

公开



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

2022 年度产学研合作项目指南

中国航空发动机集团有限公司

二〇二二年十一月

目 录

一、指南背景	1
二、申报要求	1
三、主要内容	3
(一) 精细化设计和振动抑制技术领域	4
1. 航空发动机叶轮机全三维流体仿真高保真湍流模型研究	4
2. 高温辐射对涡轮叶片冷却影响评估及预测技术研究	6
3. 复杂结构涡轮叶片抗振优化设计及试验验证	8
4. 高压涡轮叶片主动安全设计技术研究	9
5. 基于动态模态分解的压气机颤振快速预测方法	11
6. 面向航空发动机维护保障的虚拟/增强现实仿真技术研究	12
7. 航空动力系统机匣及轴类零件抗弹击仿真技术研究	14
8. 航空发动机振动适航符合性验证试验关键技术研究	16
9. 加力燃烧室振荡燃烧计算模型构建与抑制技术研究	17
10. 基于供油和掺混策略调整的出口温度场优化及不稳定燃烧特性研究	19
11. 未来分布式空战可损耗航空发动机的整机建模与稳健设计	21
(二) 控制和成附件系统性能提升技术领域	22
12. 航空发动机控制系统单粒子效应动态仿真技术研究	22
13. 主燃油齿轮泵失效机理建模及加速寿命验证技术研究	24
14. 高温燃油泵复合材料/金属一体化滑靴设计与成型技术研究	25
15. 航空涡轴发动机自适应燃滑油换热器技术研究	27
16. 超韧高强纳米氧化铝陶瓷轴承关键技术研究	29
17. 航空发动机高 DN 值环下润滑轴承热力学性能分析技术研究	30
18. 航空齿轮高效高精智能视觉在线数字化检测技术研究及软硬件系统开 发	33

19. 航空发动机蜂窝封严环低温钎焊技术研究	34
20. 发动机外部质量数字化识别技术研究	36
21. 地面燃机关键机械部件故障机理及诊断方法研究	37
(三) 智能试验测试和高质量数字检测技术领域	39
22. 基于日盲紫外的发动机尾焰与燃烧流场辐射特性研究	39
23. 航空发动机燃烧室近壁面三维流场及表面温度场非接触测量研究 ..	41
24. 基于工业 CT 的涡轮叶片内部几何特征智能检测技术研究	42
25. 具有冗余约束的发动机零部件静强度试验复杂边界条件模拟与验证技 术研究	44
(四) 新型材料和高效先进工艺技术领域	46
26. 发动机热端构件用 MI-SiC _f /SiC 失效准则与铺层设计方法研究	46
27. 航空发动机热端部件高温红外/雷达兼容隐身涂层材料体系设计及低 成本制备工艺研究	48
28. 钛合金超导热锻造技术研究	49
29. 基于增材制造热端机匣包容性设计及制备技术研究	51
30. 镍基高温合金整体叶盘电解-铣削复合加工技术研究	52
(五) 其他前沿创新技术领域	54
31. 旋转爆震发动机爆震燃烧关键技术研究	54
32. 高原高寒环境下超高效燃料电池混合动力装置的热-电-功协同机制研 究	56
33. 500kW 螺旋桨高功率密度驱动电机设计技术研究	57
中国航空发动机集团产学研合作项目立项建议书 (模板)	60
中国航空发动机集团产学研合作项目汇总表	69

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，主要围绕精细化设计和振动抑制技术、控制和成附件系统性能提升技术、智能试验测试和高质量数字检测技术、新型材料和高效先进工艺技术、其他前沿创新技术等领域，共发布 33 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只能参与申报 1 项。

（四）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》（见附件 1），并填写《中国航空发动机集团产学研合作项目汇总表》（见附件 2），并提交至应用依托单位，应用依托单位对立项建议书进行形式审查，确保满足指南要求后，统一将涉及本单位的产学研合作项目报送至中国航空发动机研究院产学研合作项目管理办公室（以下简称“产学研办”），具有多家应用依托单位的，由第一应用依托单位负责报送。

报送时间：2022 年 11 月 19 日 22:00 前将项目汇总表报送至产学研办；2022 年 11 月 24 日 17:00 前将立项建议书电子版报送至产学研办，文件命名规则为“项目编号-项目名称-申报单位-负责人”；2022 年 11 月 25 日前，将盖章的立项建议书报送至产学研办。

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

三、主要内容

指南围绕 5 个技术领域共发布 33 个项目需求，一是**精细化设计和振动抑制技术领域**，重点围绕航空发动机三维高保真湍流模型、涡轮叶片抗振动与主动安全设计、不稳定燃烧抑制、高效颤振预测、维修保障虚拟/增强现实仿真、振动适航符合性、低成本设计等技术方向开展研究，提升设精细化设计仿真能力和振动抑制水平；二是**控制和成附件系统性能提升技术领域**，重点围绕航空发动机控制系统动态仿真、长寿命高可靠轴承及附件系统设计与验证、关键部件故障机理及诊断方法、智能化制造与在线检测、高可靠连接等技术方向开展研究，提升发动机控制系统性能和附件系统寿命及可靠性；三是**智能试验测试和高质量数字检测技术**，重点围绕航空发动机热端部件高温非接触测试、零部件复杂冗余边界条件强度试验、叶片内部缺陷智能识别检测等技术方向开展研究，提升发动机智能试验测试能力和高质量数字检测水平；四是**新型材料和高效先进工艺技术**，重点围绕 SiC_f/SiC 复合材料铺层设计、高温红外/雷达兼容隐身涂层制备、高强钛合金超导热锻造、热端机匣增材制造、整体叶盘电解-铣削复合加工等技术方向开展研究，提升先进材料工艺性能、效率和水平；五是**其他前沿创新技术领域**，重点围绕旋转爆震发动机、高效燃料电池、高功率密度电机等技术方向开展研究，推动前沿技术创新发展。

（一）精细化设计和振动抑制技术领域

1. 航空发动机叶轮机全三维流体仿真高保真湍流模型研究

项目编号：HFZL2022CXY001

项目背景：叶轮机是航空发动机的重要部件，目前叶轮机全三维流体仿真主要依赖于求解雷诺平均 N-S 方程(RANS)方法，湍流模型是制约 RANS 仿真精度的最主要因素，对流动分离和大尺度涡旋流动预测精度低，尤其是对多级、高负荷、非设计工况等情况预测偏差较大，难以满足设计需求。因此，亟需大力开展航空叶轮机内流高保真湍流模型研究。

项目目标：针对湍流模型精度难以满足航空叶轮机全三维流体仿真问题，开展典型复杂内流的实验和高精度湍流模拟研究、非平衡输运特性和各向异性等湍流机理研究、湍流模型改进研究、程序开发研究，形成高保真湍流模型与相应 CFD 程序，显著提高对叶轮机复杂内流（三维分离、叶尖泄漏、气膜冷却等）的预测精度，直接服务叶轮机工程设计。

研究内容：

（1）结合实验和高精度湍流模拟技术，针对航空叶轮机内典型复杂流动（如三维角区分离流动、转子尖区泄漏流动、涡轮气膜冷却等）开展研究，建立高精度流场数据库；

（2）基于上述叶轮机内典型复杂流动的高精度流场数据库，开展湍流非平衡输运特性和各向异性等湍流机理研究，提出内化湍流非平衡输运特性和各向异性等湍流机理，改进湍流模型的新方法；

（3）基于内化复杂湍流机理改进常用的湍流模型，发

展的高保真湍流模型可以显著提高对三维角区分离流动、转子尖区泄漏流动、涡轮气膜冷却等叶轮机复杂内流的预测精度，显著提高对叶轮机非设计工况尤其是压气机喘振裕度的预测精度；

（4）基于所发展的高保真湍流模型开发相应的 CFD 程序，以及针对常用商用软件（如 FLUENT、NUMECA、CFX 等）二次开发植入所发展的高保真湍流模型。

预期成果：

（1）叶轮机复杂内流湍流非平衡输运和各向异性等湍流机理；

（2）内化叶轮机复杂内流湍流机理的湍流模型改进新方法；

（3）适用于叶轮机全三维流体仿真的高保真湍流模型；

（4）基于所发展的高保真湍流模型开发的 CFD 仿真软件及使用说明书。

（5）基于所发展的高保真湍流模型（如 FLUENT、NUMECA、CFX 等）湍流模块及使用说明书。

考核指标：

（1）在采用高保真湍流模型后，对高负荷压气机三维角区分离流动总压损失预测误差减小 20%以上；

（2）在采用高保真湍流模型后，对转子叶尖泄露涡湍动能预测误差减小 20%以上；

（3）在采用高保真湍流模型后，对涡轮气膜冷却流动预测误差显著减小，平板气膜冷却效率预测误差减小 15%以

上；

(4) 在采用高保真湍流模型后，对高负荷压气机喘振裕度的预测误差减小 20%以上。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

2. 高温辐射对涡轮叶片冷却影响评估及预测技术研究

项目编号：HFZL2022CXY002

项目背景：随着航空发动机涡轮前温度的不断提高，热辐射对涡轮叶片等热端零部件的作用效果凸显，涡轮叶片冷却设计必须考虑辐射影响。由于热辐射具有全场性、非灰性、耦合性等特点，准确分析和预测热辐射对叶片冷却特性的影响具有极高的难度和挑战。目前，考虑热辐射的涡轮叶片冷却设计相关研究较少，特别是在热辐射评估与预测方面，缺少相关研究积累，亟需开展研究，攻克技术难题。

项目目标：针对目前热辐射对涡轮冷却效果影响难以评估的问题，开展考虑热辐射的涡轮叶片冷却特性评估及预测方法研究，基于基础实验及数值仿真，获得热辐射对不同叶片结构冷却效果影响规律，发展高温辐射热流分离评估方法，建立不同燃气条件下热辐射对不同结构冷却效果影响数据库，形成考虑热辐射影响的涡轮叶片冷却设计方法，支撑航空发动机涡轮叶片冷却设计。

