DOI: 10.3969/j.issn.1000-6826.2026.04.1562

迈向商业航天新时代：极端环境金属材料服役行为的挑战与展望

Toward a New Era of Commercial Spaceflight: Challenges and Prospects for Metallic Materials in Extreme Environments

供稿|刘文萍，付仕明，张景旭 / LIU Wenping, FU Shiming, ZHANG Jingxu

内容导读

商业航天快速发展，尤其是可重复使用火箭技术不断成熟，使航天金属材料面临更严苛的服役考验。火箭发动机、贮箱、箭体结构和空间部件不仅要承受高温燃气冲刷、深低温循环、强烈振动，还要面对空间辐照和原子氧侵蚀等复杂环境。本文围绕商业航天中的关键金属材料，梳理了镍基高温合金、铜合金、难熔金属、钛合金、不锈钢和铝锂合金等典型材料的应用特点，分析了它们在极端环境下可能出现的烧蚀、疲劳、开裂、腐蚀和性能退化等问题。同时，文章从合金设计、组织调控、表面防护、增材制造和寿命预测等方面，总结了提升材料服役寿命的主要思路。研究表明，商业航天材料选择正在从单纯追求高性能，逐步转向性能、成本和可制造性的综合平衡。增材制造等新技术也在改变航天零部件的设计和生产方式。对于我国商业航天材料产业而言，未来不仅要提升高端合金的国产化能力，还需要加强材料应用验证、批量制造和供应链协同能力。

商业航天作为航天技术与市场经济深度融合的新兴产业形态，正以前所未有的速度重塑全球航天产业格局。据统计，2025 年全球航天发射次数达 329 次，连续 3 年刷新年度纪录，其中商业发射占比逾 70%[1]。同年，中国商业航天市场规模达到 2.83 万亿元，预计 2026 年有望突破 3.5 万亿元，产业已从技术验证期迈入规模化发展期[2]。可重复使用运载火箭技术的突破是驱动这一变革的核心力量——以 SpaceX 猎鹰 9 号为例，其单枚助推器复用次数已超过 30 次，低地球轨道发射成本从航天飞机时代的约 65000 美元/kg 降至约 2500 美元/kg，降幅逾 95%[3]，如图 1 所示[3]。中国商业火箭的降本路径同样清晰：从 2025 年一次性发射的约 3.4 万元/kg，通过一子级复用与不锈钢箭体升级等技术迭代，预计至 2030 年可逼近 0.5 万元/kg[3]。

金属材料作为航天装备的结构性与功能性基础，其性能直接决定了运载能力、在轨寿命与任务经济性。与传统一次性航天器不同，商业航天装备，尤其是可重复使用运载火箭，要求金属材料在极端服役环境下经受数十次乃至上百次循环使用。

作者单位：成都星际太空探索科技有限公司，北京　100190

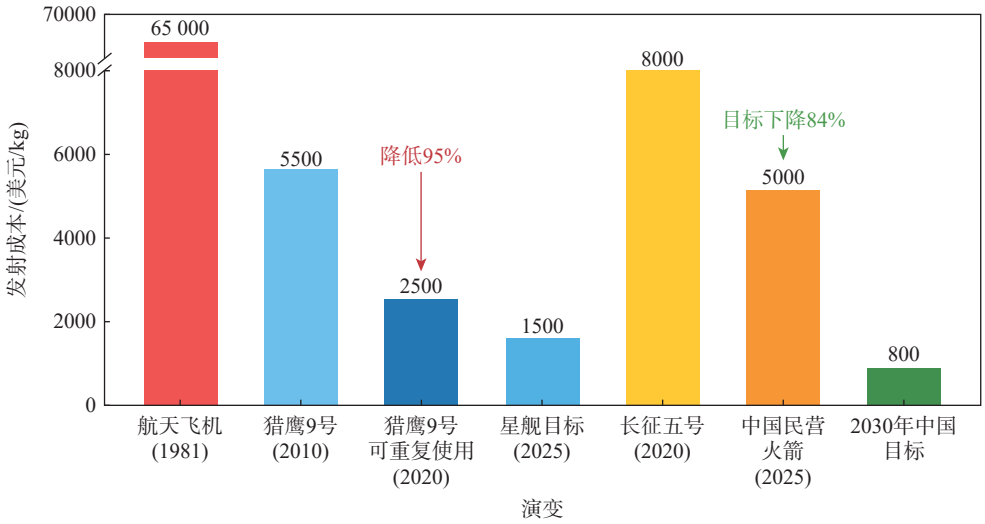

图 1　国内外商业航天发射成本演变趋势

以液氧甲烷发动机为例，推力室、燃烧室需承受 3000 ℃以上的超高温燃气冲刷与 20 MPa 以上的高压载荷，同时经历多次点火–关机引发的剧烈热震循环；火箭一子级在返回再入过程中需耐受 1000 ℃以上的气动加热；低轨卫星结构则需长期暴露于高低温交变、空间辐照及原子氧侵蚀等复合空间环境因素的协同损伤作用之下[4]。上述极端工况对材料的抗疲劳性能、抗蠕变能力及组织稳定性提出了远超传统航天材料的严苛要求。

