

国外涡桨发动机的发展

The Development Prospect of Turbo-Propeller Engines

周辉华 / 中航工业航空动力机械研究所

摘要:以航空发动机的技术性能为重点,通过对比、分析涡桨发动机的发展历程、发展现状,发展途径和发展计划,预测其未来的技术发展趋势并整理出成功的发展经验,为我国涡桨发动机的发展提供参考。

Abstract: Focusing on the technical performance characteristics of aero-engine, this article analyzes the development status, approach, trend, experience of turbo-propeller engines, and provides reference for the turbo-propeller engine research.

关键词: 涡桨发动机; 发展现状; 发展途径; 发展趋势; 发展经验

Keywords: turbo-propeller engine; development status; development approach; development trend; development experience

0 概述

涡轮螺旋桨(简称涡桨)发动机是一种主要依靠螺旋桨产生的拉力或推力驱动飞机的航空动力装置,非常适合中等飞行速度(400~800km/h)的飞机使用。与航空活塞式发动机相比,涡桨发动机具有功重比大、迎风面积小、振动小等优点,特别是随着飞行高度的增加,其性能更为优越;与涡轮喷气和涡扇发动机相比,它又具有耗油率低、起飞推力大等优点。涡桨发动机的这些特点对于往返于中小型机场甚至简易机场的短、中程运输飞机和通用飞机来说是非常适宜的。自20世纪50年代起,世界各国纷纷发展了以涡桨发动机和涡扇发动机为动力的中型运输机,其后因涡桨发动机高速性能不理想,市场逐渐被涡扇发动机挤占。近年来,由于燃油价格飙升,涡桨飞机的经济性优势更为凸显出来,同时随着螺旋桨设计、制造技术的进步,涡桨飞机在高亚声速

飞行时的推进效率大大提高,涡桨飞机重新受到军民用户的青睐,其市场开始逐渐复苏,涡桨发动机也被誉为“明天的绿色动力”、“支线飞机的脊梁”。

本文通过对比、分析国外涡桨发动机的发展历程、发展途径,整理出成功的发展经验和未来发展趋势,为我国涡桨发动机的发展及航空发动机产业的腾飞提供参考。

1 国外涡桨发动机发展历程和现状

1.1 国外涡桨发动机发展历程

1942年,英国研制出世界上第一台涡桨发动机“曼巴(Memba)”,配装在皇家海军“塘鹅”舰载反潜飞机上。1945年由Derwent涡喷发动机发展成的涡桨发动机,装于皇家空军著名的“流星”战斗机上首飞成功,标志着涡桨发动机进入实用阶段。此后,英国、美国和前苏联也陆续研制

出多种涡桨发动机,如Dart、T56、AI-20和AI-24等。强劲的动力造就了一大批声名显赫的运输机和轰炸机。例如,美国于1956年服役的涡桨发动机T56/501,配装于C-130运输机、P-3C侦察机和E-2C预警机等多型飞机,经过不断改进改型,功率从2580 kW发展到4414 kW,用途上从军用转化为民用,且成系列化发展,目前已生产了17000多台,出口到50多个国家和地区。据报道,目前T56发动机仍在不断发展中,可能还会再服役30年;前苏联的NK-12M的起飞功率达11025kW,是世界上功率最大的涡桨发动机,用于图-95“熊”式轰炸机、安-22军用运输机和图-114民用运输机等。

加拿大普惠公司的PT6A发动机在民用涡桨发动机领域,无论是生产数量还是产值,都当之无愧扮演了领头羊角色。短短40年间,该发动机已系列化发展出数十个型别,功率范围涵

盖350~1100kW,被144个国家的近百种飞机选做动力,目前已生产了30000多台。

美国于1990年代在T406涡轴发动机的核心机基础上研制出新一代高速支线飞机、军用运输机和海军巡逻机用的AE2100涡桨发动机,它是目前较为先进的涡桨发动机之一,功率范围为2983~4474 kW,高温和高空性能优异,起飞耗油率较低,仅为0.25kg/(kW·h)。

