

关于组织开展 2026 年度商用航空发动机产学研联合创新计划项目申报工作的通知

各有关高等学校：

为进一步深化商用航空发动机领域协同创新，强化科技创新对产业发展的内驱力，推动校企协同创新与协同育人深度融合，精准对接商用航空发动机发展的关键迫切需求，根据《上海高等教育重服务强贡献计划》总体部署，结合《上海高校产学研联合创新计划实施方案》工作要求，市教委联合中国航发商用航空发动机有限责任公司（以下简称“中国航发商发”）、上海商发航空发动机产业创新研究院制定《2026 年度商用航空发动机产学研联合创新计划指南》（以下简称“指南”），现组织开展专项项目申报工作，有关事宜通知如下：

一、总体目标

以商用航空发动机领域产业需求为核心牵引，聚焦行业发展关键技术瓶颈与人才培养需求，推动本市高校与产业主体深度合作，构建“校企共创、资源共享、人才共育”的协同创新体系。通过产学研联合攻关，突破一批商用航空发动机领域核心技术，培育一批高素质产业创新人才，强化企业科技创新主体地位，提升高校科技创新服务航空产业高质量发展的能力，为上海高端装备产业集群建设提供坚实支撑。

二、申报范围与要求

1. 申报主体：本计划面向上海市内各有关高等学校，申报高校应在航空发动机、机械制造、材料科学、控制工程等相关领域具备扎实的科研基础、教学能力和产学研合作经验。

2. 研究方向：申报项目须严格遵循《2026年度商用航空发动机产学研联合创新计划指南》（附件1），聚焦商用航空发动机设计、制造、试验、材料、测控等关键领域的迫切需求，开展应用性、创新性研究与技术攻关。

3. 应用依托单位：申报项目须依托中国航发商发开展协同研究，企业深度参与项目方案设计、研发实施、人才培养等全过程。

三、支持政策与经费管理

1. 支持周期：项目支持周期为2-3年，具体实施周期由申报单位结合研究内容合理拟定。

2. 经费投入：项目经费由市教委与中国航发商发（以下简称“出资方”）按1:1比例联合投入，经费分年度拨付至立项高校（具体比例按照合同约定执行），由高校按照科研经费管理相关规定统筹使用，单独核算、专款专用。

3. 资产与知识产权：项目实施形成的所有实物资产所有权，由出资方协商确定；项目产生的知识产权实行共享机制，具体共享细则由校企双方在合作协议中明确约定。

四、项目管理机制

本计划项目实行立项、实施、结项全周期闭环管理，构建规范化项目管理体系。

1. 立项评审：出资方组织行业专家、高校学者、企业技术骨干等组成评审专家组，围绕项目与产业需求的匹配度、技术创新性、

校企协同方案、人才培养规划、经费使用合理性等方面开展综合评审，择优确定立项项目。

2. 实施监管：立项后，高校需联合合作企业制定项目详细实施计划，定期向出资方报送项目进展报告；出资方将采取里程碑检查、中期检查、现场抽查等方式，对项目研发进度、经费使用、协同成效等进行动态监管，对未按计划实施的项目责令整改，整改不力的取消立项资格。

3. 结项验收：项目到期后，申报单位需提交结项验收申请及相关成果材料，出资方组织专家组开展结项验收，验收通过的正式完成项目结题；未通过验收的，限期完成整改后再次申请验收。

五、申报材料与报送要求

1. 申报材料：申报单位需按照要求填写《2026 年度商用航空发动机产学研联合创新计划项目申报书》（附件 2），同时附项目团队相关科研基础材料等附件。同一指南方向，申报单位限报 1 项。

2. 报送要求：请各高校于 2026 年 4 月 22 日（周三）下班前，将加盖单位公章的申报材料（一式 7 份，纸质版含附件）报送至上海商发航空发动机产业创新研究院陈育英处（闵行区莲花南路 3998 号），同时将申报材料盖章扫描 PDF 版和可编辑 Word 版发送至指定邮箱：chenyuying@acaec.com.cn，邮件主题标注“2026 年联合创新计划—XX 高校—项目编号—项目名称”。

3. 其他要求：逾期未报送材料的，视为自动放弃申报；申报材料不得涉及国家秘密、商业秘密，若有涉密内容需按相关规定作脱密处理。本次申报组织工作委托上海商发航空发动机产业创新研究院具体实施。

六、联系方式

市教委科研处

联系人：魏文栋 联系电话：021-23116746

上海商发航空发动机产业创新研究院

联系人：陈育英 联系电话：021-33366351

附件：

1. 2026 年度商用航空发动机产学研联合创新计划指南
2. 2026 年度商用航空发动机产学研联合创新计划项目申报书
3. 商用航空发动机产学研联合创新计划推荐项目汇总表

上海市教育委员会科学研究处

2026 年 4 月 8 日

科学研究处

2026 年度商用航空发动机产学研联合创新计划指南

1. 航空发动机智能样机跨部件耦合仿真研究

项目编号：SFCXY202601

项目背景：航空发动机作为典型高端装备，具有结构复杂、学科耦合强、全生命周期长等特点。随着数字化转型深入，传统研发工具在跨部门协同、快速迭代及闭环管理上暴露出效率瓶颈。数字孪生虽为全过程贯通提供新路径，但工程落地仍面临整机几何模型交互构建难、模块化接口统一校核难、多尺度热动力学计算时间步长难以统一、多学科模型计算代价高、数据修正体系缺失、飞发一体化耦合方法不完善及国产平台集成难等关键挑战。因此，亟需开展航空发动机智能样机构建技术研究，对于提升研制效率、试验仿真一致性及服役保障水平具有重要意义。

项目目标：针对航空发动机研制中几何交互难、多学科计算代价高、数据修正体系缺失及飞发一体化耦合方法不完善等问题，开展航空发动机智能样机构建技术研究。基于几何轻量化、模块化组装、多学科降阶模型及数据融合修正等方法，形成“可交互、可组装、可配置、可验证、可闭环”的智能样机技术体系。该成果将显著提升研制效率、试验仿真一致性及服役保障水平，为航空发动机数字化研制提供核心支撑。

研究内容：

- (1) 航空发动机整机几何轻量化与敏捷交互技术

针对整机几何模型交互构建难的问题，开展几何轻量化处理与敏捷交互机制研究，突破复杂结构快速渲染与实时修形技术，构建支持快速迭代的几何样机，为后续多学科仿真提供高保真、低成本的几何基础。

(2) 模块化场景库构建与标准化接口约束校核技术

面向跨部门协同与模块化组装需求，构建典型工况模块化场景库，针对现有试验数据集建立统一的标准化接口约束体系，研究功能样机的自动组装与一致性校核技术，解决异构模型集成难、接口不匹配问题，实现智能样机的快速搭建。

(3) 多层次多学科降阶模型可配置耦合技术

针对多学科仿真计算代价高、迭代慢的瓶颈，研究基于数据驱动与物理融合的多层级降阶模型构建方法，建立可配置的模型耦合框架，实现性能样机的高效仿真与实时评估，支撑设计方案的快速筛选与优化。

(4) 基于试验数据的智能样机模型修正与验证技术

基于实际型号试验与运行数据，开展多源异构数据融合与模型修正技术研究，建立智能样机验证体系与误差溯源机制，实现数字孪生体随物理实体的同步演进与可信度提升，解决仿真与试验不一致问题。

(5) 耦合国产软件的智能多学科设计优化技术

面向国产化软件集成需求，研究智能样机与国产多学科优化软件的深度耦合技术，构建超高维多学科设计优化流程，突破复杂系统协同优化难题，提升航空发动机设计效率与自主研发能力。

