

文章编号: 1000-8055(2026)11-20250365-16

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250365

陶瓷基复合材料和金属连接结构研究进展

陈欣然, 申秀丽, 董少静, 王玺辰

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206)

摘 要: 系统综述了航空发动机燃烧室与涡轮导向叶片应用场景下陶瓷基复合材料(ceramic matrix composites, CMCs)与金属连接结构的结构设计方法、数值模拟与试验验证、具体应用三个方面。文献分析表明, 当前研究主要围绕 4 类热失配协调策略展开: 过渡区域配合、间隙设计、互锁配合与热适配螺栓; 广泛采用多尺度建模与渐进损伤分析的仿真方法以及阶梯式试验验证体系; 具体设计形式因不同应用场景工况下存在差异。结论认为, 未来技术发展应致力于多种设计策略的混合应用, 并从部件级的连接点设计转向系统级的热-力-冷却多功能协同设计, 以实现连接结构长时可靠服役。

关 键 词: 陶瓷基复合材料; 燃烧室; 涡轮导叶; 螺栓连接; 热变形协调

中图分类号: V257

文献标志码: A

Review of ceramic matrix composites and metal junction structures

Chen Xinran, Shen Xiuli, Dong Shaojing, Wang Xichen

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: The ceramic matrix composites (CMCs) and metal connection structures in aero-engine combustion chambers and turbine guide vanes were systematically examined, covering structural design, numerical simulation, and experimental validation. Current studies put focus on four thermal mismatch mitigation strategies: transition region coordination, clearance design, interlocking fit, and thermal stress-free fastener. Multi-scale modeling and progressive damage analysis were widely employed in simulations, alongside a stepwise experimental verification framework. Structural configurations varied with specific application scenarios and operational conditions. Future development should combine multiple design strategies and shift from component-level connection design to system-level thermo-mechanical-cooling multifunctional coordinated design, so as to ensure long-term structural reliability under extreme conditions.

Keywords: ceramic matrix composites; combustion chamber; turbine guide vanes; bolted connection; thermal deformation coordination

随着航空工业的不断发展, 新一代航空发动机对推质比、可靠性和寿命提出了更高要求^[1], 而发动机性能提升的核心在于提高涡轮前温度^[2]。目前先进航空发动机的设计要求涡轮叶片材料耐高温至少需达到 1 300 °C^[3], 而高温合金材料使用温

度一般在 1 100 °C 以下^[4], 因此, 采用最高可承受 1 700 K 高温的陶瓷基复合材料(ceramic matrix composites, CMCs)成为航空发动机设计与制造的发展趋势。CMCs 还具有密度小、抗腐蚀和抗氧化能力强的优点^[5], 在军用与民用航空领域具有

收稿日期:

作者简介: 陈欣然(2003—), 女, 博士生, 主要从事航空发动机复合材料研究。E-mail: 1084710080@qq.com

通信作者: 董少静(1986—), 女, 副研究员, 博士, 主要从事航空发动机热端部件结构、材料及工艺方面的研究。

E-mail: dongshaojing@buaa.edu.cn

引用格式: 陈欣然, 申秀丽, 董少静, 等. 陶瓷基复合材料和金属连接结构研究进展[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250365. Chen Xinran, Shen Xiuli, Dong Shaojing, et al. Review of ceramic matrix composites and metal junction structures[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250365.

重要战略价值。

然而,CMCs 断裂韧性很难超过 $25 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2[6]}$,而高温合金具有优异的韧性,如镍基合金 DZ4 室温断裂韧性可达 $50 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2[7]}$,且 CMCs 由于承力有限、密封性差、加工难度高、技术成熟度仍待验证等原因,目前仍难以完全替代传统的金属材料,实际工程中常采用高温合金与 CMCs 的复合构型,例如在高温区采用 CMCs 以降低热负荷,而在低温高应力区保留高温合金支承结构,从而协同发挥两者的性能优势。实现 CMCs 材料在发动机热端部件的应用,必须突破 CMCs-金属连接这一关键技术^[8]。

在航空发动机中 CMCs 与金属的连接通常存在以下难点:

1) 热匹配问题。高温合金的热膨胀系数通常比 CMCs 高 2~3 倍,例如 GH4169 热膨胀系数通常在 $1.5 \times 10^{-5}/\text{K}$ 左右^[9],而 CMCs 三个方向的热膨胀系数均在 $4 \times 10^{-6}/\text{K}$ 左右^[10],高温下连接结构出现松动^[11],产生热失配效应,在连接区域引起复杂的热应力和应变分布,导致未知失效行为。在民用领域,针对预紧力松弛主要依靠人工补加拧紧力矩操作来防止连接松脱^[12],但这种方法不具有通用性,且预紧力过大影响材料强度。

2) 失效模式复杂及缺陷敏感。复合材料失效模式包括基体裂纹、界面脱黏、纤维拔出和断裂等不同形式,属于渐进失效,且破坏过程伴随着强度和刚度的变化^[13],因此复合材料往往比传统金属材料具有更强的力学行为复杂性^[14],且其脆性特征使其对局部设计缺陷更为敏感。

3) 开孔对纤维连续性破坏的影响。CMCs 与金属的机械连接通常需要打孔,开孔使得孔边产生应力集中,并且孔的加工会造成纤维连续性破坏,使得孔边强度和刚度下降^[15]。

4) 服役载荷对连接结构的影响。航空发动机内的温度载荷变化较为频繁和剧烈,复合材料-金属混合结构受温度等影响的力学性能差异很大^[16]。同时连接结构还承受复杂的机械力载荷,不仅如此,多变的复杂载荷会使连接结构产生振动诱发的不稳定性,进一步影响其性能。

通过以上分析可知,要实现航空发动机中 CMCs 与金属的可靠连接,需考虑在热-机械载荷共同作用下热变形协调,并满足强度和寿命的设计要求。

尽管目前对于陶瓷基复合材料的工程应用研

究已较为深入,但针对其连接技术,特别是与金属材料的连接结构设计,系统性研究仍显不足。本文主要针对燃烧室火焰筒和涡轮导向叶片应用场景,分析 CMCs-金属连接结构设计难点,从提升连接结构力学承载性能与热变形协调能力两方面入手,梳理了国内外 CMCs-金属连接技术的最新研究动态,并重点围绕连接形式创新、仿真分析手段及工程验证效果进行了综述分析。

1 CMCs 与金属连接结构设计

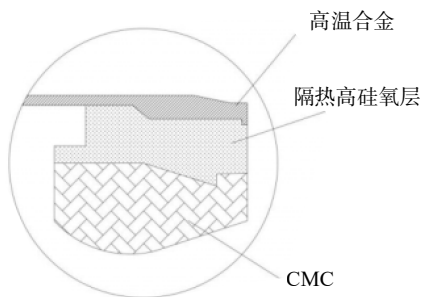
复合材料与金属之间的连接涵盖焊接、机械连接、胶接、混合连接等多种形式^[17-19],机械连接因其工艺简便、传力可靠等优势,在航空航天承力结构中应用广泛。其中,铆接适用于不可拆卸场景,但存在承载强度低、适用厚度范围有限等局限^[20];相比之下,螺栓连接凭借装拆便捷、高承载能力、无残余应力及优异抗震性,已成为航空发动机 CMCs-金属连接结构的主流研究方向。

针对 CMCs 与金属机械连接(主要是螺栓连接)中存在的难点,尤其是热变形不匹配问题,目前关于连接结构设计的几种改进方向大致可以总结如下:

1.1 过渡区域配合

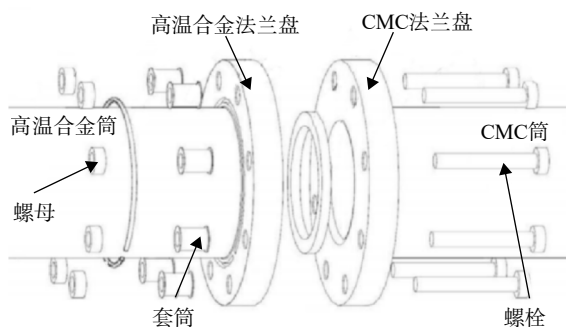
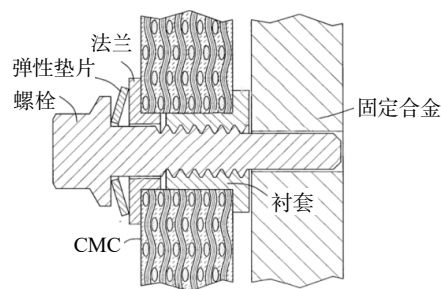
CMCs 和金属两种热膨胀系数差异很大的材料直接接触会发生热膨胀不匹配,在异质材料中间加入过渡区域进行应力和热的传导,应力在传导过程中经过中间区域加载再卸载,使连接区域的压力分散,避免局部应力集中,同时中间组件提供的额外摩擦力能有效防止机械连接如螺栓的松动,对连接结构高温防松具有良好效果^[21]。若使用热膨胀系数大于 CMCs 的过渡材料,还可吸收和补偿因温度变化导致的连接结构变形不匹配,从而实现热变形协调^[22]。

过渡组件的形式因应用场景而不同,通过涂层过渡是常见的异质材料过渡方法。在 CMCs 与金属接触面采用电镀、沉积等方法加入隔热涂层,缓解异质材料热膨胀不匹配的同时,涂层冷却效果还能使连接结构工作温度降低,减小结构整体热变形。当 CMCs 用于流道结构件时,CMCs 气密性较差,加入涂层还能起到加强密封的效果。**图 1** 是一种一体成型的 CMCs 构件与高温合金外壳中间涂层^[23],先将高硅氧纤维平纹布预浸料通过连续缠绕及模压固化工艺制备在 C_f/SiC 陶瓷基复合材料流道内衬外表面,获得高密度高硅氧/酚

图 1 隔热涂层示意图^[23]Fig. 1 Schematic diagram of the thermal insulation coating^[23]

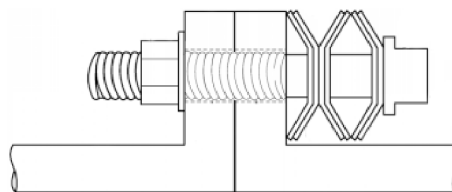
醛复合材料隔热层。然后采用铸造成型工艺在高温高硅氧/酚醛树脂隔热层外制备高温合金壳层。隔热高硅氧层的紧密缠绕结构不仅可以作为高温密封层,同时缓解了高温合金外壳与 CMCs 构件热失配。这种涂层适用于空天飞行器高性能发动机具有多层结构的进气道中。