1.2 国外涡桨发动机发展现状

到目前为止,国外已经成功地发展了四代涡桨发动机。第一代是指20世纪70年代以前投产的,主要有Dart、PT6A系列和TPE331系列的早期型号、NK-4、AI-20等型号的发动机^[1];第二代是指20世纪70年代末或80年代初期研制的,主要有PW100系列早期型号、CT7-5和TPE331-14/15等型号的发动机;第三代是指20世纪90年代以后投入使用的发动机,主要有AE2100、TPE351-20和

PW150A^[1];第四代指2011年投产的先进涡桨发动机TP400-D6。四代涡桨发动机具有明显的特点,各代的技术性能和技术发展状况分别见表1和表2。

第一代涡桨发动机循环参数水平较低,结构比较简单,耗油率高。压气机有轴流、离心和组合多种形式,主要采用单转子固定涡轮输出方式,发动机总增压比低于10,涡轮一般采用非冷却结构、涡轮前温度一般不超过1300K,耗油率在0.35~0.41kg/(kW·h)的之间,单位空气流量产生的功率约180kW/(kg/s)。

第二代涡桨发动机循环参数有较大幅度提高,结构基本采用自由涡轮形式,耗油率较第一代降低了15%左右。发动机总增压比范围在11~16,涡轮前温度提高到1300K左右,耗油率达到0.29~0.32kg/(kW·h)之间,单位空气流量产生的功率约230kW/(kg/s)。

第三代涡桨发动机的发展主要是在第二代发动机基础上继续提高发动机热力循环参数或采用新技术

(冷却、数控、三维气动设计技术等)、新材料、新工艺进行改进改型,发动机总增压比达到13~20,涡轮前温度达到1500K左右,耗油率在0.25~0.31kg/(kW·h)之间(与发动机的功率有关,功率越小耗油率相对越大)。比较典型的有:美国艾利逊公司的AE2100和加拿大普惠公司的PW150A涡桨发动机等。

第四代涡桨发动机的总增压比达25,涡轮前温度达到1600K左右,发动机耗油率降低到0.21~0.27 kg/(kW·h),单位空气流量产生的功率约270kW/(kg/s)。典型例子有:欧洲螺旋桨股份有限公司(EPI)2011年投产的高性能涡桨发动机TP400-D6,它的耗油率达到了0.21kg/(kW·h)的水平。

2 国外涡桨发动机的发展途径

国外涡桨发动机制造商产品发展途径主要有自主设计、改进改型和核心机派生发展等三类,具体如下。

1) 自主研发

表1 四代涡桨发动机性能参数

代别	国别	型号	起飞功率, kW	起飞耗油, kg/(kW·h)	总增压比	涡轮前温度, K	空气流, kg/s	装备飞机
第一代	加拿大	PT6A-27	507	0.34	6.3	1228	2.8	比奇B99, DHC-6等
	加拿大	PT6A-65R	875	0.31	10	—	4.5	肖特360
	美国	TPE331-10	746	0.34	10.8	1278	—	MU-2G/J/L/N
	英国	Dart 6MK510	1145	—	5.5	1123	9	“子爵号”800系
	英国	Dart 7MK532	1495	0.41	5.6	—	10.56	F27, HS748
第二代	加拿大	PW115	1342	0.31	11.8	1422	6.8	EMB-120
	加拿大	PW124	1790	0.29	14.4	1422	7.7	F50
	美国	CT7-5	1294	0.29	16	1533	4.53	CN-235
	美国	TPE331-14/15	809	0.31	11	1278	5.17	柴恩400
第三代	英国	AE2100	4474	0.25	16	—	—	Saab2000, IPTN 250
	美国	PW150	3781	0.26	19	—	—	—
	美国	TP351-20	1566	0.31	13.3	—	6.35	CBA-123支线运输机
第四代	欧洲	TP400-D6	7979	—	25	1500	—	A400军用运输机