(6) 运行健康评估与诊断预测决策闭环技术

建立覆盖全生命周期的运行健康评估、故障诊断、趋势预测与

维修决策闭环框架，开展模型与参数的不确定性量化评估研究，提升智能样机在服役阶段的辅助决策能力与保障水平。

(7) 飞发一体化协同建模与跨系统耦合仿真技术

针对飞发一体化耦合突出的挑战，构建协同模型，突破跨系统多物理场耦合仿真技术，支撑典型任务剖面下的整机性能评估与协同优化，实现飞发最佳匹配。

预期成果：

- (1) 航空发动机整机几何轻量化与敏捷交互建模方法；
- (2) 航空发动机整机几何样机软件；
- (3) 航空发动机模块化场景库；
- (4) 航空发动机标准化接口约束规范；
- (5) 航空发动机功能样机自动化组装软件；
- (6) 航空发动机多层次多学科降阶模型构建方法；
- (7) 航空发动机性能样机仿真软件；
- (8) 基于数据融合的航空发动机模型修正方法；
- (9) 航空发动机数字孪生体数据驱动更新软件；
- (10) 集成国产软件的航空发动机智能多学科协同优化平台；
- (11) 航空发动机运行健康评估与决策支持模型；
- (12) 航空发动机不确定性量化评估软件；
- (13) 飞发一体化气动/控制耦合仿真模型；
- (14) 飞发一体化联合仿真软件。

考核指标：

- (1) 支持风扇、压气机、燃烧室、涡轮、喷管、传动等模块库的可配置搭建，模块类型不少于 8 类，可复用组件模板不少于 50 种；
- (2) 基于试验数据融合的模型预测误差降低不低于 20%；

(3) 支持气动、热力、结构、振动、寿命等不少于 5 个学科的联合优化，设计变量不少于 20 个，约束条件不少于 30 个；

(4) 核心热端零组件剩余寿命 (RUL) 预测误差不大于 55%；

(5) 支持几何误差与工况波动的联合建模，不确定参数维度不少于 10；

(6) 支持飞发一体耦合仿真，覆盖典型飞行工况不少于 10 种，关键性能指标预测误差不大于 5%；

(7) 交付几何轻量化、多学科优化、高保真降阶等智能辅助设计软件或模块不少于 6 套，形成工程应用不少于 2 项。

研究周期：36 个月

研究经费：不超过 1000 万元

2. 基于 AI 技术的开式风扇发动机压缩部件气动快速设计系统开发

项目编号：SFCXY202602

项目背景：近年来赛峰与 GE 联合启动的 RISE 计划，将开式风扇与高功率密度核心机结合，带来了可观的航空发动机性能提升。当前设计体系下，开式风扇发动机压缩部件设计需要不同设计参数迭代开展，迭代次数多、过程反复、设计周期长，传统的设计优化方法也难以满足型号研制的设计质量和快速设计需求。目前，前沿的 AI 技术已经越来越多地应用于工程领域，带来了创新性的技术变革。因此，亟需将前沿的 AI 技术应用于开式风扇发动机压缩部件的快速设计中，开发压缩部件全流程智能化快速气动设计系统，为加快高质量的航空发动机自主研发提供技术支撑。

项目目标：针对航空发动机高性能压缩部件高质量气动快速设

计需求，开展开式风扇发动机压缩部件智能化气动快速设计方法研究，主要包括开式风扇和高功率密度核心机高压压气机，采用前沿 AI 技术，构建包括多种试验测试和多保真度数值模拟结果在内的大规模数据集，形成智能化高保真压缩部件气动快速设计模型，开发全流程智能化气动设计系统，支撑压缩部件的高精度气动快速设计。

研究内容：

(1) 前沿 AI 技术在开式风扇发动机压缩部件设计中的适应性改进研究

针对深度迁移学习方法、CEU-Net、CEFNO、 β -变分自编码器方法、基于扩散模型或流匹配的先进 AIGC 生成式模型等前沿 AI 技术，进行其在开式风扇发动机压缩部件设计中的适应性改进应用研究。

(2) 多工况变桨距高性能开式风扇快速设计系统开发

综合采用 AI 技术、平面叶栅特性试验以及 LES、SBES、URANS 和 RANS 多保真度数值模拟方法，获取开式风扇设计参数与流场高维非线性隐变量空间关联特性，构建开式风扇深度迁移学习模型，探索构建基于扩散模型或流匹配的 AIGC 生成式模型，开发开式风扇全流程智能化气动快速设计系统。

(3) 复杂畸变来流工况高功率密度核心机高压压气机快速设计系统开发

综合采用 AI 技术、四级低速大尺寸压气机试验测试以及多保真度数值模拟方法，获取压气机设计参数与流场高维非线性隐变量空间关联特性，构建高功率密度核心机高压压气机深度迁移学习模型，最终开发出高功率密度核心机高压压气机全流程智能化气动快速设计系统

(4) 基于试验数据的考核验证

针对开式风扇气动快速设计系统，完成特定叶型平面叶栅特性试验测试验证；针对高功率密度核心机高压压气机气动快速设计系统，完成模化自高压压气机的四级低速大尺寸压气机试验测试验证。

预期成果：

- (1) 开式风扇智能化气动快速设计系统；
- (2) 高压压气机智能化气动快速设计系统；
- (3) 开式风扇叶型特性试验数据；
- (4) 高功率密度核心机高压压气机后面级低速大尺寸试验数据。

考核指标：

(1) 开式风扇，相较于特定叶型平面叶栅试验测量结果，仿真模型在设计攻角工况总压损失预测绝对值误差不大于 1%，攻角裕度绝对值误差不大于 3%。

(2) 高功率密度核心机高压压气机，相较于模化自高压压气机的四级低速大尺寸压气机试验测量结果，仿真模型的效率预测绝对值误差不大于 3%，失速裕度绝对值误差不大于 5%。

(3) 压缩部件快速设计系统的设计效率提升不低于 90%。

研究周期： 36 个月

研究经费： 不超过 1000 万元

3. 开式风扇复合材料叶片轻量化电损伤防护智能设计与制造技术研究

项目编号： SFCXY202603

项目背景： 开式风扇发动机兼具涡桨高效率和涡扇高巡航速度优点，可显著降低耗油率，是极具竞争力的下一代动力方案，CFM

公司的开式风扇构型验证机宣称耗油率较现役发动机降低 20%。从绿色高效的角度，开式风扇发动机已成为未来发展的必然趋势。作为开式风扇发动机的最关键零部件开式风扇叶片，复合材料是实现开式风扇叶片轻量化、高效率、高可靠性等苛刻要求的唯一途径。由于无机匣的防护，在飞行过程中叶片直接承受雷电的作用，为保证飞行安全，项目拟解决在大负荷、高转速情况下的叶片轻量化电损伤防护智能设计与制造难题。

项目目标：通过本项目研究，开展满足雷电防护要求的复材轻量化设计技术研究，建立基于多智能体协作的开式风扇复合材料叶片轻量化设计框架并完成智能体的开发与部署；开展考虑电损伤防护的叶片轻量化制造一体化成型技术研究，建立开式风扇叶片轻量化电损伤防护设计制造一体化成型方法并形成无损检测自动识别智能体。

研究内容：

(1) 开式风扇复合材料叶片轻量化电损伤防护设计技术研究

开展开式风扇复合材料叶片轻量化设计技术研究、开式风扇复合材料电-热-力耦合损伤研究、开式风扇复合材料电损伤防护及剩余强度研究、开式风扇复合材料多界面结构性能研究。

(2) 复合材料叶片轻量化电防护协同设计架构开发与部署

将叶片轻量化电防护设计与分析方法形成自动处理程序，初步进行生成式结构设计智能体、基于深度代理模型的电防护及损伤仿真分析智能体以及考虑电防护工艺的智能优化智能体开发与部署，将设计方法自动处理程序融入各智能体，实现多智能体协作优化设计。