鉴于此，本文围绕商业航天极端环境用金属材料，系统梳理其材料体系构成，深入分析其在极端环境下的服役行为与失效机理，评述其延寿技术策略与先进制造工艺进展，并对国内外产业格局进行对比，以期为我国商业航天材料技术的自主创新与工程应用提供参考。

深空极端环境特征与材料服役要求

多场耦合极端环境

商业航天器在全任务周期中面临多重极端环境的耦合作用。低地球轨道的高真空环境（压力低至 1.33×10^{-5}~1×10^{-10} Pa）导致金属表面吸附气体解附、氧化膜分解，同种金属接触面在无氧化膜阻隔的条件下易发生原子相互扩散，诱发“冷焊”现象，直接威胁活动机构的可靠性[5]。在 200~900 km 高度区间，以约 8 km/s 轨道速度运行的航天器遭遇的原子氧通量可达 10^{14}~10^{15} atoms/(cm^2·s)，其约 5 eV 的碰撞能量足以对铜、银等活性金属表面产生显著的氧化剥蚀效应，侵蚀速率可达 μm/a 量级[6]。

高低温交变构成另一关键环境因素。轨道运行期间，航天器向阳面温度可达 120 ℃以上，背阴面可降至−180 ℃以下，单次轨道周期内的温差跨度逾 300 ℃；再入阶段气动加热可使再入舱体表面温度接近 1650 ℃[7]。周期性温度波动在材料内部产生循环热应力，长期热循环累积将诱发疲劳裂纹萌生与扩展。空间辐射环境则包含银河宇宙射线、太阳粒子事件及范艾伦辐射带捕获粒子，高能质子与重离子通过原子位移损伤机制破坏金属晶格完整性，导致辐照硬化、脆化及肿胀等退化行为[8]。上述环境因素并非孤立作用——已有研究表明，原子氧侵蚀与热循环的协同效应可使材料质量损失速率数倍于单一因素的线性叠加结果[9]，这对材料服役性能评价方法提出了更高层次的要求。

材料性能指标体系与评价方法

面对上述极端环境，航天金属材料需满足“五高一低”的综合性能指标要求，即超高模量、高导热、高抗辐射、高强度、高耐热性及低密度[10]。可重复使用火箭的兴起进一步推动材料评价范式从关注“抗单次极端”向“抗多次循环”转变，材料在反复热–机械循环中的累积损伤演化与寿命预测成为核心科学问题。

地面模拟试验是评价材料服役性能的主要手段。热真空试验依国际标准化组织（ISO 24412: 2023）标准在地面复现空间真空与热辐射环境，原子氧试验遵循 ASTM E2089—15（2020）标准，超高速撞击试验则采用二级轻气炮实现 2~9 km/s 的速度模拟[11]。在轨暴露试验是验证材料空间环境适应性的最终手段——美国国家航空航天局（NASA）的材料国际空间站实验系列试验自 2001 年以来已在国际空间站外部测试逾 4000 个材料样品[12]；中国空间站自 2022 年部署材料舱外暴露试验装置以来，已成功开展多批次暴露试验，包括国际首次高性能不锈镁合金的空间暴露测试[13]。当前航天材料的认证周期可达 18~24 个月，合规成本占总开发费用的 15%~25%，与商业航天快速迭代需求之间的矛盾日益凸显。在此背景下，材料验证策略正从“长周期地面模拟+少量在轨验证”向“加速地面筛选+高频次在轨迭代”方向演进，敏捷验证能力已成为新的技术竞争壁垒。

关键金属材料体系与服役行为

镍基高温合金

镍基高温合金凭借其优异的高温强度、抗氧化性能及抗蠕变能力，是液体火箭发动机热端部件目前不可替代的关键结构材料。在先进航天动力装置中，高温合金用量占发动机总重量的 40%~60%，其性能水平在很大程度上决定了发动机的推重比与可靠性[14]。固溶强化型 GH3030（80Ni–20Cr）在 800 ℃以下具备优异高温强度和良好的冷热疲劳性能，广泛用于燃烧室喷注器面板；沉淀强化型 GH4169（对应国际牌号 Inconel 718）长期使用温度范围覆盖−253~650 ℃，短期使用温度可达 700 ℃，在 650 ℃以下的屈服强度居变形高温合金首位，是涡轮盘、叶片及燃烧室壳体的核心选材[15]。单晶高温合金 DD6 通过定向凝固工艺完全消除横向晶界，使高温持久性能显著优于等轴晶和柱状晶组织；粉末高温合金 FGH4096 则利用粉末冶金工艺克服铸造偏析问题，晶粒细小、成分均匀，已成为高性能涡轮盘的首选制备路线[16]。

