

商用航空发动机陶瓷基复合材料部件的研发应用及展望

Application and Prospect of Ceramic Matrix Composite Components for Commercial Aircraft Engine

中航商用航空发动机有限责任公司 高铁 洪智亮 杨娟



高铁

中航商用航空发动机有限责任公司主管工程师,工学博士,研究员级高工。先后在北京航空航天大学、日本国立名古屋工业大学和清华大学攻读、研究和从事博士后工作。材料科学与工程专业,国内外产学研用跨界行业先进材料的研究开发及项目管理工作经验,涉及高端应用工程领域有透明陶瓷、稀土功能晶体研发与应用、陶瓷抗热冲击性能评测以及陶瓷基复合材料(CMC)等。牵头申请并获得美、欧及国内发明专利6项,发表学术论文近20篇。先后加盟日本陶瓷协会会员、美国陶瓷学会会员、中航集团航材中心理化检测专业委员会委员。当前致力于组织实施商用航空发动机热端CMC部件的基础技术研究与应用开发项目工作。

陶瓷基复合材料由连续纤维增韧补强陶瓷基体,具有低密度、高硬度、耐热和耐化学气氛,加之其固有的性能,在广泛的领域,如航空发动机热端结构件、尾喷系统以及内燃机应用中,被视为取代高温合金、实现减重增效“升级换代材料”之首选。

商用航空发动机是航空产业的重要支柱,随着气动热力学、结构力学和材料科学的飞速发展,大涵道比涡扇发动机向着低油耗、低排放、低噪声、易维护、高可靠、长寿命等高效能方向发展,已成为先进商用航空发动机的研发目标。基于大数据挖掘,在不改变涡扇发动机现有布局的前提下,要达成上述性能指标,依靠创新材料和新颖构型成为根本性的解决途径。

近半个世纪以来商用航空发动机技术,尤其是燃烧室技术的进步,发动机的推重比得到了显著提高,飞机的性能因此得以大幅提升。随着终端用户对飞行航程和速度要求的不断提高,对发动机高推力、高推重比要求的同时,减少NO_x和CO

排放等环保指标也越来越苛刻,导致发动机的增压比、涡轮前温度、燃烧室温度以及转速也必须不断提升。就材料而言,当前高效航空发动机喷射出高热气体——足以达到传统钛合金、镍基高温合金使用温度的极限,现有合金材料方案无法满足下一代先进发动机设计对耐热的需求,在实际应用中,不得不对高温部件采取气冷以及热障涂层防护等措施。但冷气的应用一方面会减少燃烧空气,降低发动机燃烧效率;另一方面,使部件结构复杂化,不仅增添了加工难度,且研制和维护费用也随之提高。

高性能航空发动机追求不断提升涡轮前温度,对热端部件用材的高温强度、抗腐蚀性及抗氧化性能

要求也越来越高,推重比 15 ~ 20 发动机的涡轮前温度将达到 1927 °C /2200K,耐温高、密度低、有类金属的断裂行为、对裂纹不敏感、不发生灾难性的损毁等优异性能的陶瓷基复合材料(Ceramic Matrix Composite, CMC)取代高温合金,满足热端部件在更高温度环境下使用,不仅有益于大幅减重,还可节约冷气甚至无需冷却,从而提高总压比(Overall Pressure Ratios,OPR),实现在高温合金耐温基础上进一步提升工作温度 400~500 °C,结构减重 50%~70%,势必成为高推比航空发动机的关键热结构用材^[1]。

陶瓷基复合材料由连续纤维增韧补强陶瓷基体,具有低密度、高强度、耐热和耐化学气氛,加之其固有的性能,在广泛的领域,如航空发动机热端结构件、尾喷系统以及内燃机应用中,被视为取代高温合金、实现减重增效“升级换代材料”之首选。

商用航空发动机与军机不同,更注重长寿命、高可靠性、易维护、环保型、经济性等指标,通过采用更多新材料、新结构、新工艺,同时满足严格的适航认证,才能投入商用。

陶瓷基复合材料在大涵道比商用航空发动机的应用已呈快速增长趋势,被认同为高新技术,是反映一个国家航空航天高端制造业水平、关系国家安全的新型战略性热材料。CMC 历经 30 余年的研发,已开始进入商业市场,以空客为例,从 A320 到 A320neo 的飞发换装,借助 CMC 在内的复合材料应用,有望提高发动机燃效 15%。我国大客发动机动力处在追赶先进的研制阶段,不久的将来,将推出装配具有自主知识产权 CMC 部件的国产长江系列商用航空发动机。

商用航空动力之争 ——先进发动机

波音和空客是国际著名飞机制

造商的两大巨头,几乎垄断了中、大型商用飞机的国际市场。在新一代窄体机中,除了波音 737MAX、空客 A320neo 之外,近年还接连涌现了中国商飞 C919、巴航工业 E-Jet E2、庞巴迪 C 系列和俄罗斯 MS21 等新生力量。

