碳化合物的航空燃料来说, 燃油燃烧的总量和  $\text{CO}_2$  的生成存在一比一的关系, 所以要减少尾喷流中的  $\text{CO}_2$  流量, 归根到底是要减少涡轴发动机的总耗油量。涡轴发动机需要在降低耗油率的同时提高功重比, 才能实现超低排放, 对环境更友好。

英国 Rolls-Royce 公司技术发展总裁 R Parker 在谈公司发动机发展策略时说“Where evolution gives up and revolution takes over”<sup>[10]</sup>。前后两个单词仅差一个字母“r”, 但含义完全不一样。技术总有过时的时候, 一旦技术发展到尽头变革就要开始。世界上各国发动机制造商发展道路都不一样。美国 GE 公司涡轴发动机一直在“evolution”的道路上前进, 核心机结构从来没有发生变化, 只是部件性能在不断的提高, 强调继承性, 市场上一枝独大。其他公司如美国 P-W、英国 R-R、法国 SNECMA 在涡轴发动机上都在“revolution”的

道路上前进,希望通过技术变革找到一条生路。

油耗可作为直升机/涡轴发动机一体化设计指标。通过优化发动机参数,实现发动机+燃料总质量最轻的目标,使直升机在任务执行过程中的总燃油消耗量达到最少,任务效率最高,是可实现的优化设计方法。

#### 参考文献:

- [1] JOHNSON E T, PEDERSEN M L. Small turbine advanced gas generator for future propulsion requirements [C]//National Aerospace Engineering and Manufacturing Meeting. San Diego, California: [s. n.],1972.
- [2] JOHNSON E T, LINDSAY H. Advanced technology programs for small turboshaft engines —Past, present, future[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991,113(1):33-39.
- [3] VOGT R L. Future trends in turboshaft engines up to the 5 000 horsepower class[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992, 114(4): 797-801.
- [4] ROGO C, BENSTEIN E H. Variable cycle turboshaft technology for rotor-craft of the 90's[C]// Joint Propulsion Conference. California: AIAA, 1985.
- [5] MCKENZIE A B, BAYNE B T. Performance development of the gem turboshaft engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1976, 98 (1):114.
- [6] BURGUBURU S, BASSET P M. Turboshaft engine predesign and performance assessment[C]// AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Onera: The French Aerospace Lab,2013.
- [7] KURZKE J. How to create a performance model of a gas turbine from a limited amount of information [C]// ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air. Nevada, USA:[s. n.],2005:145-153.
- [8] KURZKE J, RIEGLER C. A new compressor map scaling procedure for preliminary conceptional design of gas turbines[C]//Proceedings of ASME IGTI, Turbo Expo. Munich:[s. n.],2000.
- [9] MERCER C R, HALLER W J, TONG M T. Adaptive engine technologies for aviation Co<sub>2</sub> emissions reduction[R]. NASA/TM-2006-214392, 2006.
- [10] NORRIS G. Road map: Rolls-Royce's future turbofan strategy [M]. USA: Aviation Week & Space Technology, 2014.

(编辑:孙静)