在服役行为方面，液体火箭发动机燃烧室内燃气温度最高可达 4000 K，喉部热流密度峰值达 140 MW/m^2，现有金属材料无法直接承受如此极端工况，必须依赖再生冷却结构与热障涂层的协同防护[17]。热障涂层系统通过 NiCoCrAlTaY 黏结层与陶瓷隔热层的功能梯度组合，可使基体金属实际工作温度降低 100~300 ℃。可重复使用工况对高温合金的疲劳性能提出了更高要求——当发动机推力由 120 t 级提升至 300 t 级以上时，核心热端部件服役温度可达 750 ℃，转动件材料强度需达 1500 MPa 级，静止件材料强度需达 1300 MPa 级[18]。Haynes188 钴基高温合金在氢气压 35 MPa、应变幅值 1.0% 的条件下可经受高达 1000 次循环加载，展现出优异的热疲劳抗力，为可重复使用发动机热端部件的选材提供了重要参考[19]。

高强高导铜合金

铜合金凭借其极高的热导率（室温下约 400 W/(m·K)），在液体火箭发动机推力室内壁中占据不可替代的核心地位。CuCrZr 合金是目前应用最广泛的高强高导铜合金，室温抗拉强度 480~620 MPa，导电率 4.939×10^7 S/m，导热系数 320~330 W/(m·K)[20]。然而，CuCrZr 合金在 500 ℃以上会发生过时效软化，沉淀相粗化导致强度急剧衰减，限制了其在长寿命可重复使用发动机中的进一步应用。针对这一问题，NASA 格伦研究中心开发的 GRCop 系列合金（CuCrNb）以 Cr_2Nb 金属间化合物作为弥散强化相，在 400~800 ℃温度区间内的强度显著优于 CuCrZr，其中 GRCop-84 在 700 ℃仍可保持 105 MPa 以上的抗拉强度[21]。

推力室内壁是铜合金最核心的应用部位，需直面超过 3000 ℃的超高温燃气冲刷，通过再生冷却结构将自身壁温控制在 600~800 ℃的允许范围内。在国内，斯瑞新材自主研发的 CuCrNb 及 CuCrZr 合金针对这一严苛服役工况，实现了耐受 3000 ℃级燃气冲刷环境、抗热震的核心性能指标，导电率 4.939×10^7 S/m，抗拉强度 540~620 MPa，在液氧甲烷发动机推力室市场占有率约 62.76%（据上交所公告），已通过多次飞行验证[22]；铂力特使用六激光 BLT-S615 设备成功增材制造了 ϕ502 mm×946 mm 的 CuCrZr 推力室内壁，集成复杂内部冷却流道，标志着增材制造技术在大型铜合金构件领域的重大突破[23]。

难熔金属及其合金

难熔金属在航天推进系统极端高温部位具有不可替代性。C103 铌合金（Nb–10Hf–1Ti）熔点约为 2350 ℃，在 1100 ℃以上具有比大多数镍基合金更优的比强度，自阿波罗计划以来一直是真空喷管延伸段的首选材料，其韧性–脆性转变温度（约−150 ℃）和优异焊接性能使其在难熔金属中独具优势[24]。SpaceX 的 Merlin 真空版喷管延伸段大量采用 C103 铌合金，西部材料通过控股子公司西诺稀贵成为 SpaceX 在中国大陆地区唯一的 C103 铌合金核心供应商，占其供应链份额逾 70%[25]。

铼–铱推力室利用铼和铱的互补优势实现高温抗氧化协同：铼基体（熔点 3186 ℃）提供结构支撑，在 2200 ℃仍可保持 48 MPa 强度；铱涂层提供抗氧化保护，高温下氧渗透率极低，氧化速率比铼低约 3 个数量级，且二者热膨胀系数匹配良好[26]。NASA 在旅行者号、卡西尼号及新视野号等深空探测任务中均采用铼–铱合金推力室，工作温度可达 2204 ℃，比冲较铌材料方案提高 10~20 s，并取消了液膜冷却结构[27]。钨–铜复合材料则用于火箭喷嘴高温区。据行业分析报告，SpaceX 在猛禽系列发动机中以 W–Cu 复合棒替代 Inconel 718，显著提升了喷嘴的循环寿命[28]。难熔金属加工面临超高熔点与室温脆性的根本性挑战，新型 Y 改性高熵难熔金属硅化物涂层在 2100 ℃持续 180 s 烧蚀后保持近零损伤，代表了抗氧化涂层技术的前沿方向[29]。

