

航空涡轴发动机发展趋势

邹望之^{1,2}, 郑新前^{1,2}

- (1. 清华大学 车辆与运载学院 汽车安全与节能国家重点实验室, 北京 100084;
2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘 要: 基于国际上典型航空涡轴发动机的发展历程, 概括了航空涡轴发动机产业发展趋势, 其所呈现的系列化、军民两用化和国际合作化特点十分鲜明, 国家层面实施的发展计划对航空涡轴发动机的发展起到了重要引领作用。基于统计分析, 展望了航空涡轴发动机结构布局 and 性能发展趋势。研究表明: 在结构布局方面, 航空涡轴发动机朝着结构紧凑化方向发展, 压气机和涡轮级数呈现不断减少的趋势。1500 kW 级以下的航空涡轴发动机将更普遍地采用单级/双级离心压气机和单级涡轮, 1500 kW 以上的航空涡轴发动机将更普遍地采用轴流+离心组合压气机和双级涡轮, 同心轴前输出功率型式成为主流功率输出型式。在性能方面, 未来先进航空涡轴发动机的压比将达到 30, 涡轮前温度将达到 1900 K, 油耗将低至 0.20 kg/(kW·h), 单位功率将达到 400 kW/(kg/s), 功质比将达到 14 kW/kg。

关 键 词: 直升机; 涡轴发动机; 发展趋势; 结构布局; 发动机性能

中图分类号: V231

文献标志码: A

Development trends of aero turboshaft engines

ZOU Wangzhi^{1,2}, ZHENG Xinqian^{1,2}

- (1. State Laboratory of Automotive Safety and Energy,
School of Vehicle and Mobility, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Based on the history of the internationally famous turboshaft engines, the development trends of turboshaft engine industry were summarized, showing distinctive features of serialization, dual-use and international cooperation. Besides, the national-level development programs have played a leading role in the progress of turboshaft engines. Based on the statistical analysis method, the future trends of turboshaft engine structural layout and performance were predicted. In terms of structural layout, turboshaft engines would be developed towards the direction of compact layout, and the stage numbers of compressor and turbine show a decreasing trend. More specifically, single-stage/two-stage centrifugal compressors and single-stage turbines would be more extensively used in turboshaft engines with power output less than 1500 kW, while axial-centrifugal compressors and two-stage turbines would be more commonly used in engines with power output greater than 1500 kW. In addition, forward facing output with concentric shaft would become the main power output layout. In terms of engine performance, for the advanced turboshaft engines in the future, the

收稿日期: 2019-05-26

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0004-0016); 国家自然科学基金(51876097)

作者简介: 邹望之(1994-), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机总体性能方面研究。

通信作者: 郑新前(1977-), 男, 教授、博士生导师, 博士, 长期从事航空发动机气动与热力学研究。

E-mail: zhengxq@tsinghua.edu.cn

引用格式: 邹望之, 郑新前. 航空涡轴发动机发展趋势[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2577-2588. ZOU Wangzhi, ZHENG Xinqian. Development trends of aero turboshaft engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2577-2588.

pressure ratio and turbine inlet temperature would be up to 30 and 1900 K, respectively, the specific fuel consumption would be as low as 0.20 kg/(kW · h), the specific power and power to mass ratio would reach 400 kW/(kg/s) and 14 kW/kg, respectively.

Key words: helicopter; turboshaft engine; development trends; structural layout; engine performance

航空涡轴发动机是直升机的“心脏”，其研制水平直接关系到军民用直升机的有效载荷、燃油经济性、噪声和排放等，对军民用直升机的使用性能起着至关重要的作用。

自 1950 年世界上第一台直升机用涡轴发动机 Artouste I 问世以来^[1]，航空涡轴发动机的发展受到世界各国的高度重视。在近 70 年的发展历程中，国际上出现了通用电气公司(GE)、罗尔斯-罗伊斯公司(RR)、赛峰集团(SAFRAN)、加拿大普惠公司(P&WC)、霍尼韦尔公司(Honeywell)和克里莫夫公司(Klimov)等航空涡轴发动机巨头。通过巨头们的合作与竞争，航空涡轴发动机的关键技术不断突破，研制能力不断增强，性能水平大幅提升。航空涡轴发动机已经发展了四代^[1-2]，现今新一代产品也开始登上国际舞台。表 1 给出了各代典型航空涡轴发动机。

表 1 各代典型涡轴发动机

Table 1 Typical turboshaft engines of each generation

代数	年代	型号
第一代	1950 s~1960 s	Artouste, GTD-350, T58, T53, Nimbus
第二代	1960 s~1970 s	Arriel, Astazou, PT6B, TV2-117, Model 250C
第三代	1970 s~1980 s	T700, Makila, TV3-117
第四代	1980 s~1990 s	RTM322, MTR390, T800, TVD-1500
第五代	2000 s~至今	T900, T901

注：表中 s 表示年代，如 1950 s 表示 20 世纪 50 年代，全文同。

从 20 世纪 50 年代至今，航空涡轴发动机不断朝着结构紧凑化和高性能化方向发展，这得益于直升机动力需求的大力牵引、国家发动机发展计划的重大支持和航空涡轴发动机巨头们的持续合作与竞争。历经近 70 年的发展，航空涡轴发动机巨头们在技术探索和革新中积累了宝贵经验，并将其体现在了各自产品的研制思路、结构布局 and 性能提升之中。

本文通过总结分析自 20 世纪 50 年代以来 200 余台涡轴发动机的技术特点，对航空涡轴发动机的发展趋势进行了综述，以期更好地把握航空涡轴发动机的发展思路、规律和方向，并为未来军民用涡轴发动机的研制和发展提供可借鉴的经验，更好地促进我国航空涡轴发动机的发展。

1 涡轴发动机产业发展趋势

1.1 系列化发展

航空涡轴发动机是典型的资本密集型和技术密集型高科技产品，其技术难度大、研制周期长、投入经费高。为了能以最短的时间、最少的投入和最低的风险将涡轴发动机投入市场，满足不断增长的军民用直升机动力需求，绝大多数航空发动机公司均走上了系列化发展涡轴发动机的道路^[3]。在基础型发动机之上，通过采用新工艺、新材料和新技术，或改进气动设计，或提高涡轮前温度，或增大流量，或改变部件结构等方式开展改进改型，从而衍生出一系列满足不同直升机用途和动力需求的发动机。

自 20 世纪 60 年代起，国际各航空涡轴发动机公司便开始开展涡轴发动机系列化发展工作，不断挖掘产品潜力、开拓产品市场，通过系列化发展使各自产品覆盖了不同功率等级。图 1 给出了 T700(GE 公司)、T53(Honeywell 公司)、PT6B(P&WC 公司)、Arriel(SAFRAN 集团)和 Model 250C(RR 公司)5 款典型涡轴发动机的系列化发