除了化学方法添加涂层,采用垫片、套筒、衬套等机械组件加入金属和 CMCs 的连接中也是常用的热变形协调方法,通过数学关系计算对过渡组件热膨胀系数和尺寸进行调控,可以有效调整 CMCs-金属连接的整体热膨胀行为,从而避免因热变形失配导致预紧状态异常。张禄等^[24]在一种 CMCs 燃烧室火焰筒设计中,高温合金筒和 CMCs 筒通过法兰连接,螺栓上添加一个热膨胀系数大于高温合金的套筒如图 2,并将套筒的长度设置如下:螺栓的高温膨胀的轴向伸长量等于 CMCs 法兰盘、金属法兰盘和套筒的高温膨胀轴向伸长量之和,通过对套筒热膨胀行为调控降低连接结构因高温膨胀不匹配而导致的连接间隙。Morrison 等^[25]提出一种运用两个衬套的陶瓷基复合材料连接结构如图 3,金属衬套前边通过法兰抵靠 CMCs 前表面;而后边衬套内设螺纹,并通过法兰抵靠 CMCs 后表面。螺栓穿过衬套,通过

图 2 一种加入套筒的 CMCs 金属法兰连接^[24]Fig. 2 A metal flange connection of CMCs added to the sleeve^[24]图 3 一种加入分体衬套的 CMCs 螺栓连接方法^[25]Fig. 3 A bolted connection method of CMCs with split bushing^[25]

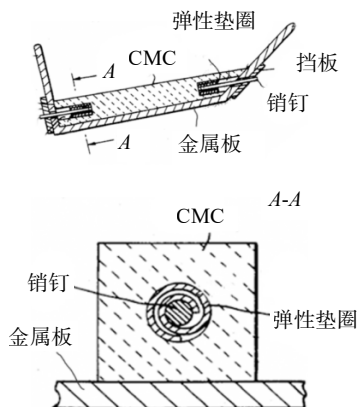
衬套和垫片,压紧 CMCs 结构。衬套作用是在孔周围的区域提供 CMCs 结构厚度方向上的预紧力,减小孔边局部应力集中同时增加 CMCs 对孔周围区域的抗压阻力。加强螺栓连接结构的承载强度的同时,两个衬套和弹性垫圈的配合使用有效释放了热膨胀不匹配。

螺栓和衬套之间采用了弹性垫圈连接,加入弹性过渡元件也是一种很好吸收 CMCs 和金属变形不协调能量,缓解热应力的方法,图 4 是一个用弹簧元件连接两个热膨胀系数有差异的结构示意图^[26],两种材料均在法兰边打孔,螺栓紧固件穿过孔与螺母旋紧,弹簧组件安装在螺栓杆上,在螺栓头部与法兰之间,无论螺栓与陶瓷基复合材料结构或第二种结构之间的热膨胀差异如何,由于弹簧组件控制变形能量的吸收和释放,螺栓都能保持恒定的夹紧压力。Berestecki^[27]设计的一种金属与 CMCs 的机械连接方案如图 5 所示,金属组件包括销钉、挡板、金属板,它们通过焊接连接,其中的金属销钉插入 CMCs 预先开孔中,通过弹性垫圈施加预紧力将销钉与 CMCs 紧密连接。其核心设计在于利用弹性垫圈的变形能力,在高温工况下主动补偿因热膨胀差异导致的金属组件与 CMCs 之间的变形失配。

图 4 一种加入弹簧元件的 CMCs 螺栓连接^[26]Fig. 4 A kind of CMCs bolted connection with spring element^[26]

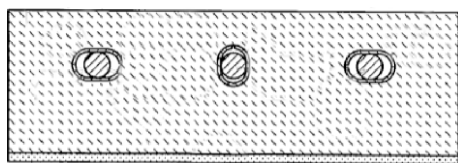
1.2 间隙设计

由于 CMCs 和金属在高温下均会发生膨胀,

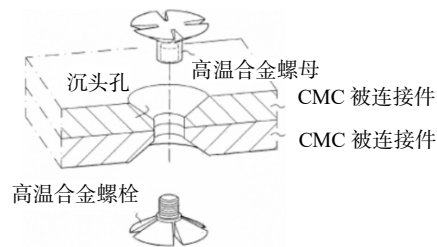
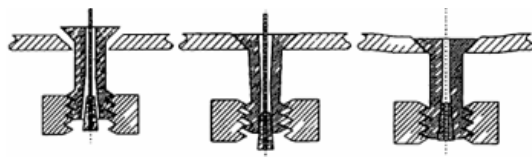
图 5 使用弹性垫圈的金和 CMCs 机械连接结构^[27]Fig. 5 Mechanical connection structure of metal and CMCs using elastomeric washers^[27]

若不预留间隙,两种材料之间发生的膨胀变形挤压会导致接触区域应力快速上升,影响连接强度。间隙设计通过在连接件之间预留一定的空间,允许材料在温度升高时自由膨胀,有效吸收因热线膨胀系数差异导致的变形,避免因应力集中而引发的连接失效。若预留间隙不足,随着温度升高,材料的热膨胀变形可能导致连接件之间的接触卡滞。在 CMCs 与螺栓之间预留足够间隙确保连接件在温度升高时不会因膨胀相互干涉,从而保证连接的灵活性和可靠性。与复杂的弹性元件或过渡层设计相比,间隙设计相对简单,易于实现,同时可以降低制造成本和设计复杂性。在多个螺栓连接的结构中,多钉之间的相互影响会使应力分布更复杂,螺栓应力出现不对称性^[28],螺栓出现沿某一方向挤压的趋向,此时将螺栓孔改进为跑道孔,可以有效释放螺栓沿跑道长方向的热膨胀,从而不会对 CMCs 施加额外的应力。不同角度的跑道孔可以释放不同方向的热应力。如图 6 是三个跑道孔^[29],左右两孔沿水平方向延长以便允许螺栓沿水平方向的变形,减小水平应力;中间竖直的跑道孔允许螺栓沿竖直方向的变形,减小竖直方向应力。

不仅是螺栓和被连接件之间可以留间隙,紧固件自身也可以采用具有空隙的分体式设计,在

图 6 不同角度的跑道孔^[29]Fig. 6 Runway holes at different angles^[29]

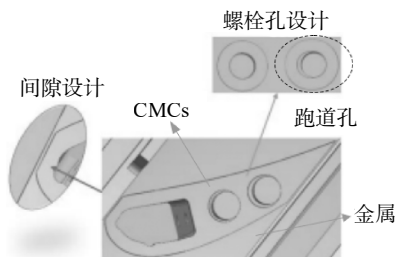
膨胀时紧固件优先向空隙处膨胀,减少对被连接件的挤压。Revel 等^[30]设计了一种使用高温合金沉头螺栓连接 CMCs 的结构如图 7 所示,两个 CMCs 板加工锥形沉孔,通过沉头螺栓和沉头螺母连接,并对螺栓和螺母的头部进行镗孔开槽,使螺栓头和螺母的圆锥部分具有 4 个径向槽,分为互有间隙的 4 瓣,当温度升高螺栓紧固件膨胀时,由于间隙预留膨胀空间,紧固件向开槽空间膨胀,减小了紧固件圆锥面对被连接件的挤压,缓解了连接结构热应力。Hänsel 等^[31]设计的 C/C-SiC 复合材料螺栓如图 8 所示,通过在螺栓杆部中心加工细槽及锥形孔,并嵌入锁紧锥体,在一定程度上抵消了螺栓热膨胀的影响,同时生成附加预拉伸载荷增强了预紧力,该结构通过了 1 600℃ 的高温静强度测试。对紧固件进行开槽打孔方法的缺点也十分明显,内部开槽使得螺栓结构完整性受到破坏,承载能力下降。

图 7 分瓣式螺栓连接^[30]Fig. 7 Split bolt connection^[30]图 8 内部开槽开孔的 C/C-SiC 复合材料螺栓^[31]Fig. 8 C/C-SiC composite bolt with internal slotted holes^[31]

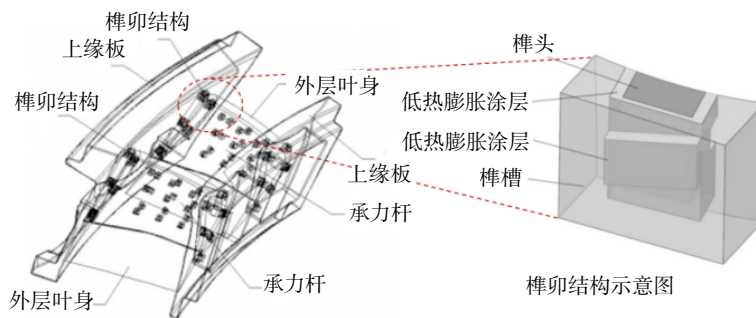
除了在螺栓连接中需要预留间隙,CMCs 和金属考虑热膨胀不协调的区域都可以通过间隙设计,在容易发生变形移动的方向上预留间隙,允许相对移动,避免热膨胀带来的应力。张硕等^[32]设计的一种 CMCs 导叶如图 9 所示,考虑到 CMCs 与金属之间的热线膨胀系数不一致,在撞击管端壁与平台之间预留了间隙以协调热膨胀。此外,螺栓孔远离前嵌件一侧的被改为“跑道型”,有效地协调撞击管的热变形。

1.3 互锁配合

互锁结构通过两个结构件的相互嵌合,形成

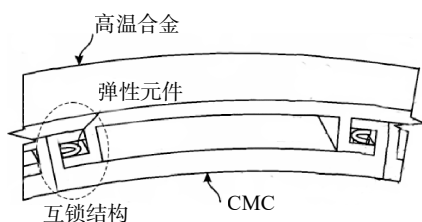
图 9 CMCs 导叶间隙设计^[32]Fig. 9 Design of guide vane clearance of CMCs^[32]

紧密的连接,能够有效限制连接结构各个方向的运动与变形,提高结构的稳定性和承重能力。同时这种配合形式具有柔性和适应性,允许一定程度的变形和相互移动,这使得它能吸收变形的能量,缓解热应力。相较于传统的机械连接形式,

图 10 使用榫卯配合的导叶连接^[33]Fig. 10 Guide vane connection using mortise and tenon joint^[33]

Sampath 等^[34]设计一种 CMCs-金属互锁结构,如图 11 所示,下方是 CMCs 板上方是金属板。两板均外伸出具有“7”字形拐角的连接区,两种材料的拐角互相嵌合,并在嵌合区域加入弹性元件缓冲。两个背对背的拐角嵌合即可对连接进行固定。这种互锁方式不仅方便安装,并允许金属与 CMCs 之间的径向移动和轴向移动,能够适应 CMCs 衬套与金属衬套之间的不同导热率。并且不使用紧固件,不需要连接区域暴露在 CMCs 工作的高温环境中,增加了连接结构稳定性。