目前商用航空发动机市场基本由 GE、P&W、R-R 和 CFM 垄断,俄罗斯和中国在积极努力参与,该领域的技术进步直接推动着整个航空业的升级换代。

其中,CFM 是 GE 和 SAFRAN (法国赛峰)集团旗下 SNECMA (斯奈克玛)公司对半合资成立的公司,已向波音和空客提供了 2.5 万余台中型客机用喷气发动机。其经典之作 CFM-56 是全球装机最多的一款发动机产品,堪称传奇。针对新支线的换装,将推出 LEAP (Leading Edge Aviation Propulsion) 作为替代产品参与竞争,并将成为 CMC 应用的首款商用航空发动机面世^[2]。

空客于 2010 年 12 月 1 日正式启动 A320neo 项目,该项目与波音稍后启动的 737MAX 项目一样,重点是换装新型发动机。与 737MAX 不同,A320neo 有两款备选发动机,分别是 P&W 的 PW1100G-JM 和 CFM 的 LEAP-X1A。

事实上,只有 A320neo 项目有两款发动机型号供选择,其他客机项目都只选择了唯一的发动机供应商:庞巴迪 C 系列、三菱重工 MRJ、伊尔库特 MS-21 和巴航工业下一代 E-Jets 选择了 PW1000G 系列,737MAX 和中国商飞的 C919 则选择了 CFM 的 LEAP-X 发动机。

因此 A320neo 的发动机是 P&W 和 CFM 唯一针锋相对的市场,总计近 2500 架的庞大订单也给这场动力之争增添了更多火药味。起始于 20 世纪 80 年代的窄体客机的动力之争,伴随着多年来的技术发展,比拼已进入一个全新的阶段。

CFM 和 P&W 选择了两条不同的技术升级路线。PW1100G-JM 以齿轮传动见长;LEAP-X 则在复合材料应用上下足功夫,也成就其一大亮点。PW1100G-JM 发动机采用传统的金属材料制造,而 LEAP-X 发动机则凭借采用更多复合材料应对。相比现役发动机,尽管 LEAP-X 和 PW1100G 都大幅增加了风扇尺寸和涵道比,但 CFM 公司把更多精力放在发动机热效率的提高上,P&W 公司则着重提高发动机的推进效率。两家都宣称,自己下一代发动机比现役 A320 产品的油耗将降低 15%。按每加仑 2.5 美元计,每架飞机一年就可节省百万美金的航油费,换发效益可观。

CFM 公司和 P&W 公司各凭借其“二十年磨一剑”的技术优势开启了未来数十年的竞争,目前两家斩获的发动机订单数量基本上旗鼓相当。

CMC——陶瓷基复合材料

传统概念的陶瓷材料通常易碎、脆性大及可靠性差,不适合发动机应用。为了工程应用需克服其固有的致命弱点,人工创新出 CMC 这种全新的复合材料,它基于陶瓷组分,采用高强度、高弹性的纤维与成分相同或相近的基体复合,纤维用以阻止材料中裂纹的扩展,从而改善韧性,实践证明已成为提高 CM 可靠性的一个有效方法。复合后的陶瓷材料兼具优良的强度和韧性,强韧化方式有“纳米晶粒增韧”、“原位自生增韧”、“仿生结构增韧”和“增强体增韧”4 种^[3]。

替代高温合金作为发动机高温结构部件用材料,CMC 具有诸多优势:(1) SiC/SiC 密度为 2.4~2.6g/cm³,仅相当于高温合金 1/3 程度,可有效降低结构重量;(2) 耐温、能承受更高的工作温度,减少或省去冷却气体,从而提升涡轮效率;(3) 可

减少为降温而设置的附加结构,简化发动机结构设计;(4)因为冷却气流更少和燃烧室温度更高,燃烧将更为充分,排放气体中的CO和NO_x的量更少,尾气更为洁净;(5)叶片可以有更高旋转速率,有益于更大推力;(6)高比强、高比模、高硬度、耐磨损、耐腐蚀;(7)高温抗氧化、抗烧蚀,具有高温热稳定的耐久性能;(8)热膨胀系数、热导率高,纤维和基体间热应力小。

因此,对裂纹不敏感,可避免灾难性损毁等优异特性的CMC,能实现更长的使用寿命,被认定为21世纪航空航天等高温部件最有希望的应用材料,成为航空发动机应用的一个发展趋势。

依所用陶瓷基体不同,CMC一般为氧化物基及非氧化物基两大类。CMC组元纤维的化学成分多采用与基体相同或相近的材料构成。氧化物CMC,增强材料采用氧化物纤维,基体材料多为高熔点金属氧化物,常用基体有氧化铝(Al₂O₃)、钇铝石榴石(YAG)、氧化锆(ZrO₂)等;非氧化物陶瓷基复合材料,主要采用陶瓷纤维(C或SiC)和纤维增韧补强SiC材料(C/SiC或SiC/SiC)两种。尤其是SiC/SiC,不但保持了SiC陶瓷优异的高温力学性能和良好的抗氧化性能,还克服了韧性差等致命弱点。氧化铝基纤维主要优点是抗氧化,缺点是抗蠕变性差;碳化硅陶瓷纤维则具有良好的综合性能,但使用温度有待进一步提高。