钛合金

钛合金凭借其高比强度、良好耐腐蚀性及宽温域适应性，在商业航天器中发挥着不可替代的作用。TC4（Ti–6Al–4V）是应用最广泛的基准钛合金，长期使用温度范围 300~350 ℃，航空航天用钛合金关键零部件中 TC4 占比超过 90%[30]。近 α 型 TA15 钛合金因高比强度和良好塑性变形能力，广泛用于发动机机匣与压气机盘。Ti65 高温钛合金通过成分优化将服役温度提升至 650 ℃，成为目前变形钛合金中服役温度最高的牌号，有望拓展钛合金在热端部件中的应用边界[31]。表 1 汇总了商业航天用主要钛合金牌号及性能对比。

表 1　航天用钛合金主要牌号及性能对比

牌号	类型	主要成分	抗拉强度/MPa	长期使用温度/℃	典型应用
TA7	α型	Ti–5Al–2.5Sn	686~793	~500	液氢/液氧贮箱、低温管路
TA15	近α型	Ti–6Al–2Zr–1Mo–1V	900~1100	450~500	发动机机匣、压气机盘/叶片
TA19	近α型	Ti–6Al–2Sn–4Zr–2Mo	~1000	~500	涡轮泵叶轮、高温承力件
TC4	α+β型	Ti–6Al–4V	900~1100	300~350	火箭发动机壳体、卫星框架、紧固件
TC11	α+β型	Ti–6.5Al–3.5Mo–1.5Zr–0.3Si	900~1100	~400	发动机壳体、卫星框架
TB6	β型	Ti–10V–2Fe–3Al	>1100	<300	高强度紧固件、起落架活塞杆
Ti65	近α型	Ti–5.9Al–4.0Sn–3.5Zr–0.4Mo–0.4Nb–1.0Ta–0.4Si	>1100	650	新一代高温发动机部件

在火箭发动机领域，蓝箭航天朱雀三号的涡轮泵、壳体等关键部位采用 TC4/TA15 钛合金制造；天工股份开发的 TA19 钛合金涡轮泵叶轮较传统材料减重 40% 以上，抗疲劳寿命提升 3 倍。在卫星结构领域，采用钛合金结构的卫星设计寿命可从 5 a 提升至 15 a，其在原子氧环境中的腐蚀速率仅为铝合金的 1/20。增材制造技术正在深刻变革钛合金的航天部件的制造模式——SpaceX 猛禽系列发动机依托 3D 打印技术将关键部件制造成本降低近 90%，材料利用率从 30% 升至 95% 以上，生产周期从 6 个月压缩至 1 个月[32]。

高强度不锈钢与铝锂合金

可重复使用火箭箭体结构材料正经历从传统铝合金向高强度不锈钢和铝锂合金的技术迭代。304L 不锈钢凭借 1398~1454 ℃的熔点与优异的低温强度，可在一定程度上直接参与再入阶段的热载荷承载，从而显著降低对复杂热防护系统的依赖。SpaceX 星舰选用 304L 不锈钢及自研 30X 合金，材料成本从碳纤维复合材料的 135~200 美元/kg 降至 3~5 美元/kg，降幅逾 95%；30X 合金在低温下强度增强约 50%，在深冷温区的比强度略优于碳纤维复合材料。

铝锂合金方面，每添加 1%（质量分数）锂可使合金密度降低约 3%、弹性模量提升约 6%，同时减重效益显著[33]。第三代铝锂合金 2195 在 20 K（液氢温度）下的极限抗拉强度达 859 MPa，较其室温强度提高约 39.9%，同时保持良好延展性，表现出独特的“低温强化”效应。SpaceX 猎鹰 9 号贮箱采用 2198 铝锂合金搅拌摩擦焊蒙皮桁条结构，较传统铝合金方案减重约 15%，复用寿命提升至 30 次以上。中国在铝锂合金产业化方面取得重要突破——2023 年中南大学联合中创空天成功试制 2195 铝锂合金扁锭，中铝西南铝于 2024 年成为国内首家铝锂合金量产企业，为国产可重复使用火箭贮箱的轻量化提供了材料基础。

延寿策略与性能优化技术

针对上述各类材料在超高温、深低温、空间辐照及原子氧侵蚀等极端环境下的失效机理，本章从合金成分与微观组织优化、先进表面工程、增材制造与近净成形、智能监测与寿命预测 4 个维度系统评述延寿策略与性能优化技术的研究进展。