Kramer 等^[35]发明一种通过互锁接头将 CMCs 隔热罩连接到外层金属支撑结构上的方法,如

图 11 一种 CMCs-金属互锁结构^[34]Fig. 11 A CMCs-metal interlocking structure^[34]

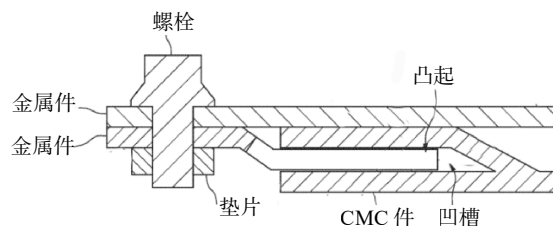
不需要对 CMCs 进行开孔等破坏结构强度的行为,对陶瓷基复合材料强度没有削弱,且不需要施加额外预紧力等,安装拆卸方便,不会产生由于对连接结构施加外载而给两种材料带来的额外应力。

赵云松等^[33]提出了一种通过榫卯结构连接的 CMCs 导叶设计如图 10 所示,上缘板、下缘板、承力杆和榫槽均由单晶高温合金制成,外层叶身由陶瓷基复合材料制成;外层 CMCs 叶片和内部金属通过榫卯结构连接,榫头嵌入榫槽的内部,榫槽接触的榫头的表面设置一层低热膨胀涂层,解决了高温下陶瓷基材料和高温合金热线膨胀系数不匹配的难题,并且榫卯结构不需要施加额外预紧力,不破坏陶瓷基复合材料的连续性,连接区域可以一体成型制备。

图 12 所示。互锁接头包括凸起和凹槽。凸起与金属支撑结构通过螺栓相配合。凹槽形成于 CMCs 制备过程中,凸起沿着凹槽排列并伸入其中。凸起的第一部分与内侧凹槽面接触,而与外侧凹槽面分离,凸起的第二部分与外侧凹槽面接触,而与内侧凹槽面分离,并在末端与凹槽间留有间隙,通过这种互锁配合允许一定程度上的相对移动,可以有效减小 CMCs 隔热罩与金属支撑结构的变形不协调,并减小连接结构质量。

1.4 热适配螺栓

20 世纪 80 年代,无热应力的紧固件(thermal stress-free fastener, TSF)概念由 NASA(National

图 12 使用互锁接头的 CMCs 金属连接^[35]Fig. 12 Metal connection of CMCs using interlocking joints^[35]

Aeronautics and Space Administration) 提出^[36-37], 其设计准则要求异质材料在高温膨胀的过程中的接触界面几何相容性可随温度变化, 膨胀时共同接

触面保持不变不具有力学干涉。谭志勇等^[38]通过理论分析指出, 理想的热适配界面应满足旋转对称的指数轮廓, 如图 13 所示。

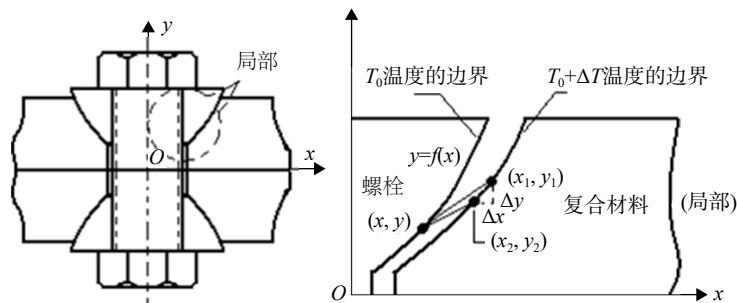


图 13 热适配技术轮廓曲线示意图^[38]

Fig. 13 Schematic diagram of the contour curve of thermal adaptation technology^[38]

在此基础上, Wulz^[39]提出基于几何相容原理的无热应力连接方案, 如图 14 所示。在金属-CMCs 界面设计沉孔锥面配合结构, 使异质材料在升温过程中沿接触面自适应协调变形, 从而抑制界面附加应力, 并通过试验验证其可行性。

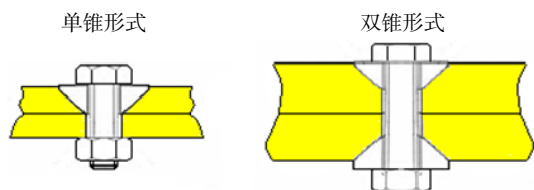


图 14 无热应力 TFS 螺栓连接方案^[39]

Fig. 14 TFS bolting scheme without thermal stress^[39]

张中原^[40]进一步改进该设计, 将锥形配合转移至螺栓与垫片间, 提出两种如图 15 分体式螺栓结构。此设计使 C/SiC 复合材料板不需加工锥孔, 避免了对复材板强度的损伤, 降低了开孔难度和工作量。螺栓杆锥头与垫片锥面配合的轴向-径向复合传力机制, 可减少预紧力下降。张中原根据理论公式推导和数值模拟方法, 详细阐述了该种结构的高温防松机理。并对其进行高温拉伸试验, 结果表明热适配螺栓剩余轴力 75.39%, 较普通螺栓提升了 3 倍, 具有良好高温防松性能。

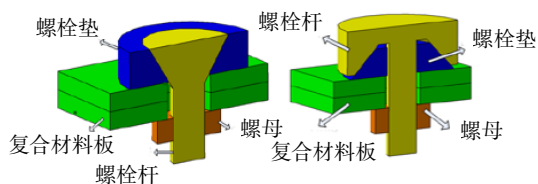


图 15 螺栓连接热适配方案^[40]

Fig. 15 Thermal adaptation scheme for bolted joints^[40]

为解决热失配这一核心矛盾, 目前发展了 4 种主要连接设计思路, 其演进逻辑呈现出从被动补偿到主动适应, 从单一结构优化到材料结构一体化设计的显著趋势。当前的研究共识在于, 普适性的最优方案尚不存在, 需依据具体的服役工况进行针对性选型与融合, 且优化方法也各有局限性, 过渡区域通过中间层降低了界面应力, 但过渡材料的引入可能会改变结构的其他性能如力学性能、耐腐蚀性能; 间隙设计以巧妙的几何预留为热变形提供了物理空间, 但其可靠性强烈依赖于对临界间隙值的精确计算与制造公差严格控制; 互锁配合避免了开孔对复合材料连续性的破坏, 但其设计需要精确的几何匹配和复杂的制造工艺以确保不同材料之间的有效嵌合; 热适配螺栓则代表了从几何层面消除热失配的前沿探索, 其应用的瓶颈在于复杂型面的精密加工与成本控制。目前的连接结构设计思路的发展方向是多种策略的混合应用, 例如在锥面配合中引入柔性垫片或在互锁结构中预设微间隙, 通过多种机制的协同作用来应对极端且多变的服役环境。

2 连接结构数值模拟与试验验证

2.1 连接结构数值模拟方法

对于 CMCs 和金属的连接结构, 通过有限元仿真的研究大多集中于模拟应力分布、预紧力变化、载荷-位移曲线、破坏失效模式等, 分析温度、载荷、预紧力、螺栓间隙、几何尺寸等对简单螺栓连接结构性能的影响, 为连接结构的设计提供理论基础。通过数值模拟研究 CMCs-金属连接结构时, 由于 CMCs 复杂的细观结构和力学行为,

构建合理的仿真分析方法成为关键研究课题。

由于 CMCs 应力应变呈现非线性特征,在连接结构强度分析中常采用渐进损伤分析方法。关键技术包括损伤准则和渐进损伤策略。赵淑媛分别采用 Tsai-Wu 失效准则^[41]、Alvaro 失效准则^[42]、折减弹性模量^[41]、Tan 性能退化模型^[42]等损伤策略研究高温下 CMCs-高温合金螺栓连接结构强度。Tsai-Wu 准则作为唯象模型基于张量多项式构建,可以表征多向应力的交互影响但无法区分复合材料中纤维、基体及界面的具体失效形式。Alvaro 准则明确分离纤维断裂、基体开裂与界面脱黏等失效模式,更契合陶瓷基复合材料的多相损伤行为。退化模型上,依赖经验系数对刚度进行整体简化折减的方法,忽视损伤演化过程,计算高效但精度受限。Tan 退化模型通过损伤变量关联断裂能,实现渐进刚度退化,精确描述纤维主导或基体主导失效的刚度衰减路径,但计算复杂度显著提升。二者协同应用时, Tsai-Wu 结合折减法适用于初步设计,而 Alvaro 准则与 Tan 模型的组合精确捕捉多相材料渐进损伤,是陶瓷基复合材料热力耦合数值仿真的高精度解决方案。除此之外, Li 等^[43]使用最大应力准则研究钉孔数目和几何尺寸对 C_f/SiC 销钉连接结构性能的影响; Zhao 等^[44]对 C/SiC 复合材料三钉连接进行失效分析时,对比了 Tsai-Wu 破坏准则、最大应力准则、Hashin 准则三种失效准则;完全退化、部分退化、组合退化三种退化模型。对于 CMCs-合金螺栓连接结构,研究结果见表 1^[41-46],总结如下:

1) 螺栓预紧力随温度的升高而降低。且螺栓孔间隙/孔径比对预紧力的变化影响不大。赵淑媛等^[41]研究发现随着温度升高,螺栓孔在 0.4%~1.2% 间隙/孔径比下,预紧力下降曲线几乎相同,从室温下的 6 000 N 下降到 750 ℃ 时的

1 871 N。阙权庆^[45]采用 Tsai-Wu 失效准则和将刚度折减为原来的 1% 的退化策略针对 2D 编织 C_f/SiC 复合材料-高温合金螺栓连接结构研究发现,当温度升高至 750 ℃ 时,结构的预紧力由初始的 6 000 N 最终下降到了 871 N。

2) 高温下,CMCs 板的螺栓间隙减少,金属板的螺栓间隙增加。赵淑媛等^[41]研究 $\phi 6$ 的螺栓施加 750 ℃ 温度载荷,无间隙的螺栓因干涉提前破坏,0.4%~1.2% 间隙/孔径比下,CMCs 板间隙均减少 0.01 mm 左右,金属板间隙均增加 0.005 mm 左右。阙权庆^[45]的研究也表明,对比初始间隙 0.021 mm CMCs 板的间隙下降了 0.009 mm,高温合金板上升了 0.004 mm。

