

辅助动力装置的应用现状和发展趋势

Application Status and Development Trend of Auxiliary Power Unit

李东杰 / 中航工业航空动力机械研究所

导读:辅助动力装置 (APU) 是装在飞机上的一套不依赖机外任何能源、自成体系的小型发动机。本文介绍了辅助动力装置的发展历程, 分析了先进辅助动力装置的技术特征, 总结了可靠性不断提高、循环参数逐步提高、APU与EPU组合和综合、注重低噪声和低排放的环保要求等发展趋势, 对发展辅助动力装置提出了几点看法。

关键词: 辅助动力装置; 现状; 趋势

Keywords: auxiliary power unit; status; trend

0 引言

辅助动力装置 (APU) 是装在飞机上的一套不依赖机外任何能源、自成体系的小型发动机。APU的采用, 可以满足军民用飞机大推力发动机起动功率需求, 改善发动机起动性能; 在飞机地面维护时, 主发动机不工作, APU可以向飞机提供电、气、液压等能源, 可以不依赖地面设备的支持, 提高飞机自给能力和维护保障性, 延长主发动机的使用寿命和降低飞机的全寿命期维护费用; 发动机在空中出现故障时, 或电源、液压系统出现故障时, APU能提供电源、液压等辅助能源, 并可以辅助发动机快速空中起动, 提高飞机的安全性及飞行能力。APU产品多达百余种, 功率从几十千瓦到上千千瓦, 在军民用飞机上已得到广泛应用。

1 发展历程及应用现状

在上世纪40年代末和50年代初, 随着军用飞机发动机推力愈来愈大, 开始以气起动系统代替电起动系统, 由此产生为飞机主发动机起动提供气源的辅助动力装置。

APU的发展大致经历了三个阶段。

第一阶段, 从上世纪50年代到80年代初。轴功率输出型APU, 也就是燃气涡轮起动机 (Gas Turbine Starter, GTS), 由于轴功率通过飞机附件传动装置和发动机附件传动装置的传动链, 直接驱动发动机的高压转子和有关飞机附件, 传动效率高、功率传递快、安装结构紧凑, 在军用飞机上得到广泛采用, 如F-15战斗机的JFS190、F-16战斗机的T-62T-40-8、苏27的GTDE-117、幻影2000的Noelle180、B-1轰炸机的GTCP165、CH-47直升机的T-62T-2等。压缩空气输出型APU, 主要有霍尼韦尔公司的GTCP85系列和汉胜公司的T-62T系列, 在C-130军用运输机、波音707和波音727等飞机上应用, 该阶段APU的特点是, APU压比小于4, 涡轮前温度为1100~1150K, 采用机械液压式燃油控制器, 功率在200kW左右。

第二阶段, 从20世纪80年代至90年代。由于压缩空气输出型APU安装位置灵活, 有利于飞机系统布局,

并能提供气、电等多种能源, 压缩空气输出型APU成为主要发展方向, 阵风战斗机、JAS-39“鹰狮”战斗机、欧洲战斗机EF2000上均采用了压缩空气输出型APU。由于燃料价格飞涨, 要求APU降低单位燃油消耗率, 并减少APU体积和重量, 压缩空气输出型APU向提高性能方向发展, APU压比达到5~7, 涡轮前温度1250K左右, 采用了全权限数字式燃油控制器, 功率发展到200kW以上, 如波音737上的APS2000、空客A320上的GTCP36-300、波音757上的GTCP331-200等。

第三阶段, 从上世纪90年代末开始至今。为了适应电传操纵对不间断提供辅助能源的要求, 在军用战斗机上, APU开始与应急动力装置 (Emergency Power Unit, EPU) 进行组合和综合, 如F-22的G250、F-35的PTMS。为了降低使用费用, 更加注重提高APU的可靠性, 相继研发了一些APU新产品, 如空客A320上的GTCP131-9、APS3200、波音787上的APS5000等。APU压比达到8, 涡轮前温度1300K左右, 使用高度达12000m。