(3) 开式风扇复合材料轻量化结构一体化成型技术研究

开式叶片非对称叶型结构的变形控制技术研究、开式叶片电防护连接与成型工艺技术研究、开式叶片轻量化电防护结构一体化成型技术及样机研究。

(4) 无损检测智能体开发与部署

开展不同材料界面无损信号差异研究，基于研究结果建立无损检测智能体，根据无损检测信号自动判断损伤位置和损伤类型。

预期成果：

(1) 超大尺寸的开式风扇叶片的轻量化电防护设计方法

(2) 超大尺寸的开式风扇叶片的轻量化电防护设计智能体协作计算模块

(3) 超大尺寸的开式风扇叶片变形控制方法及叶片样机

(4) 轻量化电防护叶片一体化成型方法及对应的样机

(5) 无损检测智能体样机

考核指标：

(1) 实现超大尺寸的开式风扇叶片的轻量化电防护设计，相比于全复材、无防护叶片，重量减轻不得低于 25%；

(2) 轻量化电防护设计的开式风扇叶片，应满足 1A 区雷击考核后不影响运行安全的要求；

(3) 多智能体协作计算模块覆盖结构设计、电损伤和剩余强度分析 3 个设计环节，电损伤和剩余强度分析误差不得低于 20%，相比人工过程，设计效率由 1 个月缩短至 1 周；

(4) 交付 1 套轻量化电防护叶片一体化成型方法及对应的样机；

(5) 变形控制技术应在至少 2 件叶片的型面控制中验证；

(6) 交付至少 1 套无损检测智能体样机，能够检测出直径为

4mm 的缺陷，基于信号自动识别缺陷位置，检测效率不低于 1 小时/件。

研究周期：36 个月

研究经费：不超过 1000 万元

4. 航空发动机 SiC/SiC 陶瓷基复合材料气膜孔纳秒激光加工技术研究

项目编号：SFCXY202604

项目背景：SiC/SiC 陶瓷基复合材料因其优异的高温强度、低密度、抗氧化及耐烧蚀性能，成为新一代航空发动机燃烧室、涡轮叶片等热端部件的理想材料。然而，该材料具有高硬度、高脆性、各向异性及非均质特点，其高精度气膜孔加工面临严峻挑战，尤其是微孔(孔径 0.3—1.0mm)、高深径比($\geq 15:1$)、异型孔及高度一致性群孔的制备，通常认为干式/水导等激光加工方法对于陶瓷基复合材料的气膜孔加工具有一定优势，而激光对 SiC/SiC 烧蚀机理不明确、气膜孔激光加工工艺技术有待发展、缺乏核心设备。

项目目标：针对航空涡扇发动机燃烧室 SiC/SiC 陶瓷基火焰筒内外环等关键零部件微孔加工中存在的 SiC/SiC 烧蚀机理不明确、气膜孔激光加工孔型精度低、缺乏核心设备等问题：开展干式纳秒激光加工技术同水导激光加工技术的对比验证，明确适用边界；开发异形孔精密成形工艺与智能参数优化技术，突破不同气膜孔孔型(圆孔、异型孔)精密成形瓶颈；开发出适用于燃烧室火焰筒内外环微孔加工的先进工艺与国产化高端装备所需的核心部件。

研究内容：

(1) 激光加工机理与模型构建

建立纳秒激光加工 SiC/SiC 陶瓷基复合材料的烧蚀动力学模型，揭示水导激光冷却—冲刷协同机制，减小涂层剥离、微裂纹与重熔层，提高气膜孔的质量和加工效率。

(2) 激光加工工艺对比研究

使用干式纳秒激光与水导纳秒激光分别针对 SiC/SiC 材料试片、高温合金试片进行制孔试验，建立多维度综合评价体系，量化对比两种技术路线的优劣，明确两种技术的适用边界，为工程应用提供选择依据。

(3) 智能多参数协同优化研究

研究基于人工智能和统计算法的参数优化算法，包括神经网络、贝叶斯优化、进化算法等，开发适用于激光加工的智能多参数优化技术，提升激光加工的质量与效率。

(4) 干式纳秒异形孔成形与轨迹控制

开展干式纳秒激光不同孔型(圆孔、异型孔)精密成形与轨迹控制研究，开发基于三维模型驱动的激光焦点轨迹规划软件，研发孔形精度控制技术与异形孔群孔一致性控制技术。

(5) 干式纳秒激光打孔旋光模组的设计与集成

针对 SiC/SiC 陶瓷基复合材料激光打孔中的等离子体屏蔽效应，开发光场时空调制加工技术。通过旋光模组改变光束空间分布状态，同时调控脉冲时序为 burst 模式。研究旋光参数与脉冲序列对等离子体演化、孔壁质量及深径比的影响规律，实现打孔旋光模组的高深径比加工验证。

预期成果：

- (1) 水导激光与干式纳秒激光加工质量综合对比评价方法；
- (2) 气膜孔质量完整性检测方法；

- (3) 纳秒激光加工异型气膜孔工艺方法；
- (4) 水导激光加工圆形气膜孔工艺方法；
- (5) 纳秒/水导激光气膜孔加工智能多参数优化方法；
- (6) 纳秒激光 SiC/SiC 陶瓷基复合材料工艺验证试片 5 片
- (7) 水导激光 SiC/SiC 陶瓷基复合材料工艺验证试片 5 片
- (8) 力学测试考核试片 12 片；
- (9) 低周疲劳测试试片 12 片；
- (10) 试板力学拉伸测试评价方法；
- (11) 试板低周疲劳测试评价方法；
- (12) 光场旋光打孔模组 1 套。

考核指标：

- (1) 制孔范围： $\Phi 0.3\sim 1.2\text{mm}$ ；
- (2) 孔径误差： $\pm 30\ \mu\text{m}$ ；
- (3) 异型孔扩张角： $\pm 1^\circ$
- (4) 氧化层（重铸层）厚度： $\leq 50\ \mu\text{m}$ ；
- (5) 涂层剥离长度： $\leq 0.5\text{mm}$ ；
- (6) 气膜孔定位精度： $\leq 50\ \mu\text{m}$ ；
- (7) 圆孔单孔加工效率 $\leq 50\text{s}$ ；
- (8) 异型孔单孔加工效率 $\leq 3\text{min}$ ；
- (9) 气膜孔最大深径比 $\geq 15: 1$ ；
- (10) 打孔后拉伸强度相对于不打孔试板降低不超过 30%。
- (11) 打孔模组转速 $\geq 3000\text{rpm}/\text{min}$ ；

研究周期：36 个月

研究经费：不超过 1000 万元

5. 面向试验与试车场景的负荷柔性调节及用能前馈规划技术研

究

项目编号：SFCXY202605

项目背景：航空发动机试验与试车是研制与交付全过程中的关键环节，高度依赖大型复杂气源系统保障运行，该类试验工艺耦合度高、连续性强、不可中断，整体负荷呈现启动冲击大、阶段性显著、多任务叠加易形成尖峰等特征，对供能系统安全裕度与调控能力提出严格要求。当前“提前报选+人工排程”的模式缺乏工艺机理约束与高精度负荷预测支撑，难以支撑园区规模化、密集化运行需求。在国家“双碳”与新型电力系统建设背景下，亟需构建面向航空发动机试验特性的预测驱动型负荷柔性调节与智能协同优化体系。

项目目标：针对航空发动机试验与试车场景中负荷预测精度不足、排程优化能力薄弱及峰值功率风险管控滞后等问题，开展阶段化负荷建模、预测驱动型智能排程与短时尺度柔性调控技术研究，基于机理建模与数据融合及强化学习等方法，构建“预测—规划—调控—评估”一体化用能管理体系，实现试验活动与能源系统的安全、经济与低碳协同优化。

研究内容：

(1) 试验阶段化负荷机理建模与高精度预测

分析不同类型试验在启动、升速、稳态及过渡阶段的用能机理，构建融合工艺模型、设备状态与历史数据的多维阶段化负荷模型。基于多源数据融合与时序算法，实现用能规模与峰值演化路径的高精度预测。