3) 在高温下,预紧力下降,连接结构承载能力降低;而间隙的减少又提高连接结构的承载能力。如图 16 所示,温度升高时多种因素的叠加影响结构强度。阙权庆^[45]研究发现常温时连接结构的强度最高,失效载荷 2.88 KN,750 ℃ 时结构的强度最低,失效载荷 2.52 KN。下降了 12.5%。

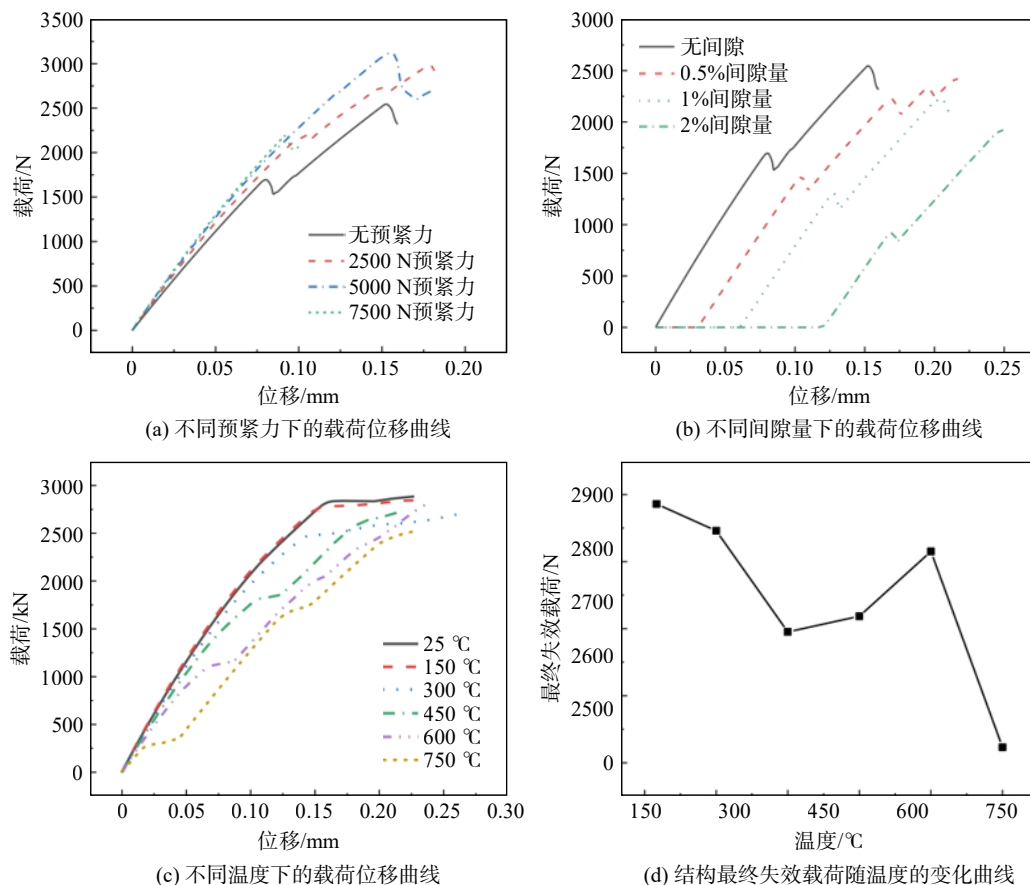
4) 孔边距的尺寸影响螺栓连接结构的强度和破坏模式。螺栓连接结构失效载荷值在很大程度上取决于边缘距离与孔直径之比^[47]。研究表明,较大的边距会改变 CMCs 材料板孔边周围的应力集中以及螺栓紧固效率,导致双螺栓连接结构的高温承载能力先增大后减小,当结构孔边缘距离为 15 mm 时,结构破坏荷载达到最大值^[42]。在 15~25 mm 的板宽距离时,陶瓷基复合材料发生基体压缩破坏、纤维压缩破坏和纤维-基体剪切破坏。当板宽距离增加到 30 mm 时,陶瓷基复合板的孔边在 750 ℃ 温度下表现出多种破坏模式:基体拉伸破坏、基体压缩破坏、纤维拉伸破坏、纤维压缩破坏和纤维-基体剪切破坏^[42]。

连接结构会在 CMCs 板孔边产生应力集中,

表 1 CMCs-金属连接结构数值模拟典型案例

Table 1 Typical cases of numerical simulation of CMCs-metal connection structures

研究者	研究对象	关键仿真方法	主要研究结论
赵淑媛等 ^[41] / 阙权庆 ^[45]	C/SiC-GH4169 单螺栓单搭接	Tsai-Wu 失效准则,刚度折减	高温下预紧力大幅下降;CMC 板间隙减小,金属板间隙增加
赵淑媛等 ^[42]	C/SiC-GH4169 双螺栓单搭接	Alvaro 准则, Tan 退化模型	孔边距存在最优值(约为 15 mm),使承载能力最大;板宽变化导致失效模式改变
韩笑 ^[46]	SiC _f /SiC-GH4169 单螺栓	多尺度建模,虚拟材料法	初始预紧力存在最优区间(对应扭矩为 10 N·m),过高会导致 CMC 初始损伤
Zhao 等 ^[44]	C/SiC 多钉连接	Hashin 准则,组合退化模型	Hashin 准则与组合退化模型联合使用,与常温拉伸试验结果吻合最佳
Li 等 ^[43]	C/SiC 多钉连接	最大应力准则	修正理论模拟能够有效预测不同连接方式(误差小于等于 13%)

图 16 不同因素对连接结构强度的影响^[45]Fig. 16 Influence of different factors on the strength of the connection structure^[45]

宏观分析方法难以表征细观失效机制及 CMCs 组分交互作用,也无法捕捉结构非均匀性引发的应力集中。朱宝城^[48]通过 X 光成像观察 CMCs 螺栓的内部结构后,建立针刺 CMCs 螺栓细观有限元模型,并模拟预测拉伸载荷下 CMCs 螺栓的失效行为,揭示了细观失效机理,螺纹牙破坏原因是单向纤维层的层内剪切和纤维簇断裂拔出。然而细观分析因网格规模庞大导致计算效率低下,因此,需要综合宏观分析方法与细观分析方法的优点,高效高精度地分析连接结构。韩笑^[46]发展了 CMCs-金属连接结构宏细观一体化建模,在孔边应力集中区域建立细观模型,其他应力均匀区域建立宏观模型,对 CMCs-金属连接结构高温拉伸行为进行研究,初始扭矩在 5~10 N·m 时,连接结构拉伸强度上升。初始扭矩在 10~15 N·m 时,连接结构拉伸强度下降,这是由于前半程摩擦力增加,后半程 CMCs 初始损伤和初始变形程度增加占主要影响因素。

对于螺栓连接结构的耐久性, Park 等^[49]采用热弹性塑性有限元方法计算了 CMCs 与金属连接

在热循环下螺栓接头中产生和保留的残余应力。计算结果表明,金属-CMCs 螺栓接头中 CMCs 侧的残余应力通常随着热循环中峰值温度的升高而增加。此外,热循环中的峰值温度越高,沿 CMCs 侧界面终点附近的应力奇异性的强度和系数的值就越高。Dhimole 等^[50]研究了 CMCs 涡轮叶片燕尾型榫接结构疲劳失效,基于应力减少损伤策略计算得到,CMCs 叶片与 Ti 合金相比,具有更长的寿命和更大失效力。循环载荷产生的最大交变应力 CMCs 为 147.17 MPa, Ti 合金为 192.78 MPa, CMCs 的应力比 Ti 合金低约 24%。疲劳寿命比 Ti 合金高约 31%。

对于 CMCs-合金螺栓连接结构动力学数值模拟方法,接触建模不准确可能导致整体分析中出现较大误差,因此其关键难点主要在于结合面的建模,即研究螺栓连接的接触机理,并构建高精度连接模型。目前,针对复合材料螺栓连接结合面建模方法主要包括接触单元法、弹簧阻尼法、虚拟材料法等。郝秉磊等^[51]在模拟 C_f/SiC 陶瓷基复合材料螺栓接触区域时,通过在有限元模型

中对接触单元定义不同的接触算法和常数来解决接触状态变化的非线性问题。对螺栓与试件的接触区域采用接触面分离处理方法, 对上下两试件与螺母的接触面采用黏结处理。计算了 C_r/SiC 螺栓连接件前 6 阶模态固有频率及振型。方自文^[52]将螺栓连接部刚度、阻尼等效应用于连接层模型, 模拟结合部力学性能, 仿真了复合材料板前 6 阶固有频率与实测值偏差低于 4.22%。韩笑^[46]通过引入薄层单元虚拟材料描述结合面状态, 通过改变虚拟材料的材料参数模拟结合部的力学特性, 结合形函数插值法和优化算法, 解决了 CMCs-金属连接结构结合部精确建模的问题, 可在不同温度、预紧力情况下预测连接结构模态参数。

综上所述: CMCs-金属连接结构在工程应用中涉及强度、振动和疲劳等问题, 高精度的数值计算模型是研究的基础。研究人员逐步建立了以 Tsai-Wu、Alvaro、Hashin 等为主的失效准则, 通过退化模型策略进行渐进损伤分析; 通过弹簧阻尼法、虚拟材料法等进行振动特性分析; 并基于此, 开展了预紧力、温度、几何参数等影响因素研究。但针对具体结构, 在疲劳、蠕变等方面还有待于进一步研究。

2.2 连接结构试验验证

经过结构设计后, 需要通过一系列试验验证连接结构的强度及寿命, 由于热失配效应高温下连接结构会发生预紧力松弛, 高温预紧力松弛认识不足是连接结构强度失效的重要原因。因此预紧力的测量是连接结构试验中的核心环节, 而目前基于应变片、力传感器等常规的常温预紧力定量测试在高温下使用受限^[53], 需采用间接测试, 例如采用固有频率的模态参数改变响应判断预紧力。谭志勇等^[38]通过随机振动试验, 研究发现, 800 °C 下普通螺栓连接结构基频由常温 11.4 Hz 降至 0 Hz, 热适配螺栓由 11.7 Hz 升高至 12.6 Hz, 依据基频评估预紧力验证了热适配螺栓高温抗松弛的效果。而基于参数改变的间接测量只能定性反应预紧力变化, 无法准确定量测试预紧力。韩笑^[46]发展了一种基于测量套筒的预紧力测试方法, 高温下通过 DIC(digital image correlation)非接触测量技术测量套筒侧边应变片应变, 实现定量测量连接结构高温预紧力, 并验证了有套筒连接结构高温预紧力在 10 N·m 和 15 N·m 初始扭矩下均比无套筒连接结构大 2 kN 左右。