合金成分与微观组织优化

面向商业航天对金属材料日益提升的性能需求，合金成分设计正向多元化和精细化方向深入发展。在高温合金领域，通过添加铼、钌等难熔元素可显著提升镍基合金的高温强度与组织稳定性；高熵合金作为颠覆传统设计范式的新型合金体系，其多主元成分特征有利于形成更稳定的保护性氧化膜，在抗辐照、耐低温、抗热腐蚀等方面展现出独特优势，是面向未来极端航天环境极具潜力的候选材料体系[34]。在钛合金领域，通过精确调控成分（如铝当量与钼当量）以优化 α 相与 β 相的比例及分布形态，可在强度–韧性–耐温性之间获得更佳平衡。稀土微合金化技术在铝合金中的应用可有效净化熔体、细化晶粒，使合金的疲劳寿命与抗腐蚀性能提升 20%~30%[35]。

先进表面工程

表面工程技术是提升金属材料极端环境服役性能的有效途径。物理气相沉积与化学气相沉积技术可在合金表面制备 Al_2O_3、ZrO_2 等陶瓷防护涂层，有效隔离高温燃气与氧气，显著延缓氧化与热腐蚀。针对空间辐照与原子氧侵蚀，表面阳极氧化、微弧氧化及化学镀镍等技术可在铝合金、镁合金表面形成致密保护层。激光冲击强化通过在材料表层引入深度残余压应力，可使金属构件的疲劳寿命较未处理时提升 2~3 倍，已在火箭发动机涡轮盘等关键承力部件的延寿处理中获得工程应用[36]。此外，梯度功能涂层、纳米复合涂层等新型表面处理技术正逐步从实验室研究迈向工程化应用。

增材制造与近净成形

金属增材制造技术正在重构航天零部件的设计与生产范式。选区激光熔融、激光定向能量沉积等技术可实现复杂结构火箭发动机部件的一体化成形，使其零件数量减少 80% 以上，制造周期缩短 70%~80%，如图 2(a) 所示。以推力室为例，3D 打印技术可将百余条再生冷却流道一体化成形，材料利用率从传统工艺的约 7% 提升至 90%，研发周期缩短 70%。拓扑优化与仿生结构设计借助增材制造的设计自由度，可实现晶格填充等轻量化结构——据公开报道，铂力特为智星空间制造的卫星结构件通过拓扑优化减重 30%，天都二号卫星首次实现 3D 打印铝合金贮箱在轨应用，推进系统重量减轻 35%。

然而，增材制造在批量化生产阶段仍面临成形效率偏低、批次稳定性不足和复杂结构长寿命评估方法不完善等工程挑战。2021 年，NASA 在一次 GRCop-42 铜合金燃烧室热试车中因构件内部孔隙率达 1.9% 而发生断裂失效，该事件暴露了增材制造工艺参数波动对构件内部质量的极端敏感性[37]。人工智能增强质量检测系统与计算机断层扫描无损检测技术的融合发展，正在为解决这一瓶颈问题提供新的技术路径。

智能监测与寿命预测

面向可重复使用火箭的多次复用需求，建立金属结构状态实时健康监测与剩余寿命预测体系已成为关键技术支撑。基于声发射、光纤传感等技术的结构健康监测系统可在服役过程中实时采集关键部位的应力、温度、振动等数据，结合机器学习算法实现损伤的早期识别与定位。基于损伤力学的多尺度建模方法将宏观力学响应与微观组织演化相耦

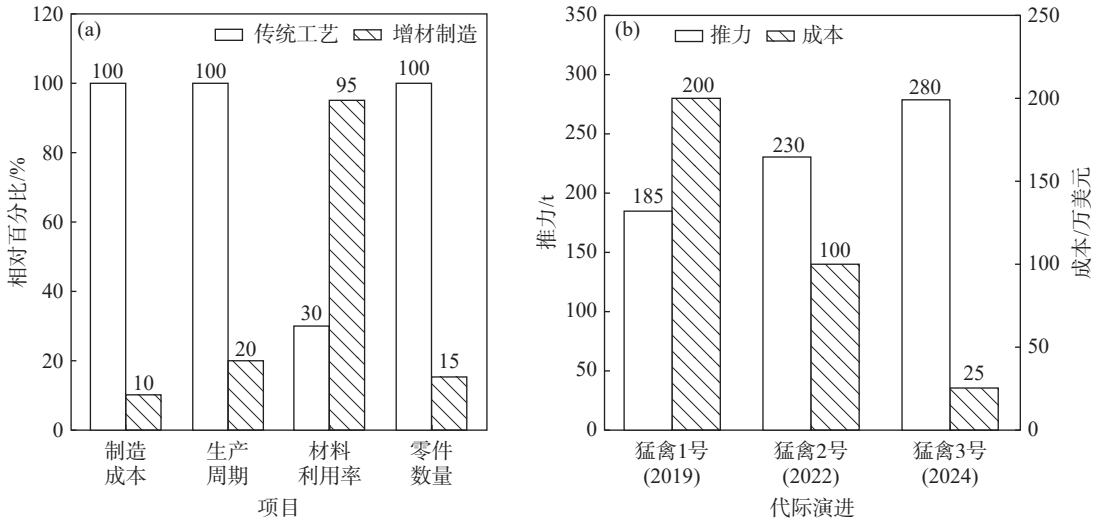

图 2　增材制造技术对航天发动机制造的变革效益 (a) 和 SpaceX 猛禽发动机代际演进 (b)