(2) 预测驱动的智能排程与前馈优化决策方法

构建复杂气源系统仿真模型，刻画试验组合运行对负荷曲线的

影响机制。融合强化学习与混合整数规划方法，实现试验时序、资源配置与能源调度策略的全局协同优化与前馈决策。

(3) 多约束耦合下的负荷分级与优先级决策

围绕用能强度、持续时间、工艺关键度、需量电费窗口及安全裕度等因素，建立负荷必要性与可调性评价模型。形成量化优先级排序机制，支撑峰值风险识别与事前控制。

(4) 短时间尺度负荷柔性调节关键技术

研究复杂气源系统短时动态响应与调节边界，构建负荷柔性区间模型与可行域约束模型。探索非关键负荷受控削减、分段延时及暂态退出策略，在确保工艺安全前提下降低最大需量与功率波动。

(5) 人机协同的用能前馈规划与智能调控原型系统

集成预测、智能排程、优先级决策与柔性调节模块，开发可解释的智能原型系统，构建可视化人机交互界面与风险预警模块，实现与能源管理系统的数据互联与风险预警，形成数据驱动的人机协同管理模式。

预期成果：

(1) 面向航空发动机试验与试车场景的多阶段耦合负荷高精度预测模型体系；

(2) 预测驱动型试验智能排程与前馈优化决策方法；

(3) 多约束耦合条件下的负荷分级与优先级量化排序模型；

(4) 面向需量电费约束的短时间尺度负荷柔性调节控制方法；

(5) 试验与试车用能前馈规划与负荷柔性调节智能原型软件系统。

考核指标：

(1) 试验集中开展阶段最大需量电费降低幅度不低于 5%；

- (2) 需量电费相关峰值风险预测准确率不低于 90%；
- (3) 试验集中阶段功率预测平均相对误差不高于 8%；
- (4) 峰值持续时间预测误差不高于 10%；
- (5) 负荷调节与排程优化建议具备完整可解释逻辑链条，支持人工审核与策略回溯；
- (6) 原型系统完成实际试验与试车场景示范应用验证，连续稳定运行不少于 3 个月。

研究周期：24 个月

研究经费：不超过 200 万元

6. 航空发动机动叶高精度智能孔探检测技术研究

项目编号：SFCXY202606

项目背景：航空发动机在整机长试与关键状态验证中，内部健康监测与损伤演化追踪高度依赖高频次的孔探检测。当前仍依赖人工盘车与目视判读，检测过程可追溯性、数据一致性有待提升；损伤样本数量不平衡、检测过程中高动态光反射特性与检测过程图像动态模糊直接影响损伤定量分析的准确性。因此，为满足航空发动机高效、精准、安全的状态评估需求，亟需开展智能孔探检测与自适应安全驱动技术研究，实现孔探检测全流程的闭环自动化与标准化数据输出。

项目目标：针对整机试验中孔探检测依赖人工操作所导致数据一致性差、量化精度不足等问题，开展智能孔探检测技术研究，突破样本不平衡、高动态光反射、强动态模糊的约束，研制集视觉伺服自动盘车、在线智能识别与高可靠三维形貌还原于一体的智能孔探检测系统，实现叶片精准定位、损伤高精度量化与分级，同步提

升试验检测效率和状态评估精度。

研究内容：

(1) 基于多源融合的叶片绝对相位标定与在线跟踪技术

开展基于基准特征视觉标定与动态补偿的多源融合定位技术研究,构建机电-视觉双向协同定位模型,实现孔探全过程中的叶片绝对编号实时跟踪与指定叶片的高精度自动跳转寻址。

(2) 面向动态视频流的孔探损伤敏捷识别与高价值关键帧筛选技术

开展考虑小样本与高动态光反射特性的连续视频序列动态特征提取技术研究,构建无参考图像质量与损伤显著性寻优评价机制,实现孔探检测过程的高置信度实时损伤检测与高信息熵损伤关键帧的自动截取。

(3) 复杂曲面三维表面损伤重构与智能量化分级技术

开展基于界面交互引导的探头调姿与多视角序列图像协同标定技术研究,构建损伤局部基准拟合与三维拓扑重构算法,实现极端狭窄空间下的高精度三维表面损伤形貌还原与定量分级。

(4) 智能孔探检测系统集成与验证应用

构建集自动盘车、智能识别、损伤量化于一体的软硬件协同智能孔探检测系统,实现从盘车定位到损伤分级的全流程自动化闭环,完成系统在整机试验场景下的工程化验证与应用。

预期成果：

(1) 机电-视觉融合孔探视频动态定位与叶片绝对相位实时推断算法模型；

(2) 缺陷在线敏捷捕捉与最优关键帧筛选算法模型；

(3) 复杂曲面三维表面损伤形貌还原与智能量化分级模型；

(4) 航空发动机高精度自适应孔探检测软硬协同装置样机（含盘车硬件与集成控制平台）。

考核指标：

(1) 连续 3 圈盘车过程中叶片绝对编号匹配准确率 $\geq 95\%$ ，叶片定位误差 $\leq 5\text{mm}$ ；

(2) 支持不少于 4 典型损伤在线监测，漏检率 $\leq 0.5\%$ ，误报率 $\leq 10\%$ ；自动关键帧抽取达标率 $\geq 95\%$ 。

(3) 损伤最小识别尺寸 $\leq 0.1\text{mm}$ ；原位三维重构模型与工业蓝光扫描真值相比，全局尺寸相对误差 $\leq 5\%$ 。

(4) 盘车装置重量 $\leq 35\text{kg}$ ，步进精度 $\leq 0.05^\circ$ ，转子盘车转速不低于 4min/r ，匀速转动过程中转速波动不超过设定值 $\pm 2\%$ ，单次安装时长 ≤ 30 分钟，拆卸时长 ≤ 20 分钟，具备转速调整与紧急制动功能，调速与急停电控指令延迟 $\leq 50\text{ms}$ ，完成整机试验涡轮部件场景验证，检测完成后一圈动叶标准化检测报告生成时长 ≤ 30 分钟。

研究周期：36 个月

研究经费：不超过 200 万元

7. 滑油系统多场耦合：含气率、温度、磨粒等参数高精度协同感知研究

项目编号：SFCXY202607

项目背景：航空发动机滑油系统回油管内油气两相介质的流动特性直接影响系统中回油泵回油效率及散热器散热特性。准确地预测和测量含气率对回油系统的优化有重要作用。目前航空发动机滑油系统回油管内油气两相流的研究非常有限，对滑油系统含气率准确测量技术非常缺乏。因此亟需开展相关研究，攻克技术难题，促

进润滑油系统向集成化、轻量化和精确化方向发展，进一步提升发动机健康管理系统技术水平。

项目目标：针对润滑油系统含气率准确测量技术的欠缺问题。开展传感器集成化设计、多维信号监测与集成处理、高精度提取智能识别及解析等研究，开发一种静电耦合边缘电场传感器，实现系统的高精度含气率、温度、磨粒（金属磨粒和非金属磨粒）等多信号监测及集成处理目标，提高发动机健康管理技术水平。

研究内容：

(1) 静电耦合边缘电场传感器集成化轻量化设计

开展润滑油系统静电耦合边缘电场传感器结构集成化、轻量化设计研究，传感器高温、强电磁和强振动环境下抗干扰研究及电子电路设计，形成高精度高可靠高集成化的传感器。

(2) 多维信号监测与集成处理研究

开展润滑油含气率、温度、磨粒（金属磨粒和非金属磨粒）等多维信号监测与集成处理研究。

(3) 高精度提取、智能识别及解析

解耦测量环境对含气率、磨粒信号影响，含气率、磨粒高精度提取、智能识别及解析技术。

(4) 传感监测系统实验室验证

开展宽流域宽温域集成化静电耦合边缘电场传感监测系统实验室验证，具备整机考核条件。

预期成果：

(1) 静电耦合边缘电场传感器多维信号集成处理方法；

(2) 高精度提取、智能识别及解析方法；

(3) 宽流域宽温域集成化静电耦合边缘电场传感器 2 只，滑油

系统健康监测系统一套；

(4) 滑油系统健康监测软件一套。

考核指标：

(1) 传感器可检测含气率、温度、磨粒（金属磨粒和非金属磨粒）；

(2) 温度检测范围 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 220\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，检测误差不大于1%；