CMC典型的制备方法有:化学气相浸透(Chemical Vapor Infiltration, CVI)法、先驱体浸渗热解(Polymer Impregnation and Pyrolysis, PIP)法、浆料浸渍结合热压(Slurry Impregnation and Hot Pressing, SIHP)法和反应性熔体渗透(Reactive Melt Infiltration, RMI)法等。其中CVI法可用于基体、界面层和表面涂层制备;RMI工艺通

过熔融的Si或气态Si渗入有适当孔隙的陶瓷纤维预制体内部,通过Si和C反应形成SiC基体,对控制部件内空洞缺陷发生、达到致密、实现低成本制备有益。

采用CVI、PIP工艺,可获得无残留Si的CMC材料,但致密度难以达到90%以上(气孔率低于10%),制备的部件多用于航天领域服役时间短或军机的尾喷部件;而服役长寿命的航空发动机热端部件,需达到98%以上致密度,同时消除残余Si以确保抗蠕变性能,通常采用上述工艺与熔渗(RMI)相结合,所获得的CMC耐温水平高,较比当前通用的高温合金“单晶+涂层+冷却”组合,其耐温能力提升400℃以上,已成为新一代航空发动机用材的趋势选择。世界各技术先进国家都把它为推动航空发动机重大进化作用的高新材料,而加以重点开发和应用。

连续纤维作为一种“增强体”,能最大限度地抑制陶瓷缺陷的体积效应,有效偏折裂纹、消耗纤维拔出的断裂能,从而发挥纤维增韧和补强作用,强韧化效果最好。所形成的连续纤维增韧补强陶瓷基复合材料(Continuous Fiber Ceramic Matrix Composite, CFCC)从根本上克服了陶瓷脆性大和可靠性差的弱点,加之自愈合组织形成和应用,使其具备有类金属的断裂行为,对裂纹不敏感,不致发生灾难性损毁等特征。优异的强韧性使其成为新型耐高温、低密度热结构材料发展的主流,连续纤维增韧碳化硅CMC是目前研究最多、应用最广泛的CMC材料,在航空发动机领域具有广阔的应用前景^[4]。

应用于航空发动机热端部件,高温和腐蚀性环境会对CMC造成损伤,进而降低其性能。需要通过在其表面涂覆环境阻隔涂层(Environmental Barrier Coating,

EBC),以阻隔材料组分与外部破坏性因素的反应,进而延长CMC使用寿命。EBC材料组分主要是金属氧化物或无机盐类化合物,通常有YSZ(ZrO₂+8%Y₂O₃)、钡长石、莫来石+BSAS/Si等^[3]。

由连续纤维补强增韧陶瓷基体复合成材的“混搭”,类似于“钢筋+混凝土”组合,连续的陶瓷纤维根据需要,可编织成1D(一维)、2D(二维)、以至3D(三维)的“钢筋”骨架(纤维预制体)、“混凝土”则为骨架周围紧密充填的陶瓷基体材料,这使其具有高比模、耐高温、抗烧蚀、抗粒子冲蚀、抗氧化和低密度等优点,且强度特别是韧性相比单相陶瓷的应变容限大大提高,维持高强度的同时也获得高韧性。实现减重的同时具备优良的耐涡轮前温度性能,减少冷气量,进而大幅提升发动机工作效率。成为1650℃以下长寿命(数百上千小时)、1900℃以下有限寿命(数分到数十分钟)和2800℃以下瞬时寿命(数秒至数十秒)的热结构/功能材料。

严格化学计量比的SiC陶瓷纤维具有低密度、抗磨损、高基体强度和最高耐温特性;氧含量低于2%的SiNC纤维50~500丝束,可有效提高1350℃/2462°F温度下的抗蠕变和化学稳定性。优质纤维复合的CMC有利于展示最高耐温能力和源自其基体的力学性能,将作为航空发动机涡轮热端部件发挥效能^[2]。在喷气发动机进化史中,涡扇发动机材料耐温能力平均每10年以10℃/50°F速度提升。而按照GE预测,未来10年单就CMC部件应用一项,发动机耐温能力就将改善66℃/150°F,效果相当显著^[2]。

CMC面向航空发动机应用的研究积累

在纤维用于制备航空发动机

构件的选型上,美国做出了最为广泛的研究。1994年,NASA的EPM(Enabling Propulsion Materials)项目选择SiC/SiC作为HSCT(High Speed Civil Transport)发展的最佳材料系统,开展了SiC纤维、纤维涂层和基体组成的组合工艺优化等研究。之后,CMC成为了航空发动机设计与制造商所青睐的航空发动机高温部件(如涡轮静子的导向叶片、涡轮转子叶片、燃烧室和尾喷部件等)的重要候选材料,并取得突破性进展^[4]。

CMC的应用在提高推重比、提高使用温度、简化系统结构等方面可带来显著效益。对于航空发动机长寿命CMC热端部件的开发,世界各国已竞相投入资源展开研发。

从20世纪80年代中期开始,NASA就已开展CMC技术研究,从先进高温发动机材料技术(HITEMP)项目开始,实施过IHPTET、UEET、VAATE等大型项目,重点研究了先进材料与结构,其中用于航空发动机的CMC高温部件是攻关重点^[1]。