表2 四代涡桨发动机技术发展状况

代别	第一代	第二代	第三代	第四代
主要特征指标	发展年代:20世纪60年代 功重比:(2~3) hp/kg 寿命:500h	发展年代:70~80年代 功重比:(4~6) hp/kg 寿命:900h	发展年代:80~90年代 功重比:(6~7) hp/kg 寿命:1500h	发展年代:90年代后 功重比:(7~8)hp/kg 寿命:>2000h
总体设计	压比:6~10 涡轮进口温度:1065 耗油率:0.33kg/(hp-h)左右	压比:11~18 涡轮进口温度:1220K 耗油率:0.31kg/(hp-h)左右	压比:13~20 耗油率:0.27kg/(hp-h)左右	压比:22~26 耗油率:0.21kg/(hp-h)左右
压气机	<ul style="list-style-type: none"> ● 压比 6~10 ● 榫头叶片+轮盘、盘鼓式结构转子,机匣与整流器分式静子,主要构件为钢质金属材料 ● 基于一维模型的经验设计系统 	<ul style="list-style-type: none"> ● 压比11~18 ● 榫头叶片+轮盘、盘鼓式结构转子,悬臂式导向叶片、一体化静子结构,可调导叶技术,主要构件开始使用钛质金属材料、薄壁结构 ● 基于S2+黏性S1的准三维设计系统 	<ul style="list-style-type: none"> ● 压比 13~20 ● 整体叶片盘、焊接、盘鼓式整体结构转子,悬臂式导向叶片、一体化静子结构,多级可调导叶技术,广泛使用钛合金材料 ● 基于定常三维黏性场计算的三维设计系统 	<ul style="list-style-type: none"> ● 压比 22~26 ● 无盘、鼓筒式结构转子,复合材料整体式结构静子,开始使用复合材料 ● 基于多学科优化的多维设计系统
燃烧室	<ul style="list-style-type: none"> ● 燃烧效率 0.95~0.97 $P_{3r}=0.5\sim 0.8\text{MPa}$ $T_4=1000\sim 1250\text{K}$ $\Delta T\sim 700\text{C}$ ● 主要采用回流、折流等结构形式 ● 离心或甩油供油技术 ● 火焰筒采用板料加工 	<ul style="list-style-type: none"> ● 燃烧效率 0.98~0.99 $P_{3r}=0.5\sim 0.8\text{MPa}$ $T_4=1100\sim 1300\text{K}$ $\Delta T\sim 800\text{C}$ ● 多种结构形式的燃烧室得到应用 ● 采用离心、蒸发管、甩油供油等技术 ● 火焰筒采用板料加工 	<ul style="list-style-type: none"> ● 燃烧效率 0.99~0.995 $P_{3r}=0.85\sim 1.5\text{MPa}$ $T_4=1150\sim 1500\text{K}$ $\Delta T\sim 800\text{C}$(回流) $\Delta T\sim 850\text{C}$(直流) ● 主要采用回流、直流等结构形式,燃烧室的温升与容热强度较高 ● 空气雾化喷嘴喷雾技术得到应用 ● 燃烧室采用匹配优化与高效冷却技术 ● 火焰筒采用机械加工 	<ul style="list-style-type: none"> ● 燃烧效率 <0.995 $P_{3r}\geq 1.4\text{MPa}$ $T_4=1400\sim 1550\text{K}$ $\Delta T\sim 850\text{C}$(回流) $\Delta T\sim 900\text{C}$(直流) ● 主要采用回流、直流等结构形式,燃烧室的温升与容热强度高 ● 燃烧室采用一体化设计与高效冷却技术 ● 火焰筒采用机械加工
涡轮	<ul style="list-style-type: none"> ● 级载荷系数~1.1,单级膨胀比~1.8,双级膨胀比~2.7 ● 一维中气动设计 ● 高稠度亚声速叶型 ● 导叶对流冷却,动叶不冷却 ● 篦齿/胀圈密封 ● 多榫齿榫头 	<ul style="list-style-type: none"> ● 级载荷系数~1.3,单级膨胀比~2.5,双级膨胀比~3.5 ● 二维气动设计 ● 低稠度亚声速叶型 ● 导叶冲击、对流冷却,动叶不冷却 ● 篦齿/胀圈密封 ● 三榫齿榫头 	<ul style="list-style-type: none"> ● 级载荷系数~1.5,单级膨胀比~3,双级膨胀比~4.5 ● 准三维气动设计 ● 无黏定常三维流场校核 ● 低稠度高亚声/跨声速叶型 ● 导叶气膜、冲击、对流冷却 ● 动叶对流冷却(径向孔、蜿蜒通道) ● 篦齿/胀圈/石墨环/W封严环 ● 二榫齿榫头 	<ul style="list-style-type: none"> ● 级载荷系数~1.7,单级膨胀比~3.6,双级膨胀比~5 ● 全三维气动设计 ● 黏性定常三维流场校核 ● 低稠度跨声/超声速叶型 ● 导叶气膜、冲击、对流冷却 ● 动叶气膜、对流冷却(蜿蜒通道) ● 篦齿/胀圈/石墨环/W封严环/刷式封严 ● 整体叶盘
控制系统	机械液压控制	电子控制+机械液压备份	双通道FADEC+状态监视系统	双通道FADEC+发动机健康监视系统
强度设计技术	<ul style="list-style-type: none"> ● 设计方法: 经典梁、板壳理论,材料结构力学及经验公式 ● 评估方法: 基于安全系数的应力标准 	<ul style="list-style-type: none"> ● 设计方法: 经典梁、板壳理论,材料结构力学及经验公式,有限元数值方法。 ● 评估方法: 基于安全系数的应力标准 	<ul style="list-style-type: none"> ● 设计方法: CAD,有限元数值方法。 ● 评估方法: 基于安全系数的应力标准,样件试验数据库 	<ul style="list-style-type: none"> ● 设计方法: CAD,数值仿真设计,CAE, MDO ● 评估方法: 样件试验数据库(主要),基于安全系数的应力标准(少量)
材料和工艺	锻造合金,普通铸造合金	钛合金、钴基合金、镍基合金	钛合金、镍基合金(粉末和单晶)	钛合金、镍基合金(粉末和单晶)、隔热涂层