(3) 含气率检测范围0-60%体积含量，检测精度 $\pm 0.1\%$ ；

(4) 传感器可适应口径范围10 mm ~ 27 mm，金属/非金属磨粒分辨力优于 $60\text{ }\mu\text{m}@10\text{ mm}$ 、 $275\text{ }\mu\text{m}@27\text{ mm}$ ，检出率不低于85%；

(5) 传感器重量不超过0.6 kg，外廓尺寸长宽高不超过140 mm \times 80 mm \times 50 mm。

研究周期：36个月

研究经费：不超过200万元

8. 考虑压气机非定常尾迹的环形燃烧室与涡轮耦合机制及抑制方法研究

项目编号：SFCXY202608

项目背景：航空发动机本质是一个前后流通、各部件耦合工作的整体系统。然而现有研究多聚焦于压气机、燃烧室、涡轮各部件的独立气动热力特征，忽视了压气机出口非定常流场作为上游扰动源头向下游传播的客观事实，导致燃烧室出口温度分布的真实形态难以被准确描述，因此涡轮叶片在真实来流条件下的气动-结构响应机制无法被完整揭示，制约了航空发动机整机气动热力学向全系统耦合认识的深化，进一步影响了诸多发生在涡轮部件的烧蚀、振动

等工程问题的起因界定与故障解决。

项目目标：针对压气机出口非定常尾迹向下游部件传递及机制不明的问题，开展模型级压气机—环形燃烧室—涡轮耦合试验，揭示压气机出口尾迹在燃烧室内的传播演化途径，及其对火焰时均、瞬时特征的影响；掌握上下游耦合扰动对涡轮进口气动热力流场的负面作用规律，获得模型压气机—环形燃烧室—涡轮中的多物理量同步试验数据。

研究内容：

(1) 燃烧室上游扰动与传播特征研究

通过改变模型压气机出口来流非定常扰动的频率和速度等特征，研究不同压气机出口扰动对模型环形燃烧室和涡轮耦合特性的影响。

(2) 燃烧室流场被动调控方法研究

通过优化模型燃烧室扩压器、帽罩、火焰筒型面等关键几何参数，研究燃烧室流场时均调控方法对进口非定常扰动的削弱与重构作用，探索抑制燃烧室出口温度畸变的流场优化方法。

(3) 燃烧组织主动控制调控研究

通过改变燃烧室燃油流量和分级比等燃油调控参数，研究不同燃烧状态下燃烧组织方式对上游非定常扰动的响应特征，探索抑制涡轮有害激励的燃烧主动控制优化方案。

预期成果：

(1) 考虑上游脉动的模型压气机—环形燃烧室—涡轮多物理量试验数据；

(2) 可抑制上游脉动的燃烧室进口几何参数优化方法；

(3) 可抑制上游脉动的燃烧室油气比和分级比调节方法。

考核指标：

(1) 模型环形燃烧室局部喷雾和火焰典型组分场同步测量，测量频率不小于 5kHz；

(2) 模型压气机—环形燃烧室—涡轮耦合试验动态压力、加速度、燃烧热释放率同步测量，测量频率不小于 20kHz；

(3) 燃烧室出口温度测点沿周向不小于 18 个测点。

研究周期：24 个月

研究经费：不超过 200 万元

9. 基于柔性薄膜传感阵列无线测试技术

项目编号：SFCXY202609

项目背景：长期以来，叶片结构在航空发动机高速气流中承受强非稳态脉动压力载荷，直接影响着叶片疲劳寿命。然而，传统刚性压电传感器测量方案因曲面贴合差、安装扰动大、体积大、易脱落等缺陷，难以满足工程级长期监测需求，亟需柔性、共形、分布式传感方案。因此，设计高效、合理、可靠的试验测试方案开展航空发动机转、静子叶片等表面脉动压力场测量，可对叶片强度的有效评估提供有力技术支撑。

项目目标：针对传统方案难以满足风扇、增压级叶片表面脉动压力测量的问题，开展柔性薄膜传感阵列测试技术研究，形成具有宽频、大动态范围的满足航空发动机风扇、增压级叶片表面脉动压力场测量的柔性薄膜传感器阵列设计与制备技术，研制具有高性能的满足工程试验的风扇、增压级叶片表面脉动压力场测量的柔性薄膜传感阵列；形成柔性薄膜传感器动态标定技术，掌握试验条件下的叶片复杂曲面安装工艺及可靠性检测方法；实现柔性薄膜传感阵

列数据采集和无线传输技术；建立柔性薄膜传感阵列测试的表面脉动压力数据重构、时空联合插值分析方法。为航空发动机风扇、增压级叶片表面脉动压力场测量和叶片强度的评估提供支撑。

研究内容：

(1) 满足航空发动机风扇、增压级叶片表面脉动压力测量的柔性薄膜传感器阵列设计、制备和封装工艺方法研究

根据风扇、增压级叶片形状及结构尺寸，开展对柔性薄膜传感阵列合理的形状和结构设计，深入研究柔性薄膜材料的结构和特性，并进一步开展柔性薄膜脉动压力传感器制备和封装工艺方法研究。

(2) 工程级试验条件下的柔性薄膜传感器标定，叶片复杂曲面安装工艺及可靠性检测方法研究

根据实际测试环境，深入开展柔性薄膜传感器动态标定技术研究，以获得传感器灵敏度、频响等特性；针对风扇、增压级叶片复杂曲面特性，开展共形贴合的柔性薄膜传感阵列工程化安装工艺及可靠性检测方法研究，满足航空发动机转、静子叶片表面脉动压力测试要求。

(3) 基于柔性薄膜传感阵列的脉动压力数据采集及无线传输技术研究

针对航空发动机风扇、增压级叶片脉动压力监测的工程需求，突破转子结构布线局限，研发适配高灵敏度柔性薄膜传感阵列的无线测试系统，实现脉动压力信号的采集和稳定传输。

(4) 基于柔性薄膜传感阵列测试的表面脉动压力数据实时重构、时空联合插值方法研究

针对测试数据强噪声干扰、数据量大和分析效率低的问题，开展脉动压力测试数据高保真重构技术研究；在有限测点的条件下，

开展高分辨率脉动压力分布的时空联合插值方法研究。以实时获得叶片表面压力场的分布、频率和幅值特性。

预期成果：

(1) 研制一套满足应用于航空发动机风扇、增压级叶片表面脉动压力测量的柔性薄膜传感阵列。

(2) 研制一套满足应用于航空发动机的基于柔性薄膜传感阵列的脉动压力测试数据采集和无线传输系统。

(3) 研发基于柔性薄膜传感阵列测试的航空发动机叶片表面脉动压力数据重构、时空联合插值分析的实时监测方法。

考核指标：

(1) 传感阵列能够满足气动载荷 1Mpa 以内测量需求，测试分析频率 10Hz—20kHz，测量频率范围 10^{-2} Hz— 10^8 Hz；常规测量空间分辨率不大于 5mm，最高可至 4mm；试验测点存活率 $\geq 70\%$ 。

(2) 数采集系统采样频率 0—100KHz，无线传输距离 ≥ 2 m，幅值误差 $\leq 0.5\%$ F.S，丢包率 ≤ 3 次/小时。实现对所采集的信号实时进行时域分析、频域分析、总体分析以及分布显示等功能。