在IHPTET计划第2阶段的ATEGG验证机XTC76/3上,GE联手Allison公司使用从EPM(Enabling Propulsion Material)项目中获得的材料,开发并验证了Hi-Nicalon纤维(占40%)增强CMC燃烧室火焰筒。该燃烧室壁可耐高温1316℃/1589K,并与由Lamilloy结构材料加工的外火焰筒一起组合成先进的柔性燃烧室。IHPTET计划第3阶段在ATEGG验证机XTC77/1上,GE与Allison一道开发了CMC燃烧室3D模型,验证了空心叶片。燃烧室3D模型采用正交各向异性材料特性,改进了热力和应力分析。与典型的镍基高温合金的静子叶片相比,减重50%,冷却空气量减少20%^[5]。

在IHPTET计划第3阶段的

JTAGG(联合涡轮先进燃气发生器)验证机XTC97上,霍尼韦尔(Honeywell)和GE公司考核验证了CMC高温升燃烧室。该燃烧室在目标油气比下保持较小分布因子数据^[5]。

在超高效发动机技术(UEET,Ultra Efficient Engine Technology)项目中,材料和结构是其攻关重点。拟实现起飞与着陆距离缩短70%、NO_x排放降低70%、油耗与成本下降8%~15%等目标。而CMC作为燃烧室火焰筒和涡轮静子叶片的关键材料,占材料和结构研究总研制费用近30%^[1]。

通过多用途、经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)项目研究,开发和验证了CMC燃烧室等技术,基本实现“减排增效”目标。GE公司在TECH56计划下开发的CMC燃烧室,考核验证了提供较大温升且冷气用量减少等性能。

在GE公司角逐用于窄体客机的下一代发动机LEAP-X中,CMC将作为关键验证项目,同时也计划在GENx型号上采用陶瓷基复合材料燃烧室火焰筒。

在高速研究(HSR)项目中,EPM作为子项目,重点研究了CMC燃烧室火焰筒技术;在1205℃/1478K、大于9000h的热态寿命下,仍保持13.78MPa的应力水准;燃烧室扇形段试验已考核其具有200h,践行了如下开发策略^[6]。

(1)在代表飞机任务循环的工作状态下进行发动机试验,验证1205℃/1478K条件下,CMC燃烧室火焰筒的耐久性;(2)提高CMC和EBC的耐温能力,研制1482℃/1755K和1649℃/1922K体系,以大幅减少甚至取消燃烧室火焰筒的气膜冷却,进而扩展CMC的应用范围。目前,通过以下途径,明显提高CMC的耐温能力,并开展热态工作300~1000h下提高其承载能

力研究条件:

(1)改进工艺,减少或除去影响CMC蠕变性能的因素;(2)改进SYLRAMIC™纤维热处理表面,提高抗蠕变性能;(3)采用类似于Hi-Nicalon™的SiC纤维;(4)通过优化工艺,降低复合材料特性值分散度,在开发1482℃/1755K用CMC基础上,同时研发和验证1649℃/1922K CMC体系的可行性。

GE明确将CMC作为未来发展的核心技术,多年来持续投入和研发CMC工艺技术,通过合纵连横开拓美国内外的产学研资源,在CMC研究与应用领域奠定了领导地位,作为标杆值得后来者借鉴。为此,联合法国SNECMA、日本IHI和德国MTU,开展大量协作和部件试制、考核试验,对CMC材料做了数千小时的测试,于2003年就已将CMC材料用在工业燃气轮机上,已服役超过48000h。从燃机用涡轮外环、燃烧室内衬工程化应用中,确认CMC的技术成熟度已足以应用到航空发动机核心部件。

GE公司报道了耐高温1205℃/2200°F、减重70%的CMC低压涡轮导向叶片的关键性试验以及在F414军用发动机上进行了CMC材料涡轮转子叶片试验,拟应用到GE9X发动机的高压涡轮二级转子叶片。

R-R联合GE公司将CMC应用于发动机F136(配装F-35)的涡轮导向3级导叶上^[7],耐温可达1200℃,重量比传统高温合金部件明显减轻(大约只有镍合金的1/3和钛合金的1/2)^[8]。

在FAA与NASA牵头的CLEEN(Continuous Lower Energy, Emissions and Noise)项目中,波音公司承担CMC声学尾喷(Acoustic Nozzle),R-R公司则负责CMC涡轮动叶外环组件(Turbine Blade Tracks)^[9]。

NASA在ERA(Environmentally

Responsible Aviation)项目和其他航空发动机计划中,在燃烧室、涡轮叶片和尾喷管等应用 CMC,以减少发动机油耗、NO_x 排放和降低噪音。其中,R-R 承担 CMC 尾喷管的研制工作^[10]。

GE 公司在 NASA 的 N+3 先进发动机项目中,对 2030~2035 年将投入运营的高效安静小型商用发动机也参与了预研。在该项目中,除整体碳纤维风扇导向器/前机匣、复合材料风扇叶片和复合材料风扇机匣、全复合材料整体短舱等外,还包括采用新一代 CMC 的燃烧室、高压涡轮叶片、低压涡轮叶片和高压涡轮外环和整流罩等研究^[6]。