20世纪40年代中后期开始到50年代,欧美多家公司均独立研制出了涡桨发动机产品以取代活塞发动机或应用于新飞机型号,如PT6A、Dart、

Tyne、AI-20、T56等。这些产品中部分成为日后系列化发展的基础,如PT6A系列发动机是目前世界上应用最普遍的涡桨发动机,所应用的飞机

类型和型号比其他任何一种功率级别的发动机(包括航空活塞发动机)都多,大约有110种不同的用途^[2]。有的因应用机型和范围有限,逐步停产。

2) 改进改型

从20世纪60年代开始,随着涡轴发动机的加速发展,很多公司在研发涡轴或涡桨发动机(如PT6B就是PT6A桨改轴型)型号时,出于拓宽发动机的使用范围、积累经验、降低成本和风险等方面的考虑,往往把这两种类型发动机的设计同时考虑,或者在成熟的涡轴发动机平台上进行轴改桨研制,以获得较好的涡桨发动机产品。轴改桨设计比较典型的例子有CT7-9D(T700的轴改桨型)、AE2100(在涡轴发动机T406的基础上改进设计)等。

3) 核心机派生发展

从20世纪70年代开始爆发的能源危机为涡桨发动机的发展带来了新的契机,涡桨支线客机、涡桨通用飞机对发动机的需求旺盛,各公司在原有技术积累的基础上,在优良的核心机平台上发展了多种高性能发动机,如PW100系列发动机。

3 国外发动机的发展计划与发展趋势

3.1 国外涡桨发动机发展计划

各发达国家和一些新兴工业国家竞相将航空工业列为国家的战略性产业,美、苏(俄)、英、法等发达国家始终把优先发展航空动力作为国策,投入巨额的研究发展资金。通过实施一系列航空发动机技术发展计划而建立起坚实的技术基础,例如:1978年,美国为支持CT7涡桨发动机研制实施了先进螺旋桨技术(APT)计划;1987年,美国开始实施联合涡轮先进燃气发生器(JTAGG)计划,该计划的目标是为未来涡轴和涡桨发动机提供技术基础,验证耗油率、功重比、可靠性、维修性得到改进的技

术。JTAGG计划的目标是针对空气流量4.5~6.8kg/s级别的燃气发生器验证使耗油率降低40%,功重比提高120%的技术。该计划分三个阶段进行,目标是到1995年、2000年和2005年,涡轮轴/涡桨发动机的功重比比T700发动机的分别提高40%、80%和120%,耗油率降低20%、30%和40%。目前,该计划的目标都已顺利完成。1988年,美国又实施了综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划,IHPTET计划发展的技术包括涡喷/涡扇发动机、涡桨/涡轴发动机和短寿命的发动机,总经费投入为50亿美元,每年平均3亿多美元。目前,该计划已经顺利结束并获得了成功,该计划所发展的技术很多已经用于现有军民发动机的改进改型和新型号发展中,使现有航空推进系统的性能达到了更高水平。鉴于IHPTET计划的巨大成功,美国将从2006年开始实施经济可承受涡轮发动机技术(VAATE)计划,目标是在进一步提高性能的前提下,重点改善发动机的经济可承受性——即能力(功重比/耗油率)与寿命期成本之比。以2000年的技术为基准,到2017年,使涡轴/涡桨发动机、小型涡扇发动机和一次性使用涡喷发动机的经济可承受性分别提高到5.5倍、8.9倍和10倍。

美国现正在进行小型经济可承受的涡轮发动机(SATE)计划。该计划将在VAATE计划下进行,在2008财年开始验证满足VAATE第二阶段涡轴/涡桨发动机的目标。SATE计划的目标是对单位燃油消耗率下降25%、轴功率提高80%、生产和维修成本降低35%、设计寿命为5000小时并在功率为1000hp级的涡轴发动机进行验证。为满足SATE计划积极的目标,需要

在涡轮发动机机械系统技术上有巨大进步。机械系统和有关的附件传动占现代涡轴发动机重量的15%,占现代涡桨发动机重量的30%左右(与减速器上安装的飞机附件数量如液压泵、发电机等有关),并且占目前非计划发动机拆卸的很大比例。同时,美国还在实施小型重油发动机(SHFE)计划,该计划的目的是利用VAATE计划最近的部件研究成果和其他可促进小型涡轮发动机现代化的先进技术研究成果。SHFE计划的总目标是发展一种功率为700shp的涡轴/涡桨发动机,验证先进的小型燃气涡轮发动机技术,潜在用途是多种军用和民用直升机。SHFE计划的总目标是:与2000年在外场使用的系统相比,单位燃油消耗率减少20%,功重比提高50%,生产和维护成本减少35%,研制成本减少10%。

3.2 国外涡桨发动机发展趋势

国外涡桨发动机的未来发展,体现在它们的性能、结构形式、部件、控制系统以及配套螺旋桨的某些趋势上。

1) 在性能方面,涡桨发动机的压比将达到22~26,涡轮前温度将达到1600~1700K,功重比将达到9hp/kg左右,耗油率将降到0.2kg/(kW·h),发动机的经济可承受性则可提高数倍。

2) 在结构和工艺方面,随着新材料和新工艺的使用,将会使下一代涡桨发动机的重量更轻,工作更为可靠。结构方面,2000kW以下涡桨发动机将采用轴流+离心组合式压气机转子,采用1级燃气发生器涡轮,2级或3级动力涡轮(即自由涡轮),以求得最佳的效率为目标,2000kW以上的涡桨发动机将采用双转子多级轴流压气机(如TP400-D6发动机)或轴流+离心组合压气机(如D27发动机),支

撑结构采用两支点5轴承。总零件数目在2000个以下。

3) 在压气机方面,中小型航空压气机的发展趋势始终是在保持并尽可能改善效率水平的基础上增加压比,工作的重点是提高级压比,以便在改善整机热力循环的同时缩短轴向尺寸,减轻重量和提高转子结构的可靠性^[3]。涡桨发动机压气机的发展趋势是提高效率、扩大喘振边界、良好的性能保持、较长寿命、结构简单和零件数少。现代的先进压气机是采用三维气动分析方法设计的,并采用先进叶片几何形状,以得到最好的性能。按三维法设计的叶片,其激波强度弱、效率高。其他方面的技术还有变流量压气机、离心压气机变几何扩压器、控制叶片损失、三维黏性计算方法计算离心压气机内部流场等。