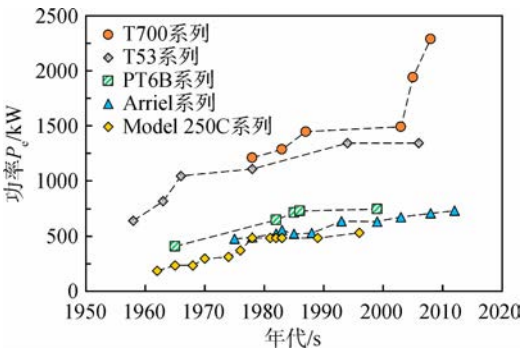


图 1 典型涡轴发动机系列化发展历程

Fig. 1 Serial development of typical turboshaft engines

展历程。

T700 系列是 GE 公司于 20 世纪 70 年代开始为美国陆军研制的涡轴发动机,其采用 5 级轴流+1 级离心组合压气机、2 级燃气涡轮和 2 级动力涡轮。在 T700 基础型之上通过改进部件气动设计、材料、冷却技术等,使发动机性能不断提升,同时也发展出了具有良好海洋环境适应性的海军型 T700-401,以及民用型 CT7,功率从最初的 1210 kW 提高至 2240 kW。

T53 系列是 Honeywell 公司于 20 世纪 50 年代根据与美国空军和陆军签订的联合合同开始研制的涡轴发动机,其采用 5 级轴流+1 级离心组合压气机,早期型号采用 1 级燃气涡轮和 1 级动力涡轮,自 T53-L-11 起,开始采用 2 级燃气涡轮和 2 级动力涡轮。T53 系列化发展过程中,通过不断改进压气机气动设计(如增设可调导叶、采用跨声速和宽弦长设计等)、优化热端部件和提高涡轮前温度等,在大幅增加发动机可靠性的同时,使功率从最初的 640 kW 提高至 1340 kW。

PT6B 系列是 P&WC 公司在 PT6A 和 PT6T 上发展而来的涡轴发动机,首台 PT6B 系列发动机 PT6B-9 取证于 1965 年,而 PT6B 真正迎来发展则是在 20 世纪 80 年代。PT6B 采用 3 级轴流+1 级离心组合压气机、1 级燃气涡轮和 1 级动力涡轮。通过不断改进部件设计、进气系统、燃油控制系统、动力涡轮调速系统、齿轮箱等,大大提高了发动机性能和可靠性,使 PT6B 系列功率从最初的 410 kW 提高至 750 kW。

Arriel 系列是 SAFRAN 集团于 20 世纪 70 年代开始研制的涡轴发动机,以满足当时轻型直升机市场扩张需求和取代 Artouste 等发动机。其包括 Arriel 1 和 Arriel 2 两个子系列,均采用 1 级轴流+1 级离心组合压气机、2 级燃气涡轮和 1 级动力涡轮。相较于 Arriel 1,Arriel 2 的燃气涡轮采用了 1 级单晶叶片,使叶片不需要冷却就能承受更高的涡轮前温度。Arriel 通过改进部件气动设计、材料、冷却、控制系统等措施,实现了系列化发展,目前 Arriel 1 和 Arriel 2 分别覆盖了 440~560 kW 和 620~740 kW 功率范围。

Model 250C 系列是 Allison 公司(现属 RR 公司)根据美国陆军“轻型观察直升机”要求而研制的涡轴发动机。Model 250C 的压气机构型经历了从 6 级轴流+1 级离心,到 4 级轴流+1 级离心,再到单级离心的变化过程,燃气涡轮和动力涡轮级数均为 2 级。在早期产品基础上,通过改进

部件设计、提高涡轮前温度和增大空气流量等措施,使功率从 180 kW 提高至 530 kW。

我国航空涡轴发动机由于过去长期测绘仿制以及体制机制等原因,发动机型号研制难以按照系列化发展的思路来规划,导致发动机型号研制周期长、成本高、风险大。由于型号比较多,也给生产、使用、维护等阶段带来成本高、备件多、保障困难等诸多问题。因此,未来我国必须坚定不移地走航空涡轴发动机系列化发展的道路。

1.2 军民两用化发展

军民两用、融合发展是航空涡轴发动机发展中的另一个重要特征。相比于研制两款分别针对军用和民用的发动机,研制军民两用型发动机可以大大缩短研制周期、降低研制成本、减小研制风险、提高市场占有率^[4]。同时,通过军民两用化发展,可以实现军民领域研究成果的相互转移、推动军民领域相关技术的协同创新、加速航空涡轴发动机系列化发展进程。不同于军民两用涡扇发动机存在加力/不加力和大涵道比/小涵道比的差别,军用和民用涡轴发动机在结构布局 and 性能上并无显著区别,军民界限更为模糊,这为航空涡轴发动机军民两用化发展创造了有利条件。

国际航空涡轴发动机巨头普遍遵循了军民两用化发展的思路。表 2 给出了典型涡轴发动机的用途。GE 公司在涡轴发动机系列化发展过程中体现了军民两用的特征,其产品中“T”表示军用型,“CT”表示民用型,两者研制思路近似且属于同一系列发动机。Honeywell 公司 T53 和 T55 最初是为美国军方研制的,但系列化发展中也衍生出了相应的民用型产品,如 T5311A 和 T5508D 等。P&WC 公司 PT6 系列涡轴发动机(包括 PT6T、PT6B 和 PT6C)是在 PT6A 涡桨发动机上发展而来的,配装对象包括了 S-76B、H-76N、Bell-212 等军、民用直升机,其军民两用特征显著。SAFRAN 集团目前大多数在役产品为军民两用产品,包括 Arriel、RTM322、Ardiden 等。RR 公司的 Model 250C 为民用型发动机,其对应军用型为 T63/T703,军民型在结构和性能上差异很小。

美国在 1987 年实施的综合高性能涡轮发动机技术计划(IHPTET)和在 2003 年实施的通用经济可承受先进涡轮发动机计划(VAATE)中进一步强调了扩大军民两用技术和通用核心技术发展的重要性^[5-8]。长期以来,我国在开展航空涡轴发动机的型号研制和技术预研过程中,对军民

表 2 典型涡轴发动机的用途

Table 2 Application of typical turboshaft engines

公司名称	军用产品名称	民用产品名称	军民两用产品名称
GE	<u>T58</u> , <u>T64</u> , <u>T700</u> , T408	<u>CT58</u> , <u>CT64</u> , <u>CT7</u>	
Honeywell	<u>T800</u>	LTS101	T53, T55, <u>CTS800</u> , HTS900
P&WC	<u>T74</u> , <u>T400</u> , PW210	<u>PT6B</u> , <u>PT6T</u>	PW200, PT6C
SAFRAN	Artouste, Astazou, Turmo	Arrius, Arrano	Arriel, Makila, TM333, RTM322, MTR390, Ardiden, Aneto
RR	Gnome, <u>T63/T703</u> , T406	RR300, <u>Model 250C</u>	Gem