20 世纪 90 年代,为解决上一代基体/纤维之间的热解碳界面氧化损伤所造成的寿命短等问题,SNECMA 公司研究了自愈合基体技术,开发出新一代 SEPCARBINOXR A500 和 CERASEPR A410 产品^[5]。

NASA 与美国联邦航空管理局(FAA)合作开展的 CLEEN (Continuous Lower Energy, Emissions, and Noise)着重“持续降耗、减排和降噪”目标,聚焦在结构件和新技术以降低发动机油耗、排放和噪音。历时 5 年在 CMC 涡轮导叶制备及声学优化尾喷嘴方面取得了技术进步^[9]。

2013 年 1 月 NASA 利用 R-R 的 Trent 1000 发动机台架加速试车考核了该 CMC 尾椎,如预期实现了 73h,未发生热或结构应力问题。

此外,P&W 还联合 MTU 和 IHI (日本石川岛播磨重工)开发新型发动机。

欧洲的陶瓷基复合材料技术以法国的 CVI 和德国的熔渗硅(Liquid Silicon Infiltration, LSI)工艺为代表。其中法国 SNECMA 公司和美国合作,共同研发了推力矢量 CMC 密封调节片,并正式装机,经 1000h 考核均未发现破坏迹象;德国进行

了 CMC 燃烧室内衬的对比试验,在 Klöckner Humboldt Deutz T216 型燃气发动机经 10h 试验后,CVD-SiC 涂层 C/SiC 火焰燃烧室出现了 C/SiC 基材和涂层之间的分层剥落,而 CVD-SiC 涂层 C/C 火焰燃烧室未出现损坏,SiC/SiC 火焰燃烧室则由于自身具有良好的抗氧化性能,经受住 90h 的试验而无损坏。试验考核也表明:采用 CVI 工艺的 SiC/SiC 的液体火箭发动机燃烧室壁及喷嘴,可经受累积高达 24000 秒点火考核和 400 次热循环。

日本政府 1989 年通过执行为期 8 年的“超大型耐环境先进复合材料规划”,其目的是确定以航天航空、能源为主的各领域所需的高温环境下具有耐热、高比强度、高比模量、抗氧化性等优异性能先进材料的基础技术,开发成功 SiC 基 CMC,一跃成为当今通用级和尖端应用级 SiC 纤维最大出口国,法国、美国等 CMC 用 SiC 纤维基本都依靠日本供应。

日本的两家实验室、4 家企业,从 1999 年参与 ESPR 项目研究,参与国外的 PWA、GE、R-R 和 SNECMA 等领先发动机供应商组建建设的联合队伍,设计并试验了 CMC 燃烧室和涡轮部件。以 IHI 为代表的日本产学研机构分别在美、欧申请专利,介绍了陶瓷基复合材料应用件的制备和应用情况。他们采用 CVI+PIP 工艺制备 SiC/SiC 火箭发动机推力室,并完成了热试车考核,推力室的最高工作壁温为 1424℃。

俄罗斯 CIAM 也在瞄准国际先进,开展了 CMC 燃烧室部件的试制和考核工作。

涡轮叶片工作在燃烧室出口,是发动机中承受热冲击最严重的部件,其耐温能力直接决定着高性能发动机推重比的提升。CMC 对减轻涡轮叶片重量和降低涡轮叶片冷气

量意义重大。国外近期应用目标是尾喷管、火焰稳定器、涡轮外环等;中期目标在低压涡轮静子和转子叶片、燃烧室、内锥体等应用;远期目标在高压涡轮静子和转子叶片、高压压气机和导向叶片等应用,显示出明显的减重效果、提高温度、大幅减少冷却气量等,但是涡轮叶片的使用寿命尚短,有待深入研究^[3]。

目前,多家国际研究机构已成功研制出 CMC 涡轮叶片,美国和法国以推重比 8~10 航空发动机为演示验证平台,对尾喷管、燃烧室和涡轮三大单元进行了大量考核。

我国从 20 世纪 80 年代开始,就有张立同院士领导的西北工业大学研发团队,以及国防科大、中航复材和上海硅酸盐研究所等先后跟踪国际前沿启动研发工作,在 CMC 基础及应用领域持续耕耘,技术与制造水准跻身国际先进行列,具备构件研制、工程化和小批量生产能力,技术与国际水平相当,在部分领域甚至领先于国际水平,工程产业化差距正在缩小。

综上所述,为拓宽 CMC 在商用航空发动机热端部件上的应用,未来还需进一步完善如下关键技术:高温工况下稳定的高性能陶瓷纤维、匹配良好的纤维防护涂层、批产成熟的 CMC 高致密度复合工艺、自愈合功能组织以及 EBC 涂层等。

CMC 在商用航空发动机中的应用进展

国外航空发动机上应用的复合材料正在从低温向高温,外部冷端向内部热端,军机尾喷系统向商用涡轮、燃烧室方向推进,显示出相当大的应用潜力。美国 GE 和法国 SNECMA 公司在 CMC 的研究及应用领域处于世界领先地位,CFM 公司更将 CMC 应用作为未来核心竞争力来重点开发,已制备或通过试验的部件主要有:燃烧室内衬、燃烧



