

公开
附件



中国航空发动机集团有限公司
AERO ENGINE (GROUP) CORPORATION OF CHINA

2021 年度产学研合作项目指南

中国航空发动机集团有限公司

二〇二一年十一月

目 录

一、指南背景.....	1
二、申报要求.....	1
三、主要内容.....	2
(一) 新概念、新能源动力技术领域	3
1. 混合电推进系统高功率/能量密度储能技术研究	3
2. 掺氢燃料预混旋流火焰稳定机理及建模研究	4
3. 生物质燃料航空发动机燃烧室燃烧组织方法与性能优化研究	7
(二) 设计与仿真基础技术领域	9
4. 气冷涡轮叶片流固热耦合仿真自动化网格生成及超大变量优化算法研究	9
5. 考虑冷暖机、功率提取、综合热管理等复杂工况的高保真小涵道比涡扇发动机瞬态性能仿真技术研究	11
6. 考虑大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真技术研究	13
7. 升推一体涡轮发动机在线实时模型技术研究	14
8. 大偏转角矢量喷管动态热流场品质预测与调控技术研究	16
9. 高马赫数发动机主动热防护系统动态特性及性能调控技术研究	18
10. 超疏水表面结构与防冰技术研究	20
11. 高功率密度锥齿轮齿面设计技术研究	21
12. 超滑石墨烯材料浮动自适应密封动力特性技术研究	23
(三) 试验与测试基础技术领域	25
13. 宽流域集成化滑油温度、压力、屑末智能监测技术研究	25
14. 过冷水凝结、温度与粒径多参数动态测试技术研究	27

15. 高温燃气 CARS 测温系统集成与测试技术研究	30
16. 基于光学高速摄影的转子叶尖变形在线动态测试技术研究	31
17. 基于深度特征迁移的整机试验数据智能评估方法研究	33
18. 高温环境下陶瓷薄膜无线无源实时传感技术研究	35
(四) 先进材料基础技术领域	38
19. 超常条件下新型高温合金设计、热物理性质与快速单晶生长研究	38
20. 增材制造 GH3536 等固溶强化型和 GH4169 固溶时效强化镍基高温合金 组织相演变规律研究	39
21. TiAl 粉末合金瞬时液相低温烧结近净成形技术研究	41
22. 近真实服役环境涡轮叶片热障涂层力热化耦合评价模型与检测方法研 究	43
(五) 先进制造基础技术领域	46
23. 涡轮叶片气膜孔电火花-微磨削复合加工和检测技术研究	46
24. 航空发动机辐射冷却红外隐身微纳结构制造及其功能保持与强化应用 基础研究	47
25. 铝镁机匣、钛合金整体叶盘数字化修复技术研究	49
26. 钛合金花键表面耐磨减磨一体化涂层制备技术研究	53
27. 发动机蜂窝密封面电解磨削复合加工技术研究	55
附件：中国航空发动机集团产学研合作项目立项建议书（模板）	57

一、指南背景

中国航空发动机集团有限公司（以下简称集团）产学研合作是贯彻落实习近平总书记关于科技创新系列指示批示精神，坚持创新驱动发展战略，推进军民深度融合，加快建设“小核心、大协作、专业化、开放型”科研生产体系，实现高水平科技自立自强的一项重要举措。旨在通过识别外部优势学科/专业/技术，结合集团各单位需求，开展与国内外高等院校和科研机构的科技合作，引导并统筹集团内外优势力量，协同研发、共同创新，建立航空发动机产学研用良性生态，夯实航空发动机自主研发的技术基础。

指南是依据集团相关规划，在前期系统策划和多轮研讨的基础上，结合国内外高等院校和科研机构专业、学科优势，依托集团内外相关专家共同论证编制，主要围绕新概念、新能源动力技术，设计与仿真基础技术，试验与测试基础技术，先进材料基础技术，先进制造基础技术等领域，共发布 27 个项目需求。

二、申报要求

（一）指南采取公开发布的方式，项目申请人（即项目的实际负责人）须具有中华人民共和国国籍，应为相关高校和科研单位的正式员工，其在研的产学研合作项目总数原则上应不超过 2 项。

（二）项目申报应符合指南范围和要求，研究内容、研究周期和经费预算相匹配。各单位可根据自身优势选择申报，经评审后择优立项，每项资助经费原则上不超过 200 万元。

(三) 项目申报应有集团所属单位作为研究和应用依托单位。为突出其主体地位和作用，集团应用依托单位须全程参与，与项目承研单位开展紧密合作，为本单位相关项目提供必要的研究、试验和验证条件，并对项目实施过程管控、里程碑节点考核和成果转化应用。针对指南中的同一条款和需求，集团同一单位原则上参与申报不超过 2 项。

(四) 请申报单位按照格式编制《中国航空发动机集团产学研合作项目立项建议书》(模板见附件)，并于 2021 年 11 月 15 日前将盖章的立项建议书 1 份和电子文档报至中国航发研究院产学研合作项目管理办公室。

联系人及电话：张生光 010-56680821 15801637225

胡文颖 010-56680821 19910221339

地址：北京市顺义区顺兴路 21 号

邮编：101304，邮箱：AECC_IUR@126.com

三、主要内容

指南重点围绕 5 个技术领域共发布 27 个项目需求，一是**新概念、新能源动力技术领域**，围绕混合电推进系统高功率/能量密度储能技术、氢气与掺氢燃料稳定性燃烧技术、生物质燃料燃烧组织方法与性能优化技术等方向开展研究，推动航空发动机绿色环保、低碳排放、高效推进技术发展；二是**设计与仿真基础技术领域**，围绕航空发动机瞬态性能仿真技术、涡轮叶片流固热耦合仿真算法、气动/红外一体化仿真技术、升推一体控制技术、矢量喷管内流场调控技术、高马赫数主动热防护技术、防冰技术、锥齿轮齿面设计技术、

超滑石墨烯材料密封技术等方向开展研究，提升设计仿真能力和应用水平；三是**试验与测试基础技术领域**，围绕航空发动机滑油智能监测技术、过冷水滴动态测试技术、高温燃气测温技术、转子叶尖变形测试技术、无线无源实时传感技术等方向开展研究，推动高精度测量和在线检测技术的应用转化；四是**先进材料基础技术领域**，围绕航空发动机用新型高温合金、镍基高温合金、TiAl 粉末合金等的设计、组织演变规律，以及涡轮叶片热障涂层评价模型与检测方法等方向开展研究，推动高性能材料的基础夯实和加速成熟；五是**先进制造基础技术领域**，围绕航空发动机典型件微小群孔、异形孔结构特种加工，先进材料结构表面微纳制造与强化，结构功能一体化构件的数字化工艺设计、制造与修复等方向开展先进制造工艺研究，夯实基础制造工艺体系。

（一）新概念、新能源动力技术领域

1. 混合电推进系统高功率/能量密度储能技术研究

项目编号：HFZL2021CXY001

项目背景：混合电推进系统中储能系统承担着功率输出与能量调配功能，是混合电推进能量管理实现的关键部件之一。受限于飞行条件下重量、体积、环境等要求，用于混合电推进的储能系统需要兼顾高功率密度与高能量密度，并且在高空飞行环境可以安全可靠工作。针对这一应用特点的高功率/能量密度储能技术研究对于混合电推进系统应用发展有着重要意义。

项目目标：针对混合电推进对于储能系统兼顾高功率密

度与高能量密度的特点开展储能技术应用研究，在满足机载使用环境和寿命等要求的前提下，完成储能系统方案选型以及相应的结构与热管理方案设计，完成样件试制与测试验证，为混合电推进技术发展提供支撑。

研究内容：

- (1) 适用于航空混合电推进的储能方案分析与选型研究；
- (2) 兼顾高功率/能量密度的储能系统结构方案设计；
- (3) 兼顾高功率/能量密度的储能部件热管理方案设计；
- (4) 兼顾高功率/能量密度的储能技术验证。

预期成果：

- (1) 适用于航空混合电推进的储能系统方案；
- (2) 兼顾高功率/能量密度的储能技术验证试验件及试验测试数据。

考核指标：

- (1) 储能系统能够满足航空混合电推进使用需求，在 -20°C 至 55°C 环境温度中安全稳定工作，循环寿命大于 100 次；
- (2) 储能系统能量密度不低于 260Wh/kg ，功率密度不低于 1.5kW/kg 。

研究周期： 不超过 24 个月

发布方式： 公开发布

2. 掺氢燃料预混旋流火焰稳定机理及建模研究

项目编号： HFZL2021CXY002

项目背景：氢能是“双碳”目标下重要的替代能源，在航空发动机与燃气轮机中大规模使用氢燃料是能源与动力产业脱碳过程中非常重要的一环。然而相比于传统的碳氢燃料，氢气具有密度小、火焰传播速度快和分子扩散速率快等特性，现有发动机燃烧室中旋流中心回流的稳火机制可能不适用。因此，有必要针对掺氢燃料的湍流与燃烧相互作用、旋流预混燃烧室内火焰宏观结构及其动态特性等开展机理研究，建立准确的预测模型与高效的模拟方法，探索氢燃料湍流燃烧的稳火与污染物生成机制。

项目目标：针对湍流氢气火焰传播速度快且难以稳定的问题，开展高精度数值模拟研究，推导准确的湍流燃烧速度模型，并通过实验测量手段进行交互验证。建立高可信度的实验与模拟数据库，深入分析氢燃料火焰动态特性，发展数据驱动的预测模型。

研究内容：

(1) 氢气与掺氢燃料湍流燃烧中的湍流-火焰相互作用机理，基于理论分析和机器学习方法发展湍流燃烧模型；

(2) 旋流预混模型燃烧室实验及内流多物理场测量，技术成熟度达到3至4级，完成燃烧室头部试验，获得工况稳定性图谱；

(3) 运用新的燃烧模型对旋流预混模型燃烧室开展大涡模拟研究；

(4) 基于模型燃烧室实验与模拟数据，开展压力脉动的声学模态分解与计算，分析热声耦合特性，发展数据驱动

的声学模态预测模型。

预期成果：

(1) 氢气以及掺氢燃料湍流预混火焰的直接数值模拟数据集；

(2) 旋流预混模型燃烧室掺氢燃料火焰多物理场测量数据集；

(3) 湍流燃烧速度模型、湍流燃烧亚格子模型、模型燃烧室声学模态模型；

(4) 可用于掺氢燃料旋流燃烧的大涡模拟软件，植入新的湍流燃烧亚格子模型。

考核指标：

(1) 氢气以及掺氢燃料湍流预混火焰的直接数值模拟数据集，至少包括 15%、30%、100% 三种掺氢比，湍流速度脉动与层流火焰速度之比为 5、10、20 的三种湍流强度，涵盖不少于 6 个工况点；