注:同一系列下的军用和民用产品以相同下划线表示,如采用波浪下划线的 T700 和 CT7 分别为军用和民用产品,其他各处均同方式表述。

两用技术的重视度不够,导致军用发动机和民用发动机的发展脱节,同时也造成了军民用领域优质资源利用率不高、军民技术无法实现协同创新等问题。航空发动机产业是我国推进军民融合深度发展的重要领域,航空涡轴发动机军民两用化发展符合我国军民融合发展战略的需要。因此,未来我国必须坚定不移地走航空涡轴发动机军民两用化发展的道路。

1.3 国际合作化发展

航空发动机是现代科学技术成果的集大成者。在航空涡轴发动机研制过程中,很少有国家能够在独自承担技术和资金风险的同时,以较短的周期实现良好的发动机性能和获得可观的经济效益^[9]。正因如此,绝大多数航空发动机公司均走上了国际合作化发展道路。通过国际合作,可以分摊研制费用、降低技术风险、缩短研制周期、快速开拓市场,同时实现各大制造商的技术优势互补,大大提升航空涡轴发动机的整体发展水平^[10]。

20 世纪 50 年代末,RR 公司购买了 GE 公司 T58 发动机专利,在此基础上改进了材料和设计,研制了 Gnome 发动机,这可以被认为是最早的航空涡轴发动机国际合作模式^[11]。自 20 世纪 80 年代起,以国际合作方式开展涡轴发动机的研制变得越来越普遍,如 MTR390(由 MTU 公司、SAFRAN 集团和 RR 公司成立的合资公司 MTR 研制)、Tech800(欧洲洁净天空计划下的技术验证机,由来自 10 个欧洲国家的中小企业、高校和研究中心合作研发)、WZ16/Ardiden3C(由中国航发集团和 SAFRAN 集团联合研制)等。图 2 给出了国际合作下的典型航空涡轴发动机及合作模式。航空涡轴发动机的国际合作化发展,经历了从早期的专利购买、技术引进模式,到目前的合



图 2 国际合作下的典型涡轴发动机

Fig. 2 Typical turboshaft engines under international cooperation

资公司模式以及合作研发、风险共担、收益共享模式,不断迈向更深更广的国际合作新阶段。

我国航空涡轴发动机发展主要依靠测绘仿制和技术引进,加之国家科技实力落后和工业基础薄弱,导致我国航空涡轴发动机的发展水平与国际先进水平相比存在较大差距。为了尽快攻克航空涡轴发动机相关技术难点、提升自主研制能力、实现航空工业快速发展,未来我国必须积极地走航空涡轴发动机国际合作化发展的道路。

1.4 国家发动机计划引领发展

航空涡轴发动机的发展离不开各公司的技术创新、经验积累和国际合作,也离不开国家发动机发展计划的重大支持和引领作用。通过国家发动机发展计划的重大牵引,将构建强有力的人才队伍、促进自主创新研究、突破一系列发动机瓶颈技术、形成自身技术优势,并推动众多相关行业快速发展。同时,集国家之力,将面向装备的改进改型和换代升级与面向未来装备的技术预研和关键技术攻关紧密结合,快速提升了航空涡轴发动机的研制能力和发展水平。

在国家发动机计划引领方面,美国取得了举世瞩目的成就。美军 IHPTET 计划的制定与实施,使美国仅用 15 年时间便取得了相当于过去 30~40 年的技术进步,为美国长期占据航空发动机领域的领先地位奠定了坚实的基础^[12]。美军 IHPTET 计划下设针对涡轴/涡桨发动机的子计划——联合涡轮先进燃气发生器计划(JTAGG),目标是降低涡轴/涡桨发动机油耗、提高功质比和降低生产、维护成本等^[5]。VAATE 计划是 IHPTET 计划的延续,将 IHPTET 计划中的研究成果进行发展、验证和技术转移,并更加重视发动机的经济可承受性,该计划包括了小型重油发动机计划(SHFE)、先进经济可承受涡轮发动机计划(AATE)、改进涡轮发动机计划(ITEP)、未来经济可承受涡轮发动机计划(FATE)和替代概念发动机计划(ACE)等^[13-14]针对涡轴发动机的子计划,具体内容见表 3。

除美国外,2008 年欧盟和欧洲航空工业界共同启动了洁净天空计划(Clean Sky),SAFRAN 集团依托此计划开展下一代涡轴发动机技术预研,形成了 Tech 800 和 Tech 3000 两款技术验证机,并将相关技术分别应用于新一代涡轴发动机 Arrano 和 Aneto 中。

由此可见,即使是美欧等以市场需求为导向、市场竞争为驱动力的资本主义国家,对于航空涡轴发动机这样的产品仍然需要国家计划的支持和牵引。我国作为社会主义国家,集中力量办大事是我们最突出的优势,更需要通过强化国家计划来提升和引领我国航空涡轴发动机的快速发展。为此,我国于 2015 年提出了“中国制造 2025”战略规划并于 2016 年开始实施“两机”重大专项,我国必须坚定不移地走国家计划引领航空涡轴发动机发展的道路。

表 3 VAATE 计划下的 4 个子计划
Table 3 Four subprojects under VAATE program

名称	计划目标	指标要求	承包商	计划进展
SHFE	研发、验证和转换先进多用途小型燃气涡轮发动机技术	功率为 370~1120 kW 油耗↓20% 功质比↑50% 寿命周期成本↓35% 噪声和排放↓	Honeywell 公司	2003 年 Honeywell 被选定开发一款 520 kW 级 SHFE 技术验证机; 2007 年完成 SHFE 计划首台发动机试验
AATE/ ITEP	为“黑鹰”和“阿帕奇”换装发动机;为 FVL(未来垂直起降计划)直升机提供动力	功率为 2240 kW 油耗↓25% 功质比↑65% 设计寿命↑20% 生产和维护成本↓35% 产品研发成本↓15% 1830 m,35℃性能达标	GE 公司 ATEC 公司	2006 年实施 AATE 计划; 2009 年实施 ITEP 计划; 2019 年 GE 公司 T901 在与 ATEC 公司; T900 的竞争中胜出,进入工程制造和发展阶段
FATE	为 FVL 和 JMR(联合多用途旋翼机计划,是 FVL 的前导计划)直升机提供动力;为“支奴干”换装发动机	功率为 3700~7400 kW 油耗↓35% 功质比↑80% 设计寿命↑20% 生产和维护成本↓45% 产品研发成本↓20%	GE 公司	2011 年 GE 公司被授予 FATE 计划合同; 2017 年 GE 公司完成首台 FATE 发动机试验
ACE	提升未来旋翼机的垂直升力、航程、速度、载荷、生存能力和可靠性;为 FVL 提供动力	功率为 30~7500 kW(从小型无人机到大型货运旋翼机) 油耗↓40% 功质比↑90% 生产和维护成本↓50% 寿命超过 6000 h	ATEC 公司	2016 年美军授予 ATEC 公司 ACE 计划合同,以验证先进变转速动力涡轮等先进技术; 2019 年 ATEC 公司宣布完成 ACE 的详细设计