图1 Leap-X发动机发动机风扇叶片及其机匣采用CFRP复合材料

室火焰筒、喷口导流叶片、涡轮导向叶片、涡轮外环及尾喷相关部件等,奠定了CMC构件迈向商用发动机应用的基础。

美国在CMC应用于航空发动机领域做了大量的研究积累工作,NASA和GE研制的CMC密封片/调节片已实现产品化,应用到F100、F414、F110、F119等军用发动机上,装试燃烧室火焰筒的CMC内衬也已通过全寿命考核验证,进入应用阶段。有报导称,GE公司利用F414军用发动机开展CMC材料涡轮转子叶片的关键性试验,并明确将该CMC应用到下一代GE9X发动机高压涡轮二级转子上。

CFM应用在LEAP-X发动机上的复合材料技术,除典型的3D编织碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)风扇叶片和风扇机匣(图1),以及氧化物CMC尾椎外,就是CMC用在最具挑战性的核心热端部件。CFRP采用传递模塑(RTM)工艺制造;尾椎采用的是3M公司的Nextel610氧化铝纤维增韧补强铝硅酸盐氧化物基体CMC。后者是迄今为止最大的氧化物CMC部件,外部套环直径约1.6m/5.25英尺、长度约1m/3英尺,位于其内部的尾椎端到端部长约2.1m/7英尺,是CMC应用领域具有标志性成果。

商用航空发动机方面,法国SNECMA公司首开CFM56-C用CMC混气锥应用,耐温超过700℃的同时,可实现减重35%。2011年启动地面和飞行测试,已在空客A320上通过700个发动机循环,包括200h发动机试车和70h试飞,计划于2014~2015年取得法国适航认证,为空客A380、A400飞机提供引擎动力。

将CMC用于发动机,对以镍基为主导的结构设计可实现减重、减少冷气用量,使油耗降低、燃烧性和持久性改善,使发动机运行到更高推力、更高效率。发动机上高压涡轮一级外环主要用来控制高压涡轮叶片和机体的间隙,承受从发动机燃烧室出来的高温高压气体,是整个发动机工作环境最恶劣的固定部件之一。如果采用传统的镍基合金外环,由于其耐温不及CMC,需使用原本用来产生推力的高压空气进行冷却,分流了冷气流,影响到发动机效率发挥。在LEAP-X发动机上应用该CMC部件,每一CMC环块单元重约1Kg,仅相当于镍基高温合金的1/3,整个外环减重达数百磅,使得高压涡轮效率和耐久性大幅提高,推力改善10%;此外还应用了经过验证的CMC低压涡轮导向叶片,采用了新气动设计结构和减震机

构,重量为传统合金件的1/2以下,耐温1200℃以上,且无需冷却,便于成形加工。LEAP-X发动机的涵道比达10~11,相当于CFM56发动机的两倍,CFRP和CMC复合材料的应用,更有效地降低噪声并提高推进效率。据CFM公司消息,已完成多台核心机、验证机的考核工作,测试考核超过两万多小时,部件性能结果超过预期,LEAP-X发动机拟于2016年装配商用客机首飞。

复合材料在现代航空发动机上的应用数量日益增多,GE公司在此领域一直处于领先地位。该公司率先应用复合材料技术在新一代商用发动机GE90上,实现了更轻、燃油效率更高,风扇叶片在服役中表现优异,运转效率更高、噪声更低等性能方面取得成功,随后在GENx发动机和LEAP-X发动机上应用了更多的复合材料。

波音研究与技术中心开发的声学喷嘴可提升发动机性能至更静、更轻和更高效。喷嘴按设计要求寿命需达到55000h,模拟预测表明持续服役时间会超过预定指标^[7]。

R-R通过收购的位于美国加州的Hyper-Therm HTC Inc.公司,CMC生产C/SiC和SiC/SiC,寄希望对现有单纯依靠高温合金单晶叶片的发动机在重量和性能上带来变革^[7]。

P&W当前出于“成本与可靠性”考量,主要聚焦在“先进冷却”技术的突破,也将CMC具有的提高燃油效率的潜在能力列入其发展目标。

SNECMA公司生产的密封/调节片已装机使用10余年,结果表明其抗疲劳性能优于高温合金,减重50%。基于连续纤维增韧补强陶瓷基复合材料的优良特性,在新一代的LEAP-X中型发动机采用CMC低压涡轮,提高其耐热性,实现了轻量化。

IHI通过推进CMC技术工艺开发,承制了新一代CMC低压涡轮导

向叶片高温部件,耐温可达 1300℃,加之减重效果,发动机的燃效有望进一步提高 10%,计划于 2020 年实现商用,作为空客 A320neo 的后续换发,以及有望于 2019 年投放市场的波音 777 后续机型上应用。

目前,美国和法国以推重比 8~10 航空发动机为演示验证平台,对涡轮、燃烧室和喷管进行了大量考核。据悉,美国研制的燃烧室构件已通过工程验证,最高考核温度为 1200℃,累积考核时间达 15000h。通过了全寿命 5000h 和高温段 500h 测试,即将进入应用阶段。美、法作为 CMC 应用到航空发动机的先进国,在长达 30 多年的研发及应用实践中,积累了丰富经验,已达到相当高的技术水准,形成了较为完备的工业技术体系和产业配套能力。