(3) 叶片表面脉动压力空间分布误差 $\leq 15\%$ ，在允许安装传感器空间范围实施验证。

研究周期：24 个月

研究经费：不超过 200 万元

10. 航空发动机燃油喷嘴抗结焦涂层制备工艺及性能验证研究

项目编号：SFCXY202610

项目背景：航空煤油兼具推进剂与冷却剂双重功能，在高温环境下易发生自氧化或热裂解反应，形成碳质沉积物（结焦）。此外，

增材制造燃油喷嘴在发动机复杂部件制造中的规模化应用，虽实现了结构一体化成型，但表面粗糙度显著高于传统锻铸件，为结焦提供了更多成核位点，进一步加剧了结焦问题。鉴于结焦产物与金属壁面为化学冶金结合，无论是采用物理清除还是化学法去除，均存在耗时费力且对金属基体易造成损伤等问题，而采用具有抑制结焦的抗结焦涂层被认为是最有应用前景的技术方案。

项目目标：聚焦燃油喷嘴应用需求，以 RP-3 燃油为研究对象，突破复杂内型面结构燃油喷嘴抗结焦涂层均匀性、致密性制备关键技术瓶颈，形成适用于复杂结构燃油喷嘴抗结焦涂层的完整制造工艺，实现喷嘴内微小孔径、弯曲流道、盲孔等复杂内表面涂层厚度控制，实现宽温域（300~850℃）范围内的抗结焦能力提升，发展复杂内腔抗结焦涂层非破坏性检测方法 & 试验过程中结焦过程的实时/原位监测技术，形成抗结焦涂层材料工艺标准体系，为工程化应用奠定基础。

研究内容：

(1) 涂层均匀沉积工艺开发及优化

针对燃油喷嘴复杂内腔、微细变截面通道结构特点，系统开展涂层均匀沉积工艺优化及验证，确定涂层体系，实现结晶完整、厚度均匀性 >80% 的涂层沉积工艺；建立沉积工艺参数-涂层形貌-厚度分布映射关系，实现内腔无死角、低缺陷、厚度均匀沉积。

(2) 抗结焦涂层结构及性能验证

开展涂层物相、晶粒尺寸、表面形貌、元素分布等表征及涂层关键服役性能分析（耐磨耐冲刷性能、硬度、韧性、抗氧化、抗热震、热稳定性、燃油相容性），完成模拟工况性能考核，验证涂层的抗结焦性能及综合服役性能。

(3) 复杂内腔抗结焦涂层非破坏性检测方法研究

完成内腔涂层高精度无损检测技术（深孔、盲腔、微小通道等特征）开发及验证，实现涂层厚度、结合状态、内部缺陷定量检测，形成自动化/数字化检测方案。

(4) 抗结焦性能在线监测方法研究及抗结焦机理分析

完成高温结焦模拟试验平台建立，并结合考核验证完成结焦程度在线监测方法开发及验证，构建结焦生长动力学模型及涂层失效预测方法。

预期成果：

- (1) 复杂内腔结构燃油喷嘴的抗结焦涂层材料工艺规范；
- (2) 抗结焦涂层无损检测方法；
- (3) 抗结焦性能在线监测方法；
- (4) 模拟服役抗结焦性能考核验证平台；
- (5) 满足核心性能指标的带涂层样件 5 件。

考核指标：

- (1) 建立适用于复杂内腔结构燃油喷嘴的抗结焦涂层均匀沉积工艺，实现关键区域涂层厚度偏差 $\leq \pm 15\%$ ；
- (2) 所制备涂层在模拟台架试验中抗结焦效率（积碳沉积减少）相比无涂层基材提升 $\geq 80\%$ ；
- (3) 500℃下高温服役 1000 小时无相变，膜层无软化、脱落；
- (4) 涂层通过不少于 1000 次标准热震循环（室温至 500℃）无剥落；200 小时燃油冲刷试验后抗结焦效率衰减 $\leq 10\%$ ；
- (5) 形成涵盖部件前处理、涂层制备到性能检测的完整技术方案，为工程化应用提供数据与规范支撑。

研究周期：36 个月

研究经费：不超过 200 万元

11. 基于 AI 的航空发动机产品智能化检验技术研究

项目编号：SFCXY202611

项目背景：航空发动机结构日益复杂，传统人工检验存在效率低、主观误差大、追溯难及微小缺陷漏检等痛点，已难以满足现代制造需求。本项目针对此研发"AI 辅助检验系统”，深度融合人工智能与检测技术。系统通过构建深度学习缺陷识别模型、多模态数据融合平台及智能决策支持体系，实现关键零部件的高效、精准、自动化检测，有效解决人工依赖与标准缺失问题。此举将推动航空制造向“智能制造”转型，全面提升发动机质量控制水平、生产效能及飞行安全性。

项目目标：针对传统人工检验存在效率低、主观误差大、追溯难及微小缺陷漏检等问题，开展航空发动机产品智能化检验技术研究，基于 AI 的辅助检验技术，形成一套集图像采集、AI 缺陷识别、智能分析、质量评估与数据追溯于一体的 AI 辅助检验系统，实现航空发动机关键零部件检验效率提升 50% 以上，缺陷检出率提升至 98% 以上。为航空发动机高质量生产提供技术支撑。

研究内容：

(1) 航空发动机典型零部件缺陷特征分析与数据建模

① 缺陷类型与成因研究

系统梳理航空发动机叶片、盘件、机匣、高压涡轮等核心部件的典型缺陷类型（如微裂纹、气孔、夹杂、划伤、变形、涂层缺陷等）。

② 多模态缺陷数据采集与标注体系构建

搭建多源检测平台，收集不少于 2000 组真实缺陷样本数据，覆盖多类型典型缺陷，建立高精度、多视角、多尺度的航空发动机零部件缺陷数据库；建立专家标注标准与质量控制流程，确保数据标注的准确性与一致性。

(2) 基于深度学习的多模态缺陷智能识别算法研究

① 单模态 AI 检测模型研发

针对不同图像（光学图像、X 射线图像、三维点云数据）开发不同的检测模型，实现微米级裂纹、划痕、内部气孔、夹杂等隐蔽缺陷识别；实现曲面形变与表面粗糙度量分析。

② 多模态数据融合与协同识别算法

构建基于图神经网络（GNN）或多模态 Transformer 的融合识别框架，实现“全局+局部”联合分析；针对航空零部件样本稀缺问题，引入自监督学习与领域自适应技术，实现“少样本、高精度”建模。

构建缺陷置信度评估模型，输出“高/中/低”风险等级与建议，提升人机协同可信度。

(3) AI 辅助检验系统平台研发

① 系统功能开发

实现“自动图像采集—AI 分析—结果判定—报告生成”全流程自动化；支持检验任务动态调度、缺陷自动分类与统计分析。

② 智能检验系统架构设计

系统模块包括：数据采集接口、AI 推理引擎、结果可视化、异常报警、质量评估、数据归档等，支持实时在线检测与离线数据分析。

③ 人机协同与交互界面设计

开发可视化操作界面，支持检验员对 AI 结果进行复核与修正；

提供“AI 建议+人工确认”双保险机制，确保检验可靠性。

(4) 典型零部件 AI 检验系统工程化验证

对典型零部件（如：航空发动机高压涡轮叶片、高压压气机盘件）进行验证，包括：检验效率对比：与传统人工检验对比，评估检测速度提升；检出率与误报率：通过标准样件与真实缺陷件测试，评估 AI 模型性能。