研究内容：

(1) 开展考虑辐射的涡轮叶片冷却特性评估方法研究，揭示高温辐射热流对涡轮叶片总热流贡献量的作用机理，发

展一种适用于涡轮叶片的高温辐射热流定量评估方法；

(2) 开展不同燃气组分、不同燃气温度等多因素对涡轮叶片冲击、气膜等不同结构冷却效果的影响研究，获得高温辐射环境多因素对不同叶片冷却结构换热特性影响的数据和规律；

(3) 开展高温辐射环境多因素对涡轮叶片冷却效率影响的敏感性分析，建立考虑辐射环境多因素影响的涡轮叶片冷却效率预测方法；

(4) 开展考虑热辐射影响的涡轮叶片冷却结构优化设计，形成相关优化设计方法，并通过冷效试验验证方法的准确性。

预期成果：

(1) 高温环境下辐射热流分离评估及方法；

(2) 不同燃气条件下热辐射对不同结构冷却效果影响数据库；

(3) 考虑热辐射影响的涡轮叶片冷却设计方法。

考核指标：

(1) 在主流温度不低于 1300K 条件下开展模型试验，发展的辐射热流分离评估方法得到的辐射热流占比与试验测量结果偏差不大于 $\pm 5\%$ ；

(2) 在主流温度不低于 1700K，主流压力不低于 1.0MPa 的真实工况与叶栅流道环境下开展试验验证，采用考虑热辐射影响的涡轮叶片冷却设计方法得到的叶片冷却效果与试验结果偏差不大于 $\pm 1\%$ 。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

3. 复杂结构涡轮叶片抗振优化设计及试验验证

项目编号：HFZL2022CXY003

项目背景：高周疲劳是航空发动机涡轮叶片常见失效模式之一，高周疲劳失效与涡轮叶片结构形式、应力集中、材料性能等密切相关，目前对于典型应力集中部位高周疲劳性能、晶体取向对高周疲劳性能的影响规律和失效机理等尚不掌握，导致无法建立有效的涡轮叶片抗振设计与优化方法，因此，亟需开展相关研究，从正向设计角度提升涡轮叶片抗疲劳能力。

项目目标：针对航空发动机涡轮叶片抗振设计需求，开展典型应力集中部位高周疲劳损伤失效机理、影响规律以及模拟试验技术研究，基于理论分析、数值仿真、试验验证相结合的技术手段，形成涡轮叶片抗振设计与优化方法，为涡轮叶片提高抗力设计提供支撑。

研究内容：

（1）复杂涡轮叶片典型应力集中部位高周疲劳损伤失效机理研究；

（2）不同取向、温度、载荷、表面状态、气膜孔重熔层等对典型应力集中部位高周疲劳性能影响规律研究；

（3）涡轮叶片应力集中部位高周疲劳模拟试验技术研究；

（4）涡轮叶片结构抗振优化设计方法研究及试验验证。

预期成果：

- (1) 典型应力集中部位高周疲劳损伤失效机理与影响规律；
- (2) 晶体取向对涡轮叶片高周疲劳性能影响规律；
- (3) 涡轮叶片应力集中部位高周疲劳模拟试验方法；
- (4) 复杂结构涡轮叶片抗振优化设计方法。

考核指标：

- (1) 涡轮叶片应力集中部位高周疲劳模拟试验，温度不低于 1000℃、最高频率不低于 6000Hz；
- (2) 典型应力集中部位试验件不少于 3 种；
- (3) 典型部位的疲劳强度提升不少于 10%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

4. 高压涡轮叶片主动安全设计技术研究

项目编号：HFZL2022CXY004

项目背景：主动安全设计是指零部件原发故障不会影响发动机全系统安全性的设计技术，目前，在高压涡轮叶片极端条件对发动机安全性影响评估方面缺乏系统性研究，亟需建立高压涡轮叶片的主动安全设计方法，确保高压涡轮叶片在极端条件下的故障模式不影响发动机全系统的安全性，实现先进航空发动机安全性与经济性的平衡设计。

项目目标：针对高压涡轮叶片极端条件对发动机安全性影响评估困难的问题，开展高压涡轮叶片极端条件及其危害性分析及其安全性评估研究，通过复杂系统安全性分析方法

和多学科仿真工具，形成高压涡轮叶片主动安全设计方法和试验验证数字孪生模型，为高压涡轮叶片安全性与经济性的综合平衡设计提供支撑。

研究内容：

（1）分析极端条件下高压涡轮叶片掉块或断裂等典型故障模式及其危害性，开展高压涡轮叶片对发动机安全性影响分析研究；

（2）识别高压涡轮叶片影响发动机安全性的关键因素，建立极端条件下高压涡轮叶片安全性影响评估模型和评估方法；

（3）开展高压涡轮叶片主动安全设计与优化方法研究，形成以安全性和经济性为目标的高压涡轮叶片设计指导书；

（4）基于在役型号或新研型号的高压涡轮叶片，开展主动安全设计优化的试验方法及其数字孪生模型研究。

预期成果：

（1）高压涡轮叶片安全性分析方法；

（2）高压涡轮叶片极端条件及其危害性仿真方法；

（3）高压涡轮叶片主动安全设计方法与设计指导书；

（4）涡轮叶片主动安全设计试验验证数字孪生模型。

考核指标：

（1）针对当前成熟型号，采用主动安全设计的高压涡轮叶片出现非包容性失效的理论概率下降 50%；

（2）采用主动安全设计的高压涡轮叶片造成叶片体积 50%以上脱落的理论概率下降 50%；

(3) 基于数字孪生模型验证的高压涡轮叶片掉块或断裂典型故障导致的其他叶片断裂损伤，断裂损伤体积仿真结果与实际结果的最大误差不超过 20%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

5. 基于动态模态分解的压气机颤振快速预测方法

项目编号：HFZL2022CXY005

项目背景：压气机一旦发生颤振，叶片将承受高频非定常激振力，短时间内会发生高循环疲劳破坏，为避免颤振的发生，需要对压气机颤振边界做出精确预测，传统的预测方法包含能量法与双向流固耦合法，能量法计算效率高，但本质上是解耦计算，在准确度方面有所不足，双向耦合方法更加符合物理实际，但又存在计算量大的缺点，因此工程中需要一种精确、高效的颤振预测模型。

项目目标：针对风扇叶片颤振流固耦合仿真耗时长和精度不高等问题，开展风扇叶片颤振快速预测方法研究，采用动模态分解技术对非定常流场进行降维，建立非定常流场下叶片气动力代理模型，与固体仿真模块进行双向耦合，形成高效、准确的风扇颤振边界预测方法，为风扇叶片防颤设计提供支撑。

研究内容：

(1) 基于单向耦合动网格方法，计算叶片特定模态振动下的非定常流场；

(2) 基于动态模态分解技术对非定常流场降维，提取

叶片振动条件下的非定常流场特征，建立非定常气动力代理模型；

(3) 通过非定常气动力代理模型与固体模块进行双向耦合，形成风扇叶片颤振快速预测方法；

(4) 开展单级风扇颤振试验，获取风扇颤振边界，对所提出的动态模态分解方法进行验证。

预期成果：

(1) 基于动态模态分解的风扇颤振边界快速预测方法；

(2) 基于动态模态分解的风扇颤振边界快速预测软件；

(3) 风扇叶片颤振验证试验件。

考核指标：

(1) 颤振仿真时间与能量法相当，与全三维双向强耦合方法相比，仿真时间减小一个数量级；

(2) 与试验数据相比，颤振边界预测误差小于 10%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

6. 面向航空发动机维护保障的虚拟/增强现实仿真技术研究

项目编号：HFZL2022CXY006

项目背景：随着航空发动机技术进步，信息化和智能化的程度进一步加深，发动机的复杂程度越来越高，其维护保障难度增大，对人员技术和工具设备都有较高的要求。目前，发动机的维护保障工作均通过维护人员现场查阅技术资料来指导操作，其维护效率低下，且容易出现维护差错，亟需开展数字化维护保障技术研究，开发智能化的维护保障辅助

工具。

项目目标：针对航空发动机维护保障缺乏快速高效的操作指导问题，开展面向维护保障的虚拟/增强现实仿真技术研究，突破基于虚拟/增强现实的发动机维护过程建模、目标智能识别与可视化、人机交互等关键技术，构建航空发动机虚拟/增强现实智能辅助维护系统，形成相应的方法工具，为发动机外场维护保障提供有效支持。

研究内容：

（1）针对发动机外场维护工作特点，结合用户技术资料及数字样机，开展维护过程建模方法研究；

（2）针对发动机外场维护复杂环境，开展基于维护目标自然特征的智能识别检测技术及三维注册技术研究；

（3）基于智能可穿戴设备，开展多种人机交互技术研究，包括手势识别、语音识别等；

（4）基于虚拟/增强现实仿真技术的研究成果，搭建发动机智能辅助维护系统。

预期成果：

（1）基于虚拟/增强现实的发动机维护过程建模方法及模型；

（2）基于虚拟/增强现实的智能识别检测、三维注册及人机交互方法；

（3）基于虚拟/增强现实的发动机智能辅助维护系统。

考核指标：

（1）建立发动机典型维护过程模型不少于 15 个；

(2) 系统目标识别率达 90%以上, 且提供不少于 2 种人机交互方式;

(3) 系统满足实时性要求, 虚拟场景显示帧率大于等于 30fps, 操作响应时间小于等于 2 秒。

研究周期: 不超过 36 个月

发布方式: 公开发布

7. 航空发动机机匣抗弹击仿真技术研究

项目编号: HFZL2022CXY007

项目背景: 为提高直升机的生存力, 需考虑发动机机匣抗弹击损伤能力设计问题。目前国内抗弹击设计研究经验不足, 尤其是高温高压机匣在何种条件下受弹击出现爆炸模式, 其机理尚不明确, 无法满足相关研制设计要求。亟待开展航空发动机机匣零件抗弹击设计研究工作, 加快抗弹击设计技术从初始走向成熟的过程, 支撑先进发动机研制。