GE 公司已将 CMC 列为其未来发展的核心技术之一。就像此前将 GENx 的新技术应用到 CF6 发动机上一样,随着 CMC 技术进步,也将逐步应用在配套波音 787 和 747-8 的 GENx 发动机上,并在 GE 和 CFM 的新一代发动机上全面推广。随着 NASA 的 N+3 先进发动机项目成果的实施,复合材料的应用将达到一个新的水平。据悉,国外的 CMC 材料已成功应用到高推重比的军用航空发动机燃烧室中。GE 公司坚信,如同树脂基复合材料在“梦想”787 应用引起的技术革新一样,应用于发动机热端部位的 CMC 也会引领商用发动机材料技术新的进化。

经过 30 多年的不懈努力,CMC 已在航天运载火箭结构件、航空军机整流和尾喷系统获得良好的应用,在商用航空发动机领域应用研发也初见成效。通过复合材料的应用,近 50 年来商用飞机的油耗指标几乎下降了 1/2。随着各国争先对工艺技术研发的重视,以及对批产制造产业化投资的扩大,CMC 商用

的爆发增长拐点已经到来。

在 CMC 研发应用领域,我国与国际先进水平相比仍存较大差距,在技术成熟度提升、工程化和产业化方面尚需努力,致力自主创新,必须在工程化阶段破解好“五化”工程应用技术课题:一体化、纯净化、致密化、平滑化和梯度化挑战,夯实 CMC 应用于航空发动机部件批产化基础,构建 CMC 产品“材料-工艺-设计”一体化能力,从结构、功能和表面完整性等方面确保长寿命和高可靠性的产品早日走向商用。

CMC 面向商用航空发动机产品的机遇与挑战

CMC 作为一种新型材料,通过相应的新结构设计,运用到商用航空发动机制造时,需要进行大量实测评估、试验考核,以确保产品的安全和可靠性、满足适航要求。

美国的 CMC 应用领先离不开诸多创新型高科技企业的支撑,诸如以 MATECH、ATK 和 COI Ceramics Inc. 等高科技企业作为创新主体的 CMC 产业链初具规模。

研发力求稳定 CMC 性能和增加陶瓷纤维(氧化物和非氧化物)产量,各供应商基于成熟的定型工艺,已从全尺寸的演示、试制件考核中获得良好的评价结果。

作为新的发动机用材,基于 CMC 风险因素考量,CFM 先期仅在固定部件上应用,现有技术成熟度可满足固定部件的可靠性要求,未来 CMC 材料还将用在发动机的更多部件上。CMC 还存在若干阻碍其商用推广的问题需要解决:

首先,CMC 材料性能数据短缺、设计应用经验不足,需要开发特定应用环境下寿命评估方法的及必要的软件工具。

由于纤维增强 CMC 结构强度具有很大的随机性,作为航空发动机的高温部件无法采用常规金属部

件惯用的安全系数等确定性设计方法,有必要采用概率设计方法,进行可靠性分析。同时,还要重视 CMC 材料标准、性能数据、寿命评估方法与工具等体系方面的积累,建设基于 CMC 数据库支撑的评价方法,形成一套完整、经过验证的 CMC 适航符合性设计与验证技术体系。

依据中国民用航空发布的新版《航空发动机适航规定》^[1],CMC 作为商用航空发动机用的新材料,需要满足第 33.15 条的规定:发动机所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求:(1)建立在经验或试验的基础上;(2)符合经批准的规范(如工业或军用规范),保证这些材料具有设计资料(数据)中采用的强度和其他性能。

其次,CMC 部件的制造费用仍高出传统高温合金数倍,成本偏高,需在确保质量的前提下,实施精益制造,改进加热温度、升温时间、降温周期等来控制工艺各周期中化学组分的变化,通过缩短循环周期等优化批量生产工艺来有效降低成本,实现最佳效益。今后,如何运用 CMC 提高航空发动机性价比,是在商用航空发动机普及应用该先进材料的一大挑战。

再则,发动机构件工况苛刻,某些部件需暴露于高温、氧化、冷热冲击循环中,还需承受水汽、氧和燃烧固体颗粒的侵蚀;若在海上飞行,还要承受海盐的侵蚀,燃烧室还需耐受由富含燃烧副产物氯化盐和硫酸盐等所引起的加速氧化等考验。

此外,CMC 的表面完整性精细加工也应引起足够重视。因为 SiC 的硬度接近金刚石,工业上常用作磨料或刀具来加工其他材料,所以需采用坚硬的金金刚石来研磨,近年来借助脉冲激光手段加工精细微孔等渐受青睐。

还有需要引起重视的关联技术,就是 CMC 与金属间的联结和结

构完整性(Joining and Integration)工艺探索,随着扩散连接(焊)(Diffusion bonding)、高温耐久钎焊(Brazing)的进步,必将开拓以金属骨架接合 CMC 结构为代表部件的广阔应用领域。