合，可在考虑材料非均匀性与载荷随机性的基础上给出更为准确的寿命评估结果[38]。NASA 及 SpaceX 已建立覆盖材料–部件–系统全层级的寿命数据库与数字孪生平台，为猎鹰 9 号实现超过 20 次复用飞行提供了关键数据支撑。国内商业航天企业正加速相关技术布局，旨在为国产可重复使用火箭的高频次、高可靠运行奠定技术基础。

国内外产业格局对比与发展挑战

国际企业材料策略

SpaceX 在不同代际火箭上采取了差异化的金属材料策略，其最具颠覆性的创新在于星舰采用不锈钢箭体路线——以 3~5 美元/kg 的材料成本替代碳纤维方案，同时获得低温强度增强约 50% 的性能增益，使不锈钢在深冷温区的比强度优于碳纤维复合材料。猛禽发动机氧化剂侧涡轮泵采用自研 SX500 超级合金，专为约 82.7 MPa 的热富氧环境开发，推力室再生冷却通道则采用“铣削铜通道+Inconel 外套”组合结构。蓝色起源（Blue Origin）的新格伦火箭选用 2219 铝合金制造 7 m 直径推进剂贮箱——该尺寸为目前全球在产最宽的单体铝制火箭结构——主要考量其焊接工艺成熟度与断裂韧性优势。

中国企业材料应用与供应链格局

中国头部商业航天企业呈现多元化的材料布局。蓝箭航天朱雀三号采用 S301 高强度不锈钢箭体，天鹊发动机推力室内壁采用斯瑞新材铜铬锆合金。中国商业航天金属材料供应链已形成完整配套体系，但呈现“上游强、下游弱”的结构性特征：中国海绵钛产量占全球约 67%，钛材产量占全球约 66%，但高端航空级海绵钛仍部分依赖进口[39]；斯瑞新材铜合金推力室内壁市场占有率逾 60%[22]，铂力特在国内商业航天 3D 打印市场占比约 40%，在民营火箭发动机零部件领域市占率超 60%，然而据 2024 年统计，铼资源对外依存度为 60%~75%，高温合金粉末制备核心设备及 3D 打印装备中的高功率激光器、精密振镜等关键部件同样存在进口依赖[40]。

中外发展差距分析

中外差距主要体现在 3 个方面：（1）发射成本，SpaceX 猎鹰 9 号发射成本已降至 1500~3000 美元/kg，中国仍维持在 5000~8000 美元/kg；（2）高端材料国产化，第四代粉末高温合金、航空级海绵钛、铼金属等仍存在供给瓶颈；（3）长周期服役数据积累，中国可重复使用火箭尚处起步阶段，50 次以上复用的材料疲劳性能数据库尚未系统建立。

结束语

商业航天产业的蓬勃发展对金属材料的极端环境服役性能提出了前所未有的挑战。本文系统分析了镍基高温合金、高强高导铜合金、难熔金属、钛合金、高强度不锈钢及铝锂合金在超高温燃气冲刷、深低温交变、空间辐照与原子氧侵蚀等多场耦

合环境下的服役行为与失效机理。研究表明，热疲劳–蠕变耦合损伤、辐照诱导脆化、低温脆性转变是制约材料服役寿命的关键瓶颈问题；合金成分与微观组织优化、先进表面工程、增材制造与近净成形、智能监测与寿命预测共同构成延寿策略的核心技术体系；材料选择范式正从传统的“性能优先”向“成本–性能协同优化”方向转变。

展望未来，面向深空探测、载人登月及地外资源开发等更为宏大的航天愿景，金属材料的研发将向以下方向纵深拓展：（1）超高温耐蚀合金，面向全流量分级燃烧循环发动机，研发可长期耐受 3800 K 以上超高温燃气的难熔金属合金及陶瓷基复合材料；（2）抗辐照智能材料，利用高熵合金、多主元合金等新型设计理念，开发具有自愈合与自适应功能的抗极端辐照金属材料；（3）空间资源原位利用，发展月球土壤、火星土壤等原位资源的提取与合金化制备技术，支撑深空基地的自主建设与可持续运行；（4）数字化材料研发，基于材料基因组方法与人工智能技术，将新材料从实验室到工程应用的研发周期从数年压缩至数月。