各国对辅助动力装置的研制非常重视。美国的霍尼韦尔公司、汉胜公司、法国的Microturbo公司和俄罗斯的Aerosila公司等,都成功地研制了APU系列产品应用于军民用飞机。霍尼韦尔公司的产品主要有GTCP85系列、GTCP36系列、GTCP131系列、GTCP331系列、RE100、RE220、JFS190等。汉胜公司的产品主要有T-62T系列、APS500系列、APS1000系列、APS2000、

APS3200、APS5000等。Microturbo公司的产品主要有Noelle 180、TGA15、Rubis3、Saphir100等。Aerosila公司产品主要有TA-4ΦE、TA-6、TA-8、TA-12、TA-14、TA-18等。

世界军民用国际APU市场主要由美国的两家公司占有,俄罗斯的Aerosila公司研发的APU只在其国内研制的运输机和客机上使用, Microturbo公司的产品主要用在几型战斗机上。几种典型

APU的性能参数和使用情况见表1。

2 辅助动力装置技术特征

辅助动力装置按功率输出形式不同,分为轴功率输出型和压缩空气输出型。轴功率输出型多采用自由涡轮形式,燃气发生器一般为单级离心压气机、环形折流燃烧室和单级轴流涡轮。

压缩空气输出型APU又分为带负载压气机和不带负载压气机型。不带负

表1 国外典型APU的性能参数和使用情况

产品公司	产品型号	当量功率 (kW)	引气流量 (kg/s)	重量 (kg)	使用高度 (m)	配装飞机
Honeywell	GTCP131-9A	421	1.32	164	12500	空客A318/319/320客机
	GTCP331-200	430	1.74	219.9	10900	波音757/767客机
	GTCP331-250	441	1.86	231.3	10900	空客A300/310客机
	GTCP331-350	610	2.45	256	10400	空客A330/340客机
	GTCP660-4	808	4.54	262.7		波音747客机
	JFS190	122	/	35.9	7620	F-15战斗机
	GTCP36-200	179	0.9	57.2	4572	F-18战斗机
	G250	335			12500	F-22战斗机
	PTMS	362				F-35战斗机
	GTCP36-55H	132	0.53			AH-64直升机
	GTCP36-150	141	0.42	43.7		SH-2F直升机
	RE220	261	0.95	109	13105	庞巴迪CRJ700/900支线飞机
Hamilton Sundstrand	APS3200	420	1.5	140	12500	空客A320/321客机
	APS5000	735	/	244	13100	波音787客机
	T-62T-40-8	169	/	22.7		F-16战斗机
	T-62T-40-1	100	0.54	39.5		UH-60B直升机
	T-62T-27	103	/	35.4		CH-53E直升机
	T-62T-2B	69.8	/	37.7		CH-47D直升机
	T-62T-40C7EH	73	0.42			EH101直升机
	APS500R	128	0.626	54.5	11887	ERJ135/140/145支线飞机
Pratt & Whitney Canada	PW980A	1342	5.28	384.2		空客A380客机
	PW901	1304	4.41			波音747-400客机
Aerosila	TA-12	340	1.6	290	9000	伊尔-76运输机
	TA18-100	264	1.27	148	9000	图-334客机
	TA18-200	416	1.7	180	12000	图-204客机
	TA14	108	0.55	62	9000	伊尔-112、米格110支线飞机
Klimov	GTDE-117	66	/	42	2500	苏27/30/33战斗机
	VK-100	73	/	42	3500	米格29战斗机
Microturbo	Noelle180	132	/	46.5	3000	幻影2000战斗机
	RUBIS3	227	0.9	56	7600	阵风战斗机
	TGA15-328	250	1.5	72	9000	瑞典JAS-39战斗机
	SAPHIR100	135	0.5	74	7000	NH90直升机

载压气机的APU,如“黑鹰”直升机上使用的T-62T-40-1型APU,压缩空气直接从压气机后输出,结构形式多采用单级离心压气机、环形回流燃烧室和向心涡轮。霍尼韦尔的GTCP131-9A型APU是一种带负载压气机的APU,主要用于A320系列飞机,其动力段由单级离心压气机、环形回流燃烧室、两级轴流涡轮组成。