(2) 测量数据 0~30% 范围内包括至少 3 种掺氢比的旋流预混火焰，涵盖速度、关键燃烧组分或燃烧污染物浓度等其中至少 2 种物理量的空间分布信息；

(3) 湍流燃烧速度模型预测涵盖 0~100% 燃料掺氢比范围，湍流强度涵盖 Ka 数范围 1~50，与实验和直接数值模拟数据对比验证，平均误差小于 30%；

(4) 大涡模拟计算工况点不少于 2 个，流场与实验比较的平均误差在 25% 以内；模型燃烧室声学模态模型不少于 2 种，新的声学模型较现有传统方法预测精度提升 30% 以上。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

3. 生物质燃料航空发动机燃烧室燃烧组织方法与性能优化研究

项目编号：HFZL2021CXY003

项目背景：“推动绿色循环低碳发展”已经列为国家重要战略。采用可再生燃料是一种极为有效的实现碳排放零增长的途径。目前，国内航空发动机行业在生物质燃料的理化、基础燃烧特性以及工程应用方面尚缺少系统性研究。因此，针对生物质燃料开展深入研究，掌握生物质燃料对主燃烧室综合燃烧性能的影响，对加强生物质燃料有效利用具有重要意义。

项目目标：针对生物质燃料在航空发动机领域基础研究薄弱的问题，开展生物航煤和生物质高热安定性燃料在主燃烧室进行应用的综合技术研究，形成生物质燃料相关数据集与工程应用方法，为生物质燃料在航空发动机上的应用提供支撑。

研究内容：

- (1) 生物航煤和生物质高热安定性燃料的理化特性、雾化特性、基础燃烧特性、点熄火特性、综合燃烧性能研究；
- (2) 生物质燃料简化化学反应机理研究；
- (3) 生物质燃料燃烧组织方法研究；
- (4) 喷嘴结构优化设计研究。

预期成果：

(1) 生物航煤和生物质高热安定性燃料理化特性测试数据（理化项目符合 GB6537 中规定）、雾化与基础燃烧特性测试数据，在模型燃烧室上的常压状态点火特性及地面慢车状态的熄火特性测试数据；

(2) 生物质燃料简化化学反应机理；

(3) 生物质燃料燃烧组织方法；

(4) 模型燃烧室试验件。

考核指标：

(1) 生物航煤满足中国民用航空局《含合成烃的民用航空喷气燃料》(CTS0-2C701)，生物质高热安定性燃料满足 JP-7 燃油热安定性水平；

(2) 简化化学反应机理涉及组份不大于 50 种，反应步数不大于 100 步；

(3) 采用简化化学反应机理数值计算得到的着火延迟时间、层流燃烧速度、搅拌反应器内氧化反应过程中组份浓度与试验结果相比，误差不大于 15%；

(4) 在模型燃烧室上，进口温度 500~800K，最大压力不低于 0.5MPa，油气比不低于 0.026 条件下测得的燃烧效率、总压损失系数等性能试验结果不低于相同条件下 3#煤油测得的结果。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

（二）设计与仿真基础技术领域

4. 气冷涡轮叶片流固热耦合仿真自动化网格生成及超大变量优化算法研究

项目编号：HFZL2021CXY004

项目背景：提升涡轮进口温度是提高涡轮性能的有效措施，随之而来的是载荷与冷气量需不断增加的严苛技术要求。基于此，气冷涡轮叶片冷却结构设计与分析需更精细化，商业软件的建模和网格生成已不满足要求，目前的计算方法不能准确的实现气冷流固热耦合分析，亟需开发自主气冷涡轮叶片几何参数化和网格划分专用工具，建立流固热耦合分析方法，实现气冷涡轮叶片的快速优化分析，为型号研制提供支撑。

项目目标：针对气冷涡轮叶片几何参数化困难、网格划分耗时长、流固热耦合分析方法不完善、性能优化复杂等问题，开展气冷涡轮叶片参数化设计方法研究、流固热耦合仿真自动化网格生成研究、超大变量优化算法研究，形成典型结构气冷涡轮叶片流固热耦合优化平台，支撑气冷涡轮叶片优化设计。

研究内容：

（1）典型气冷涡轮叶片几何参数化设计方法研究及程序开发；

（2）气冷涡轮叶片自动化网格生成技术研究及程序开发；

（3）超大变量优化算法研究及程序开发；

- (4) 气冷涡轮叶片流固热耦合仿真及优化平台开发；
- (5) 典型结构气冷涡轮叶片流固热耦合优化验证。

预期成果：

- (1) 气冷涡轮叶片几何参数化设计与气冷涡轮叶片自动化网格生成程序；
- (2) 超大变量优化算法；
- (3) 气冷涡轮叶片流固热耦合仿真及超大变量优化平台。

考核指标：

(1) 可实现包括涡轮主流通道、涡轮叶片与端壁倒圆、叶顶间隙及凹腔、上/下端壁气膜孔、尾缘半劈缝和全劈缝、叶顶除尘孔、冷却叶片内部蛇形通道及气膜孔、绕流柱、肋片、隔板、冲击导管、层板等典型结构特征的气冷涡轮叶片流体域和固体域参数化建模；

(2) 可实现具有考核指标(1)典型结构特征的涡轮叶片流体域和固体域网格自动化生成，且流体计算域应以六面体网格为主，流体计算域网格搭接应以匹配界面为主；

(3) 可实现局部网格动态优化调整，调整后的网格质量满足求解器使用要求；可实现至少2类优化算法，能对至少100个优化变量进行优化分析，优化速度不低于同类方法的商业软件；

(4) 参数化几何和网格生成程序具有完全自主知识产权，程序运行时不借助/调用其它的商业/开源CAD软件或CFD网格生成软件；气冷涡轮叶片流热固耦合仿真及优化平台具

有良好的人机交互界面，程序开发按照软件标准进行封装；

(5) 典型结构气冷涡轮叶片流固热耦合优化设计后，保持气动性能和冷效不降低，冷气量相对减少 5%、最大应力降低 10%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

5. 考虑冷暖机、功率提取、综合热管理等复杂工况的高保真小涵道比涡扇发动机瞬态性能仿真技术研究

项目编号：HFZL2021CXY005

项目背景：航空发动机瞬态性能仿真是发动机总体性能建模仿真的难点之一。先进小涵道比涡扇发动机瞬态性能要求越来越苛刻，需通过精细化设计充分挖掘性能潜力并降低风险，这就使得对高保真瞬态性能仿真的需求越来越迫切。为此，需要开展复杂工况下发动机瞬态性能仿真技术与验证，提升冷暖机、功率提取等复杂工况下瞬态性能仿真的精度，并为发动机燃滑油系统综合热管理仿真提供支撑。

项目目标：针对冷暖机、功率提取、燃滑油系统综合热管理等复杂工况下整机瞬态性能仿真需求，开展复杂工况下发动机瞬态性能仿真与验证技术研究，形成高保真瞬态性能计算模型和程序，完善瞬态模型验证方法，实现总体性能计算模型与燃滑油系统综合热管理模型的联合仿真，为发动机过渡态性能仿真、燃滑油系统综合热管理分析等提供支撑。

研究内容：

(1) 考虑冷暖机、功率提取的发动机瞬态性能仿真技

术研究；

- (2) 面向燃滑油系统综合热管理的瞬态仿真技术研究；
- (3) 瞬态性能仿真模型修正方法研究；
- (4) 复杂工况下高保真瞬态性能仿真模型验证。

预期成果：

(1) 包含转子动力学、热存储效应、叶尖间隙变化、引气和功率提取等计算模块的复杂工况下高保真小涵道比涡扇发动机瞬态性能仿真模型；

(2) 复杂工况下高保真小涵道比涡扇发动机瞬态性能仿真程序；

(3) 面向燃滑油系统综合热管理的高保真瞬态仿真程序；

(4) 复杂工况下高保真小涵道比涡扇发动机瞬态性能仿真程序修正模块；

(5) 复杂工况下小涵道比涡扇发动机瞬态性能仿真数据集。

考核指标：

(1) 与某典型发动机试验数据对比，瞬态过程中转速、推力、燃油流量和主流道关键截面压力的计算误差小于 5%；

(2) 高保真瞬态仿真程序可实现与燃滑油系统综合热管理平台的联合仿真计算；

(3) 高保真瞬态性能仿真模型在全包线范围内收敛。

研究周期： 不超过 24 个月

发布方式： 公开发布

6. 考虑大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真技术研究

项目编号：HFZL2021CXY006

项目背景：红外辐射仿真作为发动机红外隐身设计的关键手段之一，对航空发动机隐身设计能力的提升具有重要影响，为了满足航空发动机高精度红外隐身设计的发展需求，航空发动机红外辐射仿真朝着更高精度方向发展，因此，有必要针对大气传输对高精度气动/红外辐射仿真精度和效率的影响问题，开发考虑大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真软件，突破考虑大气传输的气动/红外场一体化仿真方法，提升航空发动机红外隐身仿真效率，为我国航空发动机红外隐身设计提供技术支持。

项目目标：针对气动/红外和大气传输的弱耦合问题，开展考虑大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真方法研究，实现流场仿真、红外辐射计算和大气传输计算的强耦合，掌握考虑大气传输的气动/红外场一体化仿真方法，突破考虑气动/红外场一体化强耦合仿真算法，获得大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真软件，并完成仿真精度和效率的验证。