为了保证连接结构强度, 需要对预紧力进行

设计, 为了在带有 CMCs 的螺栓连接上设置足够的预紧力, 必须得到螺栓连接的相应摩擦因数, 从而计算拧紧扭矩。因此, 德国 HiPOC(high performance oxide ceramics)计划 CMCs 燃烧室设计中连接结构进行了拧紧力矩试验^[54], 设计了用于测试 M5 镍铁合金螺栓连接摩擦因数的装置, 见图 17。测试表明 CMCs 与螺栓连接的摩擦因数为 0.34~0.39, 由此确定螺栓连接结构的拧紧力矩, 保证了连接结构的强度。

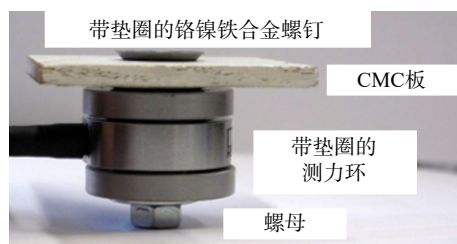


图 17 用于测试螺栓摩擦因数的试验装置^[54]

Fig. 17 Experimental setup for testing the coefficient of friction of bolts^[54]

除了预紧力影响连接结构强度, 还需要对连接结构进行复杂载荷下的振动特性进行试验验证。HiPOC 计划中对简化的燃烧室连接结构进行了振动测试, 见图 18, 将 CMCs 件与振动台通过所设计的“夹子”式螺栓连接, 金属辅助砝码模拟燃烧室结构质量。试验目标是研究连接系统是否能够承受燃烧室由于燃烧不稳定和热气复杂流动产生的振动载荷。对连接结构以 160 Hz 的特征频率振动 1、10、40 h 之后, 测试松开扭矩。结果表明连接结构在 40 h 内对热气测试期间的振动载荷显示出相当稳定的松动扭矩, 有良好的振动稳定性。

Wulz 等^[39]通过拉伸试验验证了所提出的 TSF 连接件强度和寿命, 在标准温度 820 °C 和极限温度 1150 °C 分别施加了拉伸载荷, 最大载荷为 15 kN, 冷却后均观察到连接结构处于良好状

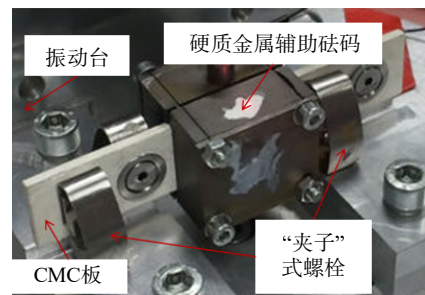


图 18 CMCs 连接结构振动台测试^[54]

Fig. 18 Shaker test of CMCs connection structure^[54]

态。同时进行了寿命测试, 试验样品在 $1150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、最大载荷为 15 kN 、全大气压条件下运行了约 9 h , 完成了 66 次试验循环, 如图 19 所示, 未出现损伤, 验证了 TSF 连接件的可行性。

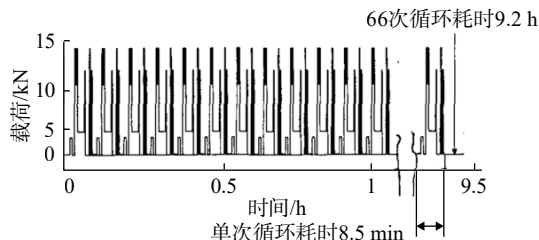


图 19 TSF 方案寿命预测^[39]

Fig. 19 Life prediction of TSF scheme^[39]

对于应用于发动机上的连接结构, 具体的试验验证要更加复杂。需要考虑连接结构的具体服役环境进行针对性的试验。日本 IHI 公司对 SiC_f/SiC 实心涡轮导向叶片进行了弯曲测试和整机测试^[55], 如图 20 所示, 弯曲测试证明叶片的断裂载荷 (4100 N) 要远大于实际运行中所承受的气动力 (575 N), 通过螺栓连接将实心 CMCs 导叶安装在 IHI-IM270 燃气轮机的第三级涡轮上进行了发动机测试。后续在整机测试中, 叶片在 $1050\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的进口温度下安全工作 413 h , 未出现损伤, 达到预期效果。

对于特殊设计的连接结构需要特殊的试验验证。NASA GRC (Glenn Research Center) 与 GE 公司对合作研制的 C_f/SiC 转子叶片根部榫头结构的

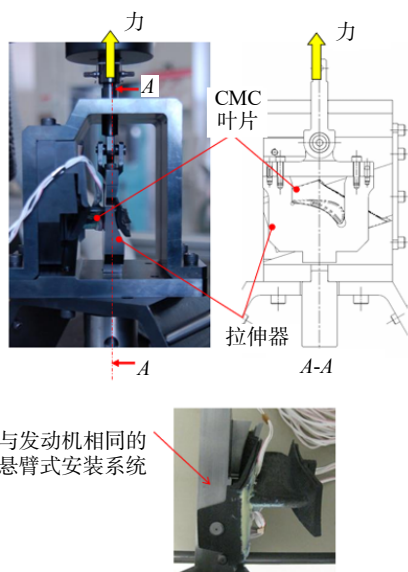


图 20 日本 IHI 公司制备的 CMCs 导叶弯曲试验^[55]

Fig. 20 CMCs guide vane flexure test prepared by

IHI in Japan^[55]

进行了拔出试验^[56], CMCs 叶片根部采用燕尾型榫头结构, 通过榫槽插接的方式固定在金属涡轮盘外环上, 通过榫卯互锁配合可以降低热膨胀系数不匹配对涡轮盘造成的影响。试验采用数字图像相关方法监测发现榫头损伤存在两种失效模式, 如图 21 所示, 第一种对称失效模式最终使颈部最短处贯穿失效, 第二种非对称失效模式使榫头单侧失效。

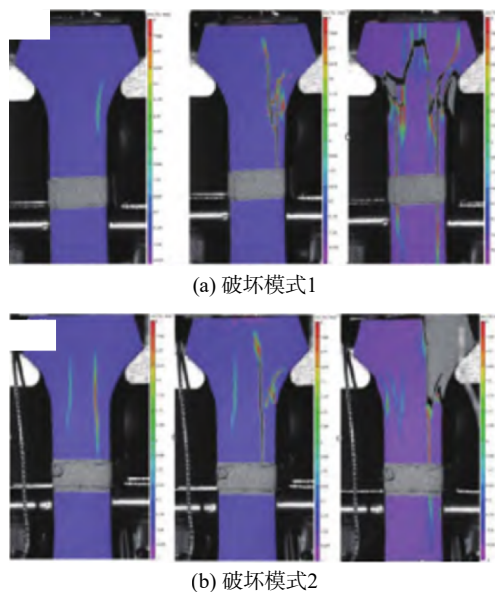


图 21 CMCs 涡轮叶片榫头拔出破坏模式^[56]

Fig. 21 Failure mode of CMCs turbine blade tenon pull-out^[56]

数值模拟与试验验证构成了 CMCs-金属连接技术从设计走向应用的基石。在仿真领域, 多尺度建模已成为精准捕捉复合材料非线性力学行为的关键手段, 宏观均质化模型与孔边细观损伤模型的结合, 较好地平衡了计算效率与模拟精度。以 Tsai-Wu、Hashin 和 Alvaro 等为代表的损伤模型, 分别从唯象和物理机制角度描述了 CMCs 的复杂失效行为。试验验证则涵盖了从基础的材料摩擦因数测试、组件级的预紧力松弛测试, 到振动、弯曲、热疲劳测试, 到子系统级的整机考核, 构成了一个逐级递进的阶梯验证。当前研究的瓶颈在于模型预测精度与试验验证能力的双向提升。在仿真层面, 如何将微观的界面损伤、氧化与环境退化效应耦合进宏观模型, 是实现长寿命精准预测的关键。在试验层面, 发展能在真实工况下对连接界面进行原位、定量监测的技术至关重要。

3 连接结构在发动机中的应用

目前, CMCs 在航空发动机热端部件的应用

广泛, 例如燃烧室火焰筒、涡轮导向叶片、涡轮叶片叶盘等^[57-59]均含有 CMCs 结构。这些结构的应用都离不开连接结构的设计, 其中关注较多的是 CMCs 燃烧室火焰筒以及 CMCs 导叶与金属的连接。

3.1 CMCs 火焰筒与金属结构连接

燃烧室是燃油和高温燃气混合燃烧的区域。燃烧室在高温、大载荷条件下工作, 持久的高温、不均匀的温度场导致燃烧室组件易发生不可逆的变形或热疲劳, 其载荷特征为高温持久和高温变

形。20 世纪 80 年代后的发动机中基本均采用环形燃烧室^[60], 采用 CMCs 火焰筒的燃烧室可以承受更高的热载荷和减轻结构质量^[61], 如图 22 是一种 CMCs 环形燃烧室^[62], 由 CMCs 内壁、CMCs 外壁和金属头部构成, 金属头部集成了燃料喷嘴旋流器等结构, 并在两端与 CMCs 内外壁通过金属套环与螺母加弹性垫片、弹性元件的方式连接。在 CMCs 环形燃烧室设计中, 一般需要考虑 CMCs 火焰筒内外壁与金属头部和尾部固定处的连接。

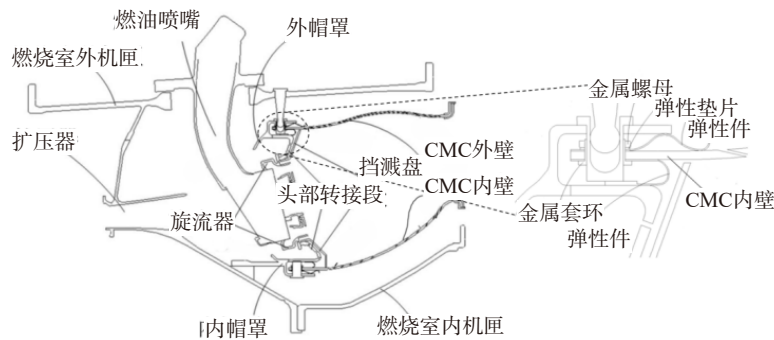


图 22 一种 CMCs 燃烧室结构^[62]

Fig. 22 A combustion chamber structure of CMCs^[62]

CMCs 材料除了用于燃烧室的火焰筒外壳, 也可以用于火焰筒内的衬片, 此时火焰筒壁由外层金属壁面和内部 CMCs 衬套组成, 如图 23 所示^[63], CMCs 固定在火焰筒内壁面直接与高温燃气接触, 利用其优异耐高温特性承受热载荷, 金属外壳承受结构力载荷, 并与上下游组件连接。CMCs 衬套和金属火焰筒壁间的缝隙可以流入空气, 对火焰筒进行冷却。需要考虑 CMCs 衬套与金属外壳的连接。通常采用在衬套上开通孔的形式, 设计特殊的螺栓结构连接。

杨眉等^[64]设计了一种 CMCs 燃烧室组件, 用于改善 CMCs 火焰筒和金属零件连接处因膨胀

量不同产生较大应力而导致结构失效的情况, 如图 24 所示, 连接结构采用了互锁配合和弹性过渡。在 CMCs 外壁头部固定件包括夹持爪与转接部, 它们通过螺栓连接, CMCs 外壁与金属头部通过夹持爪和夹持部夹紧互锁, 波形弹性件轴向抵住夹持爪和夹持部, 并允许夹持部径向滑动, 内壁以类似的形式与内罩连接。尾部的连接同样使用弹性件, 抵住尾部固定件, 并允许火焰筒轴向移动。因此, 火焰筒膨胀时, 头部释放径向约束, 尾部释放轴向约束, 共同释放变形能量, 且壁面和固定件间留有间隙, 可释放不匹配的热变形, 避免连接处的较大应力。

对于 CMCs 衬套和金属外壳的连接, Ozaki^[65]设计了一种不需在衬套开孔的连接方式如图 25 所示, 采用了弹性元件过渡连接方式。CMCs 衬套从外壁表面外伸出部分连接区域, 在 CMCs 外伸连接区域开孔, 通过带弹性元件的螺栓与金属外壳连接, 在燃烧室内温度升高的过程中, 外伸连接区域由于不直接与高温燃气接触, 避免了连接区域的高温热失配, 同时弹性件也有效释放了连接区域的热膨胀, 因此此结构有效提高了燃烧室衬套内表面的耐热性, 减少了连接结构数量, 有效减轻结构质量。

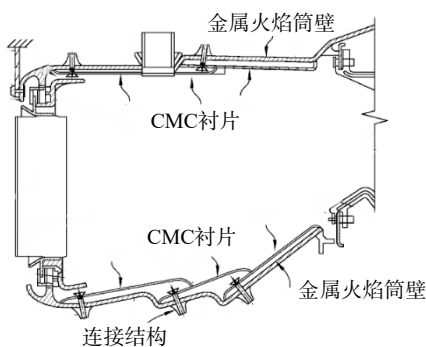
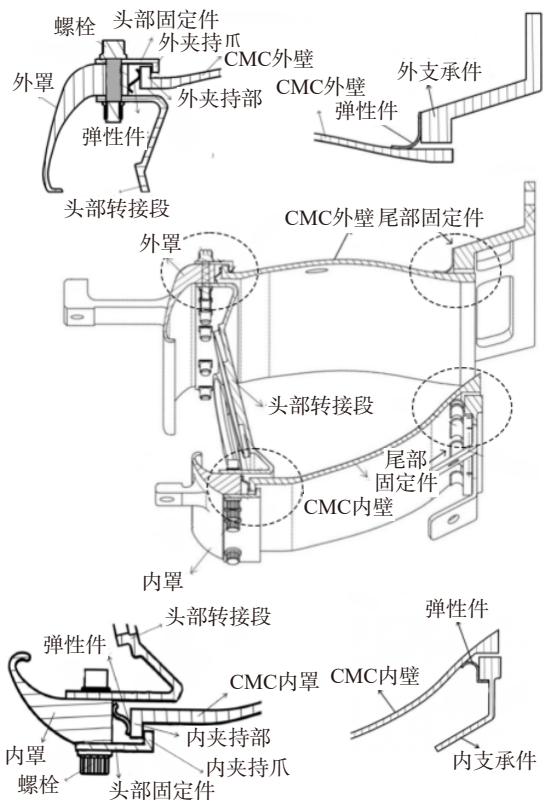
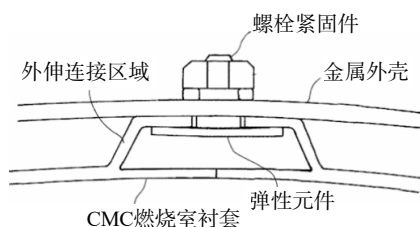
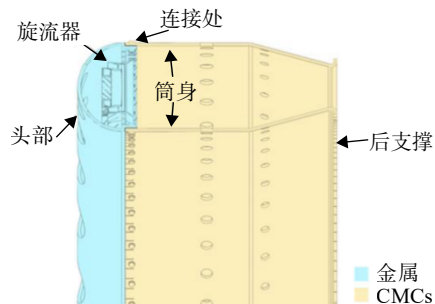
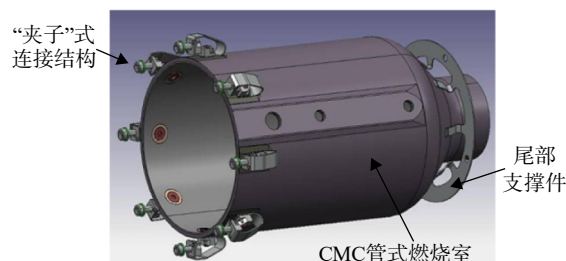


图 23 一种含有 CMCs 衬片的火焰筒结构^[63]

Fig. 23 A structure of flame barrel with CMCs lining^[63]

图 24 CMCs 火焰筒与金属内罩连接结构^[64]Fig. 24 Connection structure between CMCs flame barrel and metal inner cover^[64]图 25 无需衬套开孔的 CMCs 衬套连接结构^[65]Fig. 25 Connection structure of CMCs bushings without bushing openings^[65]

除了环形燃烧室, CMCs 管型火焰筒也需要考虑与金属的连接, 如图 26 所示, CMCs 管型火焰筒通常采用分体式设计, 在筒身采用 CMCs 材料, 而头部采用金属材料, 因此, 在连接结构设计上需要考虑与上游及下游的金属组件连接。图 27 是德国联邦教育和科技部制备出的 CMCs 管式燃烧室^[54], 采用过渡连接结构。上游的金属连接系统包括 8 个含两个螺栓的夹子式连接结构, 将燃烧室与上游的金属组件通过两个螺栓过渡连接。上游组件的轴向力通过轴向螺栓传递到连接结构, 再通过径向螺栓传递到 CMCs 火焰筒, 这种两个 90°相交的夹子式螺栓连接可以将两个互相垂直

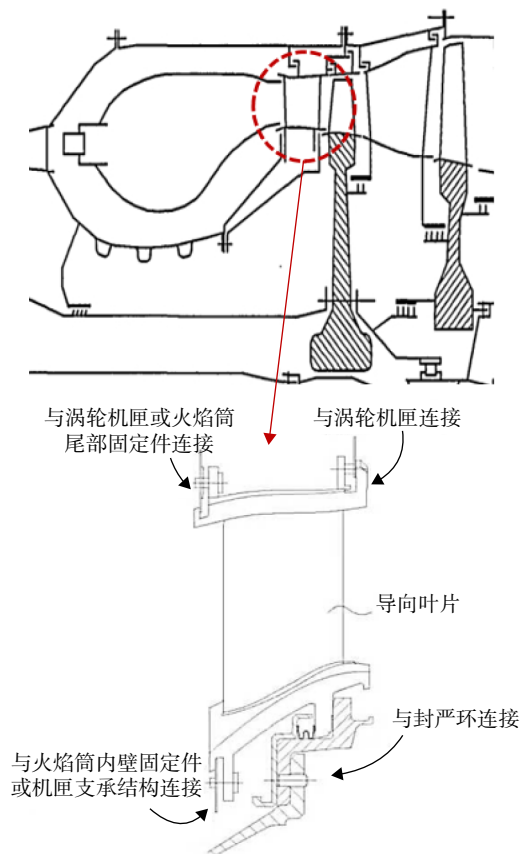
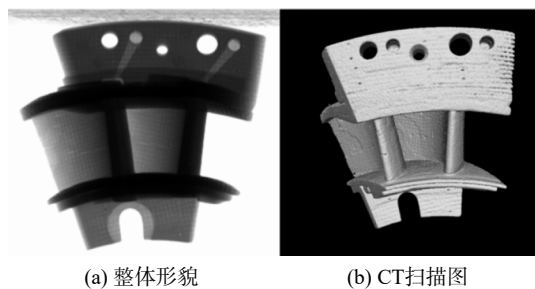
图 26 CMCs 火焰筒分体式设计结构^[46]Fig. 26 Split design structure of CMCs flame cylinder^[46]图 27 包含连接组件的 CMCs 火焰筒整体^[54]Fig. 27 Whole flame barrel of CMCs with connecting components^[54]

的面连接起来, 并通过应力多次传递卸载过渡的方式, 有效释放连接结构部分方向的约束, 释放热膨胀。

3.2 CMCs 涡轮导叶与金属结构的连接

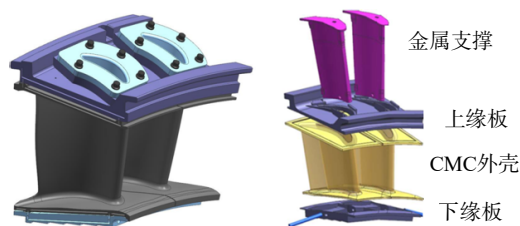
涡轮导叶位于燃烧室出口处, 承受高温、高速的燃气冲击, 载荷特征呈现热-气动-机械载荷的深度耦合。涡轮导叶耐热要求高, 使用 CMCs 可提高耐热性, 但同时连接结构的高温强度提出了更高的要求。高压涡轮导叶的内、外环靠燃烧室外机匣支撑, 因此导叶前端需要与火焰筒连接, 外环后端通常与涡轮机匣连接, 内环有时还需要与封严环连接。具体需要的连接结构如图 28 所示^[66]。CMCs 用作涡轮导叶片承力有限, 常在内部使用高温合金作为骨架增加强度, 因此 CMCs 叶片还需要考虑与内部金属结构进行连接。

涡轮导叶与机匣的连接通常采用在导叶上缘板开孔的方式, 与金属机匣通过螺栓连接。图 29 是西北工业大学制备的二维平纹机织 C_f/SiC 双联涡轮导叶^[67], 叶片为实心 CMCs 叶片, 上方大小不一的开孔为预留安装在机匣的螺栓孔。其中两个盲孔用于安装定位, 两个大螺栓孔用于穿过高强度螺栓, 直接固定 CMCs 导叶与金属机匣, 并对螺栓孔留足间隙预留热膨胀空间。一个锥形沉孔确保连接表面平整, 优化气动外形, 并分散对 CMCs

图 28 导叶连接结构示意图^[66]Fig. 28 Schematic diagram of guide vane connection structure^[66]图 29 C_f/SiC 双联涡轮导叶^[67]Fig. 29 C_f/SiC double-turbine guide vane^[67]

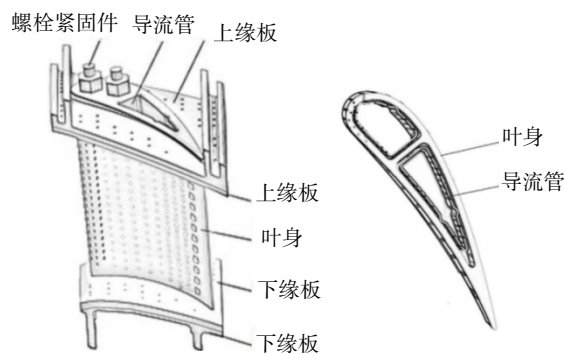
表面的应力。多个孔型设计通过分工与协同,共同确保了连接结构的强度。

CMCs 导叶与内部金属结构的连接,通常在螺栓连接的基础上,采用冷却手段降低连接区域的温度从而减轻高温热失配。GE 公司 2021 年采用 MI(melt infiltration)工艺制备了 SiC_f/SiC 涡轮导向叶片,见图 30^[68],该导叶片内部采用金属支撑作为承力结构,在外层 CMCs 与内部金属之间施加稀土硅酸盐环境阻隔涂层降低金属支撑的温度,通过降低连接结构的温度,来减轻高温对连接结构的影响,避免连接区域应力复杂而失效。

图 30 GE 公司设计与制备的金属-CMCs 涡轮导向叶片^[68]Fig. 30 Metal-CMCs turbine guide vanes designed and fabricated by GE Company^[68]

内部金属支承结构伸出安装边,通过导叶上的安装座,用 5 个螺栓和内部金属支撑与 CMCs 导叶外壳连接,多个螺栓避免应力集中,分散了应力,提高了连接结构承载强度。

宋伟等^[69]设计的一种陶瓷基复合材料涡轮叶片如图 31 所示,其叶身为空腔结构,叶身侧壁上开设了气膜孔,且在空腔结构中布置了金属导流管,向导流管中通入冷却气流可以降低导叶温度,减少气膜孔数量,降低对 CMCs 材料纤维完整性的破坏。金属导流管通过螺栓紧固件与叶身的根部和尖部连接,金属导流管侧壁具有多处 Ω 型波纹突出部位和多个鼓包,它们一方面可以实现定位,防止颤振带来的损伤,一方面波纹突出部位具有较大变形能力,可以依靠变形吸收金属导流管和 CMCs 叶身变形不协调产生的较大应力。通过冷却连接区域和弹性过渡,解决异质材料热失配问题。

图 31 内部含金属导流管的 CMCs 涡轮导叶^[69]Fig. 31 CMCs turbine guide vanes with metal deflector inside^[69]

从发动机应用实践来看,连接结构的设计逻辑始终遵循着功能驱动的原则。燃烧室部件由于其大尺度变形的特点,倾向于采用柔性连接与可释放约束的机构设计,如能释放约束的弹性波形环、柔性夹持机构以及具有多向自由度的“夹子”式连接;而涡轮导叶在协调热变形的同时,更需要保证气动外形的精确性与高周疲劳强度,因此

多采用锥形配合与多钉布局等更具刚性的连接方案。这种差异化的设计思路充分体现了工程应用中针对特定工况的定制化设计思维。成功的连接设计必然是针对部件的具体热、力、振动载荷环境、功能需求而进行的针对性设计,其有效性必须通过系统级的集成验证来最终确认。

4 结 论

陶瓷基复合材料与金属连接结构的研发已成为航空发动机热端部件研制的关键环节。为攻克异质材料热失配这一核心难题,已发展出过渡区域配合、间隙设计、互锁配合和热适配螺栓 4 大类设计思路。它们从材料、几何、结构等不同维度提出解决方案,并呈现出从被动补偿到主动适应、从单一优化到一体化设计的清晰演进脉络。高保真的多尺度仿真与多层次试验验证构成了本研究领域的的方法论基础,目前的突破点在于发展能够耦合环境效应、具备高预测精度的数字孪生模型,以及能够在极端环境下进行原位、定量测量的先进试验技术。未来,设计思路上将更加注重系统一体化思维,未来连接结构不再仅仅是机械固定的节点,而是演变为集热变形协调、力载荷传递、高温热防护、冷却气流组织于一体的多功能平台。例如,引入冷却导流管或环境热障涂层,是将热管理功能与机械连接深度融合;而将连接点从直接受高温燃气冲击的区域转移至温度较低的部位,则体现了在系统架构层面进行优化的设计思维。这些通过验证的结构表明,通过主动将连接设计与发动机的冷却、密封等系统协同考量,能够更有效地驾驭 CMCs 与金属的热失配矛盾,最终实现热端部件在极端环境下的长时、可靠服役。未来连接技术的进一步发展必将更紧密地与发动机的整体系统设计相交织,同时在保障连接可靠性时兼顾质量、成本、可制造性与可维护性,实现多目标协同优化,推动连接结构设计从实验室走向工程化,成为提升推进系统综合性能的关键一环。

参考文献:

- [1] 董晓琳,刘华伟.推重比 15~20 发动机总体结构关键技术探索[C]//中国航空学会第七届动力年会论文集.北京:中国航空学会,2010:4-6.
- [2] 王云.航空发动机原理[M].北京:北京航空航天大学出版社,2009.
- [3] Vedula V, Shi Jun, Jarmon D, et al. Ceramic matrix composite turbine vanes for gas turbine engines[R]. ASME GT2005-68229, 2005.
- [4] 周永军,王瑞丹.镍基超合金的发展和研究现状[J].沈阳航空工业学院学报,2006,23(1):35-37.
Zhou Yongjun, Wang Ruidan. Development and research status of Ni-base superalloy[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2006, 23(1): 35-37. (in Chinese)
- [5] 李爱兰,曾燮榕,曹腊梅,等.航空发动机高温材料的研究现状[J].材料导报,2003,17(2):26-28.
Li Ailan, Zeng Xierong, Cao Lamei, et al. Current status of research on high temperature materials for advanced aircraft engines [J]. Materials Review, 2003, 17(2): 26-28. (in Chinese)
- [6] 熊昆,徐光亮,李冬梅.SiC 复相陶瓷的强化增韧趋势[J].稀有金属,2008,32(1):101-106.
Xiong Kun, Xu Guangliang, Li Dongmei. Trend of reinforcing silicon carbide ceramic composites[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2008, 32(1): 101-106. (in Chinese)
- [7] 魏大盛,王延荣,李伟.预置裂纹定向凝固高温合金叶片的断裂特征分析[J].推进技术,2008,29(1):89-92.
Wei Dasheng, Wang Yanrong, Li Wei. Analysis for fracture characteristic of pre-cracked directionally solidified turbine blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 89-92. (in Chinese)
- [8] 杨宏宝,李京龙,熊江涛,等.陶瓷基复合材料与金属连接的研究进展[J].焊接,2007(12):19-23.
Yang Hongbao, Li Jinglong, Xiong Jiangtao, et al. Progress in joining ceramic matrix composites to metals[J]. Welding & Joining, 2007(12): 19-23. (in Chinese)
- [9] 《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册第 2 卷:变形高温合金 铸造高温合金[M].2 版.北京:中国标准出版社,2002.
- [10] 张硕.SiC_p/SiC 复合材料拉压双模量行为及本构模型研究[D].北京:北京航空航天大学,2022.
Zhang Shuo. Study on tension-compression bimodular behavior and constitutive model of SiC_p/SiC composites[D]. Beijing: Beihang University, 2022. (in Chinese)
- [11] Böhrk H, Beyermann U. Secure tightening of a CMC fastener for the heat shield of re-entry vehicles[J]. Composite Structures, 2010, 92(1): 107-112.
- [12] 管建军,孙一伦,张大群,等.高温下工作螺栓预紧状态变化研究及应对措施[J].轻工机械,2013,31(5):104-107.
Guan Jianjun, Sun Yilun, Zhang Daqun, et al. Research on pre-tightened status' change of bolt under high temperature and counter-measures[J]. Light Industry Machinery, 2013, 31(5): 104-107. (in Chinese)
- [13] 王成华,杨阳,康强,等.一种新型刚度退化模型及复合材料结构渐进损伤分析的通用方法实现[J].工程力学,2016,33(4):17-23.
Wang Chenghua, Yang Yang, Kang Qiang, et al. A stiffness degradation model and a general method for progressive failure analysis of composite structures[J]. Engineering Mechanics, 2016, 33(4): 17-23. (in Chinese)
- [14] Zhou Song, Wang Zhenqing, Zhou Jiansheng, et al. Experimental and numerical investigation on bolted composite joint made by vacuum assisted resin injection[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 45(1): 1620-1628.
- [15] 王佩艳,王富生,朱振涛,等.复合材料机械连接件的三维累积损伤研究[J].机械强度,2010,32(5):814-818.
Wang Peiyan, Wang Fusheng, Zhu Zhentao, et al. 3d numerical calculation of damage accumulation for composite single bolted