APU实质上也是一种小型涡轴发动机,但也有着自己的特点:总体结构力求简单,压气机为单级离心压气机,常采用向心涡轮;为了输出气源,压气机要求喘振裕度大;为了保证发电品质,采用恒转速控制,在工作时,共同点沿等转速线移动;使用高度达到12000m以上;涡轮一般不采用复杂冷却结构;要求长寿命;既要输出轴功率,又要输出压缩空气,部件匹配和控制难度大。

为了降低装机后的使用费用,要求提高APU的功率体积比和功率重量比。为了减轻重量、减小体积以及降低单位燃油消耗率,要求提高APU循环参数,增加其压比,提高其涡轮前温度。为了提高安全性,还要求提高APU在高空(12000m以上)的起动和运行能力。

以霍尼韦尔的GTCP131-9A为例,可以看到目前先进技术水平APU的一些技术特征。

1) 单级离心压气机压比达到8,效率接近0.8,喘振裕度在25%以上。

2) 燃烧室采用多斜孔发散冷却,所需冷却空气量少,冷却效率高,壁温梯度小。采用双路双室双喷口结构形式的离心喷嘴,以适应12000m高度起点点火要求。

3) 涡轮部件不采用复杂的冷却结构,涡轮导向器采用CoCrAlY涂层,一级涡轮采用定向结晶叶片和粉末冶金盘,二级涡轮采用双金属整体叶片盘,叶片

环和粉末冶金盘采用热等静压扩散联接成一体。涡轮前温度达到1300K,涡轮部件寿命达到30000个循环。

4) 采用先进的全权限数字电子控制系统,提高APU的可靠性和机内检测能力。

3 辅助动力装置发展趋势

1) 可靠性不断提高

辅助动力装置与航空发动机一样,一直非常重视可靠性的提高。战斗机从采用燃气涡轮起动机发展到采用压缩空气输出型APU,其中一个主要原因是压缩空气输出型APU可以采用可靠性高的单转子结构,使APU的可靠性指标平均故障间隔时间(MTBF)延长30%。第四代战斗机上APU与EPU进行组合和综合,主要目的也是为了减少零部件数量,提高可靠性,其MTBF可提高50%。

霍尼韦尔公司为A320系列飞机研发的GTCP131-9A辅助动力装置替代了上一代产品GTCP36-300A,其可靠性指标计划外维修事件平均间隔时间(MTBUR)延长70%。

2) 循环参数逐步提高,耗油率和重量、体积不断降低

为了降低APU使用费用,除提高APU可靠性外,要求APU降低燃油消耗率。为了降低装机后的飞机使用费用,要求APU减少重量和体积,这都要求APU提高循环参数,增加压比,提高涡轮前温度。

GTCP36-300型APU相比上一代GTCP85型APU,功率提高35%,重量减少20%,油耗降低21%。目前,APU压比达到8,涡轮前温度为1300K左右。霍尼韦尔公司为A350飞机研制的HGT1700型APU单级离心压气机压比将达11,涡轮前温度将达1363K。

3) 提高APU使用高度

为了适应电传操纵战斗机对不间断提供辅助能源的要求,战斗机APU已向与EPU进行组合和综合方向发展,能在战斗机全包线范围内为战斗机提供应急能源。民用飞机为了提高安全性,也要求APU在全包线范围为飞机提供应急能源。在空中一台发动机出现故障时,APU能够提供诸如飞机机翼防冰、电源、机舱环控等辅助能源,提高飞机的安全性及飞行能力。目前,霍尼韦尔公司研发的RE220、汉胜公司研发的APS5000起动运行高度达13100m。

4) 战斗机中APU与EPU开始进行组合和综合

APU与EPU进行组合,就是APU与EPU共用传动齿轮箱和滑油系统,并驱动同一套辅助发电机和辅助液压泵,APU的起动由EPU带动,其技术关键为带高速离合器的齿轮箱的研制。APU与EPU进行综合,就是APU与EPU进一步共用燃烧室和涡轮,其研制关键技术为双模态燃烧室设计技术和APU工作模式、EPU工作模式之间转换的控制技术。APU与EPU的组合和综合,可以提高系统可靠性,降低系统的重量和体积。

5) 注重低噪声、低排放的环保要求
随着环保意识的增强,各国开始注重APU的低噪声和低排放要求,逐步开展APU低噪声和低排放设计技术研究。采取低噪声压气机设计技术、低噪声引射散热器设计技术等降低噪声指标,采用低污染燃烧室设计技术降低氮氧化物、一氧化碳等排放。

4 结束语

不论是性能还是结构,APU具有许多中小型航空发动机的设计特点,功率小、体积小、重量轻,空气流量小,尺寸效应突出,燃油流量低,转子转速非

全尺寸飞机结构试验技术

Evaluation of Full Scale Aircraft Structure Strength Test Technology

强宝平 / 中国飞机强度研究所

导读:全尺寸飞机结构试验是以对真实的飞机结构施加外载的方式,模拟其在使用中可能遇到的受载情况。通过测量飞机的响应,核对其设计是否达到要求,检验飞机是否安全可靠。全尺寸飞机结构试验作为一种传统的、可靠的验证手段,一直占据着不可替代的重要位置。本文结合飞机结构试验技术的发展,对全尺寸飞机结构试验相关技术进行了分析。

关键词: 飞机结构试验; 载荷施加; 试验控制; 试验测量; 无损检测; 虚拟试验

Keywords: aircraft structural strength test; loading application; test control; test measurement; nondestructive inspection; virtual test

0 引言

在飞机研制过程中,普遍采用“积木式”验证策略。即从材料和元件的性能测试开始,逐级对典型细节、组件、部件结构和全尺寸结构的设计和分析进行充分的试验验证。因此,全尺寸飞机结构试验位于“积木式”验证规划的顶

层,对整个设计过程进行最全面、最接近真实的验证。

近年来,随着虚拟试验技术的快速进步,有逐步替代和减少物理试验的趋势,但全尺寸结构验证试验仍然是不可缺少的。对此,军机规范和民机适航条例均有明确的要求,通过全尺寸结构验证试验

是型号定型或取证的必要条件之一。

1 全尺寸飞机结构试验技术

全尺寸飞机结构试验是在试验室中,通过对真实的飞机结构施加外载的方式,模拟飞机在使用中可能遇到的受载情况。通过测量其响应(如应

变、应力、应变、位移、温度等),常高,采用离心压气机,大量采用整体结构件,大部分技术与中小型航空发动机有通用性。APU的研发主要依靠中小型航空发动机的设计技术开展。因此,辅助动力装置发展应充分借鉴中小型航空发动机型号研制的成功经验,充分吸取中小型航空发动机预先研究成果,充分利用中小型航空发动机试验技术基础,发挥中小型航空发动机行业力量,协作发展。

APU有其自身的技术特点,涉及的关键技术较多,如高压比高效率单级离心压气机设计、宽广喘振裕度压气机设计、双模态燃烧室设计、高效向心涡轮设计、双金属整体叶片盘制造、全权限数控系统设计等技术,应通过先期开展系统

深入的预先研究,打好基础,稳步发展。

APU产品有系列化发展的特点,如美国霍尼韦尔公司的GTCP36型APU,有40多种产品,功率从96.9kW到370kW,广泛用于战斗机、运输机、直升机和民航客机上。

由表1可见,国外军用战斗机的GTS功率在100 kW左右,直升机多功能APU当量功率在100 kW左右,新型战斗机、运输机、150座左右大型客机APU当量功率在400 kW左右。因此,APU的发展一定要注重技术水平先进的100 kW级燃气涡轮起动机、100 kW级辅助动力装置、400 kW级辅助动力装置的平台建设,在这三大平台基础上进行局部改进改型。

参考文献

- [1] Lanham J C, Wigmore D B. Next generation aircraft auxiliary power systems[R]. SAE 1999-01-1378.
- [2] Klaass R M. Power system for 21st century fighter aircraft[R]. SAE-TP-892253.
- [3] 于敦. 飞机第二动力系统[R]. 航空情报研究报告HY89002, 1989-1.

作者简介

李东杰,中航工业微小型发动机首席技术专家,中航工业动研所副总师,研究员,长期从事航空发动机、辅助动力装置和地面燃气轮机总体设计研究工作。