研究内容：

(1) 考虑大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真算法研究；

(2) 考虑固体壁面的气膜冷却等红外辐射换热算法研究；

(3) 航空发动机腔体内多种漫反射特性参数影响研究；

(4) 大气传输特性的计算模块开发及集成；

(5) 考虑大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真软件开发；

(6) 基于新开发软件，开展典型航空发动机红外辐射仿真计算值与实测值比较。

预期成果：

(1) 考虑大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真算法；

(2) 考虑固体壁面的气膜冷却等红外辐射换热算法；

(3) 航空发动机腔体内多种漫反射特性参数影响规律；

(4) 大气传输特性的计算模块开发及集成；

(5) 考虑大气传输的高精度气动/红外场一体化仿真软件及使用说明书。

考核指标：

(1) 在仿真模型、网格、精度相当条件下，该软件与商用 Fluent 软件对比流场和换热计算效率提升 50%；

(2) 典型航空发动机红外辐射峰值仿真计算与实测误差小于 15%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

7. 升推一体涡轮发动机在线实时模型技术研究

项目编号：HFZL2021CXY007

项目背景：升推一体涡轮发动机具有升力、推力两种模式，在短距起飞/垂直降落过程中，需要对主发动机及多个

升力部件实时调节实现模式转换及四点升力独立控制和匹配调控，以满足飞机姿态调节对多喷流升力的需求。开发升推一体涡轮发动机在线模型可有效支撑升力匹配控制设计及实时仿真验证。

项目目标：针对具有变循环特点的升推一体涡轮发动机，开展升推一体涡轮发动机在线模型仿真研究，建立具备垂直起降过程四点升力独立控制和匹配调控功能的在线动态实时模型，并通过飞机/发动机联合闭环控制仿真平台、硬件在回路等途径完成对模型的验证。

研究内容：

(1) 升推一体涡轮发动机部件级在线推力/多点升力动态实时模型建模研究；

(2) 垂直起降模式下升推一体涡轮发动机多点升力匹配控制方法研究；

(3) 垂直起降模式下飞机/发动机联合闭环控制仿真平台开发；

(4) 升推一体涡轮发动机电子控制器原理样机研制；

(5) 垂直起降模式下飞机/发动机联合闭环控制对飞机姿态影响的全数字、硬件在回路仿真验证研究。

预期成果：

(1) 垂直起降模式下升推一体涡轮发动机多点升力匹配控制及精确调控方法；

(2) 升推一体涡轮发动机部件级在线推力/多点升力动态实时模型及源程序；

(3) 垂直起降模式下飞机/发动机联合闭环控制仿真平台软件及源程序;

(4) 升推一体涡轮发动机电子控制器原理样机。

考核指标:

(1) 垂直起降模式下升推一体涡轮发动机慢车以上状态推力/多升力控制稳态误差不大于 2%;

(2) 在线推力/多点升力动态实时模型在电子控制器原理样机上单步运算耗时不大于 10ms。

研究周期: 不超过 36 个月

发布方式: 公开发布

8. 大偏转角矢量喷管动态热流场品质预测与调控技术研究

项目编号: HFZL2021CXY008

项目背景: 大偏转角矢量喷管在模态转换及升力模态下工作时, 燃气核心区直接冲击喷管壁面, 使喷管壁面、复杂轴承和作动机构承受更高热负荷。模态转换阶段喷管内流动呈非定常状态, 且受地面效应影响, 冷却效果难以预测。目前, 国内对大偏转角矢量喷管的动态热流场预测研究较少, 缺乏有效的仿真方法。有必要开展考虑动态热负荷的喷管热流场仿真技术研究, 发展高效可靠的非定常数值仿真方法, 形成动态热流场准确预测能力, 掌握喷管流道参数和冷却结构对喷管性能的影响规律, 为大偏转角矢量喷管设计提供技术支撑。

项目目标: 针对大偏转角喷管热防护难题, 开展模态转换阶段喷管内流场结构特点和演变规律、主流-冷却流干扰

机理研究，发展高效可靠的非定常数值仿真方法，形成动态热流场准确预测能力；开展多工况喷管流道参数、冷却结构对力/热性能的影响规律研究，总结设计规律并建立简化模型，实现大偏转角喷管多学科一体化设计和优化。

研究内容：

- (1) 大偏转角喷管热流场非定常数值仿真方法研究；
- (2) 喷管内流动分离准确预测方法及其对力/热特性影响规律研究；
- (3) 大偏转角喷管冷却效果评估方法研究及冷却结构对力/热性能影响研究；
- (4) 热流场调控及大偏转角喷管优化设计方法研究。

预期成果：

- (1) 大偏转角喷管热流场非定常数值仿真流程；
- (2) 喷管流道参数和冷却对热流场的调控规律和对力/热性能影响规律；
- (3) 针对大偏转角喷管的冷却方案；
- (4) 基于推力转换效率和热负荷的喷管优化设计方案。

考核指标：

喷管热流场仿真计算壁面温度（或热流密度）、压力分布与有实验数据的算例相比，偏差不超过 15%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

9. 高马赫数发动机主动热防护系统动态特性及性能调控技术研究

项目编号：HFZL2021CXY009

项目背景：高马赫数发动机在气动热和燃烧热共同作用下，其热环境随飞行马赫数和巡航时间的增加而愈发恶劣，而再生冷却是超然冲压发动机主要冷却手段。由于高马赫数发动机工作范围宽，变工况条件下燃料在冷却通道内流动不稳定模式与形成机制尚不明确，缺乏瞬态过程流动阻力、传热系数以及流动稳定边界的预测关系式；发动机飞行参数、再生冷却运行参数和冷却性能参数间的对应关系尚有待建立，再生冷却控制策略研究缺乏数据基础。针对上述问题，开展再生冷却动态特性及性能调控技术研究，将有助于提高全包线范围内再生冷却效率、加快再生冷却技术的工程应用。

项目目标：项目针对某型高马赫数发动机尾喷管现阶段再生冷却方案设计与性能调控存在的问题，通过理论建模、试验测试和数值模拟相结合的方法，开展主动热防护系统动态特性及性能调控技术研究，探明冷却通道内超临界碳氢燃料非稳态流动换热机理，建立再生冷却动态性能数据库，提出并验证冷却性能调控策略，为再生冷却方案优化设计与运行控制提供理论依据和技术支持，加快实现燃油再生冷却技术成熟与工程转化。

研究内容：

- (1) 高马赫数发动机热防护需求研究；
- (2) 超临界碳氢燃料非稳态流动换热机理研究；

- (3) 超临界碳氢燃料非稳态流动换热特性研究；
- (4) 高马赫数发动机主动热防护系统方案设计技术研究；
- (5) 高马赫数发动机主动热防护系统动态性能与调控策略研究。

预期成果：

- (1) 超临界碳氢燃料非稳态流动传热特性测试方法与试验平台；
- (2) 并联多通道再生冷却试验件图纸及实物；
- (3) 超临界碳氢燃料非定常流动换热预测工程计算程序；
- (4) 超临界碳氢燃料主动再生冷却数值仿真计算程序；
- (5) 高马赫数发动机主动热防护系统动态特性及性能调控技术方法；
- (6) 超临界碳氢燃料主动再生冷却动态性能数据库。

考核指标：

- (1) 超临界碳氢燃料非定常流动换热预测工程计算程序传热系数预测误差小于 20%；
- (2) 超临界碳氢燃料主动冷却数值仿真计算程序支持并行计算和 LES 数值模拟，且预测误差小于 10%；
- (3) 碳氢燃料主动再生冷却动态性能数据库至少覆盖 400℃~600℃ 范围。

研究周期： 不超过 36 个月

发布方式： 公开发布

10. 超疏水表面结构与防冰技术研究

项目编号：HFZL2021CXY010

项目背景：飞机发动机关键部位结冰会对飞行安全造成极大的威胁，现有的防除冰方法虽然有效，但是存在耗能大和环境污染等问题。启示于自然界“荷叶效应”的超疏水材料具有微纳米结构和低表面能特性，但是这种超疏水表面的微纳米结构在结冰/除冰过程中会被破坏从而使表面丧失超疏水性能，目前超疏水涂层在防结冰领域目前还未大规模推广应用。因此，通过表面的微结构设计制备一种性能优异且在高湿度环境下性能稳定的防冰结构，具有重要意义。

项目目标：针对飞机发动机关键部位结冰问题以及现有防冰手段的限制，通过材料表面微结构与化学成分设计，开展基于超疏水表面结构的防冰技术研究，完成防冰超疏水表面结构在飞机发动机关键易结冰部位结构件上的考核验证，掌握高机械性能超疏水表面结构的制备及其防冰性能测试技术，实现超疏水表面结构在结冰环境中持续高效防冰目标。

研究内容：

- (1) 超疏水表面结构防冰微观设计方法研究；
- (2) 超疏水表面结构防冰技术及修复工艺研究；
- (3) 超疏水表面结构防冰性能及测试方法研究；
- (4) 基于超疏水表面结构的部件防冰设计技术研究；
- (5) 超疏水表面结构在发动机分流环、旋转和静止帽罩、静止导流叶片等的防冰性能考核验证。

预期成果：

- (1) 超疏水表面防冰结构件；
- (2) 超疏水表面结构制备工艺规范；
- (3) 结冰表面冰结合力测试方法；
- (4) 超疏水表面结构防冰性能评价方法；
- (5) 超疏水表面结构防冰性能测试规范；
- (6) 基于超疏水表面结构的部件防冰设计方法；
- (7) 超疏水表面结构防冰性能验证方法。

考核指标：

- (1) 超疏水表面接触角大于 120° ；
- (2) 超疏水表面冰结合力下降 50%以上，经过 50 次覆冰试验考核后超疏水表面不损坏，且同等条件下的冰结合力仍能降低 50%以上；
- (3) 模拟结冰环境下对于旋转部件超疏水表面覆冰面积降低 50%以上,对于静止部件超疏水表面覆冰面积降低 30%以上。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

11. 高功率密度锥齿轮齿面设计技术研究

项目编号：HFZL2021CXY011

项目背景：锥齿轮作为航空发动机动力传输的关键零部件，对航空发动机服役性能和使用寿命有着重要影响。为了满足航空发动机高功重比、高推重比的发展需求，航空锥齿轮传动不断朝着高功率密度的方向发展。因此，有必要针对高功率密度锥齿轮齿面主动设计、承载能力评估、微观修形