2026—2030 年被业界普遍视为商业航天核心材料从“技术验证”走向“批量产业化”的关键窗口期。在可重复使用技术持续成熟与国产化率稳步提升的双重驱动下，加快国产高端合金研发认证、布局增材制造专用材料体系、完善极端环境服役评价标准，是中国商业航天金属材料产业把握战略窗口期、实现从跟跑到并跑跨越的核心任务。

参考文献

[1] Kumar K D, Elemasetty U K, Morin A, et al. Artificial intelligence-powered space systems including launch, space, ground and user segments: Current status and future challenges. *Acta Astronaut.*, 2026, 240: 328

[2] 高伟. SpaceX 上市募资规模料创纪录有望提振商业航天板块. 经济参考报，2026-06-05(2)

[3] 谭伦. 中国商业航天迈入“高频发射”阶段未来成本有望降至 SpaceX 一半. 中国经营报，2026-04-06(C01)

[4] 刘莉. 王利行，张正. 航空航天飞行器热端部件用高温材料极端环境力学性能测试标准分析及展望. 居业，2023(9)：185

[5] Patrick T J，卢榆孙. 空间环境和航天器材料的真空性能. 真空与低温，1983(1)：8

[6] Banks B A, Miller S K, de Groh K K. Low earth orbital atomic oxygen interactions with materials//*Collection of Technical Papers-2nd International Energy Conversion Engineering Conference*. Denver, 2004: 978

[7] 李俊宁，冯志亥，张大海，等. 可重复使用热防护材料研究进展. 宇航材料工艺，2024，54(2)：1

[8] Chen W Y, Liu X, Chen Y, et al. Irradiation effects in high entropy alloys and 316H stainless steel at 300 C. *J Nucl Mater*, 2018, 510: 421

[9] de Groh K, Banks B A, McCarthy C E, et al. MISSE PEACE polymers atomic oxygen erosion results//2006 *MISSE Post-Retrieval Conference*. Orlando, 2006

[10] Xie F, Yang Y H, Ping Z X, et al. Progress and strategies in advanced aerospace materials for extreme environments: A review. *Acta Astronaut.*, 2026, 238: 184

[11] Dooling D, Finckenor M M. Material selection guidelines to limit atomic oxygen effects on spacecraft surfaces[EB/OL]. Marshall Space FlightCenter(1999-06-01)[2026-06-18].https://ntrs.nasa.gov/citations/19990064119

[12] deGroh K K, Banks B A, Dever J A, et al. NASA Glenn research center's materials international space station experiments (MISSE 1-7)//*International Symposium on SM/MPAC and SEED Experiments*, Tsukuba, 2008

[13] 苏阳，李扬欣，曾小勤. 抗辐射高强韧镁合金的空间站舱外暴露研究进展. 中国科学：技术科学，2025，55(12)：2101

[14] 王彦菊，沙爱学，贾旭，等. 航空发动机用 Ti2AlNb 合金的发展现状及应用进展. 航空材料学报，2026，46(Z1)：161

[15] Donachie M J, Donachie S J. Superalloys: a technical guide. 2nd Ed. ASM international, 2002

[16] 郭林飞，郑皓宇，王楚文，等. 烧结压力对 FGH4096 粉末高温合金显微组织和拉伸性能的影响. 郑州航空工业管理学院学报，2023，41(2)：91

[17] 刘晨澍，高浩卜，胡锦华，等. 基于两步反应模型的超高压富燃燃烧仿真方法研究. 推进技术，2026，47(5)：161

[18] 王一丹，郭谦，周琪杰，等. 先进航空发动机高温功能涂层研究进展. 航空材料学报，2024，44(5)：48

[19] Cheng L Y, Ju L, He K, et al. Fatigue life improvement of cold expanded small holes in a nickel-based superalloy: From process optimization to life prediction. *Eng Fail Anal*, 2026: Art No. 110631

[20] 王帅. 放电等离子烧结制备 CuCrZr 合金的显微组织及其性能研究. 世界有色金属，2026(6)：33

[21] Ellis D L. GRCop-84: A high-temperature copper alloy for high-heat-flux applications[EB/OL]. Glenn Research Center (2025-02-01) [2026-06-18]. https://ntrs.nasa.gov/citations/20050123582

[22] 陕西斯瑞新材料股份有限公司. 陕西斯瑞新材料股份有限公司 2025 年半年度报告 [EB/OL]. 陕西斯瑞新材料股份有限公司 (2005-08-28) [2026-06-18]. https://static.cninfo.com.cn/finalpage/2025-08-28/1224594204.PDF.

[23] BLT boosts rocket engine cooling with copper AM thrust chamber [EB/OL]. Metal Additive Manufacturing (2025-12-05) [2026-06-18].

https://www.metal-am.com/blt-boosts-rocket-engine-cooling-with-copper-am-thrust-chamber/

[24] Wojcik C C. Processing, properties and applications of high-temperature niobium alloys//*Materials Research Society Symposium Proceedings*. Boston, 1993: 519

[25] 西部金属材料. 2024 年年度报告 [EB/OL]. 西部金属材料股份有限公司 (2005-04-28) [2026-06-18]. https://static.cninfo.com.cn/finalpage/2025-04-29/1223374793.PDF.

[26] Schneider S J. High temperature thruster technology for spacecraft propulsion. *Acta Astronaut*, 1992, 28: 115

[27] Heacock R L. Voyager spacecraft. *Proc Inst Mech Eng*, 1980, 194: 211

[28] Gradl P, Mireles O R, Katsarelis C, et al. Advancement of extreme environment additively manufactured alloys for next generation space propulsion applications. *Acta Astronaut*, 2023, 211: 483

[29] Chen X N, Chen P, Tang W Y, et al. Optimizing hot workability of $Al_{0.1}CoCrFeNiRE$ high-entropy alloy for precision-formed components: insights into dynamic recrystallization and deformation behavior. *J Alloys Compd*, 2026, 1057: Art No. 186602

[30] Leyens C, Peters M. Titanium and titanium alloys: Fundamentals and applications. Weinheim: Wiley-VCH, 2003

[31] Zhao D, Fan J K, Zhang Z X, et al. Variant selection mechanism of α phase associated with initial texture and cooling rate in near-α titanium alloy Ti65. *Mater Charact*, 2025, 223: Art No. 114874

[32] 刘洋，周建平，张晓天. 增材制造技术在载人航天工程中的应用与展望. 北京航空航天大学学报，2022，49(1)：83

[33] 吴国华，戚方舟，张小龙，等. 铸造铝锂合金强韧化研究现状与展望. 中国材料进展，2022，41(11)：869

[34] 吕昭平，蒋虽合，何骏阳，等. 高熵合金的变形行为及强韧化机理. 金属学报，2018，54(11)：1553

[35] 李斌，董丽虹，王海斗，等. 航空航天铝合金腐蚀疲劳研究进展. 表面技术，2021，50(7)：106

[36] 聂祥樊，李应红，何卫锋，等. 航空发动机部件激光冲击强化研究进展与展望. 机械工程学报，2021，57(16)：293.

[37] 张武昆，谭永华，高玉闪，等. 液体火箭发动机增材制造技术研究进展. 推进技术，2022，43(5)：24

[38] 孙李刚，凌超，陈浩，等. 结构完整性分析中的多尺度力学方法. 机械工程学报，2021，57(16)：106

[39] 张晓伟，张万益，童英，等. 全球钛矿资源现状与利用趋势. 矿产保护与利用，2019，39(5)：68

[40] 顾波. 增材制造技术国内外应用与发展趋势 . 金属加工 (热加工). 2022(3)：1

作者简介：刘文萍（1989—），女，江西省贵溪人，成都星际太空探索科技有限公司机热部部长。南京航空航天大学材料科学工程专业博士在读，主要研究方向：商业飞船用绝热材料性能研究。通信地址：北京市海淀区知春路甲 63 号 901；E-mail：446190444@qq.com。

付仕明（1978—），男，云南省昆明人，曾任中国航天科工集团空间站货物返回舱总设计师，现任成都星际太空探索科技有限公司董事长。2000 年毕业于北京航空航天大学飞行器设计与应用力学专业，2004 年毕业于中国空间技术研究院（航天五院）飞行器设计专业，主要研究方向：飞行器设计。在航天五院工作期间，作为核心成员参与中国天宫二号空间实验室的研制工作，参与过天宫一号/神舟十号交会对接任务的飞控工作，以及中国空间站工程和载人登月工程的论证研制工作，以总体主要成员的身份参与航天五院天津超大 AIT 中心和空间站维修性实验室的建设论证工作。2014 年进入航天二院，历任二部空间室副主任，主任设计师，型号技术负责人，货物返回舱总设计师等。以课题组长身份承担 863、军委科技委和载人航天等多项国家级预先研究任务；承担中国航天科工集团重大创新项目 2 项；从 2014 年开始，领导团队进行空间站货物返回舱的技术攻关和研制工作，于 2020 年开展了世界首次柔性充气式再入返回飞行器的轨道再入飞行试验，项目团队在柔性再入返回领域处于世界领先地位。通信地址：北京市海淀区知春路甲 63 号 901；E-mail：1211608658@qq.com。

张景旭（1990—），女，北京人，成都星际太空探索科技有限公司总裁助理。2020 年毕业于北京理工大学法学专业，主要研究方向：深空通信与数据主权的法律地位与责任。通信地址：北京市海淀区知春路甲 63 号 901；E-mail：156436807@qq.com。