系统稳定性：连续运行 72 小时，评估系统可靠性；

可追溯性：验证数据完整保存与质量追溯能力。

预期成果：

(1) 航空发动机产品智能化检验系统 1，包括软件和硬件；

(2) 实现至少 3 类典型零部件智能化检验验证；

(3) 形成 AI 辅助航空发动机检验技术规范。

考核指标：

(1) 建成 AI 检验系统 1 套，降低检验人力成本，可实现检验效率提升 50% 以上；

(2) 完成至少 3 类典型零部件智能检验验证，可识别微米级缺陷，缺陷检出率提升至 98% 以上，减少返工与质量事故；

(3) 完成 1 份检验技术规范制定。

研究周期：36 个月

研究经费：不超过 200 万元

12. 反推力装置防卡滞设计及动力学分析研究

项目编号：SFCXY202612

项目背景：发动机反推力装置是使飞机降落时减速、减小着陆滑跑距离的一种辅助装置。在飞行过程中，反推力装置无法正常打

开可能导致飞机着陆距离增加等危害性后果发生，影响发动机的经济性甚至于影响航空安全。

反推力装置移动结构及作动系统卡滞是反推力装置的常见故障之一，是导致反推力装置无法正常打开的主要原因，因此需要在设计阶段尽量降低其发生概率。

项目目标：针对目前强度分析方法无法考核反推力装置展开/收起过程卡滞情况的问题，开展反推力装置多体动力学分析，采用刚柔耦合动力学建模与分析方法，识别结果干涉风险，指导结构间隙设计；识别影响反推卡滞的关键因素，分析反推力装置参数灵敏度及作动机构卡滞概率；形成适用于反推力装置作动机构的动力学仿真分析方法；并通过缩尺试验验证该方法，以指导后续机构优化设计。

研究内容：

(1) 反推作动机构建模与机械卡滞机制研究

- ① 反推运动机构刚柔耦合动力学建模与分析
- ② 反推开合过程结构干涉研究
- ③ 反推作动机构受力与载荷分析
- ④ 反推作动机构卡滞机制研究

(2) 反推作动机构卡滞概率可靠性研究

开展现有条件下反推力装置参数灵敏度及作动机构卡滞概率研究。

(3) 反推作动过程试验设计和实施

设计实施缩尺试验，模拟反推作动过程，验证动力学仿真分析方法。

预期成果：

- (1) 反推力装置作动机构刚柔耦合动力学建模分析方法；
- (2) 反推力装置刚柔耦合动力学模型；
- (3) 反推力装置参数灵敏度及作动机构卡滞概率研究方法；
- (4) 反推力装置作动机构缩尺试验；

包括试验方案策划、试验件设计、试验实施及试验结果与仿真分析结果对比。

考核指标：

(1) 对于反推作动系统，单个作动器卡滞的失效率要求为 $2.5E-5$ /小时；反推结构卡滞的失效率要求为 $2E-6$ /小时；

(2) 反推作动机构缩尺试验，试验结果与仿真分析结果误差不大于 20%。

研究周期： 24 个月

研究经费： 不超过 100 万元

13. 编织复合材料风扇叶片损伤机理与寿命评估关键技术

项目编号： SFCXY202613

项目背景： 树脂基碳纤维编织复合材料风扇叶片是大涵道比商用涡扇发动机的关键部件。其损伤演化规律不明、监测手段缺失、寿命模型欠缺，已成为制约型号适航认证及全生命周期使用管理的突出瓶颈。编织复材复杂的细观结构导致损伤模式多样、失效机理复杂，现有方法在损伤建模、状态感知与寿命预测等核心环节均存在明显短板，难以满足工程研制和技术研究需求。

研究目标： 针对编织复合材料风扇叶片寿命预测、使用管理和延寿难题，开展损伤演化规律与监测技术研究，建立多尺度渐进损伤演化模型，制定典型编织结构的高低周疲劳失效判定准则，突破

基于叶尖光学探测技术的旋转叶片损伤监测方法，形成融合物理模型与监测数据的剩余寿命概率预测方法。为编织复合材料风扇叶片适航验证、使用管理和延寿提供理论和技术支撑。

研究内容：

(1) 典型编织结构的高低周复合疲劳损伤失效机理研究

建立典型编织结构宏细观统一的多尺度分析及评估模型，完成高低周复合疲劳载荷作用下的渐进损伤模拟；完成（模拟）榫头元件级试验件的高低周复合疲劳试验，获取试验件的刚度退化与损伤尺寸（形式）之间的定量关系；结合有限元分析和试验结果，初步制定典型编织结构的高低周疲劳失效判定准则。

(2) 基于叶尖光学探测的旋转叶片损伤监测方法研究

研究疲劳损伤对叶尖探测信号特征的影响规律，构造适用于叶尖光学监测的损伤敏感参量，开发叶片损伤位置及损伤程度的评估方法。搭建模拟叶片旋转实验平台，开展疲劳损伤监测实验，获取典型失效过程的感知信号特征，建立实验数据集并验证方法的工程适用性。

(3) 混合驱动的剩余寿命概率预测方法研究

研究多尺度损伤仿真模型与叶尖监测数据的融合方法，分析复合材料性能分散性、载荷随机性等不确定性因素在寿命预测中的量化与传播规律，构建基于实时监测数据动态修正的模型更新机制。利用模拟叶片实验数据完成模型训练，并在部件级试验中验证工程可行性。

预期成果：

(1) 典型编织结构的高低周复合疲劳渐进损伤预测模型

(2) 基于叶尖光学监测的损伤评估方法

(3) 混合驱动的叶片寿命概率预测模型

(4) 叶片运行状态监测及寿命预测软件

考核指标：

(1) 典型机织结构的弹性模量预测值与实验值偏差小于 10%，疲劳失效载荷预测值与实验值偏差小于 20%。

(2) 基于叶尖光学监测的损伤评估方法：在复合材料模拟叶片实验数据集中对是否达到失效判据的判别准确率大于 80%。

(3) 叶片剩余寿命概率预测模型：在置信水平 90% 下预测的模拟叶片寿命下限低于实测结果且相差不超过 30%。

(4) 软件具备叶尖定时和叶顶间隙监测数据处理功能，且能够输出 90% 置信水平下的寿命预测概率分布区间。

研究周期： 36 个月

研究经费： 不超过 200 万元

14. 航空发动机气膜孔表面质量在线光学测量系统与位置度三维扫描测量技术研发

项目编号： SFCXY202614

项目背景： 航空发动机热端部件（火焰筒、高压涡轮叶片等）的气膜孔是冷却系统的“核心血管”，其质量直接决定发动机推重比、寿命及可靠性。当前离线人工检测模式检测效率低、难度大，严重制约航空发动机量产能力。亟需研发在线、快速、高精度的光学测量系统，实现气膜孔参数实时检测，支撑智能制造产线“零缺陷”目标。

项目目标： 本项目针对航空发动机燃烧室火焰筒气膜孔群孔表面质量的快速检测、空间位置度和方位角角度精准测量的迫切需求，

开发一套轻量化、模块化的气膜孔关键参数在线光学检测原型系统，实现气膜孔表面质量（入口型面、出口型面、表面热影响区大小）的高精度在线检测；开发蓝光三维扫描技术，实现对几何参数（空间位置度、方位角角度）的非接触式检测，满足火焰筒（万级孔密度）场景应用。

研究内容：

(1) 紧凑型光学检测成像系统设计

设计基于结构光投影+高帧率工业相机的紧凑型成像系统，通过光路优化和照明系统设计，解决异形孔光学成像与孔径在线测量难题。

(2) 轻量化深度学习模型开发

开发轻量化深度学习模型(参数量 $<1M$)，利用边缘梯度特征识别HAZ陡变区(5–20 μm 宽)，避免传统图像处理的高算力需求。基于蓝光三维技术融合轻量化学习模型，实现高密度气膜孔空间位置度的高效测量。

(3) 曲面自适应标定方法研究

针对火焰筒曲面，利用激光位移传感器实时补偿视角偏差，突破传统平面标定方法的局限，实现复杂曲面上的高精度测量，保证孔径检测标准的一致性。

(4) 基于针规辅助的蓝光三维扫描方位角检测方法研究

选取与孔径匹配的高精度针规插入气膜孔，作为孔轴线的物理延伸。采用蓝光三维扫描仪获取带针规的零件表面点云数据。通过点云处理软件拟合针规圆柱轴线，结合零件数模或孔口局部曲面法向，解算气膜孔相对于设计基准的方位角。