优化、动力学分析与优化等方面开展深入研究，完善高功率密度锥齿轮齿面设计、分析、加工和验证方法，突破高功率密度弧齿锥齿轮齿面设计理论及先进制造技术，为我国先进航空发动机的研发提供技术支持。

项目目标：针对高功率密度航空锥齿轮设计需求，开展高承载弧齿锥齿轮齿面优化方法、动态传递误差可控的齿面修形设计、考虑微尺度效应的高表面完整性齿面设计与加工方法等研究，完成 2MW 级齿轮试验验证，突破当前国内在高功率密度锥齿轮设计领域存在的瓶颈，构建高功率密度锥齿轮设计及分析系统，提升航空发动机高功率密度锥齿轮齿面设计、分析能力，为先进发动机传动系统设计提供技术支撑。

研究内容：

(1) 高功率密度锥齿轮齿面接触印痕设计与调控技术研究；

(2) 高功率密度锥齿轮动力学分析及动态性能测试技术研究；

(3) 动态传递误差可控的高功率密度锥齿轮齿面修形设计技术研究；

(4) 考虑微尺度效应的高表面完整性锥齿轮齿面设计技术研究；

(5) 基于格里森齿轮体系的高功率密度锥齿轮齿面综合优化方法研究和软件开发；

(6) 基于主动齿面设计的高功率密度锥齿轮齿面综合优化设计、加工方法研究和软件开发；

(7) 2MW 级高功率密度锥齿轮优化设计研究及试验验证。

预期成果：

(1) 高功率密度锥齿轮齿面接触印痕设计与调控方法；

(2) 高功率密度锥齿轮动力学分析及动态性能测试方法；

(3) 同时具备基于格里森齿轮设计体系优化能力和主动齿面优化设计能力的高功率密度锥齿轮齿面优化设计软件和软件说明书；

(4) 2MW 级高功率密度锥齿轮设计方案及试验件（不少于 4 套）；

(5) 2MW 级功率锥齿轮试验验证报告。

考核指标：

(1) 锥齿轮动态传递误差小于等于 120 μ rad(仿真验证)；

(2) 针对 2MW 级锥齿轮，与传统设计相比，基于格里森体系的优化方案接触应力降低 10%以上，弯曲应力降低 5%以上；基于齿面主动设计方案接触应力降低 20%以上，弯曲应力降低 7%以上。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

12. 超滑石墨烯材料浮动自适应密封动力特性技术研究

项目编号：HFZL2021CXY012

项目背景：浮环密封作为航空发动机主要密封部件，在启动、转子振动、偏心等条件下，传统石墨材料浮环密封与转子发生接触摩擦，在转子偏心涡动下，浮环密封稳定性差，

也会造成密封的异常磨损，引起密封失效、滑油泄漏等问题，泄漏滑油还会引起座舱冒烟等问题。近年来，比传统石墨更优越的具有超滑性能的石墨烯材料已在航空航天领域广泛应用，因此亟待开展新材料与自适应同心浮环密封技术研究，提高密封的摩擦磨损特性与转子动力适应性。

项目目标：针对高性能航空发动机对浮环密封的低磨损、高稳定性的设计需求，开展基于超滑石墨烯材料的新型浮动自适应密封技术研究，掌握浮环密封与转子之间流体的刚度阻尼动力特性系数及其影响规律，形成超滑石墨烯材料浮动自适应密封仿真分析能力和优化改进设计准则，为我国高性能航空发动机/燃气轮机轴承腔滑油密封设计提供支撑。

研究内容：

(1) 基于超滑石墨烯材料的新型浮动自适应密封技术研究；

(2) 基于流固热多物理场耦合的新型浮动自适应密封动力特性仿真分析技术研究；

(3) 新型超滑石墨烯材料的新型浮动自适应密封泄漏特性与动力特性试验研究；

(4) 结构参数对新型浮动自适应密封泄漏特性与动力特性的影响规律及优化设计研究。

预期成果：

(1) 超滑石墨烯材料浮动自适应密封数值分析软件；

(2) 超滑石墨烯材料浮动自适应密封结构优化设计准则；

(3) 超滑石墨烯材料浮动自适应密封试验件等。

考核指标：

在工作压差 0.4MPa 内、工作温度 300℃ 内、线速度 150m/s 内的工作条件下考核指标如下：

(1) 自适应转子同心性能：转速大于 3000rpm 时，新型浮环密封偏心率小于 0.1；

(2) 工作稳定性：新型浮环密封交叉刚度比传统浮环密封降低 40%，阻尼提高 50%；

(3) 泄漏特性：新型浮环密封泄漏率优于传统浮环密封 5%以上；

(4) 数值分析软件计算结果与试验结果偏差不大于 10%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

(三) 试验与测试基础技术领域

13. 宽流域集成化滑油温度、压力、屑末智能监测技术研究

项目编号：HFZL2021CXY013

项目背景：航空发动机滑油系统多数机械故障均是由机械磨损引起，在系统油路中由磨损产生的屑末能够真实反映系统的健康状况。目前滑油系统使用独立分布的温度、压力及屑末检测传感器作为发动机滑油系统诊断和故障预测的信息获得手段，滑油在线监测系统在不同型号发动机的普适性差、抗机械运行的噪声能力弱导致微弱的屑末信息不足以早期健康诊断和预警。因此亟需开展相关研究，攻克技术难题，促进发动机滑油系统向小型化、轻量化、智能化方向发

展，进一步提升发动机健康管理系统技术水平。

项目目标：针对滑油检测系统传感器数量多、屑末信息特征微弱、难以确定故障对应的屑末阈值等问题，开展系统传感器结构一体化设计、基于模糊频带的屑末特征强化提取、混合尺度预测模型、自适应失效阈值生成等研究，开发一种高性能、宽流域、多参数集成处理的监测系统，实现系统的屑末高精度智能传感、高可靠状态监测及多参数集成处理的目标，提高航空发动机故障诊断、健康预测的技术水平。

研究内容：

(1) 开展滑油系统集成化宽范围高精度的温度、压力、屑末在线检测传感器集成化、轻量组态化结构设计研究，形成集成化的传感器；

(2) 开展发动机滑油系统多参数信号在线采集及融合处理技术研究，提升信号抗干扰能力，形成集成化的滑油系统在线监测系统；

(3) 开展高精度油液屑末特征学习及状态监测技术研究，建立预测模型；

(4) 开展基于宽流域系统失效的油液屑末阈值自适应生成技术研究，建立阈值辨识方法；

(5) 宽流域集成化滑油温度、压力、屑末智能监测系统实验室验证，具备整机考核条件。

预期成果：

(1) 系统高精度油液屑末特征识别学习及状态监测方法；

(2) 系统失效的油液屑末阈值自适应生成方法；

(3) 集成化宽范围高精度油液检测智能传感器 2 只，
滑油系统在线监测系统一套；

(4) 滑油系统在线监测软件一套。

考核指标：

在油液工作流量范围 2L/min~180L/min 情况下考核指标如下：

(1) 温度检测误差不大于 1%；

(2) 故障检测准确率不低于 90%；

(3) 屑末特征识别能力：

铁磁屑末：(60~175) μm ，检出率不低于 85%；大于等于 175 μm ，检出率不低于 90%；

非铁磁屑末：(200~305) μm ，检出率不低于 85%；大于等于 305 μm ，检出率不低于 90%。

(4) 压力检测：测量范围：(0~1)MPa；压力检测精度：优于 $\pm 0.5\%FS(25^\circ\text{C} \pm 2^\circ\text{C})$ ；温漂： $\pm 0.02\%FS/^\circ\text{C}$ ；两通道之间一致性：优于 $0.8\%FS(25^\circ\text{C} \pm 2^\circ\text{C})$ ；工作温度范围 $-55^\circ\text{C} \sim 220^\circ\text{C}$ 。

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

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

14. 过冷水凝结、温度与粒径多参数动态测试技术研究

项目编号：HFZL2021CXY014

项目背景：在发动机整机及部件试验中，低温进气流场的多相流测试一直属于测试领域急需解决的难点问题。气流中过冷水滴参数测试常见的方法有直接成像法、光散射法，以及新兴的全息、相位多普勒方法。目前国内多相流测试主要依赖国外发达国家的测试仪器，而且探测和校准核心技术受到技术封锁。国内相关的技术研究较少，特别是在多相流温度与颗粒识别技术方面，缺少相关测试方法和仪器设备，亟需开展研究，攻克技术难题。

项目目标：针对现有特种试验过程中存在的低温进气来流内复杂高速离散颗粒相测试难题，开展水滴、冰晶颗粒的粒径分布、体积平均粒径(MVD)、温度以及液态水含量(LWC)等关键参数的先进光学测量方法与技术研究，突破低温多相流流场测试关键技术，形成测量仪器原理样机，通过整机或部件低温进气条件下的多相流参数(气、液、固)测试验证，提升试验测试能力与技术水平。

研究内容：

(1) 研究低温来流条件下过冷水滴的激光干涉图像测量方法，开展水滴粒径分布、温度、MVD 以及 LWC 等参数测试方法研究；

(2) 研究低温来流条件下冰晶(液滴固态)的图像测量方法，开展冰晶形状、空间浓度分布、粒径分布、MVD 等参数测试方法研究；

(3) 研究低温来流条件下水滴、冰晶颗粒的激光干涉图像特征，开展基于激光散射成像的水滴、冰晶颗粒识别技

术研究，建立水滴、冰晶混合云雾在线识别方法；

(4) 研究云雾水滴、冰晶颗粒测试校准方法与结果不确定度分析方法；

(5) 研制低温来流条件下水滴、冰晶颗粒关键参数测量原理样机，并开展试验验证。

预期成果：

(1) 低温来流条件下过冷水滴关键参数测试方法；

(2) 低温来流条件下冰晶（液滴固态）关键参数测试方法；

(3) 低温来流条件下水滴、冰晶颗粒在线识别方法；

(4) 低温来流条件下水滴、冰晶颗粒测试校准方法；

(5) 低温来流条件下水滴、冰晶关键参数测试原理样机一台。

考核指标：

在来流气流速度为 50~160m/s、云雾场 LWC 为 0.03g/m³~3g/m³条件下，考核指标如下：

(1) 过冷水滴粒径和冰晶粒径测试范围 5~1000μm，粒径测量精度优于±10%；

(2) 速度测量精度优于±5%；

(3) MVD 测量范围可达 200μm；

(4) 云雾场 LWC 测量不确定度不大于 25%；

(5) 水滴、冰晶颗粒识别率不低于 90%。

在实验室条件下，过冷水温度测量考核指标如下：

(6) 过冷水测温范围-40℃~-10℃，温度实验室标定

精度达到 $\pm 2^{\circ}\text{C}$ 。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