项目目标: 针对发动机机匣抗弹击损伤能力设计需求, 基于打靶试验获得发动机机匣材料高应变率下动态变形与失效模型, 开展弹击损伤动力学与失效行为仿真分析以及弹击后机匣剩余强度、承载能力与疲劳寿命分析, 获得典型弹击工况下的主要失效模式与损伤形貌, 掌握不同工况对弹击损伤形成与演化的作用规律, 评估复杂弹击工况损伤破坏影响与失效模式, 建立弹击后构件剩余强度及剩余寿命分析方法。

研究内容:

(1) 基于高应变率粘塑性本构模型与经验证的高精度

仿真模型，开展高温弹击损伤后发动机机匣失效模式分析研究；

（2）基于裂纹尖端等效应力强度因子，建立裂纹长度、外载荷与断裂剩余强度之间的关系，开展弹击损伤后发动机机匣剩余强度评估研究；

（3）结合弹击损伤部位危险点的疲劳循环载荷谱与三维裂纹扩展分析方法，开展弹击损伤后发动机机匣剩余寿命评估研究；

（4）考虑承压机匣结构特征、内部压力与不同弹击工况，开展弹击损伤后承压机匣爆炸传播与临界压力研究。

预期成果：

（1）发动机机匣零件弹击损伤形貌分析方法；
（2）发动机机匣剩余强度与寿命评估方法；
（3）弹击后承压机匣爆炸传播与临界压力评估方法；
（4）典型弹击损伤条件下机匣剩余强度与寿命验证实例；

（5）典型弹击损伤条件下承压机匣爆炸传播与临界压力验证实例。

考核指标：

（1）发动机机匣弹击损伤后剩余强度仿真分析预测值与试验值偏差在 15%范围内；

（2）承压机匣弹击爆炸失效模式临界压力仿真分析预测值与试验值偏差在 15%范围内；

（3）发动机机匣弹击损伤后剩余寿命预测疲劳寿命在

试验疲劳寿命三倍误差范围内。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

8. 航空发动机振动适航符合性验证试验关键技术研究

项目编号：HFZL2022CXY008

项目背景：适航条款要求民用航空发动机必须进行整机/核心机级动应力测量试验，试验结果的有效性直接影响适航取证。目前面临两个影响试验结果有效性的关键问题：一是如何根据部件特性制定具有针对性的试验矩阵，以有效考查该部件实际振动响应，二是如何建立难以贴片的典型应力集中部位（如孔边等）与实际贴片位置振动应力的转换关系，以保证关键点数据有效性。针对以上问题尚无有效解决方案，亟待开展相关关键技术研究。

项目目标：针对振动适航符合性验证试验面临的试验矩阵以及应力转换关系不明确的问题，开展发动机部件振动应力影响因素和典型应力集中部位振动应力预测分析方法研究，完成振动试验矩阵方案制定原则以及振动应力转换关系的确定，掌握试验影响因素分析和应力集中位置振动应力预测技术，并应用于整机/核心机级适航符合性验证试验。

研究内容：

（1）发动机部件振动应力影响因素及规律研究，包括发动机运行状态对叶片、盘、轴的振动应力影响规律的研究，识别出影响参数并细化动应力试验矩阵，建立振动试验矩阵制定原则。

(2) 开展典型应力集中部位振动应力预测分析方法研究，包括开展部件振动仿真分析建立转换关系，并通过部件相对应变分布试验进行验证以确定预测分析方法。

预期成果：

- (1) 振动适航符合性验证试验矩阵确定原则；
- (2) 发动机部件振动应力影响因素及规律；
- (3) 典型应力集中部位振动应力预测分析方法与部件振动特性仿真分析方法；
- (4) 部件相对应变分布试验方法与试验件。

考核指标：

- (1) 部件振动特性分析与试验结果误差不超过 5%；
- (2) 部件相对应变分布分析与试验结果误差不超过 20%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

9. 加力燃烧室振荡燃烧计算模型构建与抑制技术研究

项目编号：HFZL2022CXY009

项目背景：航空发动机先进加力燃烧室向着一体化、集成化趋势发展，具有结构紧凑、涵道面积大范围可调等技术特征。在高速、强余旋、可变掺混等复杂条件下加力振荡燃烧的特性尚不明确，开展先进加力燃烧室声学振荡特性计算方法研究，对先进加力燃烧室的设计能力提升具有重要意义。

项目目标：针对一体化涵道面积可调先进加力燃烧室振荡燃烧问题，开展加力燃烧室振荡特征频率计算方法、释热

脉动与流场脉动耦合机制和加力燃烧室抑振技术研究，基于高时空分辨率流场脉动结构测量和瞬态仿真技术，形成适用于新构型加力燃烧室振荡燃烧的计算和抑振设计方法，为先进加力燃烧室发展提供支撑。

研究内容：

（1）开展加力燃烧室不同典型工况下声学特征主频分析方法研究，结合高时空分辨率流场脉动结构测量结果，发展加力燃烧室声学主频及模态计算方法；

（2）开展加力燃烧室构件引气及涡脱落对流场振荡的影响分析研究；

（3）开展燃烧释热脉动与流场耦合驱动机理研究，分析流场速度脉动对释热脉动传递特性，评估热释放对流场脉动的影响；

（4）开展稳定器喷油轨迹与燃烧区匹配对火焰动态响应机制研究，探索稳定器喷油方式对燃油穿透轨迹的影响规律，对加力燃烧室典型释热脉动特征区域进行分析；

（5）开展防振屏及中心锥非线性声学特性研究及抑振优化设计方法研究，探索基于开孔率、壁面厚度、开孔直径等对防振屏及中心锥吸声主频和吸声系数影响规律。

预期成果：

（1）加力燃烧室声学特征主频、振幅和模态计算方法；

（2）加力燃烧室构件引气及涡脱落对流场振荡影响分析方法；

（3）加力燃烧室释热脉动与流场脉动耦合机理；

(4) 加力燃烧室喷油轨迹与燃烧区匹配对火焰动态影响机理；

(5) 加力燃烧室防振屏和中心锥抑振设计方法。

考核指标：

(1) 可实现加力燃烧室进口 $Ma0.3 \sim 0.6$ ，进口温度 $900 \sim 1200K$ ，流场及热释放场脉动测量频率范围 $0 \sim 2000Hz$ 的流场分析；

(2) 加力燃烧室振荡主频计算误差不大于 $50Hz$ ，脉动场数值仿真计算误差不大于 20% ；

(3) 加力燃烧室抑振设计的最终效果，压力脉动幅值降低不小于 70% 。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

10. 基于供油和掺混策略调整的出口温度场优化及不稳定燃烧特性研究

项目编号：HFZL2022CXY010

项目背景：燃烧室出口温度场及燃烧稳定性与其工作参数直接相关。随着先进发动机对燃烧室性能要求的提高，燃烧室工作参数变化也在加剧，对高效稳定燃烧及更高温度场品质的需求也在增加。通过开展多因素对出口温度场和燃烧不稳定特性研究，制定供油和掺混策略，实现高效稳定燃烧并获得更优的出口温度场是未来高性能燃烧室的迫切需求。

项目目标：针对燃烧室出口温度场优化带来的不稳定燃烧问题，开展供油和掺混策略对出口温度场及不稳定燃烧特

性的影响研究，采用优化算法建立燃烧室进口参数、供油特性及开孔规律等因素与出口温度场及不稳定燃烧特性的关系，形成高品质出口温场下高效稳定燃烧的供油和掺混策略。

研究内容：

（1）燃烧室典型工况下的声学主频及模态计算方法研究和验证，获得不同特征位置的共振频率和脉动幅值；

（2）不同温度、压力、速度和供油特性释热脉动特征与非定常旋流火焰脉动、声学振动模态等耦合关系研究；

（3）结合先进的机器学习、模式识别及数据抽象等大数据分析方法，建立供油和掺混策略与燃烧室出口温度场和不稳定燃烧特性的映射关系；

（4）开展供油和掺混策略对燃烧室出口温度场和不稳定燃烧特性的试验验证。

预期成果：

（1）燃烧室声学主频频率、振幅和模态计算方法；

（2）燃烧室不稳定燃烧特性预测仿真方法；

（3）燃烧室温度场优化和不稳定燃烧抑制的供油和掺混策略，以及对应的仿真及试验数据库。

考核指标：

（1）采用优化的供油和掺混策略后，试验贫油熄火边界拓宽不小于 15%，出口温度场品质提升不小于 10%，压力脉动幅值不大于试验件进口总压的 2%；

（2）数值仿真获得的出口温度场品质数据（OTDF、RTDF）与试验结果偏差不大于 15%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

11. 未来分布式空战可损耗航空发动机的整机建模与稳健设计

项目编号：HFZL2022CXY011

项目背景：在未来分布式空战中，可损耗航空发动机的降成本需求非常迫切。发动机成本包括设计成本、加工成本、装配成本及采购成本等，国内在可损耗航空发动机研制过程中，对零部件加工及装配参数与整机动力学特性影响规律认识不清，为了保证整机动力学品质，往往采用全尺寸精加工、整体精配合等方式，导致制造成本增加。因此，综合考虑发动机成本和动力学品质开展稳健设计，在保证动力学品质的条件下，降低加工成本、缩短装配周期、提高一次装配合格率，对于可损耗航空发动机研制具有重要意义。

项目目标：针对可损耗航空发动机的降成本需求，开展面向成本的可损耗航空发动机稳健设计方法研究，建立基于成本-动力学特性的航空发动机整机模型，形成成本-动力学特性的多目标稳健优化设计技术，在 500 公斤推力级航空发动机模型试验器中进行降低加工、装配成本的应用与验证，为低成本可损耗航空发动机的可持续快速发展与能力提升提供技术支撑。

研究内容：

(1) 分析发动机转子、轴承座等加工及机匣装配过程中由于公差、装配偏差等不确定性因素的来源，建立不确定

性参数的数学表征方法；

(2) 发动机转子、支撑结构的制造与机匣装配不确定性对发动机成本和动力学特性的影响规律研究；

(3) 研究含不确定性参数的发动机整机动力学特性、成本的代理模型建模方法，建立含动力学特性及成本的整机综合数学模型；

(4) 研究基于成本-动力学特性的发动机稳健设计方法，对设计参数、工艺参数及装配参数等优化设计，并在试验器上进行设计思想验证。

预期成果：

(1) 考虑不确定性参数的航空发动机整机建模方法；

(2) 基于成本-动力学特性的航空发动机稳健设计方法。

考核指标：

(1) 建立基于成本-动力学的 500 公斤推力级航空发动机整机模型试验器，前两阶主要模态相对试验误差不大于 10%；

(2) 建立基于成本-动力学的 500 公斤推力级航空发动机整机模型试验器，工作转速下的振动响应预测值相对实测值的偏差不大于 20%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

(二) 控制和成附件系统性能提升技术领域

12. 航空发动机控制系统单粒子效应动态仿真技术研究

项目编号：HFZL2022CXY012

项目背景：单粒子效应是指单个高能粒子射入器件所造成的翻转或瞬态变化效应。航空发动机控制系统为满足适航要求，对 FPGA 等器件开发明确提出了单粒子效应加固设计要求。目前，如何开展航空发动机控制系统单粒子效应加固设计、如何开展仿真验证，以及如何评估加固效果仍缺乏有效技术手段，亟需开展研究，攻克技术难题。

项目目标：针对航空发动机控制系统单粒子效应验证困难问题，开展控制系统单粒子效应硬件在回路仿真研究，开发 SRAM 型 FPGA 单粒子效应故障注入软硬件仿真系统，形成适用于控制系统的单粒子效应仿真评估分析与优化设计方法，为提高控制系统单粒子效应验证效率、提升控制系统抗单粒子效应加固设计能力提供支撑。

研究内容：

（1）单粒子效应仿真系统软硬件开发及控制系统硬件在回路动态仿真研究；

（2）抗单粒子效应加固设计方法及加固设计有效性仿真验证研究；

（3）基于人工智能等先进算法的单粒子效应加速仿真研究。

预期成果：

（1）单粒子效应仿真系统软硬件平台；

（2）抗单粒子效应加固设计方法及仿真验证工具；

（3）先进加速仿真算法及其应用方法。

考核指标：

(1) 单粒子效应仿真系统软硬件平台支持国产主流 SRAM 型 FPGA 器件的仿真应用，支持控制系统硬件在回路仿真系统动态运行；

(2) 单粒子效应仿真精度达 90%以上，即支持指定 SRAM 型 FPGA 的 90%以上已使用单粒子敏感资源的 SEU/SET；

(3) 人工智能算法加速仿真可实现加速 50%以上的设计仿真验证性能。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

13. 主燃油齿轮泵失效机理建模及加速寿命验证技术研究

项目编号：HFZL2022CXY013

项目背景：燃油齿轮泵的故障主要集中在燃油泵的轴承、侧板等摩擦副及密封方面。随着主机对燃油泵设计寿命要求越来越长，采用加速寿命试验进行寿命考核成为首选方案。目前所采用的加速寿命方法主要参考国外相关资料，加速因子和加速模型参数的选取存在主观随意性强、精度低等问题，迫切需要一套经过试验充分验证的加速寿命试验方法，解决当前和未来燃油泵长寿命试验存在的突出问题。

项目目标：针对长寿命燃油齿轮泵寿命试验成本高、周期长的问题，开展主燃油齿轮泵故障模式统计及影响寿命的关键敏感参数分析，建立典型故障失效机理及机理模型驱动的加速寿命模型，基于主燃油齿轮泵加速和正常应力寿命试验数据，验证加速寿命模型预测精度及加速因子准确性，形成加速寿命试验方法，节省试验资源、缩短试验周期。

研究内容：

(1) 基于故障数据开展燃油齿轮泵典型故障模式统计分析研究；

(2) 探明影响燃油齿轮泵寿命及可靠性的关键敏感参数，构建典型故障的失效机理模型；

(3) 开展主燃油齿轮泵加速寿命试验方法研究，建立机理模型驱动的多应力加速寿命模型，并开展正常应力和加速寿命试验对比验证。

预期成果：

(1) 主燃油齿轮泵典型故障失效机理模型；

(2) 主燃油齿轮泵多应力加速寿命模型；

(3) 主燃油齿轮泵加速寿命试验方法；

(4) 主燃油齿轮泵典型元部件损伤容限评价准则。

考核指标：

(1) 完成主燃油齿轮泵 2000 小时全寿命试验；

(2) 根据设定的加速因子开展加速寿命试验，试验时长等效于 2000 小时；

(3) 燃油齿轮泵加速寿命模型误差小于 10%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

14. 高温燃油泵复合材料/金属一体化滑靴设计与成型技术研究

项目编号：HFZL2022CXY014

项目背景：滑靴/斜盘是航空燃油柱塞泵核心组件，为

适应燃油介质不良润滑工况，需在滑靴工作面镶嵌聚合物材料。目前设计中，聚合物选用低摩擦聚四氟乙烯复合材料，耐温性不足，高温易软化失强，与金属脱离风险急剧增加，不能满足先进高温燃油泵应用需求，亟需开展新型耐高温复合材料/金属一体化滑靴设计与成型研究。

项目目标：针对燃油泵现行聚四氟/金属一体化滑靴高温失效问题，通过特种高温燃油相容性聚合物复合材料设计制备与复合材料/金属一体化成型技术开发，形成耐高温复合材料/金属一体化滑靴技术方案及相关制造工艺规范，满足先进高温燃油泵使用需求。

研究内容：

- （1）针对燃油柱塞泵滑靴应用工况开展高温燃油相容性特种聚合物复合材料配方设计、性能调控与制备工艺研究；
- （2）基于研制聚合物复合材料理化与热学特性开展复合材料/金属一体成型结构设计、工艺技术与性能评价研究；
- （3）基于新型复合材料及其金属一体成型制造技术开展复合材料/金属一体化滑靴精密制造技术与工程应用考核研究。

预期成果：

- （1）新型高温燃油相容性聚合物复合材料产品规范及工艺规范；
- （2）新型复合材料/金属一体组件产品规范及成型工艺规范。

考核指标：

- (1) 24h 摩擦剪切耐受温度大于等于 260℃;
- (2) 高温 (130℃) 燃油耐受性, 高低温冲击耐受性, (-45℃×1h~+150℃×1h, 循环 30 次) 耐受性, 高温环境 (300℃×2h) 耐受性, 组件结合部脱落率为 0, 结合力损耗小于等于 50%;
- (3) 通过燃油柱塞泵功能性能、耐温能力考核试验, 组件结合部脱落率为 0。

研究周期: 不超过 24 个月

发布方式: 公开发布

15. 航空涡轴发动机自适应燃滑油换热器技术研究

项目编号: HFZL2022CXY015

项目背景: 随着航空发动机功重比的提高, 涡轴发动机对换热器的要求不断提高, 现有换热器在散热功率、重量及强度方面已趋于极限, 难以满足其发展需求, 新型、多学科交叉换热器研究迫在眉睫。自适应燃滑油换热器是一种基于自适应换热机理, 利用新材料、新结构以及先进工艺制造的高效换热器, 可以满足发动机多/变工况、高热流密度、高可靠性、轻质量等需求, 亟需开展研究, 攻克技术难题。

项目目标: 针对自适应燃滑油换热器设计带来的变工况高热流密度散热问题, 开展自适应换热机理, 自适应构件的变形特性、流动换热特性以及几何参数优化研究, 形成自适应换热器换热机理方案、设计方法以及整体结构加工工艺方案, 为新一代涡轴发动机轻质、高效燃滑油换热器研制提供支撑。

研究内容：

(1) 基于现有涡轴发动机冷态起动，最大状态等边界工况的换热需求，与现有自适应传热结构试验、数值模拟结果拟合，分析自适应换热器在其中的应用必要性和可行性；

(2) 利用差式扫描量热法、变形特性试验等测试手段获取自适应构件的功能特性，研究其在各种工况和加工工艺边界中的功能可靠性，确定其失效条件；

(3) 基于数值模拟软件，利用仿生结构进行新型换热结构设计和仿真技术研究，实现多/变工况下的结构切换，获得自适应流阻传热控制系数；

(4) 采用点焊、扩散焊等方式进行自适应换热器片层、产品级的加工工艺研究，形成保留自适应构件功能特性的加工工艺方案；

(5) 利用燃滑油工质和真实工况数据，对局部单元试验件、产品试验件进行试验及测试技术研究，验证产品级设计性能，并与仿真结构进行拟合分析，完善设计方案。

预期成果：

(1) 自适应燃滑油换热器传热结构设计方法、流动传热仿真方法；

(2) 自适应燃滑油换热器产品成型工艺方法与样品；

(3) 自适应燃滑油换热器试验考核方法。

考核指标：

(1) 自适应燃滑油换热器可实现 40% 的传热调节能力；

(2) 自适应燃滑油换热器可实现 2 以上的阻力控制调

节系数；

(3) 自适应燃滑油换热器重量低于现有技术方案同种基材的换热器不小于 10%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

16. 超韧高强纳米氧化铝陶瓷轴承关键技术研究

项目编号：HFZL2022CXY016

项目背景：目前陶瓷材料如氮化硅等具有密度小、耐高温、抗磨损、抗疲劳等优点，已逐步应用于航空发动机及传动系统轴承上。但由于氮化硅陶瓷存在断裂韧性偏低、缺陷敏感、叠加的表面热应力过高等不足，使其在长寿命、大温差、大冲击等工况应用受到限制。面向上述典型苛刻工况，探索发展新型超韧高强纳米陶瓷材料及精密轴承制备技术，对发展高可靠长寿命航空轴承具有重要意义。

项目目标：针对目前航空发动机工况剧烈波动下，轴承难以满足长寿命、高可靠性需求问题，开展纳米氧化铝陶瓷韧性和强度等综合性能调控技术研究，建立其微观结构与机械、力学、热学性能之间的构性关系，阐明疲劳失效演变规律和失效机理，初步掌握超韧高强陶瓷轴承关键技术，为发展高可靠性长寿命航空轴承提供先进材料应用基础技术提供支撑。