- joint[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2010, 32(5): 814-818. (in Chinese)
- [16] 田新鹏, 李金强, 郭章新, 等. 复合材料层合板在不同温度场中的热屈曲行为[J]. *太原理工大学学报*, 2016, 47(2): 264-269.
Tian Xinpeng, Li Jinqiang, Guo Zhangxin, et al. The thermal buckling behavior of composite laminated panels under uniform and non-uniform temperature distribution[J]. *Journal of Taiyuan University of Technology*, 2016, 47(2): 264-269. (in Chinese)
- [17] 邹鹏, 倪迎鸽, 毕雪, 等. 胶螺混合连接在复合材料结构中的研究进展[J]. *航空工程进展*, 2021, 12(1): 1-12.
Zou Peng, Ni Yingge, Bi Xue, et al. Research development on bonded-bolted hybrid joint in composite structure[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2021, 12(1): 1-12. (in Chinese)
- [18] 孙其永, 李嘉禄, 焦亚男. 三维编织物的缝合连接技术研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2008(3): 50-52.
Sun Qiyong, Li Jialu, Jiao Yanan. Investigation on stitching joint technology of 3d braided preforms[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2008(3): 50-52. (in Chinese)
- [19] 赵刚. 碳纤维/聚醚醚酮复合材料的电阻焊接研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2023.
Zhao Gang. Study on resistance welding of carbon fiber/polyetheretherketone composite[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2023. (in Chinese)
- [20] 谢鸣九. 复合材料连接[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011: 135.
- [21] 刘元丹, 王仪松, 李剑, 等. 螺栓实用防松方法[J]. *船舶工程*, 2024, 46(增刊 1): 441-444, 449.
Liu Yuandan, Wang Yisong, Li Jian, et al. Practical anti-loosening method of bolts[J]. *Ship Engineering*, 2024, 46(Sup 1): 441-444, 449. (in Chinese)
- [22] 吴泽帆. 负膨胀钛合金垫片热膨胀行为分析及螺栓结构优化设计[D]. 东莞: 东莞理工学院, 2024.
Wu Zefan. Analysis of the thermal expansion behavior of negative expansion titanium alloy washers and optimization of bolted structure design[D]. Dongguan: Dongguan University of Technology, 2024. (in Chinese)
- [23] 罗瑞盈, 杨晓恬, 黄鹏. 一种适用于空天飞行器高性能发动机具有多层结构的进气道及其制备方法: CN202411329068.4[P]. 2024-11-29.
- [24] 张禄, 陈贤清, 葛海浪, 等. 一种组合式脉冲爆震发动机陶瓷基复合材料燃烧室: CN202310729473.4[P]. 2025-02-14.
- [25] Morrison J A, Lane J E. Attachment for ceramic matrix composite component: US20100263194A1[P]. 2010-10-21.
- [26] Sander D J, Duerm S O. Attachment apparatus for ceramic matrix composite materials: WO2014035613A2[P]. 2014-03-06.
- [27] Berestecki S B. Apparatus for attaching a ceramic member to a metal structure: US4438626A[P]. 1984-03-27.
- [28] 邓文亮, 唐虎, 成竹. 温度对复合材料与金属混合结构钉载分配的影响[J]. *工程与试验*, 2018, 58(3): 27-30.
Deng Wenliang, Tang Hu, Cheng Zhu. Influence of temperature on nail load distribution of composite and metal structures[J]. *Engineering & Test*, 2018, 58(3): 27-30. (in Chinese)
- [29] Schiavo A L, Keller D A, Gonzalez M F, et al. CMC to metal attachment mechanism: US20080178465A1[P]. 2008-07-31.
- [30] Revel T, Carrere B, Conete E, et al. Assembly providing a connection that is self-tightening with temperature: US9267531B2[P]. 2016-02-23.
- [31] Hänsel D, Hald H, Rühle F, et al. Development of a joining method for high temperature constructions[R]. Singapore: International Conference on Materials for Advanced Technologies, 1999.
- [32] Zhang Shuo, Shen Xiuli, Li Ziyi, et al. Strength analysis of two-dimensional ceramic-matrix-composite guide vane based on bimodulus constitutive model[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(11): 6420-6435.
- [33] 赵云松, 骆宇时, 王尧, 等. 陶瓷基复合材料与单晶高温合金的多联体导叶及制备方法: CN116906126A[P]. 2023-10-20.
- [34] Sampath K, Vukanti P, Naik P, et al. Combustion liner assembly: US20230296251A1[P]. 2023-09-21.
- [35] Kramer S K. Mounting a ceramic component to a non-ceramic component in a gas turbine engine: EP4060237A1[P]. 2020-10-02.
- [36] Sawyer J W, Blosser M L, McWithey R R. Derivation and test of elevated temperature thermal-stress-free fastener concept[R]. Hampton: 2nd Symposium on Welding, Bonding and Fastening, 1985.
- [37] Blosser M. Thermal-stress-free fasteners for joining orthotropic materials[R]. AIAA-1987-1609, 1987.
- [38] 谭志勇, 费庆国, 吴宏伟, 等. 复合材料与高温合金螺栓连接的热适配技术[J]. *东南大学学报(自然科学版)*, 2017, 47(2): 337-342.
Tan Zhiyong, Fei Qingguo, Wu Hongwei, et al. Thermal adaptive technique for connecting composite material and high-temperature alloy bolt[J]. *Journal of Southeast University (Natural Science Edition)*, 2017, 47(2): 337-342. (in Chinese)
- [39] Wulz H, Stark H, Trabandt U. Joining and load transfer technology for hot CMC structures[R]. AIAA-2000-2435, 2000.
- [40] 张中原. 复合材料螺栓连接热适配技术研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2019.
Zhang Zhongyuan. Study on thermal adaptation technology of composite material bolt connection[D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2019. (in Chinese)
- [41] Zhao Shuyuan, Dong Jianglong, Lv Chao, et al. Thermal mismatch effect and high-temperature tensile performance simulation of hybrid CMC and superalloy bolted joint by progressive damage analysis[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020, 2020: 8739638.
- [42] Zhao Shuyuan, Sun Qian, Zhang Yumin, et al. Parametric influences of geometric dimensions on high temperature mechanical behaviors and damage mechanisms of ceramic matrix composite and superalloy double bolted joints[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2022, 2022: 7169123.
- [43] Li Guangde, Wu Xinfeng, Zhang Changrui, et al. Theoretical simulation and experimental verification of C/SiC joints with pins or bolts[J]. *Materials & Design*, 2014, 53: 1071-1076.
- [44] Zhao Libin, Yang Wen, Cao Tiancheng, et al. A progressive failure analysis of all-C/SiC composite multi-bolt joints[J]. *Composite Structures*, 2018, 202: 1059-1068.
- [45] 阙权庆. C/SiC 复合材料螺栓连接结构热力耦合及拉伸强度分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
Que Quanqing. The thermo-structural and tensile strength analysis of C/SiC composite bolted joints[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [46] 韩笑. 陶瓷基复合材料/金属连接结构高温力学行为研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.
Han Xiao. Study on the mechanical behavior of ceramic matrix composite materials/metal joints at high temperature[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023. (in Chinese)

- [47] Karakuzu R, Taylak N, İçten B M, et al. Effects of geometric parameters on failure behavior in laminated composite plates with two parallel pin-loaded holes[J]. *Composite Structures*, 2008, 85(1): 1-9.
- [48] 朱宝城. CMCs 螺栓结构的细观失效机理分析与损伤数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
Zhu Baocheng. Analysis of microscopic failure mechanism and numerical simulation of damage of CMCs bolt[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [49] Park M K, Bahk S. A computational investigation on metal/ceramic joints under thermal cyclic loadings[J]. *Key Engineering Materials*, 2000, 183/184/185/186/187: 529-534.
- [50] Dhimole V K, Yu G, Cho C. Failure assessment of braided ceramic matrix composite dovetail turbine blade under thermo-mechanical load[J]. *Journal of the Korean Ceramic Society*, 2024, 61(6): 1278-1290.
- [51] 郝秉磊, 殷小玮, 刘小瀛, 等. C/SiC 陶瓷基复合材料螺栓连接件的振动响应特性及防松性能[J]. *复合材料学报*, 2014, 31(3): 653-660.
Hao Binglei, Yin Xiaowei, Liu Xiaoying, et al. Vibration response characteristics and looseness-proof performances of C/SiC ceramic matrix composite bolted fastenings[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(3): 653-660. (in Chinese)
- [52] 方自文. 螺栓连接复合材料板的振动特性建模及其模型修正[D]. 沈阳: 东北大学, 2020.
Fang Ziwen. Vibration characteristics modeling and model updating of bolted composite plates[D]. Shenyang: Northeastern University, 2020. (in Chinese)
- [53] Trabandt U, Schmid T, Wulz H G. CMC nose skirt panels combined with metallic fasteners, a new TPS technology for X-38 and CRV[R]. Rio de Janeiro, Brazil: 51st International Astronautical Congress, 2000.
- [54] Gerendás M, Wilhelmi C, Machry T, et al. Development and validation of oxide/oxide CMC combustors within the HiPOC program[R]. ASME GT2013-94679, 2013.
- [55] Watanabe F, Nakamura T, Mizokami Y. Design and testing for ceramic matrix composite turbine vane[R]. ASME GT2017-63264, 2017
- [56] Dale D, Ruschau A. NASA HyTEC CMC turbine blade durability [R]. NASA/20230008139, 2023.
- [57] 邹豪, 王宇, 刘刚, 等. 碳化硅纤维增韧碳化硅陶瓷基复合材料的发展现状及其在航空发动机上的应用[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(15): 76-84, 91.
Zou Hao, Wang Yu, Liu Gang, et al. Development situation and application of SiC/SiC ceramic matrix composites in aeroengine[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(15): 76-84, 91. (in Chinese)
- [58] DiCarlo J A, van Roode M. Ceramic composite development for gas turbine engine hot section components[R]. ASME GT2006-90151, 2006.
- [59] Li Longbiao. Thermomechanical fatigue of ceramic-matrix composites[M]. Weinheim: Wiley-VCH, 2019: 1-10.
- [60] 洪杰, 马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构与设计[M]. 北京: 科学出版社, 2021.
- [61] 李龙彪. 陶瓷基复合材料在航空发动机应用与适航符合性验证研究进展[J]. *复合材料学报*, 2025, 42(1): 54-87.
Li Longbiao. Research progress on application and airworthiness compliance validation of ceramic-matrix composites in aeroengines[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2025, 42(1): 54-87. (in Chinese)
- [62] 李强, 李彬, 易琪. 一种燃气轮机的燃烧室及其 CMC 火焰筒: CN113898976A[P]. 2022-11-11.
- [63] Graves C B, Cummings W G, Bennett R N, et al. Shell and tiled liner arrangement for a combustor: WO2014149108A1[P]. 2014-09-25.
- [64] 杨眉, 王西, 王嘉平. 燃烧器组件: CN220828870U[P]. 2023-08-22.
- [65] Ozaki Y. Combustor for gas turbines: WO2018087878A1[P]. 2018-05-17.
- [66] 谭思博, 刘国库, 尤宏德. 一种高压涡轮导向叶片柔性连接结构: CN113236374B[P]. 2023-01-17.
- [67] Liu Xiaochong, Guo Xiaojun, Xu Youliang, et al. Cyclic thermal shock damage behavior in CVI SiC/SiC high-pressure turbine twin guide vanes[J]. *Materials*, 2021, 14(20): 6104.
- [68] Delvaux J, Weber J. High temperature CMC nozzles for 65% efficiency[R]. Washington: Department of Energy, 2021.
- [69] 宋伟, 王维岩, 吴法勇, 等. 一种航空发动机中涡轮导向叶片: CN202211420411.7[P]. 2023-05-09.

(编辑: 秦理曼)