15. 高温燃气 CARS 测温系统集成与测试技术研究

项目编号：HFZL2021CXY015

项目背景：随着航空发动机研制技术的提高，未来燃烧室的温升将达到 1350~1500K，出口热点温度将超过 2400K。然而目前在 2000K 以上温度段，现有常用的热电偶、燃气取样分析等接触式测温技术遇到了瓶颈，如测量误差大、有效测温范围受限，难以准确量化评估，且传感器结构可靠性、耐久性等难以保障测试需求。因此急需探索适应高温、高压、强湍流等恶劣环境下的测试方法和技术来解决工程难题，保障先进动力燃烧室部件的研制。

项目目标：针对先进航空动力高温升燃烧室出口 2200K 以上燃气温度测试需求，开展面向燃烧室工程试验环境下的 CARS 测温技术研究。通过测试系统的集成与测试布局设计，建立燃烧室出口燃气温度分布 CARS 测试系统与方案；通过对高湍流、强振动、强噪声等干扰环境下的温度场测试，掌握 CARS 技术在工程试验环境下溯源标定和高精度反演计算等关键技术和适用性；经过对比验证与分析，建立 CARS 测温数据有效性分析评定方法，形成 2200K 以上燃气温度分布非接触式测试能力。

研究内容：

(1) 燃烧室出口燃气温度及分布 CARS 测试方法研究；

- (2) CARS 测温溯源标定与高精度反演算法研究；
- (3) 燃烧室出口温度场分布重建与结果评定方法研究；
- (4) 研制可移动式 CARS 测温系统样机，并在工程试验环境下开展验证。

预期成果：

- (1) CARS 测温系统样机 1 套；
- (2) 燃烧室出口带光学通路的试验测试装置 1 套；
- (3) CARS 光谱测温测试数据处理软件；
- (4) CARS 测温系统集成设计方法；
- (5) 燃烧室出口高温燃气温度 CARS 测试方法；
- (6) 燃烧室出口 CARS 测温溯源标定方法；
- (7) CARS 光谱测温数据高精度反演计算与场分布重建方法；
- (8) 燃烧室出口温度场 CARS 测量结果有效性评定方法。

考核指标：

- (1) 测温范围：800~2500K，环境压力：常压~2.0MPa；
- (2) CARS 单点温度测量误差：小于 5%；
- (3) 有效测量区域面积大于 50mm×50mm，测量点空间分辨率优于 0.5mm（垂直于光束方向）。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

16. 基于光学高速摄影的转子叶尖变形在线动态测试技术研究

项目编号：HFZL2021CXY016

项目背景：航空发动机风扇、压气机在临近喘振边界工作和喘振时，由于气动负荷的快速变化使得叶片轴向位移、叶尖变形增大，直接影响叶片强度甚至导致转子与静子轴向碰磨事故，给发动机运行带来不可预估的风险。由于叶尖线速度较大，一般的测量手段难以捕捉到叶尖形貌，相关研究较少，缺少对近喘和喘振状态下风扇、压气机部件的安全性监测和评估的手段，亟需开展研究，攻克技术难题。

项目目标：针对发动机工作中风扇、压气机转子叶尖变形导致的叶片强度和发动机运行安全问题，开展基于内窥成像的转子叶尖变形在线测试技术研究，突破叶尖特征标记物自动识别、运动模糊修正及狭小空间标定方法等关键技术，形成转子叶尖变形测量方法，搭建内窥式图像采集系统，并在部件试验中开展应用验证，为故障诊断与叶片结构优化提供技术支撑。

研究内容：

- (1) 叶尖特征标记物自动识别技术研究；
- (2) 运动模糊修正及特征匹配方法研究；
- (3) 狭小空间标定及畸变修正方法研究；
- (4) 不同径向间隙对叶尖变形测量影响研究；
- (5) 高速相机采集时序控制技术研究；
- (6) 内窥式图像采集系统集成技术研究，并通过航空发动机风扇/压气机真实试验环境下试验验证。

预期成果：

- (1)适用于高速相机的耐高温内窥镜样机不低于 2 套；

- (2) 模拟试验件 1 套；
- (3) 高速相机采集时序控制系统 1 套；
- (4) 数据采集软件 1 套；
- (5) 图像数据后处理软件（含源代码）1 套；
- (6) 适用于高速相机的耐高温内窥镜设计方法；
- (7) 图像高速采集方法；
- (8) 特征识别、模糊修正、标定等方法；
- (9) 转子叶尖变形在线测试技术指南 1 份。

考核指标：

(1) 内窥镜技术指标：可适用于曝光时间 $1\mu\text{s}$ 、分辨率 512×512 像素、拍摄速率不低于 50000 帧/秒的高速相机；

工作环境温度不小于 350°C ，转速不小于 20000rpm。

(2) 高精度相机采集时序控制系统技术指标：响应带宽优于 5MHz，延时控制精度优于 10ns。

(3) 图像采集系统技术指标：标记定位精度优于 1 像素，位移测量范围 $0\sim 5\text{mm}$ 、不确定度小于 $50\mu\text{m}$ 。

(4) 试验验证指标：在三代或四代或五代航空发动机的风扇/压气机部件上进行试验验证，试验件转速不小于 12000rpm。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

17. 基于深度特征迁移的整机试验数据智能评估方法研究

项目编号：HFZL2021CXY017

项目背景：近年来机器学习等人工智能方法逐渐应用于

航空发动机试验数据评估中，但不能满足发动机高空模拟试验对试验数据有效性与准确性的评估要求。传统机器学习技术难以准确建立关键试验参数之间的关联关系，而深度特征迁移技术可以将源域数据的关联关系迁移至目标域中，优化和加速目标域模型的智能学习。目前针对整机试验数据人工智能评估及模型泛化方法的研究较少，尤其是缺少耦合环境条件的整机试验数据深度特征智能提取和迁移、状态和参数智能判别等方法，无法满足试验数据评估智能化发展需要，亟待研究解决。

项目目标：针对航空发动机整机高空模拟试验数据准确高效评估问题，开展试验环境条件和发动机关键参数的深度特征提取和迁移方法研究，在高空性能、空中起动等典型试验科目环境条件下基于深度学习技术，形成整机试验数据智能评估方法，改善不同试验环境条件下发动机试验数据评估的准确性，提升试验数据评估的智能化水平。

研究内容：

(1) 发动机高空模拟试验关键参数深度特征提取和迁移方法研究；

(2) 发动机高空模拟试验关键参数深度学习建模方法研究；

(3) 基于深度学习的发动机高空模拟试验高空性能与空中起动参数智能判别、数据有效性分析和智能评估方法研究；

(4) 基于深度特征迁移的高空模拟试验数据智能评估

工具软件开发与验证。

预期成果：

- (1) 发动机高空模拟试验关键参数深度特征提取方法；
- (2) 发动机高空模拟试验关键参数深度特征迁移方法；
- (3) 基于深度学习的发动机高空模拟试验数据有效性分析和智能评估方法；
- (4) 发动机高空模拟试验深度特征范例模型；
- (5) 发动机高空模拟试验数据智能评估工具软件（含源代码）；
- (6) 两台发动机不同试验条件下的高空模拟试验数据深度特征智能迁移验证实例。

考核指标：

- (1) 高空模拟试验深度特征迁移模型对环境条件和发动机主要性能等关键参数的预测误差不大于 5%；
- (2) 高空模拟试验深度特征迁移模型对发动机工作状态的智能识别率不低于 90%；
- (3) 高空模拟试验深度特征迁移模型相对于无迁移模型的预测精度和智能识别率提升不低于 10%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

18. 高温环境下陶瓷薄膜无线无源实时传感技术研究

项目编号：HFZL2021CXY018

项目背景：新一代航空发动机的性能指标和工作温度不断提高，常规金属材料体系已不能满足设计需求，而陶瓷基

复合材料具有重量轻、耐高温、高强度、抗氧化、耐腐蚀、耐冲击等优点，有望成为国内发动机热端部件的主流材料之一。针对陶瓷基复合材料的性能参数，特别是温度参数，传统的热电偶、热电阻、示温漆等测试方法已经无法进行测量，迫切需要开发新的测量手段。陶瓷薄膜无线无源实时传感技术作为一项新兴技术，其无线、无源、耐高温、对被测件无结构损伤、能够在陶瓷部件上安装等特点，具有在高温极端环境下实现温度测量的优势，能够为陶瓷基复合材料零部件的推广应用提供准确的测试数据支撑。

项目目标：针对航空发动机陶瓷基复合材料零部件测试需求，开展耐高温、抗氧化、耐腐蚀聚合物先驱体陶瓷合成方法及结构性能宽幅可调技术研究，优化超材料谐振无线传输设计方法，建立和完善基于超材料的可共形、长寿命聚合物先驱体陶瓷无线无源薄膜温度传感器的设计方法及制备工艺，开展传感器安装技术、高温极端环境下传感器应用技术研究，完成发动机部件试验验证，实现发动机陶瓷基复合材料零部件无线无源实时温度测量。