研究内容：

(1) 研究亚微米柱状晶体和高密度多级纳米析出等微观结构的强韧化机理，优化轴承动力学和热力学特性设计，制

备超韧高强纳米氧化铝陶瓷和高精度轴承样件；

(2) 面向航空轴承典型工况，研究陶瓷-陶瓷、陶瓷-高温轴承钢配副的摩擦磨损特性和接触疲劳特性，研究新型陶瓷轴承的潜在失效模式、失效机理和演变过程；

(3) 利用航空轴承专用试验器，完成轴承样件的高速性能试验，结合试验过程中轴承振动、温升等健康状态信息的实时监测结果和轴承样件的测量，评价其对服役工况的适应性。

预期成果：

(1) 纳米氧化铝陶瓷材料强韧化机理与方法；

(2) 超韧高强纳米陶瓷轴承产品样件 6 套。

考核指标：

(1) 陶瓷断裂韧性 K_{IC} 不小于 $15\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ ，微观硬度 HV10 不小于 1480，抗弯强度不小于 1000MPa；

(2) 陶瓷球精度等级不低于 G10 级，4.8GPa 下接触疲劳寿命不小于 1.0×10^9 次，陶瓷轴承精度等级不低于 P4 级；

(3) 完成 3 套陶瓷轴承各 60 小时性能试验，对应工况为：温度 150°C 、最高转速 38000r/min、DN 值不小于 $1.70\times 10^6\text{mm}\cdot\text{r}/\text{min}$ 。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

17. 航空发动机高 DN 值环下润滑轴承热力学性能分析技术研究

项目编号：HFZL2022CXY017

项目背景：滚动轴承作为航空发动机转子系统支承结构的核心，对发动机可靠性、安全性和寿命有着决定性影响。航空发动机主轴轴承多采用环下供油润滑，高 DN 值滚动轴承的高速、高温、多变载荷等工况特点，导致轴承热力学性能急剧恶化，一旦设计出现偏差就极易导致轴承超温失效和滑油结焦着火等严重事故。因此急需开展高 DN 值环下润滑轴承热力学性能分析技术研究，从而提高主轴轴承及其润滑系统的热可靠性。

项目目标：针对航空发动机对轴承长寿命、高可靠性的设计需求，开展高 DN 值环下润滑轴承热力学分析技术研究，掌握复杂服役工况下轴承生热、传热、热变形行为及其关键影响因素，形成高 DN 值环下润滑轴承热力学性能仿真分析能力和优化改进设计准则，为航空发动机/燃气轮机环下润滑轴承设计提供支撑。

研究内容：

(1) 考虑发动机主轴支点环下供油对轴承动力学性能的影响，以获取轴承产热量和温度场为目标，建立环下润滑轴承产热、温度场和结构变形耦合分析模型；

(2) 以高 DN 值环下润滑轴承多物理场耦合模型为基础，开展轴承局部产热分析和分区域精细化温度场热分析，并开发轴承热力学仿真分析软件；

(3) 开展高 DN 值环下润滑轴承温度特性试验方案研究，实现轴承外环温度、内环温度和甩油温度精确测量，完成轴承热力学仿真分析方法的试验验证；

(4)开展高 DN 值环下润滑轴承热力学特性的运转工况、结构尺寸、润滑条件等参数化分析和参数敏感性分析，提出基于热力学特性的轴承优化设计指导。

预期成果：

(1) 复杂服役工况下环下润滑轴承多物理场耦合模型；
(2) 高 DN 值环下润滑轴承热力学性能数值分析软件；
(3) 高 DN 值环下润滑轴承热力学特性评估与优化设计方法；

(4) 高 DN 值环下润滑轴承温度特性测试方法及配套演示试验件。

考核指标：

(1) 高 DN 值环下润滑轴承热力学性能数值分析软件可以模拟多种润滑方式（环下、环下+喷射）、多种运转工况（单环旋转、双环同向旋转、双环反向旋转）下的滚动轴承生热、传热、热变形行为；

(2) 在 DN 值不小于 3×10^6 的条件下，计算出的环下润滑轴承内套圈温度场、外套圈温度场、甩油温度等典型位置计算结果与试验结果误差不大于 15%；

(3) 优化设计后的轴承产热量比原轴承产热量降低不少于 10%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

18. 航空齿轮高效高精智能视觉在线数字化检测技术研究及软硬件系统开发

项目编号：HFZL2022CXY018

项目背景：航空齿轮表面缺陷检测和接触印痕测量是其质量评估中的两道重要工序。当下航空齿轮制造企业主要采用人工检查和着色印痕手动测量方式完成上述过程，存在人工经验依赖性强、检测精度和效率低下、难以实现在线检测等问题，而传统视觉检测技术无法应对航空齿轮表面反光成像和复杂轮齿曲面测量等难题，因此亟需开展相关研究，以提升航空齿轮高效高精质检的数字化和智能化水平。

项目目标：针对航空齿轮表面缺陷检测和接触印痕测量中面临的检测精度和效率低、无法实现数字化在线检测等难题，充分发挥激光点云信息和图像信息互补优势，开展齿轮三维彩色重建和点云语义分割等研究，建立面向齿轮高效高精的在线检测平台，实现齿轮表面缺陷检测和接触印痕测量的人工替代及数字化、智能化水平提升。

研究内容：

（1）复杂背景干扰下基于线激光自动扫描的航空齿轮表面高精三维重建及表面缺陷智能识别技术研究；

（2）图像和点云信息融合的航空齿轮三维彩色模型构建及接触印痕关键评价参数自动化测量技术研究；

（3）航空齿轮高效高精智能视觉在线数字化检测技术集成及软硬件系统开发与验证。

预期成果：

(1) 航空齿轮表面缺陷与接触印痕的高效高精智能视觉在线数字化检测方法；

(2) 航空齿轮表面缺陷与接触印痕采集、检测、识别、存档一体化软硬件系统（含硬件与源代码）；

(3) 航空齿轮表面缺陷与接触印痕数字化检测的批量化应用验证。

考核指标：

(1) 效率方面，单个锥齿轮接触印痕测量及轮齿表面缺陷检测时间不超过 5 分钟；

(2) 精度方面，能识别齿轮最小缺陷宽度尺寸可达 0.1mm，螺旋锥齿轮接触印痕测量精度不低于 0.2mm；

(3) 具有 SDK 接口功能，本系统可接入现有齿轮质量管控平台。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

19. 航空发动机蜂窝封严环低温钎焊技术研究

项目编号：HFZL2022CXY019

项目背景：航空发动机蜂窝封严环制造过程中需进行多次钎焊及热处理，采用现有镍基钎料进行焊接时，焊接温度高于 GH4169 合金的固溶温度，导致 GH4169 合金力学性能降低，且存在严重的缺口敏感，难以满足产品技术需求。亟需开展低熔点镍基钎料成分设计和钎焊工艺研究，优化高温合金蜂窝封严环零件制造工艺路线，进而解决高温合金零件高温焊接后性能劣化的共性问题。

项目目标：针对航空发动机蜂窝封严环零件性能需求，开发焊接温度低于 GH4169 固溶温度的新型钎料及焊接工艺，建立基于机器学习方法的 GH4169 高温合金组织状态-力学性能表征关系，确定 GH4169 合金自锻造状态至最终热处理工艺的组织演化规律。以蜂窝封严环焊接组件力学性能和钎焊质量为目标，实现全流程制造工艺路线的匹配和优化。

研究内容：

（1）GH4169 合金 980℃ 以下真空钎焊用新型钎料成分设计与制备技术研究；

（2）基于机器学习方法的 GH4169 合金工艺参数-组织状态-力学性能表征关系研究；

（3）基于母材性能和焊接质量评估的钎焊工艺参数多目标优化方法研究；

（4）GH4169 合金蜂窝封严环低温钎焊-热处理工艺路线优化匹配技术研究。

预期成果：

（1）蜂窝封严环组件低温钎焊制造方法；

（2）980℃ 以下真空钎焊用新型钎料研制报告；

（3）980℃ 以下真空钎焊用新型钎料标准；

（4）980℃ 以下真空钎焊用新型钎料。

考核指标：

（1）新型钎料钎焊接头拉伸性能不低于母材的 50%；

（2）新型钎料钎焊接头高温持久性能（650℃/200MPa）不低于 10 小时；

(3) 经制造热循环后，GH4169 合金母材室温抗拉强度不低于 1270MPa、650℃高温抗拉强度不低于 1000MPa、高温持久性能（650℃/690MPa）不低于 25 小时。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

20. 发动机外部质量数字化识别技术研究

项目编号：HFZL2022CXY020

项目背景：航空发动机外部零组件层层分布，形成不规则、不连续的复杂型面，且螺栓、保险等数量繁多，整机状态下保险丝、开口销及锁片等是否漏打、螺栓型号装配是否正确等均靠人工逐项目视检查，检查结果受人为因素影响较大，检查点位多、工作量大、周期长、效率低，检查结果无法量化，亟需开展整机状态数字化检测技术研究，实现检测结果可视化、可量化，并进一步提升检测精度及检测效率。

项目目标：针对发动机复杂结构机体上小尺寸零件（锁片、保险丝、开口销、螺栓）错漏装等难以被全面高效检测的问题，通过三维和图像视觉双模态结合的方法，开展整机上多种类小尺寸零部件装配状态和缺陷预警研究，掌握基于人工智能的小尺寸零部件检测技术，实现批量发动机关键零部件的高效精准检测，提升发动机装配质量和效率。

研究内容：

(1) 对紧固件集群采用双模态视觉检测技术，制定紧固件类多目标的装配形态三维自动识别方法，检测发动机锁片锁紧状态、保险丝绕向状态等；

(2) 研究密集螺栓目标的三维装配场景定位方法、多型号螺栓实例的三维点云精细分类方法，检测三维发动机体空间上密集螺栓目标的精准装配位置和型号装配准确性；

(3) 研究缺失类关键零件的局部场景结构关联检测方法，实现复杂结构机体中发动机开口销类缺失零件的批量定位和装配质量。

预期成果：

- (1) 外部质量对比识别定义方法；
- (2) 发动机外部锁片、保险丝对比识别分析软件；
- (3) 外部对比识别检测报告。

考核指标：

(1) 整机状态可视部分锁片、保险丝定位精度不低于 90%，锁紧、保险丝状态缺陷识别率不低于 80%；

(2) 整机状态可视部分开口销缺失装配状态、螺栓型号检测准确率不低于 80%；

(3) 整机外观质量检查周期缩短 50%，即由原 4 小时/台降低到 2 小时/台。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

21. 地面燃机关键机械部件故障机理及诊断方法研究

项目编号：HFZL2022CXY021

项目背景：地面燃气轮机具有长寿命、高可靠性和高经济性等特点，由于目前国内尚不具备结构件故障诊断和演化预测的能力，导致故障发现时就已经发展到了非常严重的程

度，造成严重的经济损失。为此，亟需研究地面燃机叶片裂纹、转子碰摩以及轴承损伤等关键机械部件的早期故障监测技术、故障机理及演化规律，实现地面燃机关键部件的早期故障监测、预报等。

项目目标：针对地面燃机叶片裂纹、转子碰摩、轴承失效等关键部件故障演变过程很难用现有测点进行监测及报警的问题，开展考虑整机传递路径和典型服役环境下的叶片裂纹萌生及发展规律、叶片碰摩非线性机理以及轴承故障演化规律等研究，形成服役条件下地面燃机关键部件的故障预测分析能力，为地面燃机关键机械部件的健康管理提供技术支撑。

研究内容：

（1）构建服役环境下叶片裂纹、转子碰摩、主轴承剥落等典型故障微观和宏观力学模型，开展损伤机制和演化规律研究；

（2）建立典型地面燃机的整机动力学模型、故障模型、整机耦合动力学模型，研究故障的传递特性；

（3）搭建燃机模拟试验平台，开展叶片裂纹及扩展、转子碰摩、主轴承故障演化试验研究；

（4）开发状态监测与故障诊断系统样机，基于机匣和轴承座多个测点，实现信号采集、特征提取和故障诊断功能。

预期成果：

（1）典型故障试验的模拟方法及试验件；

（2）叶片裂纹萌生与扩展的振动信号特征提取及监测

方法；

- (3) 高精度转子-支承-整机耦合动力学模型；
- (4) 滚动轴承故障信号特征提取技术及演化监测技术；
- (5) 地面燃机关键部件状态监测与故障诊断系统样机。

考核指标：

- (1) 固有振动特性预测结果与实测数据误差不大于 5%；
- (2) 叶片裂纹故障特征与主轴承故障特征预测结果与实测数据误差不大于 5%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

(三) 智能试验测试和高质量数字检测技术领域

22. 基于日盲紫外的发动机尾焰与燃烧流场辐射特性研究

项目编号：HFZL2022CXY022

项目背景：发动机尾焰与燃烧流场中气体分子具有明显的紫外辐射特性，相较于红外辐射特性具有抗干扰力强、虚警率低、单光子探测的特点，可用于飞行器告警和燃烧流场温度、组分的在线测试。目前，发动机尾焰和燃烧流场紫外辐射测试技术研究较少，特别是在日盲紫外尾焰告警和基于紫外辐射特性的健康监测方面，缺少相关的测试技术和辨识方法，亟需开展研究，攻克技术难题。

项目目标：针对发动机尾焰和燃烧流场紫外辐射测试相对匮乏的问题，开展航空发动机尾焰、燃烧室出口紫外辐射特性的测试与分析研究，突破日盲紫外图像探测与紫外辐射光谱诊断技术，建立高压、高温、非定常湍流燃烧场中温度

与组分浓度的反演方法，形成部件级燃烧室出口、尾喷管流场紫外辐射特性测试与辨识技术，为发动机高精度告警和健康监测提供技术支撑。

研究内容：

（1）发动机尾焰/地球大气背景紫外辐射特性仿真与日盲紫外告警可探测性分析；

（2）基于图像探测与光谱诊断的燃烧场紫外辐射特性测试方法研究；

（3）典型工况下燃烧室出口与尾喷管流场紫外辐射特性测试研究；

（4）基于紫外辐射特性的燃烧流场温度/组分反演与辨识研究。

预期成果：

（1）适用于航空发动机尾焰和燃烧室出口的紫外图像与辐射特性测试系统；

（2）发动机尾焰与地球大气背景紫外辐射特性的计算方法；

（3）基于光谱诊断的发动机尾焰、燃烧室出口紫外辐射特性测试方法；

（4）基于光谱层析的燃烧场温度与组分浓度反演辨识方法。

考核指标：

（1）日盲紫外图像测试最小紫外光灵敏度 $2 \times 10^{-18} \text{W/cm}^2$ ；

（2）关键组分紫外光谱识别率不小于 95%；

(3) 温度反演误差不大于 15%;

(4) 紫外辐射强度预报可信度不小于 90%。

研究周期: 不超过 36 个月

发布方式: 公开发布

23. 航空发动机燃烧室近壁面三维流场及表面温度场非接触测量研究

项目编号: HFZL2022CXY023

项目背景: 随着燃烧室的温升越来越高, 可用于火焰筒冷却的气量减少, 对火焰筒壁面的高效冷却研究极为迫切, 但火焰筒近壁面流动及壁温分布较为复杂, 其精细化测量尚属空白, 对火焰筒高效冷却的研究极为不利。并且, 燃烧室处于高温高压环境, 且具有强旋流、强扰流、宽速域、背景辐射强等特点, 传统的 PIV 测速和辐射法测温等非接触测量技术难以适用, 亟需发展燃烧室近壁面三维流场、表面温度场精细化测试技术, 以推动高性能发动机燃烧室研发。

项目目标: 针对航空发动机燃烧室近壁面三维流场及表面温度场非接触测量需求, 开展适宜燃烧室近壁面三维流场组织结构及表面温度范围的非接触测量技术研究, 研发热流场高速全息三维成像测速技术与激光诱导磷光测温技术, 形成高温高压条件下强旋流、强扰流、宽速域近壁面流场与宽温域表面温度场的非接触测量方法, 为研发高性能航空发动机提供支撑。

研究内容:

(1) 开展航空发动机近壁面热流场高速皮秒脉冲激光

全息三维成像技术开发及典型近壁面三维流场测量研究；

（2）开展航空发动机燃烧室表面温度场激光诱导磷光测试技术开发及表面温度场非接触测量研究；

（3）开展基于航空发动机燃烧室近壁面三维流场及表面温度场实验数据耦合的燃烧室工作状态及性能研究。

预期成果：

（1）基于高速全息三维成像技术的航空发动机燃烧室近壁面三维流场非接触测量方法；

（2）基于激光诱导磷光技术的航空发动机燃烧室表面温度场非接触测量方法；

（3）航空发动机典型工况下燃烧室近壁面三维流场及表面温度场的耦合特性测量方法。

考核指标：

（1）皮秒激光全息显微三维流场速度测试范围 0～150m/s；

（2）速度测量精度优于 2%，测量频率不低于 25kHz，空间分辨率优于 0.1mm；

（3）表面温度场测量范围 400℃～1500℃，400℃～1000℃范围内误差不大于 2%，1000℃～1500℃范围内误差不大于 3%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

24. 基于工业 CT 的涡轮叶片内部几何特征智能检测技术研究

项目编号：HFZL2022CXY024

项目背景：工业 CT 是涡轮叶片质量评价的重要方法，评价内容包含内部缺陷识别、壁厚测量、几何特征分析等，其核心技术是通过投影数据有效构建叶片内部几何特征，但是目前相关数据构建方法严重依赖国外通用软件，算法针对性不强、系统可开发度不高，制约检测精度和效率，亟需开展针对涡轮叶片的、具有自主知识产权的智能检测技术研究。

项目目标：针对涡轮叶片质量评判无损检测需求，开展基于工业 CT 的涡轮叶片内部几何特征智能检测技术研究，采用数字图像处理、智能优化算法和深度学习技术，建立重构模型评价函数，形成高精度测量叶片内部几何尺寸和缺陷自动识别方法，提升工业 CT 在涡轮叶片质量控制中的工程化应用水平。

研究内容：

（1）分析 CT 检测工艺，研究重建图像中伪像的成因及质量控制方法；

（2）针对 CT 重建断层扫描图像，研究基于智能优化算法的叶片轮廓提取技术；

（3）研究涡轮叶片轮廓图像与 CAD 数模二维图像最佳匹配算法，实现高精度壁厚测量；

（4）采用智能优化算法，研究 CT 体数据表面测定中最优阈值确定方法；

（5）以叶片 6 点夹持定位为点特征，研究重建模型与 CAD 数模最佳拟合方法；

（6）分析 CT 图像特征，研究基于深度神经网络的缺陷

自动识别技术。

预期成果：

- (1) 涡轮叶片内部几何特征智能检测软件；
- (2) 缺陷自动检测与分类软件；
- (3) 壁厚测量方法工艺规范。

考核指标：

- (1) 叶片壁厚 CT 测量误差小于等于 0.1mm；CT 测量不确定度小于等于 0.06mm；
- (2) 气膜孔击伤可识别的最小当量 $\Phi 0.1\text{mm}$ ，识别准确率大于 95%；
- (3) 缺陷智能识别的准确率大于 90%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

25. 具有冗余约束的发动机零部件静强度试验复杂边界条件模拟与验证技术研究

项目编号：HFZL2022CXY025

项目背景：航空发动机零部件工作边界呈现多载荷、既定变形约束等特点。在传统静强度试验中，往往通过仿形、仿尺寸、经验公式等来实现边界条件模拟，但部分复杂边界条件模拟不充分，难以较好的模拟零部件在发动机上的实际工作条件。为提升试验设计能力，保证试验精度，需开展发动机零部件复杂冗余边界条件强度试验技术研究，以提升试验设计能力，保证试验精度。

项目目标：针对航空发动机零部件静强度试验难以准确

等效复杂边界条件的问题，开展发动机零部件静强度试验复杂边界条件模拟与验证技术研究，基于拓扑优化和仿真技术，形成复杂边界条件模拟设计方法，自主开发设计软件，提升零部件静强度试验边界条件模拟技术能力，完善静强度试验设计手段。