国际同行普遍认为,CMC 是发动机高温结构材料的技术制高点之一,技术门槛高、投入大,通常反映所在国航空装备设计和制造能力的顶尖水准。目前仅有美国、法国等少数国家掌握高性能 SiC 纤维和致密化 CMC 的产业化技术。

GE 旗下的航空业务集团已计划在 GE9X 燃烧室衬套、高压涡轮喷嘴、外环和涡轮叶片这些热端部件上使用 CMC 材料;相应地,LEAP 系列发动机也能从 GE9X 项目中借鉴诸多宝贵的工程化和产品化经验。

尽管当年 GE90 发动机上采用宽弦叶片也广被质疑,最终是通过实践证明了其正确的选择。GE 方面已经为 CMC 材料进行过大量测试,与风扇叶片从金属材料转到树脂基复合材料所付出的时间等考验相类似,转向 CMC 的应用同样需要花费相应的代价来证明,允许人们从中建立起对 CMC 安全可靠应用的信念。

出于风险控制的考量,现阶段 CMC 还只能应用在固定部件上。基于已有的数据有理由相信,随着研究深入和科技进步,稳固而扎实的创新将渐趋完美地发挥出 CMC 的优异特性,未来势必开拓出更多商用航空发动机核心部件上的新应用。

国内商用发动机由中航工业商发作为主承制商,牵头实施国家级商用发动机研发项目,负责组织国内外产、学、研优势资源,通过强强联合、协同攻关拓展国际国内合作空间,为涡轮静子件、浮动瓦块应用扫清路障,逐步夯实 CMC 工程化、产业化的应用基础。

结束语

来自 GE 公司官方的预测:未来 10 年对 CMC 的需求将递增 10 倍。据此,为应对 CMC 部件需求增长带来的产能压力,2013 年 6 月 GE 投资 1.25 亿美金,在美国北卡罗莱纳州的阿什维尔建设 1.16 万 m² 的生产基地,用以支撑 LEAP-X 发动机 CMC 部件的量产,也为日后 GE9X 发动机供应所需 CMC 批产部件,并将逐步应用到为波音 787 和 747-8 提供动力的 GENx 上,以及在 CFM 的新一代 LEAP 发动机上全面推广。

为确保高端 SiC 纤维的供应,2012 年 4 月 GE 还携手 SNECMA 对外发布,将联合日本碳素公司(Nippon Carbon)合资成立 NGS 公司(NGS Advanced Fibers Co. Ltd.),生产和销售“Nicalon”品牌 SiC 连续纤维,以确保“两强”对 CMC 关键原材料 SiC 纤维的持续供应能力。

GE 正努力将 CMC 应用到发动机的各种部件,包括涡轮叶片升级到 F414 中,预计到 2016~2018 年间将日产 800 个 CMC 成品部件,以兑现大力拓展 CMC 发动机部件应用的承诺。

CFM 准备从 2016 年开始由 CFM56 的生产逐渐过渡到 LEAP-X 发动机,到 2020 年实现年产 1700 台发动机。为实现这一产能需求,计划投资 7.5 亿美元,在美国密西西比州埃利斯维尔新建和扩建厂房,总面积扩至 139350m²,用于量产 CMC 材料部件。

CMC 在国外航空发动机上的应用已取得一定的应用成就,国内的技术成熟度和制造成熟度还不够高,工艺技术尚待优化完善,离满足适航审定要求差距明显。要想早日投入应用,还须不断优化 CMC 制造工艺,探索科学的概率设计方法,掌握该材料服役行为规律,解决高温服役工况条件下的耐久性和

安全可靠等问题。

面向国产商用航空发动机对 CMC 热端部件的需求,出于风险可控因素考量,参照国际同行经验,在技术成熟度基本满足固定部件可靠性要求的前提下,优先发展高压涡轮外环、涡轮导向叶片和燃烧室内衬等热端固定件上应用 CMC 材料,随着研究的进一步深入,再逐渐拓展到包括涡轮转子等更多发动机部件的应用。在航空发动机用 CMC 构件的研制与应用考核方面,可参考如下原则循序渐进:

(1) 先易后难(先静子件后转子件、先低温件后高温件、先简单件后复杂件的原则)发展,充分进行发动机验证平台的考核评测;

(2) 优先发展中温(700~1000℃)和中等载荷(低于 120MPa)静子件(如尾喷管/内锥体构件);

(3) 在积累基础上发展高温(1000~1300℃)和中等载荷静子件(如涡轮外环、导向叶片及燃烧室内衬等);

(4) 更高载荷(高于 120MPa)静子或转子件(如涡轮转子和整体叶盘等)。

同时,为促进 CMC 国内自主配套产业技术联盟的形成和完善,可参照国外合资参股、风险共担、利益共享(Risk and Revenue Sharing Partner, RRRSP)等混合经济模式成长,致力建成“材料-工艺-设计”一体化专业能力,加速贯通 CMC 制品的批量制造产业链协同,全面满足国产商用航空发动机用 CMC 部件产品要求,以优良性价比的产品参与国际的市场分工和商业竞争,以不断成长壮大。

本文共有参考文献 11 篇,因篇幅有限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 良辰)