研究内容：

(1) 聚合物先驱体陶瓷敏感材料可控合成及温度-介电响应能力调控方法研究；

(2) 吸收-散射一体式超材料谐振结构设计优化及无线无源信号传输方法研究；

(3) 基于超材料的聚合物先驱体陶瓷无线无源薄膜温度传感器的设计及制备；

(4) 高温极端环境下基于超材料的聚合物先驱体陶瓷无线无源薄膜温度传感器的安装及应用技术研究；

(5) 发动机陶瓷基复合材料零部件试验验证。

预期成果：

(1) SiCN 系列陶瓷先驱体的精准合成与结构、性能调控方法；

(2) 基于超材料的聚合物先驱体陶瓷无线无源薄膜温度传感器的设计方法；

(3) 基于超材料的聚合物先驱体陶瓷无线无源薄膜温度传感器的制备工艺；

(4) 基于超材料的聚合物先驱体陶瓷无线无源薄膜温度传感器的原理样机（不少于 2 台套）、数据采集处理系统及使用说明书（包括硬件和软件，1 台套）；

(5) 陶瓷基复合材料零部件温度测试试验验证报告。

考核指标：

(1) 传感器温度测试范围：常温~1200℃；测试精度： $\pm 2\%FS$ ；

(2) 传感器无线传输距离大于等于 10mm；探测天线发射功率小于等于 100mW；

(3) 传感器响应时间小于等于 50ms。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

（四）先进材料基础技术领域

19. 超常条件下新型高温合金设计、热物理性质与快速单晶生长研究

项目编号：HFZL2021CXY019

项目背景：镍基单晶高温合金是制造先进航空发动机涡轮叶片的主要材料，其高温力学性能和抗氧化及耐热腐蚀性能等是提升发动机性能、效率和可靠性的关键因素。单晶涡轮叶片主要采用定向凝固方法制造，为获得良好的铸造组织，一般需要将定向凝固过程的单晶生长速度控制在一个较低范围内，难以实现快速生长。目前，鲜见基于无容器、微重力、深过冷等超常条件下的高温合金设计与凝固研究，亟需开展上述研究，探索实现单晶快速生长的新方法。

项目目标：针对单晶高温合金涡轮叶片制备过程中单晶生长速度慢的问题，开展无容器、微重力、深过冷等超常条件下新型高温合金设计与快速单晶生长研究，揭示新型高温合金熔体热物理性质和快速定向凝固机理，探索和发展单晶高温合金新型快速生长方法，为航空发动机用新型单晶高温合金材料设计和制备技术发展提供基础。

研究内容：

- （1）新型 Ni 基模型高温合金设计研究；
- （2）Ni 基高温合金熔体热物理性质研究；
- （3）Ni 基高温合金快速定向凝固与组织调控研究；
- （4）Ni 基高温合金快速单晶生长研究。

预期成果：

- (1) 建立 Ni 基模型高温合金设计方法；
- (2) 建立超常条件下 Ni 基高温合金快速定向凝固组织调控方法；
- (3) 揭示超常条件下 Ni 基高温合金单晶生长的热力学和动力学条件；
- (4) 制备出 1~2 种高温合金单晶样件。

考核指标：

- (1) 获得高温合金熔体在 200~350K 过冷度范围内的密度、比热、表面张力、粘度等热物理性质；
- (2) 单晶快速生长速度达到 10mm/s 量级；
- (3) 单晶高温合金样件室温抗拉强度不小于 500MPa。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

20. 增材制造 GH3536 等固溶强化型和 GH4169 固溶时效强化镍基高温合金组织相演变规律研究

项目编号：HFZL2021CXY020

项目背景：燃油喷嘴采用的 GH3536 固溶强化型合金、预旋喷嘴采用的 GH4169 固溶时效强化型合金材料广泛应用于航空发动机中，但增材制造镍基高温合金材料的高温拉伸及高温持久性能尚不满足设计要求，热处理对高温合金组织、相变化的影响研究尚不系统，高温近服役环境下增材制造合金组织、晶界、相等演变规律及裂纹萌生扩展等行为有待研究，解决上述问题可为激光选区熔化增材制造镍基高温合金的应用夯实理论基础，为探索增材制造镍基合金强化途径提

供技术支撑。

项目目标：采用激光选区熔化增材制造标准流程下制备的 GH3536、GH4169 试样，开展不同热处理制度下组织、相分析，建立组织、相与热处理制度之间的关系，再采用原位观察等方法研究上述不同状态试样在不同温度、应力、疲劳加载下，试样中组织、相、晶界、缺陷演变行为，确定相成分、相结构，揭示增材制造高温合金在近服役环境下界面/晶面滑移、裂纹萌生、扩展规律，阐明高温力学性能的影响机制，提出高温力学性能改善途径。

研究内容：

(1) 不同热处理制度下增材制造 GH3536、GH4169 试样的组织、相、缺陷分析和对应的室温拉伸、650~900℃高温拉伸和持久性能测试；

(2) 组织、缺陷定量分析，相成分、相结构分析；

(3) 原位观察下研究不同试验参数（温度、应力、疲劳频率）GH3536、GH4169 合金试样中组织、相、缺陷演变行为；

(4) 原位观察研究 GH3536、GH4169 试样在 650~900℃、40~80%断裂应力的高温拉伸、疲劳载荷下，界面/晶面滑移、裂纹萌生、扩展规律，阐明高温力学性能的影响机制；

(5) 高温力学性能改善途径研究。

预期成果：

(1) 获得不同热处理制度下增材制造 GH3536、GH4169 试样的组织演变规律和高温力学性能数据；

(2) 获得不同试验参数（温度、应力、疲劳频率）原位观察下 GH3536、GH4169 试样中组织、相、晶界、缺陷演变行为；给出界面/晶面滑移、裂纹萌生、扩展规律；

(3) 基于热处理工艺的组织调控和原位观察微观结构与性能关系的研究数据，揭示 GH3536、GH4169 合金高温力学性能影响机制；

(4) 增材制造 GH3536、GH4169 合金力学性能改善方法。

考核指标：

(1) 分别不少于 5 个热处理制度下增材制造 GH3536、GH4169 合金横、纵试样组织演变图谱和对应的室温至 900℃ 下力学性能测试；

(2) 完成上述试样室温、650~900℃ 高温拉伸原位观察。其中，每种材料选取至少一个热处理制度的横、纵试样，在不少于 3 个温度、3 个应力、3 种加载频率下观察组织、相、晶界、缺陷演变行为。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

21. TiAl 粉末合金瞬时液相低温烧结近净成形技术研究

项目编号：HFZL2021CXY021

项目背景：轻质 TiAl 合金在新一代航空发动机中具有重要的应用价值，但对于薄壁复杂结构件，传统熔-锻-加工技术无法精确成形，精密铸造冶金缺陷难以控制，成品率偏低。基于无压烧结的粉末冶金技术成形性佳、组织性能好，是高效制备复杂形状 TiAl 合金构件的有效手段，然而 TiAl

合金粉末烧结性差，若采用加压烧结或高温烧结又将消弱成形和组织性能的优势。因此实现高致密细晶 TiAl 合金烧结致密化是该技术发展所面临的核心问题。

项目目标：针对 TiAl 粉末固相烧结困难的问题，基于瞬时液相低温烧结及近终成形技术，通过添加活性烧结助剂获得高致密度的粉末 TiAl 合金，突破粉末 TiAl 微合金化、无压烧结粉末 TiAl 合金致密度控制、粉末 TiAl 合金低成本近终成形等关键技术，合金服役温度达到 700℃以上，解决 TiAl 合金薄壁构件冶金质量控制难题，研制出最大轮廓尺寸 150mm 以上，最小壁厚 2mm 以内的薄壁结构典型样件，建立全流程成形技术及质量控制体系，技术成熟度达到 4 级。

研究内容：

- (1) 烧结液相在 TiAl 合金表面反应浸润行为研究；
- (2) 烧结剂特性对 TiAl 成形坯烧结收缩规律影响研究；
- (3) 液相烧结体系高效致密化机理研究；
- (4) 粉末 TiAl 合金的微合金化机理研究；
- (5) 基于粉末近终成形技术 TiAl 薄壁复杂构件烧结工艺技术研究；
- (6) 复杂结构粉末 TiAl 合金构件成分-组织-性能-内外部质量-尺寸精度综合控制技术研究；
- (7) 复杂结构粉末 TiAl 合金构件本体质量与尺寸精度评价与验证。

预期成果：

- (1) 粉末近终成形 TiAl 合金薄壁复杂结构典型样件；

(2) TiAl 粉末合金高致密度低温活化烧结方法;

(3) 粉末冶金 TiAl 合金成分体系其特殊微合金元素掺杂原理;

(4) TiAl 合金粉末近终成形工艺规范;

(5) 粉末 TiAl 合金制件服役性能评价体系。

考核指标:

(1) 无压烧结 TiAl 合金相对密度大于 99%;

(2) 粉末 TiAl 合金室温抗拉强度大于等于 520MPa, 延伸率大于等于 1.5%;

(3) 粉末 TiAl 合金 750℃抗拉强度大于等于 500MPa, 延伸率大于等于 5%;

(4) 粉末 TiAl 合金 750℃拉伸缺口敏感系数大于等于 0.8 (Kt=3);

(5) 样件非加工面表面粗糙度 Ra 小于等于 3.2μm;

(6) 样件最大轮廓尺寸大于等于 150mm, 最小壁厚小于等于 2mm, 关键部位尺寸偏差小于等于 0.2mm; 典型多层壁结构考核试验件尺寸最大轮廓尺寸大于等于 70mm, 最小壁厚小于等于 1mm, 关键部位尺寸偏差小于等于 0.1mm;

(7) 构件内部冶金质量满足 GJB1187A 中 B 级要求。

研究周期: 不超过 36 个月

发布方式: 公开发布

22. 近真实服役环境涡轮叶片热障涂层力热化耦合评价模型与检测方法研究

项目编号: HFZL2021CXY022

项目背景：热障涂层是第三代、四代及更先进发动机涡轮叶片必不可少热防护材料，涂层剥落是巨大瓶颈。造成涂层剥落的燃气冲击、CMAS 腐蚀、冲蚀等服役环境是力、高温和化学反应的耦合效应。目前基于高温炉的抗剥落能力考核评价，只能模拟单一温度场，不能模拟真实环境，无法获取真实失效过程与机制的有关信息，亟待能模拟热障涂层真实服役环境且能科学评价热障涂层力热化耦合失效机理的评价方法与检测技术。