研究内容：

（1）基于框架类及机匣类零部件的模型重构及分析方法研究、边界条件特征提取方法研究；

（2）模拟复杂边界条件的发动机零部件静强度试验转接装置拓扑优化设计方法研究和设计软件开发；

（3）优化设计的框架类及机匣类零部件强度试验边界条件试验验证。

预期成果：

（1）框架类及机匣类零部件复杂边界条件特征提取方法、拓扑优化设计方法和设计软件；

（2）框架类及机匣类零部件及其真实边界结构缩比件硬件、试验转接装置硬件；

（3）框架类及机匣类零部件模拟条件和真实边界条件试验验证方法。

考核指标：

（1）基于拓扑优化方法，开展框架类及机匣类等不少于 2 套试验装置设计和加工；

（2）基于仿真计算，对比多工况下零部件在优化设计的试验装置与真实边界下关键部位应力，考核点误差小于 3%；

(3) 基于试验验证，对比多工况下零部件在优化设计的试验装置与真实边界下关键部位应力，考核点误差小于 8%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

(四) 新型材料和高效先进工艺技术领域

26. 发动机热端构件用 MI-SiC_f/SiC 失效准则与铺层设计方法研究

项目编号：HFZL2022CXY026

项目背景：MI-SiC_f/SiC 具有轻质、耐高温、耐腐蚀、抗疲劳等优异性能，其特殊的铺层结构和工艺令其在力学性能、损伤行为、服役特性等方面与金属、PMC 及其他工艺差异显著，造成国内在 MI-SiC_f/SiC 结构设计、分析时无据可依。提出 MI-SiC_f/SiC 适用的失效准则并在此基础上进行结构铺层设计，可突破其工程化应用的技术瓶颈，为航空发动机结构设计的安全性、可靠性提供技术支撑。

项目目标：针对发动机热端构件用 MI-SiC_f/SiC 失效准则及铺层设计方法缺失问题，建立材料损伤和寿命预测的失效准则，提出 MI-SiC_f/SiC 铺层设计方法。基于 CAM-CAD-CAE 一体化设计理念，开发细观铺层结构到宏观结构的参数化建模方法，和考虑多物理场耦合的仿真技术，形成数字化的 MI-SiC_f/SiC 结构设计分析工具，为航空发动机 MI-SiC_f/SiC 工程应用提供基础支撑。

研究内容：

(1) 多物理场耦合条件下发动机用 MI-SiC_f/SiC 材料的

损伤、破坏机理及其强度理论研究；

(2) MI-SiC_f/SiC 发动机变截面典型元件的铺层设计方法研究及程序开发；

(3) CAM-CAD-CAE 一体化建模的 MI-SiC_f/SiC 发动机热端结构设计分析方法及程序开发。

预期成果：

(1) 发动机用 MI-SiC_f/SiC 损伤及其寿命预测的失效准则；

(2) MI-SiC_f/SiC 变截面典型元件与发动机热端典型构件的铺层设计程序；

(3) 热/力耦合分析的有限元模型，以及 CAM-CAD-CAE 一体化建模的 MI-SiC_f/SiC 发动机热端结构设计分析程序。

考核指标：

(1) 建立发动机用 MI-SiC_f/SiC 损伤及其寿命预测的失效准则，强度预测误差小于 15%；

(2) 设计变截面典型元件的非均匀铺层结构，刚度预测误差小于 15%；

(3) 利用开发的铺层设计方法完成优化设计的 MI-SiC_f/SiC 热端典型构件的承载能力比原始铺层结构提高 10%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

27. 航空发动机热端部件高温红外/雷达兼容隐身涂层材料体系设计及低成本制备工艺研究

项目编号：HFZL2022CXY027

项目背景：航空发动机热端部件兼容隐身能力是各军事强国重点关注的领域，尤其服役温度在 900℃左右的零部件面临现有材料体系兼容隐身性能欠佳、耐热性和抗热震性不稳定、制备工艺繁琐、成本过高的问题，需针对性研发红外/雷达兼容性能优良、服役稳定性好的低成本兼容隐身涂层体系。

项目目标：针对 900℃左右的零部件面临现有材料体系兼容隐身性能欠佳、耐热性和抗热震性不稳定、制备工艺繁琐、成本过高的现状，开展新型低成本、高性能兼容涂层体系设计及其制备工艺研究，突破高温环境下新型低红外发射率且高雷达吸波性的涂层材料设计和制备等关键技术，形成完善的兼容涂层体系制备工艺规范。

研究内容：

(1) 开展 900℃下低红外发射率、高雷达吸波率、耐热性和抗热震性能强的兼容涂层材料体系设计、筛选及合成研究；

(2) 根据兼容涂层材料体系结构设计方案，开展不同功能层材料及涂层制备工艺研究；

(3) 模拟热端部件服役环境，开展涂层耐热性、抗热震性能、酸雾环境等考核方案设计、性能检测及机理分析研究。

预期成果：

- (1) 高温红外/雷达兼容涂层设计方法；
- (2) 高温红外/雷达兼容涂层的制备工艺准则；
- (3) 近真实服役环境模拟与测试方案。

考核指标：

- (1) 耐温性：900℃保温 500 小时，涂层无起泡、开裂、脱落等现象，涂层的高温吸波性能降低幅度小于等于 10%；
- (2) 雷达吸波性能：900℃，小于等于-3dB@8~18GHz；
- (3) 发射率：900℃，3~5μm，8~14μm，发射率小于等于 0.3；
- (4) 抗热震性能：室温~900℃，空冷热冲击 300 次后，涂层无脱落等现象。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

28. 钛合金超导热锻造技术研究

项目编号：HFZL2022CXY028

项目背景：高性能航空发动机的发展对钛合金锻件的组织均匀性提出了苛刻要求，传统热加工技术的锻坯温度场均匀化时间长，组织均匀性控制难度大，难以充分发挥钛合金的性能优势。利用超导磁场引致的热效应、磁化效应、磁致相变效应等机理，有望开发具有颠覆性的钛合金成形技术，为航空发动机高性能钛合金的热加工开辟一条新路径。

项目目标：针对航空发动机对高性能高可靠性钛合金锻件的应用需求，进一步提升钛合金锻件组织性能均匀性，充

分挖掘钛合金锻件性能潜力，开展钛合金超导热锻造技术研究，突破超导磁场加热与热处理技术，掌握微观组织结构及性能调控方法，为发展新型高均匀度钛合金锻件提供技术支持。

研究内容：

（1）基于大空域、强超导磁场装置，结合计算仿真，揭示大尺寸零件内获得均匀强磁场的原理，设计和制造用于钛合金超导磁场加热和热处理试验装置；

（2）研究外加超导磁场激励下钛合金锻坯内电磁场、温度场分布规律，研究磁效应、热效应等对特征组织形成与演化的作用机制；

（3）研究超导磁场加热钛合金锻坯在锻造过程中的塑性流变行为和动态再结晶行为，阐明超导磁场下时效相的演变规律，优化获得钛合金均匀锻造及热处理技术。

预期成果：

（1）锻坯超导磁场加热和热处理装置；

（2）钛合金超导热锻造技术规范；

（3）钛合金超导热锻造温度场、塑性流变和微观组织调控方法。

考核指标：

（1）超导热锻造钛合金锻件达到 10kg 级；

（2）超导磁场加热温度均匀性为 $\pm 5^{\circ}\text{C}$ 。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

29. 基于增材制造热端机匣包容性设计及制备技术研究

项目编号：HFZL2022CXY029

项目背景：航空发动机热端机匣其外形结构复杂且需要满足对涡轮叶片的包容性要求，将增材制造技术应用于发动机机匣的生产，可实现高性能复杂结构零件的快速致密成形，并实现热端机匣在满足包容能力的同时减轻机匣重量与零件数量。目前，在增材制造热端机匣包容性设计方面，缺少相关的设计与工艺协同的合作研究，亟需开展相关工作，支持新工艺的工程应用。

项目目标：针对热端机匣增材制造中一体化程度低、包容性设计不足及制备成型中的缺陷等问题，开展增材制造机匣材料、工艺和结构优化的研究，完成热端机匣结构一体化设计制造和关键性能考核，形成增材制造大型复杂结构件一体化、轻量化、高包容能力的设计及制备方法，为新工艺的工程应用提供技术支持。

研究内容

(1) 开展增材制造热端机匣用高品质 GH4169 粉末的打印工艺研究，基于高通量制备与表征，提出热端机匣用高品质粉末需求及机匣打印参数优化方法；

(2) 基于热端机匣包容性的设计要求，开展热端机匣一体化、轻量化的结构拓扑优化设计，并开展全尺寸打印件包容性试验验证研究；

(3) 开展基于关键工艺参数的试验件力学性能对比研究，掌握全尺寸增材制造热端机匣工艺制备方法。

预期成果

- (1) 增材制造热端机匣制备工艺流程；
- (2) 基于包容性设计的热端机匣拓扑优化设计方法；
- (3) 全尺寸增材制造热端机匣实物 1 件。

考核指标

- (1) 随炉试件在室温条件达到抗拉强度大于等于 1400MPa，屈服强度大于等于 1200MPa，延伸率大于等于 15%；650℃下，抗拉强度大于等于 1050MPa，屈服强度大于等于 870MPa，延伸率大于等于 18%；
- (2) 热端机匣通过机匣包容性试验；
- (3) 增材制造热端机匣相比于原设计减重不小于 6%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

30. 镍基高温合金整体叶盘电解-铣削复合加工技术研究

项目编号：HFZL2022CXY030

项目背景：中小航空发动机的镍基高温合金叶盘具有叶间通道狭窄、叶片薄且弯扭、几何精度和表面质量要求苛刻等特点。五轴数铣是相对成熟的加工手段，由于叶身结构的复杂性以及材料的难加工性，数控铣削加工合格率低、刀具损耗大，并且数铣后还需要手工抛光去除刀纹，加工质量和制造成本满足不了航空发动机大批量生产需求，因此亟需开展镍基高温合金叶盘的高质量、高效率、低成本的加工技术研究。

项目目标：针对中小航空发动机镍基高温合金叶盘当前

铣削加工合格率低、加工成本高的问题，开展叶盘电解-铣削复合加工技术研究。基于振动电解加工成形理论，突破叶盘前后缘和叶身精密电解加工、“电解-铣削”工序间余量分配等关键技术，形成叶盘电解-铣削全套工艺规范，为叶盘的高质量、高效率、低成本制造提供技术支持。

研究内容：

（1）依据叶片尺寸及扭转角度特点，规划工具阴极进给路径及步进距离，并开展空心工具阴极型面设计及套料电解参数优化，实现整体叶盘叶栅通道的高效加工；

（2）基于全型面数据点空间法向修正方法，进行精加工阴极设计及数字化迭代优化研究。根据叶身、前后缘精密电解加工试验，获得机、电、液多参数组合规律，实现叶身及前后缘的精密、稳定电解加工；

（3）根据整体叶盘电解成型后叶身精度及轮毂接刀痕分布特点，确定电解加工尺寸余量，实现电解-铣削工序间的最优匹配。

预期成果：

（1）整体叶盘精密电解-铣削复合加工工艺规范；

（2）整体叶盘电解夹具、工具阴极的数字化设计及迭代优化方法；

（3）整体叶盘电解加工专用夹具及工具阴极；

（4）整体叶盘合格的样件。

考核指标：

（1）叶型加工精度 ± 0.06 ，叶片前后缘加工精度 ± 0.05 ，

叶型扭转角 $\pm 30'$ ，叶型位置度 0.2 以内，表面粗糙度小于 $Ra0.6\ \mu m$ ，叶片无杂散腐蚀、晶间腐蚀、短路烧伤等表面缺陷；

(2) 加工成本较五轴数铣降低 20%以上；

(3) 加工效率较五轴数铣提高 10%以上。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

(五) 其他前沿创新技术领域

31. 旋转爆震发动机爆震燃烧关键技术研究

项目编号：HFZL2022CXY031

项目背景：旋转爆震发动机是一种超声速爆震燃烧发动机，爆震波传播速度极快，其燃烧过程近似为等容燃烧。在近似等容燃烧过程实现压力和温度提升，将自增压的爆震燃烧系统与传统涡轮发动机相结合，具有提高热效率、功率密度、比冲的潜在优势，可使发动机结构紧凑、体积小、质量轻、污染排放少和工作范围宽等。目前，基于爆震燃烧的涡扇发动机总体技术研究刚起步，在整机工作环境下爆震燃烧关键技术研究方面较少，缺少相关模型积累与评估方法，亟需开展研究，攻克技术难题。

项目目标：基于现有涡扇发动机平台，针对旋转爆震发动机爆震燃烧点火、组织、热防护等需求，开展爆震燃烧关键技术研究，采用仿真与模型验证手段，形成爆震燃烧室设计方法及对上下游部件影响分析评估方法，为开展爆震燃烧室部件设计提供技术支持。

研究内容:

(1) 针对涡扇发动机燃烧室工作环境, 结合爆震燃烧工作特性, 研究旋转爆震燃烧使用需求, 确定爆震燃烧约束条件, 梳理出旋转爆震燃烧室燃烧关键技术架构;

(2) 开展旋转爆震燃烧点火及燃烧组织技术研究, 分析燃烧室内的波系结构演化规律, 确定旋转爆震燃烧室工作特性及工作边界, 明确旋转爆震燃烧室优势区间;

(3) 考虑旋转爆震燃烧室内流动特征, 确定旋转爆震燃烧室冷却方案, 开展旋转爆震燃烧室燃烧/传热/冷却耦合研究, 评估冷却方案, 实现旋转爆震燃烧室长时间稳定工作;

(4) 针对旋转爆震燃烧室的非定常特性, 分析压力扰动在涵道内的传播路径, 明确燃烧室与部件的匹配规律, 优化流动剖面和气动特性, 提出扰动抑制方案。

预期成果:

- (1) 旋转爆震燃烧室性能计算模型;
- (2) 旋转爆震燃烧室设计方法;
- (3) 旋转爆震燃烧室对上下游部件影响分析评估方法;
- (4) 旋转爆震燃烧室与发动机部件匹配特性评估方法。

考核指标:

- (1) 旋转爆震燃烧室燃烧效率不低于 0.9~0.95;
- (2) 旋转爆震燃烧室仿真精度不低于 8%;
- (3) 旋转爆震燃烧室模型验证连续工作时间不小于 60s;
- (4) 旋转爆震燃烧室模型验证空气流量不低于 2kg/s。

研究周期: 不超过 36 个月

发布方式：公开发布

32. 高原高寒环境下超高效燃料电池混合动力装置的热-电-功协同机制研究

项目编号：HFZL2022CXY032

项目背景：随着未来航空动力对高效率、低油耗的性能追求日益迫切，航空混合动力被认为是最具应用前景的高效化推进装置。固体氧化物燃料电池与燃气涡轮发动机相耦合组成的推进系统是一种创新构型的航空混合动力装置，既可以发挥碳氢燃料能量密度高的性能优势，又兼具燃料电池热电转换效率高、红外特征小的优点。该混合动力系统能够共用现有的碳氢燃料体系，与传统氢燃料电池混合动力相比，具有突出的技术优势和工程实践价值。

项目目标：针对航空动力系统高效化发展需求，开展基于现有碳氢燃料体系的固体氧化物燃料电池-燃气涡轮混合动力系统技术研究，重点突破紧凑燃料电池与热电综合储能转化元件一体化设计、高空环境燃料电池活性优化等关键技术，掌握固体燃料电池混合动力低温启停策略，阐明系统的热-电-功协同机制，为未来高效化航空混合动力发展提供技术支撑。

研究内容：

(1) 研究固体氧化物燃料电池-燃气涡轮混合动力装置的组成方案、工作机理等，完成能量传动方式、顺序等构成的混合动力架构方案设计；

(2) 开展混合动力系统中燃料电池与涡轮部件的功率

分配、循环热利用等性能研究，明确各部分热质流输运需求，研究燃料电池混合动力装置高效能量转化机制；

(3) 以混合动力装置能量及各部件热质流输运需求为牵引，结合碳氢燃料能量转化特性，研究基于碳氢燃料体系能量转化和梯级利用方法；

(4) 结合航空混合动力在全要素、全包线、变工况下仿真需求，研究固体氧化物燃料电池-燃气涡轮混合动力装置控制策略；

(5) 完成固体氧化物燃料电池原理样机研制与试验验证。

预期成果：

(1) 固体氧化物燃料电池-燃气涡轮混合动力总体性能设计与分析模型；

(2) 碳氢燃料能量转化梯级利用模型；

(3) 固体氧化物燃料电池 1 台套；

考核指标：

(1) 固体燃料电池热电转换效率不低于 50%；

(2) 电堆功率密度不小于 300W/kg；

(3) 固体燃料电池-燃气涡轮混合动力系统与燃气涡轮发动机单独工作相比，燃料利用效率提升不小于 10%。

研究周期：不超过 36 个月

发布方式：公开发布

33. 500kW 螺旋桨高功率密度驱动电机设计技术研究

项目编号：HFZL2022CXY033

项目背景：电推进技术是多电/全电飞机技术的关键技术之一，具有传动效率高、响应快、碳排放低等优点，是航空电气化的重要发展方向。目前制约电推进技术发展的主要因素之一是电动机的功率密度不足，极大限制了飞机座级、起飞重量和航程的提升。针对上述问题，开展螺旋桨高功率密度驱动电机研究，对于加快飞机动力装置数字控制系统电气化技术的发展和突破具有重要意义。

项目目标：针对国内电机功率密度低问题，开展电机新型电磁拓扑和冷却方式研究，采用高转矩密度电磁拓扑设计和气液双态冷却技术，形成基于涡桨发动机应用环境的500kW级高功率密度驱动电机设计及优化方法，为后续项目配套及推广应用提供支撑。

研究内容：

(1) 开展外转子、内转子、轴向磁通等多种拓扑对比，同时对比不同绕组形式、转子聚磁结构等，得到同等冷却条件下最大转矩密度拓扑结构，并形成统一设计及优化方法；

(2) 基于涡桨发动机使用工况，开展风冷、内循环液冷以及二者结合的混合冷却方式对比，得出最优冷却方案，并完成冷却系统设计和测试验证；

(3) 基于涡桨发动机装机安装空间及接口要求，开展500kW螺旋桨驱动电机、冷却系统、结构件的一体化、轻量化设计和测试验证。

预期成果：

(1) 500kW螺旋桨高功率密度驱动电机电磁-结构-热多

物理场耦合设计模型；

(2) 500kW 高功率密度电机集成散热器式自循环冷却方法；

(3) 500kW 螺旋桨高功率密度驱动电机结构轻量化设计方法；

(4) 满足指标的 500kW 电机样机一套。

考核指标：

(1) 电机额定功率大于等于 500kW，功率密度大于等于 4.2kW/kg；

(2) 额定转速 2200rpm，最高转速不超过 2500rpm；

(3) 额定工作状态下效率大于等于 93%。

研究周期：不超过 24 个月

发布方式：公开发布

附件：

1. 中国航空发动机集团产学研合作项目立项建议书（模板）

2. 中国航空发动机集团产学研合作项目汇总表

附件 1

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。

项目责任人签字：

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)

- (1) 材料费
- (2) 专用费
- (3) 外协费
- (4) 燃料动力费
- (5) 事务费
- (6) 固定资产使用费
- (7) 管理费
- (8) 工资及劳务费
- (9) 不可预见费

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

附件 2

密级：公开

中国航空发动机集团产学研合作项目汇总表

序号	技术领域	项目名称	项目编号	申报单位	应用依托单位	项目负责人	联系人	联系方式（手机）	申报单位所在城市	备注
示例	精细化设计和振动抑制技术领域	高温辐射对涡轮叶片冷却影响评估及预测技术	HFZL2022CXY001	XX 大学	中国航发 XX 所	XX	XX	XX	北京	
1										
2										
.....										