注:表中↑和↓分别表示增加和减少,如“油耗↓20%”表示“油耗减少 20%”,其他各处均同方式表述。

2 涡轴发动机结构布局发展趋势

同涡喷和涡扇发动机相比,涡轴发动机的流量、尺寸较小且需要输出轴功,因此结构布局上有特别之处,如离心压气机、轴流+离心组合压气机和自由涡轮式结构等。本节首先分析了涡轴发动机的压气机、涡轮和轴系结构型式,然后展望了涡轴发动机结构布局的发展趋势。

2.1 压气机结构型式

涡轴发动机的压气机有单级离心、双级离心、轴流+离心组合和多级轴流等结构。离心压气机适用于小流量条件,其单级压比高、转子刚性好、结构简单,小流量下的效率要高于轴流压气机,级数通常不多于两级。多级轴流压气机多用于早期涡轴发动机,适用于大流量条件,但单级压比低、级数多、轴向尺寸较大,且在小流量下“尺寸效应”严重。轴流+离心组合压气机综合了上述两者的优点,兼顾了较高的压比和效率。

涡轴发动机的功率等级和流量大小与压气机构型有密切的关系^[15]。图 3 给出了涡轴发动机功率和流量间的统计关系,并给出了相应的压气机构型。图中每个点代表一型发动机(后文其余图相同)。

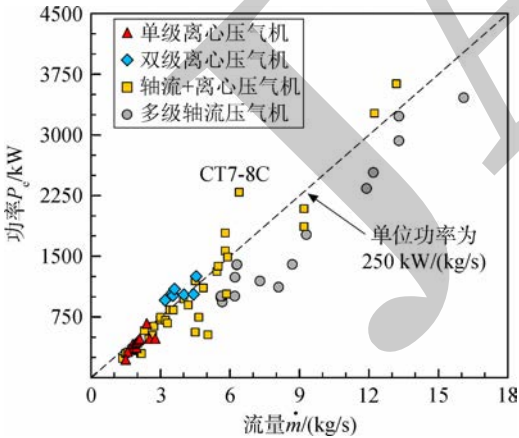


图 3 功率和流量间的关系

Fig. 3 Relationship between power and mass flow rate

由图 3 可知,轴流+离心组合压气机广泛用于各功率水平的涡轴发动机中,而单/双级离心压气机和多级轴流压气机则适用于一定的流量和功率范围。图中数据点分布在单位功率为 250 kW/(kg/s) 等值线两侧。当功率低于 750 kW、流量小于 3 kg/s 时,主要采用单级离心或级数较少的轴流+离心组合压气机;当功率在 750~1 500 kW、流量在 3~6 kg/s 时,可采用双级离心或轴

流+离心组合压气机(研究表明^[16],当流量小于 4.5 kg/s 时,双级离心结构更具优势);当功率大于 1 500 kW、流量大于 6 kg/s 时,可采用轴流+离心组合式或多级轴流压气机。

2.2 涡轮结构型式

涡轴发动机的涡轮包括驱动压气机的燃气涡轮和输出轴功且与燃气涡轮无机械联系的动力涡轮,两者均采用轴流结构,级数为单级或多级。

涡轴发动机的功率等级和压比通常与涡轮构型之间存在关联^[7,15]。图 4 给出了涡轴发动机功率和压比与涡轮构型间的统计关系。

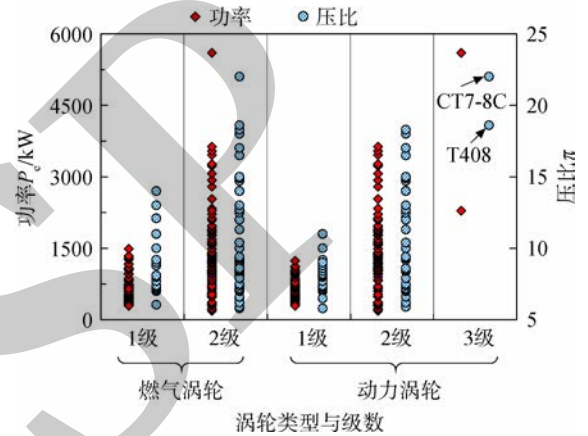


图 4 功率/压比与涡轮构型间的关系

Fig. 4 Relationship between power/pressure ratio and turbine layout

由图 4 可知,当功率低于 1 500 kW、压比低于 15 时,可采用 1 级或 2 级燃气涡轮;当功率大于 1 500 kW、压比大于 15 时,采用 2 级燃气涡轮。当功率低于 1 500 kW、压比低于 12 时,可采用 1 级或 2 级动力涡轮;当功率大于 1 500 kW、压比大于 12 时,采用 2 级或 3 级动力涡轮。涡轮级数也会受到发动机质量尺寸要求、涡轮材料、气动设计水平、各公司系列化发展特点和技术继承性等的影响。例如,P&WC 公司所有涡轴发动机均采用 1 级燃气涡轮,其中 500 kW 级 PW200 采用非冷却导向器叶片和非冷却单晶转子叶片,1 500 kW 级 PT6C 采用带冷却叶片和先进耐高温材料;而 RR 公司所有涡轴发动机(从 200 kW 级 RR300 到 4 500 kW 级 T406)则均采用 2 级燃气涡轮。

2.3 轴系结构型式

目前所有的航空涡轴发动机均采用自由涡轮式结构,包括燃气发生器转子和动力涡轮转子两部分。燃气发生器转子有单转子和双转子两种构型,动力涡轮转子可以向前输出功率也可以向后

输出功率。

单转子结构是现代涡轴发动机燃气发生器的主流构型,而双转子结构目前只在 Gem、D-136 和 T900 上使用过。美军 ITEP 计划下 T900 (ATEC 公司,P&W 公司和 Honeywell 公司的合资公司)和 T901(GE 公司)间的竞争,主要体现为单转子和双转子燃气发生器间的竞争,结合 ATEC 公司和 GE 公司双方的公开声明,将两种构型的优劣势归纳于表 4 中。

表 4 单转子和双转子燃气发生器优缺点对比
Table 4 Comparison of single spool and double spool gas generator

指标	单转子	双转子
复杂性	低	高
质量	轻	重
起动性	差	好
维修性	好(易于模块化设计,方便检修)	差(结构复杂,不易维修)
可靠性	高(零件少,质量轻,故障率低)	高(运行温度低,磨损小,沙尘环境适应性强)
比油耗	高(需要气动设计折衷,燃油效率不及双转子)	低(高低压转子无需气动折衷,均工作在高效率区)
成本	低(采购和维修成本低)	低(全寿命成本低)
风险	低(在役绝大多数发动机采用)	高(仅 Gem、D-136 和 T900 采用)

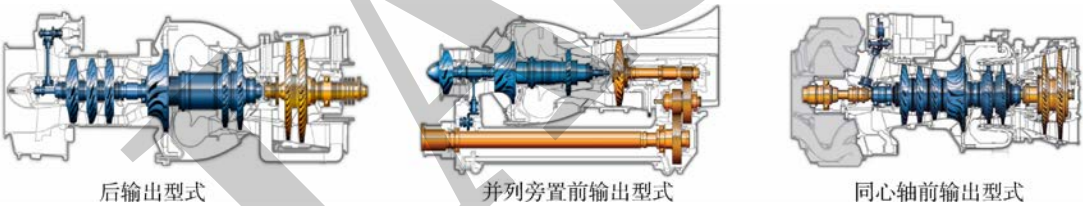


图 5 动力涡轮功率输出的 3 种型式
Fig. 5 Three types of power output layout of power turbine

2.4 结构布局发展趋势

图 6 给出了涡轴发动机压气机构型随年代的变化趋势。对于 750 kW 级以下的涡轴发动机,压气机构型经历了从轴流+离心,到轴流+离心与单级离心并存的发展过程,尤其是 500 kW 级以下更加普遍地采用单级离心压气机;对于 750~1500 kW 级,经历了从多级轴流,到轴流+离心,再到双级离心的发展过程;对于 1500 kW 级以上,经历了从多级轴流,到轴流+离心的发展过程。总体来看,在各功率等级下,压气机均朝着结构紧凑化方向发展,级数越来越少,多级轴流压气机有逐步被淘汰的趋势。

图 7 给出了涡轴发动机燃气涡轮级数随年代的变化趋势。对于 1500 kW 级以下的涡轴发动

动力涡轮功率输出型式如图 5 所示。早期涡轴发动机多采用功率后输出型式(如 Gnome)或并列旁置前输出型式(如 Arriel),该两种型式易于设计和制造,但前者使发动机长度加长,后者使发动机尺寸变大,均给轴系支撑、润滑和传动带来了困难。同心轴前输出型式(如 MTR390)便于桨轴兼顾,转子刚性较好,且结构紧凑,可简化承力结构、滑油系统和轴系的布置^[11,17],但设计和制造难度较大。

机,燃气涡轮级数由早期的 2 级,逐渐发展为 2 级和 1 级并存,例如 MTR390 在设计初期就已经确定将采用跨声速单级燃气涡轮替代传统的两级燃气涡轮^[18];对于 1500 kW 级以上,燃气涡轮级数普遍为 2 级。

图 8 给出了涡轴发动机动力涡轮级数随年代的变化趋势。对于 750 kW 级以下的涡轴发动机,动力涡轮级数由早期的 2 级,逐渐发展为 1 级;对于 750~1500 kW 级,早期型号(如 T58 和 Gnome)的动力涡轮曾采用 1 级结构,在系列化发展过程中,随着功率需求的提升、涡轮前温度和压比的提高,开始采用 2 级结构;对于 1500 kW 级以上,动力涡轮级数普遍为 2 级,但 GE 公司 T408 和 CT7-8C 为实现大功率输出采用了 3 级动力涡轮,未来在该功率范围内动力涡轮级数将为 2 级或 3 级。

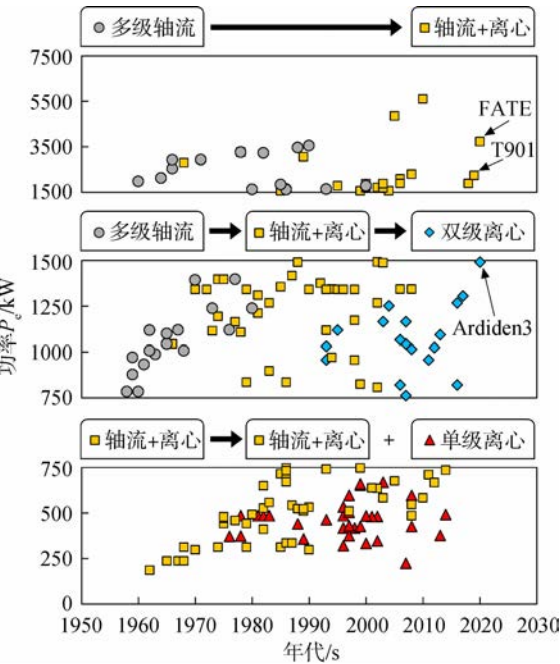


图 6 压气机结构型式变化趋势
Fig. 6 Trend of compressor layout

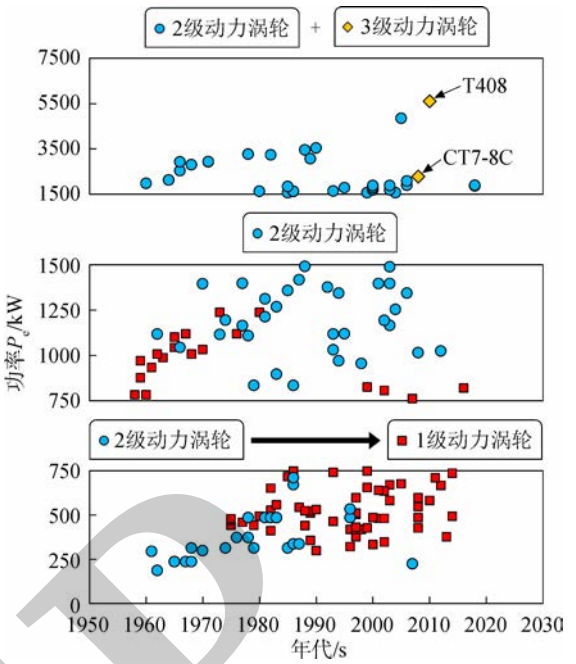


图 8 动力涡轮级数变化趋势
Fig. 8 Trend of power turbine stage number

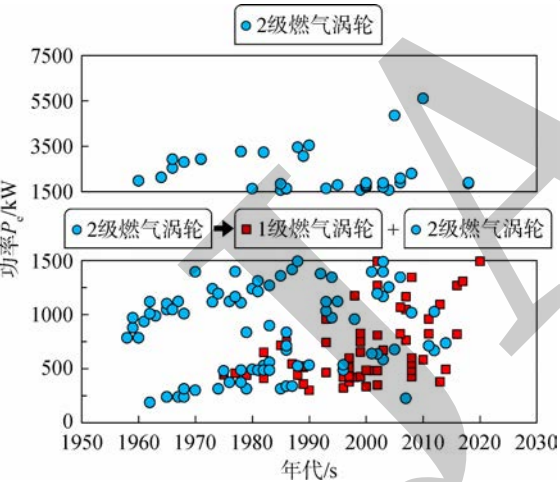


图 7 燃气涡轮级数变化趋势
Fig. 7 Trend of gas generator turbine stage number

随着跨声速高负荷涡轮气动设计技术和材料技术的发展,燃气涡轮和动力涡轮的级数均将呈现出减少的趋势。

对于燃气发生器构型,尽管采用双转子燃气发生器的 T900 在 ITEP 计划竞争中败给了采用单转子构型的 T901,但 ATEC 公司宣称 T900 比采用单转子燃气发生器的同等级涡轴发动机油耗低 3%~4%、功率增长潜力大 10%。单/双转子结构之争将大力促进高性能燃气发生器的发展,相信未来随着设计制造水平的提高,两种结构将呈现共同发展态势。对于动力涡轮构型,随着材料、加工制造和转子动力学技术的发展,同心轴前输出功率型式已逐渐取代并列旁置前输出功率型式和后输出功率型式,成为主流功率输出构型。表 5 给出了不同年代下涡轴发动机功率输出方向的变化。

表 5 不同型号涡轴发动机功率输出方向

Table 5 Evolution of power output direction of different turboshaft engines

年代	同心轴前输出功率发动机	并列旁置前输出功率发动机	后输出功率发动机
1950 s~1960 s	T53, T64	GTD-350	D-25 V, Turmo, Gnome, T58, TV2-117
1970 s	T55, T700, Gem	Arriel	TV3-117, PT6T
1980 s	Arrius, TM333, PW200, T406, RTM322	PT6B	Makila, D-136
1990 s	MTR390, T800, PW210		
2000 s	Arden3, T408		

3 涡轴发动机性能发展趋势

航空涡轴发动机的性能水平通常用热力循环参数(压比和涡轮前温度)和性能参数(比油耗、单位功率和功质比)来衡量。此外,近年来,涡轴发动机的环境适应性和排放/噪声特性也越来越受到航空发动机巨头们的重视。本节展望了涡轴发动机循环参数、性能参数、环境适应性和排放/噪声特性的发展趋势^[19-22]。

3.1 循环参数发展趋势

为了降低油耗和提高单位功率,最直接的方法是提高压比和涡轮前温度,这使涡轴发动机不断朝着更高热力循环参数方向发展。

图 9 给出了不同压气机构型所能实现的压比范围,图中 n 表示轴流压气机级数。目前单级离心压气机压比已达到 11,双级离心压气机压比已达到 15,轴流+离心压气机压比已达到 22(相关技术早在 20 世纪 80 年代就已在 GE27 技术验证机中得到验证^[23])。据 GE 公司称,在研 FATE 发动机的轴流+离心压气机压比创造了该公司单转子压气机压比的历史记录。随着气动设计水平、材料及加工制造水平的不断提升,未来单级离心压气机压比有望达到 15,双级离心压气机压比有望达到 20,轴流+离心压气机压比有望达到 30。

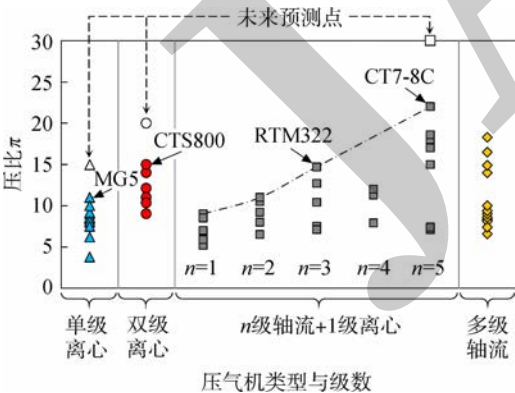


图 9 压比变化趋势
Fig. 9 Trend of pressure ratio

图 10 给出了涡轮前温度随年代变化所呈现的增加趋势。GE 公司指出,20 世纪 80 年代已在 T700 的涡轮上完成了涡轮前温度 1753 K 试验,并取得了十分满意的结果^[24]。近年来,陶瓷基复合材料(CMCs)在涡轴发动机上已得到成功应用,如 GE 公司已将其在涡扇发动机上积累的 CMCs 经验应用于 T901 的热端部件中。CMCs 的使用,使发动机能以更少的冷却量,实现更高的

涡轮前温度,同时保证热端部件乃至发动机的耐热性和耐久性。随着 CMCs、涂层和冷却技术等快速发展和应用,涡轴发动机的涡轮前温度将实现大幅提高,有望在 2030 年达到 1900 K。

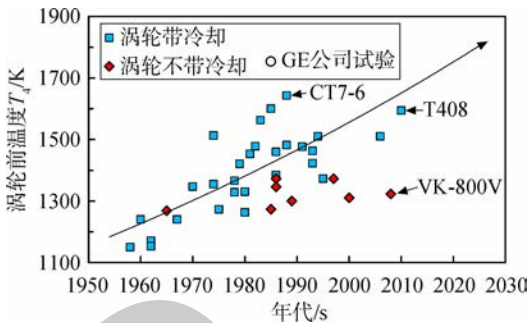


图 10 涡轮前温度变化趋势
Fig. 10 Trend of turbine inlet temperature

3.2 性能参数发展趋势

比油耗(SFC,量符号记为 S_c)、单位功率(P_s)和功质比(R_{pm})通常被认为是评价涡轴发动机先进性的重要指标,该 3 个参数随年代的变化趋势见图 11~图 13,图中 P_e 表示功率。

如图 11 和图 12 所示,整体上看,涡轴发动机的油耗随年代呈减小趋势,单位功率随年代呈增加趋势,这与压比、涡轮前温度和部件效率的提高紧密相关。

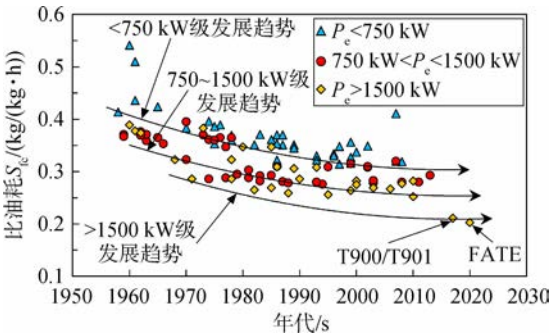


图 11 比油耗变化趋势
Fig. 11 Trend of specific fuel consumption

由图 11 可知,功率等级越大,油耗越低,这与大功率发动机循环参数高、“尺寸效应”弱和部件效率高等相关。对于 750 kW 级以下的涡轴发动机,未来油耗将低至 0.30 kg/(kW·h);对于 750~1500 kW 级,油耗将低至 0.25 kg/(kW·h);对于 1500 kW 级以上,油耗将低至 0.20 kg/(kW·h)。

由图 12 可知,单位功率从早期 100 kW/(kg/s) 已提升至 300 kW/(kg/s) 以上。GE 公司 CT7-8C 的单位功率已达到 350 kW/(kg/s)。随着压比、

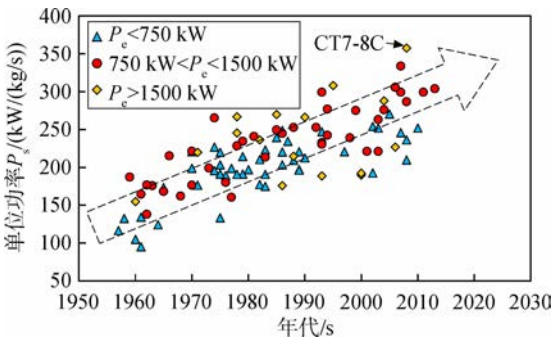


图 12 单位功率变化趋势

Fig. 12 Trend of specific power

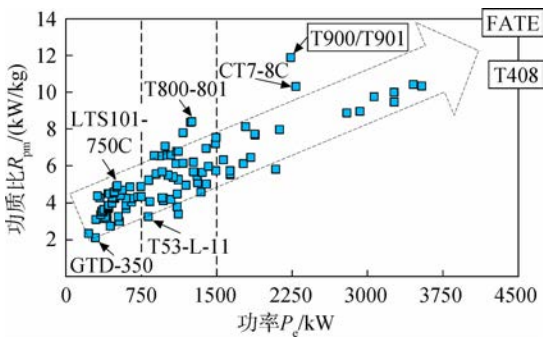


图 14 功质比和功率间的关系

Fig. 14 Relationship between power to mass ratio and power

涡轮前温度和部件效率的提高,对于 750 kW 级以下的涡轴发动机,未来单位功率将达到 300 kW/(kg/s);对于 750~1500 kW 级,单位功率将达到 350 kW/(kg/s);对于 1500 kW 级以上,单位功率将达到 400 kW/(kg/s)。

不同于比油耗和单位功率,功质比并不由热力循环直接决定,其与气动设计、结构设计、材料和制造水平等均相关。如图 13 所示,整体上看,功质比并未随年代呈现明显变化趋势,但是在系列化发展过程中,随着技术水平的不断提高,同一系列下涡轴发动机的功质比呈现出增加趋势,如 Arriel、T700/CT7 和 T55 等。通过统计发现,功质比与功率的关联较大,且大致呈正相关,如图 14 所示。对于 750 kW 级以下的涡轴发动机,功质比未来有望达到 6 kW/kg;对于 750~1500 kW 级,功质比有望达到 10 kW/kg;对于 1500 kW 级以上,功质比有望达到 14 kW/kg。近年来,增材制造(AM)技术逐渐融入涡轴发动机的制造体系。例如 GE 公司 T901 通过 AM 技术将 51 个零部件集成为 1 个部件,从而较 T700 质量减轻了 20%;GE 公司 FATE 发动机基于 AM 技术将瞄准功质比 17 kW/kg 的目标。AM 技术是减少零部件数目、减少质量和成本、提高功质比及最大

化可靠性的重要举措。随着设计水平、材料水平和 AM 技术的快速发展,未来涡轴发动机的功质比有望实现大幅提高。

3.3 环境适应性发展趋势

直升机具备低空低速飞行、空中悬停和垂直起降等鲜明特点,在现代战争中发挥着不可替代的作用。为了提升陆军“全天候、全疆域”作战能力和海军立体化海战能力,航空涡轴发动机需要具备良好的环境适应性,包括高原、高温、高寒、沙尘、湿热和盐雾等环境的适应性。

陆军典型的作战环境是高原高温和沙尘环境。欧美在中东的作战经验表明,在高原高温环境下,直升机动力明显不足,严重制约了陆军作战能力的发挥^[14]。近年来,涡轴发动机的高原高温环境适应性越来越受到世界航空发动机巨头们的重视。在实际作战需求的牵引下,GE 公司、SAFRAN 集团和 Honeywell 公司等均强调所研制的新一代涡轴发动机具备十分良好的高原高温特性,如 T901、Aneto 和 HTS900 等。在沙尘环境下,压气机叶片易受到沙尘冲击、侵蚀和磨损,导致发动机性能恶化、可靠性降低、寿命减少。为应对恶劣的沙尘环境,GE 公司 T901 包含多种防砂设计特性,如采用改进的防侵蚀技术、提高压气机抗打伤能力、采用先进的进口粒子分离器和冷却孔成型技术等,相较 T700 进一步提升了防砂能力。

海军典型的作战环境是湿热和盐雾环境。在湿热环境下,发动机输出功率下降、油耗增加、零部件故障率增加^[25]。在盐雾环境下,腐蚀和积垢使压气机性能和强度下降,导致发动机输出功率下降、油耗增加、可靠性降低等^[26]。从 20 世纪 70~80 年代研制的 T700-401,到本世纪新研制的 T408,GE 公司通过采用耐蚀材料和防蚀涂层等措施,不断加强海军型涡轴发动机的海洋环境适

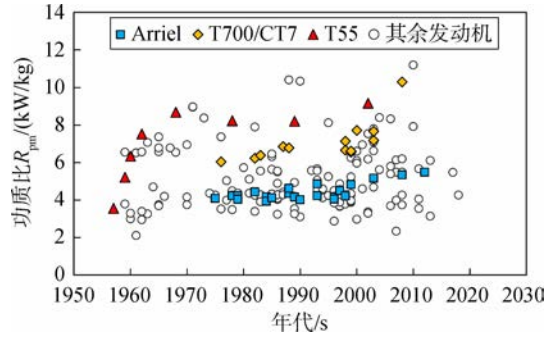


图 13 功质比变化趋势

Fig. 13 Trend of power to mass ratio

应性。

随着材料、工艺和技术水平的提高,未来先进军用涡轴发动机将朝着更好的环境适应性方向发展,以满足日益严苛的直升机动力需求和作战需求。

3.4 排放/噪声特性发展趋势

民用直升机广泛应用于运输、医疗、救援和旅游等领域,由于靠近居民区,因此会造成大气污染和噪声污染。日益严苛的排放和噪声标准对民用涡轴发动机的排放和噪声提出了更高要求。

2008 年,SAFRAN 集团实施了涡轴发动机排气噪声识别(TEENI)计划,其目标是找到发动机部件与其宽频带噪声特征之间的关系,并给出降低噪声源的建议。2009 年,SAFRAN 集团依托 Clean Sky 计划下的 SAGE5(可持续和绿色发动机)子计划,开发 800~1000 kW 级先进涡轴发动机核心技术,实现 CO₂ 排放降低 15%、NO_x 排放降低 60%和噪声降低 10dB 的目标。2010 年,Honeywell 公司承担了美国联邦航空局(FAA)实施的 CLEEN(持续降低能耗、排放和噪声)项目,其目标是发展先进的燃烧室和涡轮技术及替代燃料技术,以降低发动机排放、噪声和油耗等。

美欧等国高度重视民用涡轴发动机减排降噪,正持续推进“绿色环保”涡轴发动机相关技术的研发,民用涡轴发动机将朝着低排放低噪声方向发展。

4 结 论

本文分析了航空涡轴发动机的发展特点,展望了航空涡轴发动机结构布局 and 性能的发展趋势,主要结论如下:

1) 航空涡轴发动机是典型的资本密集型和技术密集型高科技产品,系列化发展、军民两用化发展、国际合作化发展、国家计划引领发展是涡轴发动机研制与发展过程中的重要特征。

2) 涡轴发动机朝着结构紧凑化方向发展,压气机和涡轮级数呈现不断减少的趋势。对于 750 kW 级以下涡轴发动机,压气机构型经历了从轴流+离心到轴流+离心与单级离心并存的发展过程;燃气涡轮和动力涡轮级数由 2 级逐渐发展为 1 级。对于 750~1500 kW 级涡轴发动机,压气机构型经历了从多级轴流,到轴流+离心,再到双级离心的发展过程;燃气涡轮级数由 2 级逐渐发展为 1 级,动力涡轮级数普遍为 2 级。对于 1500 kW 级以上涡轴发动机,压气机构型经历了从多

级轴流,到轴流+离心的发展过程;燃气涡轮级数普遍为 2 级;动力涡轮级数为 2 级或 3 级。此外,动力涡轮功率通过同心轴前输出已成为主流功率输出构型。

3) 涡轴发动机朝着高循环参数、高性能参数、良好环境适应性和低排放低噪声特性方向发展。对于未来先进的涡轴发动机,单级离心、双级离心和轴流+离心压气机的压比将分别达到 15、20 和 30。涡轮前温度将达到 1900 K。油耗将低至 0.30 kg/(kW·h)(750 kW 级以下涡轴发动机)、0.25 kg/(kW·h)(750~1500 kW 级涡轴发动机)、0.20 kg/(kW·h)(1500 kW 级以上涡轴发动机)。单位功率和功质比将分别达到 300 kW/(kg/s)和 6 kW/kg(750 kW 级以下)、350 kW/(kg/s)和 10 kW/kg(750~1500 kW 级)、400 kW/(kg/s)和 14 kW/kg(1500 kW 级以上)。未来军用涡轴发动机将更加重视环境适应性,民用涡轴发动机将更加重视减排降噪。

参考文献:

- [1] 方昌德.航空发动机的发展历程[M].北京:航空工业出版社,2007.
- [2] 方昌德.航空发动机百年回顾[J].燃气涡轮试验与研究,2003,16(4):1-5.
FANG Changde. A century of aero-engine in retrospect [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(4): 1-5. (in Chinese)
- [3] 蒋建军,冯国颂.涡轴发动机的系列化发展[C]//第 13 届燃烧与传热传质专业学术讨论会论文集.北京:中国航空学会,2005:345-351.
- [4] 王巍巍.航空发动机领域军民融合发展的思考[J].航空动力,2018,3(3):53-56.
WANG Weiwei. Thoughts on the civil-military integration development of aero engine[J]. Aerospace Power, 2018, 3(3): 53-56. (in Chinese)
- [5] PETER J S. The history of aircraft gas turbine engine development in the United States; a tradition of excellence [M]. New York: ASME Press, 1999.
- [6] AIAA Air Breathing Propulsion Technical Committee. The versatile affordable advanced turbine engines (VAATE) initiative[R]. Reston, Virginia, USA: AIAA, 2006.
- [7] 尹泽勇,曾源江,石建成,等.涡轴(涡桨)/涡扇(涡喷)发动机通用核心机技术[J].航空动力学报,2008,23(11): 2088-2094.
YIN Zeyong, ZENG Yuanjiang, SHI Jiancheng, et al. Versatile core engine technology for turboshaft (turboprop)/turbofan (turbojet) engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2088-2094. (in Chinese)
- [8] 黄顺洲,胡骏,江和甫.核心机及其派生发动机发展的方法[J].航空动力学报,2006,21(2):241-247.

HUANG Shunzhou, HU Jun, JIANG Hefu. Investigation of core engine and derivative aero-engine development[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 241-247. (in Chinese)

[9] 王道荫. 迈向 21 世纪的航空科学技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.

[10] 李建华, 蔡建兵, 申余兵. 涡轴发动机发展展望[J]. 国际航空, 2013(9): 75-77.

LI Jianhua, CAI Jianbing, SHEN Yubing. Outlook of turboshaft engine development[J]. International Aviation, 2013(9): 75-77. (in Chinese)

[11] 郭允良. 国内外涡轮轴发动机性能、结构特点及其技术发展[M]. 北京: 蓝天出版社, 1990.

[12] 梁琴琴. 美国典型航空发动机发展计划及对技术创新的影响[J]. 全球科技经济瞭望, 2015, 30(7): 68-76.

LIANG Qinqin. U. S.' typical aeroengine development program and the influence on technology innovation[J]. Global Science, Technology and Economy Outlook, 2015, 30(7): 68-76. (in Chinese)

[13] 肖蔓. AATE 和 ITEP 计划下的涡轴发动机分阶段研发综述[J]. 航空发动机, 2016, 42(2): 98-102.

XIAO Man. Review of research and development for turboshaft engine based on AATE and ITEP program[J]. Journal of Aeroengine, 2016, 42(2): 98-102. (in Chinese)

[14] HIRSCHBERG M. The case for ITEP-power for the future[EB/OL]. [2019-05-06]. <https://vtol.org/news/commentary-the-case-for-itep-power-for-the-future>.

[15] GIRAUD M. Power level influence on architecture of small helicopter turboshaft engines[R]. ASME Paper 86-GT-191, 1986.

[16] PALMER D L, WATERMAN W F. Design and development of an advanced two-stage centrifugal compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(2): 205-212.

[17] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第六册 涡桨及涡轴发动机总体[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

[18] SCHINZL P, MALZACHER F, MONCOUTIE P, et al. The successful development history of the MTR390 turboshaft engine from the definition of the design to the series production[EB/OL]. [2019-05-06]. http://vbt.ebi.kit.edu/index.pl/Haupt_Menu_all/professor/zarzal/DGLR-MTR-2000.pdf.

[19] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.

[20] 胡晓煜. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.

[21] 黄维娜, 李忠祥. 国外航空发动机简明手册[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2014.

[22] GUNSTON B. Jane's aero-engines[M]. Coulsdon, Surrey, UK: Jane's Information Group, 2001.

[23] LEYES R A, FLEMING W A. The history of North American small gas turbine aircraft engines[M]. Reston, Virginia, USA: AIAA, 1999.

[24] DONOHIE H G. T700/CT7 growth engine for European helicopters[R]. London: the 11th European Rotorcraft Forum, 1985.

[25] EL HADIK A A. The impact of atmospheric conditions on gas turbine performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1990, 112(4): 590-596.

[26] 任智勇, 李志鹏, 王俊琦. 湿热盐雾对涡轴发动机性能的影响分析[J]. 机械研究与应用, 2017, 30(4): 27-29.

REN Zhiyong, LI Zhipeng, WANG Junqi. Analysis on effect of hot moisture and salt spray on the performance of turboshaft engine[J]. Mechanical Research and Application, 2017, 30(4): 27-29. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)