项目目标：针对空心涡轮叶片热障涂层真实服役环境下抗剥落能力评价的技术需求，开展涡轮叶片热障涂层燃气冲击、气膜冷却、CMAS 腐蚀、颗粒冲蚀等服役环境的试验模拟技术研究，突破这一环境下涂层失效过程的实时检测技术，建立氧化、CMAS 腐蚀等关键失效形式的力热化耦合理论与计算方法，形成近真实服役环境下涡轮叶片热障涂层的力热化耦合评价与失效过程实时检测能力，为涡轮叶片热障涂层抗剥落能力评价与优化设计提供技术支持。

研究内容：

(1) 涡轮叶片热障涂层近真实服役环境试验模拟技术研究；

(2) 模拟环境下涡轮叶片热障涂层失效过程的实时检测研究；

(3) 热障涂层力热化耦合模型与计算方法研究；

(4) 近真实服役环境下涡轮叶片热障涂层损伤演变规律与抗剥落能力评价研究。

预期成果：

- (1) 涡轮叶片热障涂层数值建模程序；
- (2) 力热化耦合数值计算模型；
- (3) 高温高速旋转涡轮试验件及涡轮叶片热障涂层模拟试验件；
- (4) 涡轮叶片热障涂层近真实服役环境模拟试验规范；
- (5) 近真实服役环境下热障涂层实时检测方法指南；
- (6) 近真实服役环境模拟与测试方案；
- (7) 近真实服役环境涡轮叶片热障涂层力热化耦合失效机理。

考核指标：

(1) 近真实服役环境试验模拟技术实现的指标：同时实现温度不低于 1500℃、1 马赫冲击、250m/s 冲蚀、模拟叶片转速 20000 转/分钟的力热化耦合考核环境；

(2) 近真实服役环境模拟失效过程实时检测技术指标：500℃~1100℃ 范围内±20℃，裂纹检测精度达到 1 微米，变形场检测精度 0.05%；

(3) 力热化耦合评价方法：界面氧化生长厚度、CMAS 腐蚀渗透规律、相变程度、应力场等理论预测与试验结果相比，误差不高于 30%；

(4) 空心涡轮叶片热障涂层近真实服役环境模拟考核不少于 12 个，涵盖热冲击、高温冲蚀、CMAS 腐蚀及三者的耦合等 4 种试验；

(5) 近真实服役环境下涡轮叶片热障涂层损伤演化与

组织演变规律图片不低于 50 张。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

（五）先进制造基础技术领域

23. 涡轮叶片气膜孔电火花-微磨削复合加工和检测技术研究

项目编号：HFZL2021CXY023

项目背景：涡轮叶片材料一般为单晶、定向结晶、镍基高温合金，叶身、进排气边、叶尖部位分布有气膜孔，主要采用电火花制孔、飞秒激光制孔。电火花制孔效率较高，但存在重熔层、表面粗糙度较差，而飞秒激光加工无熔层、表面质量好、尺寸精度高，但孔深径比受限，且加工效率较低，研究低成本、高效率、高质量的气膜孔加工方法对涡轮叶片的制造具有重要意义。此外，气膜孔的孔径、位置、形状等的检测无高效、精准的检测方法，亟需开展研究，攻克检测难题。

项目目标：针对涡轮叶片气膜孔高质量的加工及精准检测需求，开展高温合金涡轮叶片气膜孔电火花-微磨削复合加工和检测技术应用基础研究，采用零点定位等技术实现电火花机床与磨床间的气膜孔精密定位控制，研制微孔磨削砂轮、优化磨削参数，采用阵列磨削机床实现微孔的精确高效磨削加工，研制微孔扫描测头实现微孔三维形状及位置的高效测量，为提升我国航空发动机叶片制造提供技术支持。

研究内容：

- (1) 气膜孔孔位精密控制技术研究；
- (2) 微孔超硬磨料磨具及行星磨削动力头研制；
- (3) 微孔矩形阵列高效磨削技术研究；
- (4) 微孔扫描测头及测量技术研究。

预期成果：

- (1) 涡轮叶片气膜孔电火花-微磨削复合加工工艺规范；
- (2) 研制高效长寿命微孔磨具、微孔行星磨削动力头、八工位矩形阵列五轴微孔磨削试验台；
- (3) 非完整微孔三维扫描测量装置及测量方法。

考核指标：

- (1) 气膜孔的深度 4mm~10mm、孔径 $\phi 0.3\text{mm} \sim \phi 0.7\text{mm}$ ，孔径加工精度控制在 $\pm 0.02\text{mm}$ 以内，且无重熔层；
- (2) 平均每孔磨削机床占用时间小于等于 30 秒；
- (3) 单个砂轮磨削孔数大于等于 5 个；
- (4) 气膜孔测量精度 0.01mm。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

24. 航空发动机辐射冷却红外隐身微纳结构制造及其功能保持与强化应用基础研究

项目编号：HFZL2021CXY024

项目背景：航空发动机高温合金尾喷管调节片、密封片等零部件表面温度高，红外辐射信号显著，极易被探测发现。红外辐射强度与辐射率及表面温度的四次方成正比，目前采用的低辐射率材料可以降低大气窗口波段辐射率，但辐射冷

却能力不足，使温度升高，增加了总辐射能，红外隐身性能下降。同时，服役过程中涂层脱落、表面沉积污染物会使表面辐射率升高，隐身功能降低。亟待开展高性能隐身材料制备及长久功能与寿命保持方面的研究。

项目目标：针对高温合金尾喷管调节片、密封片的高性能隐身需求及涂层易被环境污染问题，开展基于红外隐身的微纳结构调控技术研究，探索辐射冷却、表面自清洁、鲁棒性强化与制造机理，采用仿生拓扑强化方法，复合特殊结构强化“堡垒”及飞秒激光等技术，验证微纳结构用于红外隐身的可行性，提升红外隐身性能及功能保持能力。

研究内容：

(1) 微纳结构红外隐身、鲁棒性机理分析、结构设计与仿生拓扑强化方法研究；

(2) 基于微纳结构的材料红外辐射调控及飞秒激光加工方法探索；

(3) 红外隐身微纳结构的寿命保持机理与强化方法研究；

(4) 辐射冷却高性能红外隐身微纳结构飞秒激光加工方法探索；

(5) 辐射冷却高性能红外隐身与自清洁能力评价及优化研究。

预期成果：

(1) 航空发动机关键热部件辐射冷却微纳结构设计理论、仿生拓扑强化与飞秒激光加工机理；

- (2) 红外隐身微纳结构的寿命保持机理与强化方法；
- (3) 辐射冷却高性能红外隐身微纳结构加工技术；
- (4) 具有高性能红外隐身与自清洁特性的模拟样件。

考核指标：

(1) 基底材料微纳加工后实现大气窗口内某一波段的辐射率小于 0.15；

(2) 加热温度 T_{heat} 大于 150°C 时, 大气窗口波段(3-5 μm 、8-14 μm) 辐射率 $\varepsilon_{3-5\&8-14}$ 小于 0.15 或红外热像仪探测的表面温度 T_r 小于 50°C ；

(3) 600°C 加热 1 小时后, 大气窗口波段平均辐射率 ε_{avg} 小于 0.25；

(4) 环境太阳辐照度 SI 大于 $900\text{W}/\text{m}^2$ 、加热热通量 Q_{heat} 为 $100\text{W}/\text{m}^2$ 时, 大气窗口波段辐射能 W 小于 $200\text{W}/\text{m}^2$ ；

(5) 具有表面污染物自清洁能力 (表面水接触角 θ 大于 150° ；滚动角 SA 小于 10°)，且温度 150°C 以上、流速 $200\text{km}/\text{h}$ 的高温气流平行表面冲刷 5 分钟后, 大气窗口波段辐射率 $\varepsilon_{3-5\&8-14}$ 小于 0.20；

(6) 试片微纳加工后力学性能 (准静态拉伸屈服强度、抗拉强度、低周疲劳强度) 不低于加工前性能指标。

研究周期： 不超过 36 个月

发布方式： 公开发布

25. 铝镁机匣、钛合金整体叶盘数字化修复技术研究

25-1 铝镁机匣修复技术研究

项目编号： HFZL2021CXY025-1

项目背景：附件机匣壳体毛坯国内外普遍采用铝镁合金材料铸造成型，因铸件结构复杂、铸造难度大，加工过程不可避免会暴露出冶金缺陷，如不能修复会造成巨大废品损失；同时服役发动机特殊工况下会出现机匣壳体异常损伤，返修更换新品时间长达5-8个月，不能满足战时等应急需要。目前手工氩弧焊等成熟的修复工艺由于存在操作过程不稳定、热量大、尺寸精度差等问题，不能满足使用要求，因此急需研发新的精准化、数字化、快速修复工艺。

项目目标：针对附件机匣壳体机加暴露出冶金缺陷及服役期间异常损伤需要快速、精准修复的难题，开展铝合金机匣壳体零件（材料ZL114A）数字化修复技术研究，基于激光熔覆技术，建立数字化修复工艺路线，掌握数字化修复的缺陷规整化处理方法及修复过程的数字化控制技术，获得核心修复参数和修复过程防氧化、防变形工艺，形成机匣壳体零件数字化修复的技术条件，结合具体型号进行示范应用。

研究内容：

（1）铝合金机匣壳体激光熔覆数字化修复可行性评估模型研究；

（2）缺陷规则化处理及缺陷部位几何信息数字化快速重建技术研究；

（3）低内应力修复轨迹快速规划及仿真技术研究；

（4）高性能数字化激光熔覆修复工艺研究及参数优化；

（5）多能量耦合修复质量控制技术研究；

（6）铝合金机匣壳体激光熔覆数字化修复技术工程化

应用研究。

预期成果：

(1) 铝合金附件机匣壳体激光熔覆数字化修复可行性评估模型；

(2) 缺陷部位几何信息快速重构及修复轨迹规划软件 1 套；

(3) 铝合金机匣壳体激光熔覆修复技术规范；

(4) 多能量耦合装置 1 套；

(5) 铝合金机匣壳体激光熔覆数字化修复通用工艺流程。

考核指标：

(1) 修复区在不进行重复热处理的条件下抗拉强度不低于 140MPa，延伸率不低于 5%；

(2) 修复后对修复区域及热影响区进行 X 光透照、荧光渗透检验，不允许有裂纹缺陷；修复引发的气孔不超过 HB6578 的 3 级气孔缺陷；

(3) 缺陷部位规则化后，数字化几何重建时间小于 5 分钟；激光修复数字化轨迹层厚 0.1~0.6mm 可调，间距 0.2~1.5mm 可调；填充方式 3 种以上；

(4) 修复工艺在多件（或多种）复杂机匣壳体零件上验证，零件修复 5 种类型，总数量不小于 30 件，各单件壳体零件平均修复总面积不小于 100mm²；

(5) 技术成熟度由目前的 4 级提升至 6 级。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

25-2 钛合金整体叶盘数字化修复技术研究

项目编号：HFZL2021CXY025-2

项目背景：整体叶盘使用后出现的破损主要集中在叶片、轮毂、腹板等部位，其数字化修复的工艺流程包含损伤处几何测量、机械清理、焊接、热处理、自适应加工、抛光等，工艺流程复杂，因此亟需开发全工艺链的在线检测、模型重构、数据处理、补偿控制等算法逻辑及其软硬件，为航空发动机整体叶盘修复提供可靠技术支持。

项目目标：针对航空发动机整体叶盘损伤部位的修复，开展全工艺链数字化修复技术研究；开展自适应数控加工单元技术开发，研发配套系列工业软件和控制工具；形成适用于整体叶盘数字化修复的工艺规范。

研究内容：

- (1) 整体叶盘数字化修复工艺链关键技术研究；
- (2) 整体叶盘数字化修复系列使能工业软件研发；
- (3) 整体叶盘自适应数控加工单元研发；
- (4) 整体叶盘数字化修复工艺研究与应用验证。

预期成果：

- (1) 系列整体叶盘数字化修复关键技术；
- (2) 整体叶盘数字化修复系列使能工业软件；
- (3) 整体叶盘自适应数控加工单元；
- (4) 整体叶盘修复自适应加工及检测规范。

考核指标：

(1) 完成三类典型整体叶盘零件损伤几何修复加工及应用验证，接刀区域残留高度控制在 $+0.03\text{mm}/-0.01\text{mm}$ ，损伤部位修复加工精度和表面粗糙度指标不低于新品要求；

(2) 整体叶盘数字化修复系列使能工业软件具备在线检测、数据处理、模型重构、自适应加工等功能，计算处理速度、模型重构精度等指标不低于国外同类软件；

(3) 完成 5 件整体叶盘验证件连续修复加工验证，完成网络通讯、在线检测、数据处理、模型重构、自适应加工等全部任务，主要加工指标偏差不超过 10%；

(4) 整体叶盘数字化修复工艺技术成熟度由当前的 4 级提升至 6 级。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

26. 钛合金花键表面耐磨减磨一体化涂层制备技术研究

项目编号：HFZL2021CXY026

项目背景：动力传动花键轴是影响传动系统寿命和稳定性的重要零件，为实现其高速和轻量化的发展目标，采用轻质高强的钛合金材料代替传统齿轮钢是一种重要的发展趋势。钛合金材料的使用给动力传动花键轴的应用带来了新的调整，但是传统的表面强化技术已难以满足花键传动的高速度、高耐磨及寿命需求。影响钛合金花键耐磨性能和寿命的最关键因素在于重载、高频动态交变载荷、高摩擦和黏着导致的材料快速磨损和变形，特别是动力传动花键轴一般采用鼓型花键，其表面强化层的厚度均匀性更难控制，硬度匹配

性要求也更高。因此，迫切需要引入耐磨减摩一体化的多层涂层设计和制备技术，解决钛合金动力传动花键轴的花键变形、润滑和磨损难题。

项目目标：针对传动系统钛合金动力传动花键轴花键表面耐磨减摩需求，开展耐磨减摩一体化涂层多层复合结构设计、制备工艺、涂层结构及复杂型面涂层均匀沉积等技术研究，突破钛合金基体表面强化和涂层牢固施镀、多层涂层结构和耐磨减摩一体化性能调控、复杂型面涂层均匀沉积等关键技术，实现耐磨减摩一体化涂层的制备，并将其应用于钛合金动力传动花键轴，通过摩擦磨损试验考核，提高钛合金花键表面耐磨减摩性能，延长使用寿命，提高工作可靠性。

研究内容：

(1) 高速、高承载钛合金花键表面耐磨减摩一体化涂层多层复合结构设计；

(2) 耐磨减摩一体化涂层制备工艺研究；

(3) 涂层结构与耐磨减摩一体化性能关联性研究；

(4) 过渡层和复杂型面表面涂层均匀沉积研究；

(5) 摩擦磨损试验方案研究；

(6) 耐磨减摩一体化涂层试件、动力传动花键轴制备；

(7) 动力传动花键轴表面耐磨减摩一体化涂层摩擦磨损试验研究。

预期成果：

(1) 耐磨减摩一体化涂层试件若干；

(2) 耐磨减摩一体化涂层动力传动花键轴若干；

(3) 钛合金花键零件表面耐磨减摩一体化涂层制备工艺规范；

(4) 钛合金花键零件表面耐磨减摩一体化涂层摩擦磨损试验考核方法。

考核指标：

(1) 耐磨减摩一体化涂层摩擦系数 f 小于等于 0.1；

(2) 耐磨减摩一体化涂层纳米硬度 H_{it} 大于等于 20GPa；

(3) 耐磨减摩一体化涂层与基体的结合力大于等于 30N；

(4) 耐磨减摩一体化涂层磨损率小于等于 $1 \times 10^{-16} \text{m}^3/\text{Nm}$ ；

(5) 耐磨减摩一体化涂层耐温性能不低于 150℃；

(6) 耐磨减摩一体化涂层厚度 3~5 μm ；

(7) 同模数花键镀膜试样，其齿顶与齿根处涂层厚度差小于 20%；

(8) 在模拟工况（扭矩 900Nm，轴向滑移 $\pm 2\text{mm}$ ，干摩擦状态）下，采用耐磨减摩一体化涂层花键比无涂层花键寿命提升 100%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

27. 发动机蜂窝密封面电解磨削复合加工技术研究

项目编号：HFZL2021CXY027

项目背景：蜂窝密封结构是飞机发动机上转子与静子间密封普遍采用的先进结构，分布广，数量多。蜂窝密封面存在芯格壁薄、刚性弱以及单/双壁分布的特点，限制许多工艺的应用。现有电火花工艺加工蜂窝密封面的效率不足

500mm³/min, 且存在残留颗粒物硬度高、清理难度大的问题; 常规机械磨削或铣削存在毛刺大、芯格变形和堵塞芯格问题。为满足航空发动机大批量生产和高品质交付需求, 亟需开展高效、高品质加工技术研究。

项目目标: 针对航空发动机高温合金蜂窝密封面当前工艺加工效率低、质量不易保证问题, 开展蜂窝密封面的电解磨削复合加工应用基础研究。基于电解磨削复合加工成形理论, 突破蜂窝结构单壁区过腐蚀及双壁区毛刺抑制关键技术, 形成适用于蜂窝密封面的复合加工工艺及工具, 为蜂窝密封面的高效、高品质加工提供技术支持。

研究内容:

(1) 蜂窝密封面电解磨削复合加工材料去除行为及工具磨损机制研究;

(2) 蜂窝密封面电解磨削复合加工成形过程及规律研究;

(3) 电解加工材料去除对电解磨削复合加工精度及表面质量影响规律研究;

(4) 蜂窝密封面电解磨削复合加工单壁区过腐蚀及双壁区毛刺抑制方法研究;

(5) 蜂窝密封面电解磨削复合加工工具和工装设计;

(6) 典型样件研制。

预期成果:

(1) 蜂窝密封面电解磨削复合加工工艺规范;

(2) 有效抑制蜂窝密封面芯格单壁区过腐蚀的方法;

(3) 专用工具和工装；

(4) 合格的典型样件。

考核指标：

(1) 适用于三层或更多层蜂窝密封面加工，各层蜂窝密封面的轴向尺寸加工精度小于 $100\mu\text{m}$ ；

(2) 限位状态下，蜂窝密封面径向尺寸加工精度小于 $50\mu\text{m}$ ，径向跳动量小于 $50\mu\text{m}$ ；

(3) 蜂窝密封面芯格无加工产生的倾倒、撕裂；

(4) 蜂窝密封面芯格单壁区无过腐蚀，双壁区无毛刺，芯格内壁无加工产物残留；

(5) 蜂窝密封面加工效率不低于 $1000\text{mm}^3/\text{min}$ 。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

附件：中国航空发动机集团产学研合作项目立项建议书
(模板)

附件

密级：公开

中国航空发动机集团产学研合作 项目立项建议书（模板）

项目名称：_____

项目承研单位：_____（公章）

集团应用单位：_____（公章）

项目负责人：_____

项目联系人：_____

联系人电话：_____

填报日期：_____年_____月_____日

中国航空发动机集团有限公司制

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，集团应用单位填写全称或标准简称或代号，每份封面需加盖项目承研单位、集团应用单位公章。

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**，小四号字，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**，小四号字，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**，小四号字，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，小四号字，行间距 1.25 倍，段前、段后不空。

项目简表

项目名称			
申报单位		集团应用单位	
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，且集团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：

目 录

一、项目概况

- (一) 原理及需求分析
- (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
 - （注明关键技术成熟度（TRL）要达到的等级）*
- (二) 研究内容
- (三) 关键技术
- (四) 主要指标

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）*

(二) 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

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。

计价成本分析报告

(依据《国防科技工业科研经费管理办法》(财防(2019)12号)进行成本分析。包含材料费、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、不可预见费的详细预算说明)

七、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	自筹经费
1				
2				
3				

八、课题组主要成员（含集团应用单位人员）

（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						

（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