4) 在燃烧室方面,燃烧室所采用的先进技术包括先进的冷却技术、在火焰筒等等离子喷涂陶瓷,以提高火焰筒耐高温能力、采用先进燃油喷嘴、减少燃烧室积碳与冒烟。

5) 在涡轮方面,对涡轮的进一步改进是采用先进的三维气动设计分析程序,按这种气动程序设计的导向叶片的压力损失比按常规方法设计的导向叶片的低50%。单级径向涡轮可大大提高小发动机的涡轮效率。与轴流式涡轮相比,需要的冷却空气流量较少和漏气较少。先进的材料、先进的冷却方案、先进精铸/锻造技术、可控涡设计和主动间隙控制技术以及三维气动设计程序的结合能够设计并制造出先进的小型径向涡轮。涡轮效率提高3%,冷却流量则可减少60%。

6) 在控制系统方面,从用于涡桨发动机的气动和液压式、模拟电子机械液压混合式燃油调节器过

渡到全权数字式电子控制系统。同时,采用光电敏感元件、高温电子设备和灵活的控制逻辑。控制系统的重量将减小50%,环境温度将提高110%~120%。20世纪90年代以后,随着计算机技术的发展,航空发动机控制又进入到了所谓的综合阶段。在这个阶段,航空发动机普遍使用双通道FADEC,控制装置有了包括对航空发动机的故障诊断、健康管理在内的机载诊断功能,并具备了复杂的多变量综合控制功能。

7) 在减速器方面,十分重视与涡桨发动机配套的高效、轻质减速器的发展,分别开展了一系列的先进传动部件和先进技术的研究计划,如先进旋翼传动系统(ART)项目,对“保持美国领先地位的航空计划”增加了额外研究计划和预算等,在新型传动机构、轴承、齿轮轴一体化设计、新材料等方面进行了一系列基础研究及应用试验研究,并取得了相应成果。

8) 在螺旋桨方面,上世纪70年代美国、英国和苏联等国家先后开始研制复合材料螺旋桨,它们各有特点,在设计、工艺、检测及试验等方面都有着成熟的经验。由铝合金大梁、玻璃钢外壳结构发展到碳纤维大梁、泡沫填充、玻璃钢外壳结构。成形工艺有预浸料层铺和编织外壳整体注射成形。从而推动螺旋桨技术向轻质、高效的方向发展。

总的来说,高可靠性、低耗油率,继续提高涡桨发动机循环参数和部件效率、降低耗油率、提高材料水平,研制出可靠性更高、全寿命期成本更低的涡桨发动机是未来的发展趋势。

4 国外涡桨发动机的发展经验

纵观国外涡桨发动机70年的发

展历程,主要有如下成功经验可供借鉴。

1) 积极参与国家航空涡轮发动机的重大发展计划(如IHPTET计划等),并通过独立投入或者其他投入以获得先进技术。

2) 在发展初期,根据产品发展目标,采取近期、中期和远期的产品发展策略,小步快走,迅速满足用户需求。在技术指标上不求一步到位,设计中留有充分的改进余地,以适应未来技术进步。

3) 在发展高性能核心机基础上发展涡桨发动机。利用现有成熟的涡轴、涡桨发动机技术不断挖潜,以较小的代价获得可用的产品。

4) 保持产品设计上的连贯性(如保持基本的结构形式和轮廓尺寸,保持独有的结构、支承),发扬自身设计特长,不盲目采用不成熟或者自身不熟悉的设计思想。

5) 借助国际合作、利用各自优势技术、降低研制风险,吸取合作方有益的经验。

AST

参考文献

[1] 方昌德.航空发动机的发展研究[M].北京:航空工业出版社,2009.

[2] 世界中小型航空发动机手册编委会.世界中小型航空发动机手册[M].北京:航空工业出版社,2006.

[3] 凌天铎.中小型航空发动机用压气机性能水平的发展[Z].株洲:中航工业航空动力机械研究所.

作者简介

周辉华,高级工程师,从事航空发动机总体技术研究工作。