预期成果：

- (1) 气膜孔表面质量快速检测原型机硬件模块（即插即用）；
- (2) 蓝光三维扫描空间位置度高精度检测技术方法；
- (3) 蓝光三维扫描空间方位角度精准测量与拟合算法；
- (4) 《1套原型机完成火焰筒 ≥ 2000 孔实测报告》(含与人工检测对比数据)1份；

考核指标：

- (1) 气膜孔（孔径）单孔检测处理时间 $\leq 2s$ ；
- (3) 气膜孔（孔径、入口型面、出口型面）精度误差 $\leq \pm 20 \mu m$ ；
- (4) 方位角度 $\pm 1^\circ$ ；
- (5) 空间位置度检测误差 $\pm 150 \mu m$ ；
- (6) 表面热影响区检测精度 $\leq 50\mu m$ 。

研究周期：24个月

研究经费：不超过300万元

附件 2

密级：公开

商用航空发动机产学研联合创新计划 项目立项建议书

项目编号： _____

项目名称： _____

项目承研单位： _____（公章）

应用依托单位： 中国航发商用航空发动机有限责任公司

项目负责人： _____

项目联系人： _____

联系人电话： _____

填报日期： _____年____月____日

上海市教育委员会
中国航发商用航空发动机有限责任公司
上海商发航空发动机产业创新研究院
制

填 写 说 明

一、填写要求

本报告各项内容必须如实填写，各项栏目不得空缺，无此内容时填“无”，数字一律取整数，项目承研单位名称填写全称，每份封面需加盖项目承研单位公章。

二、报告格式

页边距：上 2.5cm，下 2cm；左 2.5cm，右 2cm，页脚 1.2cm，封面、简表、目录不设页码，正文页码从第一页开始，置于页脚居中。

目录使用**黑体，四号字**，标题一加粗，单倍行距。

标题一使用**黑体，四号字**，行间距 1.25 倍，段前、段后空一行。

标题二使用**黑体，四号字**，行间距 1.25 倍，段前、段后空 0.5 行。

标题三及以后使用**仿宋加粗，四号字**，行间距 1.25 倍，段前、段后空 0.5 行。

正文：中文用仿宋；数字、符号用 Times New Roman，四号字，行间距 1.25 倍，段前、段后不空。

括号中的解释性文字提交时删除。

项目简表

项目名称			
申报单位		应用依托单位	中国航发商发
项目负责人		职务/职称	
项目经费	总经费 XX 万元	项目周期	XX 个月
总目标及应用方向 (300 字)			
主要研究内容 (200 字)			
关键技术和创新点 (300 字)			
主要指标 (200 字)			
预期成果 (200 字)			
现有能力 (200 字)			

项目无重复支持承诺书

本人郑重承诺，《XXXXXX》项目研究内容未获得其他渠道项目经费支持。如发现重复支持情况，将偿还全部资助经费，且两年之内将不再受理该项目责任人新的产学研项目申请。

项目负责人签字:

日期:

立项建议书不涉密承诺书

本人郑重承诺，《XXXXXX》项目立项建议书不涉及国家秘密、商业秘密、技术秘密等敏感信息。

本承诺书经本人签字确认，因此产生的后果由本人承担。

项目负责人签字:

日期:

目录

一、项目概况	45
(一) 原理及需求分析	45
(二) 国内外研究现状及趋势	45
1. 国外技术研究现状及趋势	45
2. 国内技术研究现状及趋势	45
(三) 必要性分析 (差距分析)	45
二、研究目标、内容、关键技术和指标	45
(一) 研究目标	45
(二) 研究内容	45
(三) 关键技术	46
(四) 主要指标	46
三、技术可行性和创新点	46
(一) 已具备的技术基础及现处阶段	46
(二) 拟采用的技术路线和创新点	46
(三) 技术风险分析与规避措施	46
四、进度安排、成果形式和应用方向	46
(一) 进度安排	46
(二) 成果形式	46
(三) 应用方向	47
五、效益分析	47
六、经费概算	47
(一) 项目预算	47

(二) 计价成本分析	48
七、主要外协单位任务分工及经费分配	49
八、课题组主要成员	49
(一) 人员基本信息	49
(二) 人员情况简介	49
九、研究条件及保障措施	49
(一) 承担单位基本情况	49
(二) 研究条件	50
(三) 外协条件	50
(四) 管理保障	50

一、项目概况

(一) 原理及需求分析

正文：中文用仿宋；数字、符号用 Times New Roman，四号字，行间距 1.25 倍，段前、段后不空。

(二) 国内外研究现状及趋势

1. 国外技术研究现状及趋势

2. 国内技术研究现状及趋势

(三) 必要性分析（差距分析）

二、研究目标、内容、关键技术和指标

(一) 研究目标

（阐述技术研究和人才培养两大方面目标）

(二) 研究内容

（阐述技术研究和人才培养两大方面内容。人才培养方面需阐述建立以产业需求为牵引、校企联合开展创新人才培养新模式相关考虑，重点阐述具体举措和工作计划，包括企业为高校团队开放研发平台、应用场景和实习实践岗位，校企双方将产业前沿信息引入人才培养过程，双方共建高水平课

程，参与项目的企业科研骨干聘为学校产业导师并实际指导学生，参与学生应有充分时间在企业研发一线开展实习实践等方面。)

(三) 关键技术

(四) 主要指标

(阐述技术研究和人才培养两大方面指标)

三、技术可行性和创新点

(一) 已具备的技术基础及现处阶段

(注明现阶段 TRL)

(二) 拟采用的技术路线和创新点

(三) 技术风险分析与规避措施

四、进度安排、成果形式和应用方向

(一) 进度安排

(各年度工作安排及里程碑节点，每年 10 月需设置里程碑节点)

(二) 成果形式

(阐述技术研究和人才培养两大方面成果形式)

(三) 应用方向

五、效益分析

核心技术或产品能力分析（对国内外同类技术或产品的主要性能指标和价格进行比较分析）

经济效益预测（技术或产品在发动机研制中得到应用后的收益预测）

六、经费概算

(一) 项目预算

总经费拟申请 XXX 万元，经费预算明细如表 X。

表 X 经费预算明细表

费用项目	经费概算（万元）	20XX	20XX	20XX
材料费				
专用费				
外协费				
燃料动力费				
事务费				
固定资产使用费				
管理费				
工资及劳务费				
不可预见费				

合计				
----	--	--	--	--

注：依据《国防科技工业科研经费管理办法》（财防〔2019〕12号）对材料费、专用费、外协费、燃料动力费、事务费、固定资产折旧费、管理费、工资及劳务费进行分配，不得提取收益（利润）。

（二）计价成本分析

1. 材料费

2. 专用费

3. 外协费

4. 燃料动力费

5. 事务费

6. 固定资产折旧费

（注意高校不能列支固定资产折旧费。）

7. 管理费

8. 工资及劳务费

七、主要外协单位任务分工及经费分配

经费单位：万元

序号	单位	任务分工	资助经费
1			
2			
3			

八、课题组主要成员

(一) 人员基本信息

序号	姓名	单位	年龄	职称 职务	专业	课题组分工
1						
2						
3						
4						
5						

(二) 人员情况简介

九、研究条件及保障措施

(一) 承担单位基本情况

(承担单位研究基础等)

(二) 研究条件

(三) 外协条件

(四) 管理保障

附件 3

商用航空发动机产学研联合创新计划推荐项目汇总表

推荐单位:

序号	推荐项目名称	项目编号	项目负责人	所属学院	联系方式	申请经费

注：1. 请对所推荐项目按优先级进行排序；

2. 同一指南方向，限报 1 项。

联系人:

联系方式:

学校（盖章）:

日 期: