



航空学报
Acta Aeronautica et Astronautica Sinica
ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

《航空学报》网络首发论文

题目：先进航空发动机核心关键技术
作者：程荣辉，张志舒，阮文博，王建锋
收稿日期：2024-09-18
网络首发日期：2024-11-26
引用格式：程荣辉，张志舒，阮文博，王建锋. 先进航空发动机核心关键技术[J/OL]. 航空学报. <https://link.cnki.net/urlid/11.1929.V.20241125.1219.014>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：程荣辉，张志舒，阮文博，等. 先进航空发动机核心关键技术[J]. 航空学报, 2024, 40(X):XXXXX.CHENG R H, ZHANG Z S, RUAN W B, et al. Core key technologies of advanced aircraft engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 40(X):XXXXX(in Chinese). doi:

先进航空发动机核心关键技术

程荣辉^{1,*}, 张志舒¹, 阮文博¹, 王建锋²

1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015

2. 中国航发控制系统研究所, 无锡 214063

摘要：航空发动机是实现先进战机作战能力全面提升的核心关键，先进战机对航空发动机高性能、高可靠性、长寿命、良好维护性等方面的要求不断提高，给航空发动机技术和产品发展带来了重大挑战。本文针对先进战机对航空发动机在综合控温、转子结构系统稳健性、全权限数字控制、飞发综合热管理、健康管理、推力矢量、高隐身等七个方面的核心技术需求，研究分析了实现需求的技术途径和主要关键技术，可为先进航空发动机发展提供技术支撑。

关键词：综合控温；转子结构系统稳健性；全权限数字控制；飞发综合热管理；健康管理；推力矢量；高隐身

中图分类号：V235 **文献标识码：**A **文章编号：**XXXX-XXXX (2024) XX-XXXXX-XX

航空发动机的能力是实现战机主要战技指标的关键^[1]，随着现代战争形态的不断演变，先进战机在作战使用方面对发动机的要求也日益提高^[2]。为使先进战机具备快速突防、超高机动、穿透制空、信息化和智能化等作战能力，并具备高安全性和良好维护性，发动机必须具备超高推力、推力矢量和高隐身等能力，实现数字化控制、热量管理和健康管理等先进功能，并且能够在高温、高压、高转速等复杂恶劣载荷环境中长期可靠工作。

世界上最先进的第五代战机^[3]对发动机能力提出了全面提升的需求。不加力超声速巡航可使战机快速抵达战区，扩大拦截和导弹攻击范围^[4]，并提升突防中的红外隐身能力，为使战机实现不加力超声速巡航，要求发动机单位推力大，必须发展综合控温技术，构建高品质燃气温度场，确保发动机在高燃气温度条件下长期可靠工

作；为提高战机和发动机工作可靠性，防止发动机振动过大导致自身或飞机构件的疲劳破坏，要求发动机非连续性转子在复杂载荷作用下长期稳定工作，需要提升转子结构系统稳健性，抑制发动机振动水平；为实现战机超强信息能力和飞发一体化多变量控制，充分发挥战机在全飞行包线内的性能，并提高故障容错能力，对发动机控制系统功能、控制精度、响应速度等提出了更高的要求，需要提升全权限数字控制技术^[5]；先进战机机载电子设备多、发热功率大，散热需求增加，但隐身需求限制了飞机外表维护口盖数量和面积、冲压冷却空气减少，需要采用飞发综合热管理，实现利用燃油吸收热量，同时确保发动机在高温燃油环境下可靠工作；为保证战机高安全性和低维护使用成本，需要采用健康管理对发动机状态进行综合监测和分析，评估健康状态并提出维修建议，最终实现视情维修，保证发动机安

收稿日期：2024-09-18；退修日期：2024-11-05；

*通讯作者. rhcheng_gte@sina.com

全工作的同时提高维护性；为提高战机超机动飞行、大迎角飞行、短距起降等机动能力，需要发动机具备推力矢量能力，为战机提供额外的操作舵面^[6]；全向高隐身能力是先进战机实现“先敌发现、先敌攻击、先敌摧毁”的关键，战机后向雷达和红外信号主要来自发动机复杂高温内腔体，战机实现全向高隐身，发动机必须具备高隐身能力。

综上所述，为满足战机作战使用要求，先进航空发动机总体和系统级核心技术主要包括以下七个方面：综合控温技术，转子结构系统稳健性技术，全权限数字控制技术，飞发综合热管理技术，健康管理技术，推力矢量技术，高隐身技术。本文主要针对上述技术开展分析研究。

1 综合控温技术

先进战机发动机采用高燃气温度设计以实现高单位推力，如美国最先进的F119发动机燃气温度已经达到2000K量级^[7]。发动机高温构件（尤其是工作环境最为恶劣的涡轮叶片）工作在高温燃气中（见图1），且承受很高的机械负荷和气动负荷，构建高品质燃气温度场是实现先进航空发动机长期可靠工作最重要的核心关键技术。

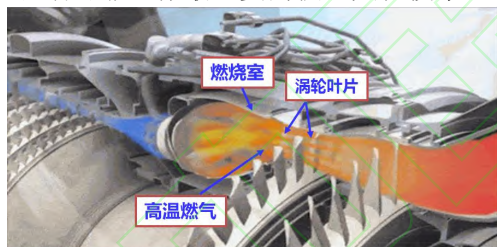


图 1 工作在高燃气温度中的高温构件

Fig.1 High temperature components working in high gas temperature

国内外发动机研制中普遍存在燃气“超温”问题（见图2），导致燃气温度场严重偏离设计目标，有三方面表现：一是燃气平均温度“超温”，即发动机各部件未能高效协同工作导致整机热效率低，达到相同推力条件下的燃气平均温度远超过设计值；二是燃气峰值温度“超限”，即燃气温度场均匀性差，燃气温度分布系数（Outlet Temperature Distribution Factor, OTDF）超出设计要求；三是燃气温度分布“超界”，即燃气温度分布不合理，与涡轮叶片等高温构件的机械、气动载荷不匹配。研究表明，燃气温度超出理想状态30℃，即可导致涡轮叶片寿命将降低

1倍^[8]，“超温”时燃气温度通常超过理想状态100℃以上，导致涡轮叶片等高温构件表面温度远超过材料长期许用温度，短时即出现烧蚀和断裂故障，使发动机无法正常工作，因此燃气温度场“超温”是国内外先进航空发动机自主研制必须首先跨越的障碍。

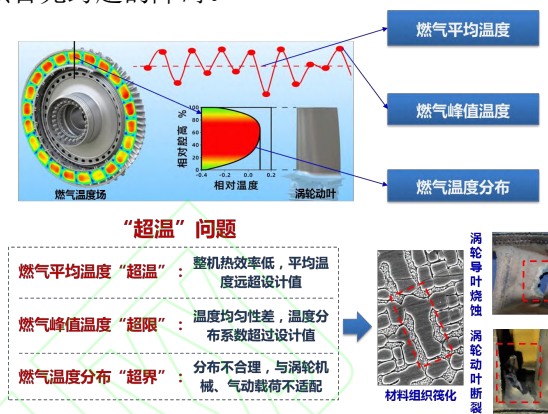


图 2 燃气“超温”问题

Fig.2 The problem of gas temperature "overheating"

由于缺少系统的航空发动机控温设计理论和方法，国内外发动机研制长期依赖“反复试验调整发动机可调几何面积+多轮部件改进设计”以逐步改善燃气温度场（涡扇发动机可调几何面积见图3），即“试凑调温”，不仅耗费了大量资源、时间和经费，并且难以达到设计预期，最终结果往往是以降低发动机的可靠性、经济性为代价，通过定期大量更换高温构件或采用更加昂贵的材料工艺提高构件耐温能力，来换取发动机高性能的实现，甚至有时不得不降低发动机的推力等性能。

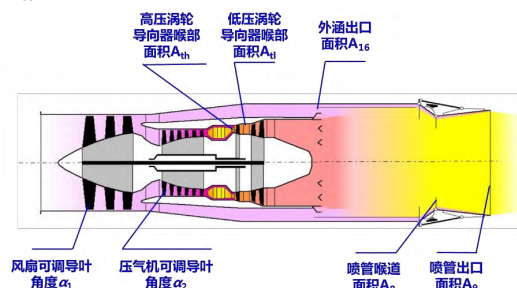


图 3 涡扇发动机可调几何面积

Fig.3 Adjustable geometric area of turbofan engine

为彻底解决“超温”问题，必须从燃气平均温度、峰值温度和温度分布调控三方面构建航空发动机综合控温系统，其中的关键技术包括基于整机环境下部件真实特性的燃气平均温度调控方法、核心涡核控制燃气峰值温度的调控方法、基于涡轮叶片载荷优化的燃气温度分布调控方法。

1.1 基于整机环境下部件真实特性的燃气平均温度调控方法

为改变通过大量试验调整可调几何面积优化发动机性能、难以实现燃气平均温度高效精准调控的传统模式,研究提出了基于整机环境下部件真实特性的燃气平均温度调控方法,建立了整机环境下部件真实特性分级、变工况获取技术和基于涡轮临界流动特征的内涵流量求解方法。

整机环境下部件真实特性分级、变工况获取技术(见图4):分级即通过核心机试验加温加压、进口增加风扇出口流场模拟装置等方法,模拟整机工作环境获取压气机、燃烧室、高压涡轮部件特性参数,通过整机试验获取总体参数及风扇、低压涡轮部件等特性参数;变工况是通过多组别收敛喷嘴实现核心机试验中压气机等部件变工况,通过可变几何外涵节流装置调节内外涵流量实现整机试验中风扇等部件变工况。

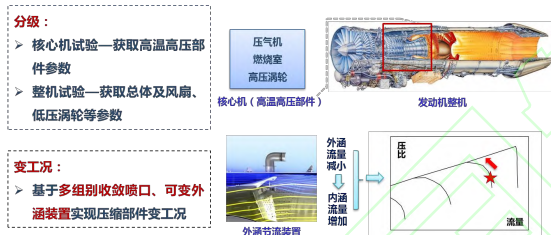


图4 整机环境下部件特性分级、变工况获取技术

Fig.4 Layered and variable operating condition acquisition technology for component characteristics in the complete aircraft engine environment

实现了由整机环境下只能获取工作线上部件性能参数到精准获取部件完整特性的跨越转变(见图5),保证了发动机性能优化的基准不偏离。

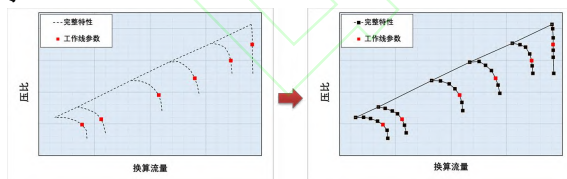


图5 由获取工作线上参数跨越到获取部件完整特性

Fig.5 Crossing from obtaining the parameters of the component on the work line to obtaining the complete characteristics of the component

基于涡轮临界流动特征的内涵流量求解方法(见图6):首先基于核心机特性参数测试结果准确获得高压涡轮导向器折合流量,作为整机环境下内涵流量求解的目标值,在整机环境下内涵流量求解时,首先设定一个初始值,然后根据整机流道中主要截面参数测量结果开展发动机性能

计算,获得整机环境下高压涡轮导向器折合流量的初值,并与目标值构建残差方程,通过局部迭代计算获得整机环境下准确的内涵流量^[9]。

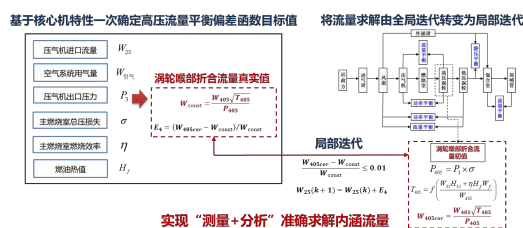


图6 整机环境下内涵流量求解方法

Fig.6 Method for solving the core flow rate of aircraft engines in the complete aircraft engine environment

基于整机环境下部件真实特性和准确的内涵流量,可以准确确定传统上需要通过试验反复试凑调整的几何面积,进而实现发动机各部件之间高效协同工作。验证结果表明,典型发动机整机热效率提升2%,达到相同推力指标条件下的燃气平均温度大幅降低,实现了高效精准的燃气平均温度主动设计。

1.2 核心涡核控制燃气峰值温度的调控方法

燃气峰值温度主要由燃烧室主燃区油气分布均匀性决定,为解决传统燃烧室头部二重旋流构型下,增大涡核尺寸会造成壁面烧蚀,难以实现燃气峰值温度控制的问题,通过开展核心涡核控制燃气峰值温度的调控方法研究^{[10][11]},构建了多区油气输运匹配涡核控制方法,并创建了“双级轴向+环冷径向”三重旋流火焰筒头部构型。

多区油气输运匹配涡核控制方法(见图7):通过搭建函数 $f(W_a, W_f, S, V, A_{cv})$,利用数值仿真手段,建立核心涡核区域油气分布不均匀度 δ 与其对应区域内的空气流量 W_a 、燃油流量 W_f 、旋流数 S 、速度 V 及核心涡核特征尺寸 A_{cv} 等参数之间的关系模型。其中旋流数越大(即旋流强度越高)、核心涡核尺寸越大,油气混合越均匀,不均匀度越小。

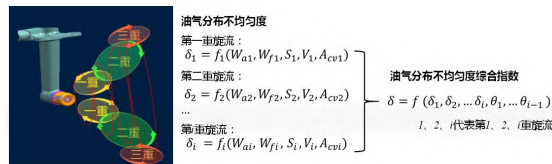


图7 多区油气输运匹配涡核控制方法

Fig.7 Multi zone oil and gas transportation matching vortex core control method

“双级轴向+环冷径向”三重旋流火焰筒头部构型:利用轴向旋流器与安装座环腔内的冷却空气形成第三重强旋流,通过冷却降低涡核边缘

温度,避免传统二重旋流下大幅增大涡核尺寸时火焰筒壁面热负荷过高,在此基础上通过多区油气输运匹配涡核控制模型,开展三重旋流火焰筒头部多参数耦合设计,实现对核心涡核区油气混合均匀性的调控。

1.3 基于涡轮叶片载荷优化的燃气温度分布调控方法

涡轮转子叶片承受离心力、振动应力与气动压力等复杂载荷,并直接与高温燃气接触,燃气温度径向分布直接影响叶片最高温度及温度分布梯度^[12],为保证叶片可靠工作,并解决传统上单纯利用燃烧室掺混气难以精准调控燃气温度分布的问题,开展了基于涡轮叶片载荷优化的燃气温度分布调控方法研究,提出了基于涡轮叶片载荷设计燃气温度分布的方法,构建了燃烧室涡核控制、冷却掺混一体化调控方法。

基于涡轮叶片载荷设计燃气温度分布的方法:以燃烧室出口不同径向位置燃气温度为输入层,通过搭建全连接神经网络模型^[13],构建不同径向位置燃气温度与涡轮转子叶片关键位置温度和应力的关系模型(见图8),根据涡轮转子叶片的三类主要失效模式(高周疲劳失效,低循环疲劳失效和持久蠕变失效),定义综合强度系数表征叶片综合载荷水平,以综合强度系数最大为目标确定最优的燃气温度径向分布需求(见图9)。

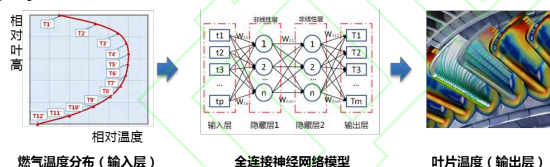


图 8 燃气径向温度分布与叶片表面温度关系
Fig.8 Relationship between radial temperature distribution of gas and surface temperature of blades

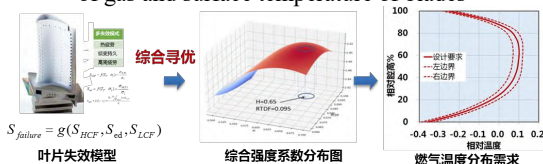


图 9 多失效模式下燃气径向温度分布寻优
Fig.9 Optimization of radial temperature distribution of gas under multiple failure modes

燃烧室涡核控制、冷却掺混一体化调控方法:构建了燃烧室核心涡核与内、外环掺混气、冷却气分区耦合的燃气径向温度分布仿真模型,引入核心涡核与掺混射流的流量、温度、动量比

等特征参数,通过内、外环冷却气调控叶片根部和尖部燃气温度,通过内、外环掺混气调控叶片中上与中下部温度分布,叶片中部温度分布由主燃区涡核调控,解决了传统单纯采用低动量掺混气调节大动量涡核难以实现预期分布的问题。

1.4 小结

通过对“超温”问题机理的研究和分析,创新构建了航空发动机综合控温技术,可实现航空发动机高品质燃气温度场的正向设计,确保发动机能够长期可靠工作,并经试验和应用验证了技术有效性和工程实用性,该技术可用于先进航空发动机控温设计,有力支撑发动机实现高性能和高可靠性。

2 转子结构系统稳健性技术

由于航空发动机转子连接界面多、载荷恶劣,长时复杂使用工况下,界面损伤积累引发连接结构力学特性退化,导致转子动力特性偏离^[14],频繁引发整机振动超限、高低压转子耦合振动,甚至导致支点轴承损伤、承力支板裂纹等问题。

为抑制整机振动提高结构可靠性,突破发动机转子结构系统稳健设计及振动抑制关键技术,从结构系统稳健性关键因素识别、转子系统稳健设计、高转速高负荷转子系统结构状态装配控制、振动特征变化与构件损伤失效监视和预判四个方面开展研究。

2.1 结构系统稳健性关键因素识别技术

将整机振动特征与转子-轴承-支承结构系统力学特性变化、损伤累积及失效力学过程进行关联性分析,揭示高低压转子耦合频率、倍频及中介轴承调制频率等复杂振动频率产生力学过程及引起系统发生失稳的关键影响因素。

1) 高转速下转子基频振动幅值偏大:转子在风扇临界转速之前振动幅值随转速增大而增大,经过临界转速后,振动幅值继续随着转速增大而增大,与传统“恒态转子”假设条件下转子过临界后质心转向振动幅值下降的理论不符,通过仿真分析发现:转子惯性主轴倾斜导致高转速下转子陀螺力矩增大,产生较大支点动载荷。不同转速下旋转惯性载荷对转子工作状态影响见图10^[15]。

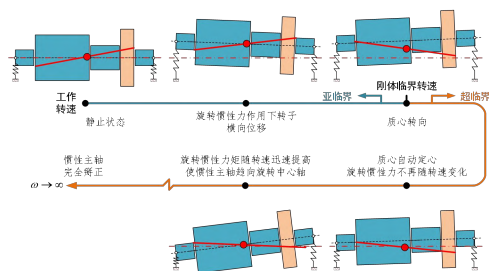


图 10 不同转速下旋转惯性载荷对转子工作状态影响^[14]
Fig.10 The influence of rotational inertia load at different speeds on the working state of the rotor^[14]

2) 发动机在物理转速稳定状态基频振动突升突降: 主要原因是转子连接稳健性不足, 在旋转惯性载荷的作用下, 转子连接界面状态发生失稳 (见图11), 引起转子不平衡量重新分布, 造成转子基频振动突然改变^[16]。

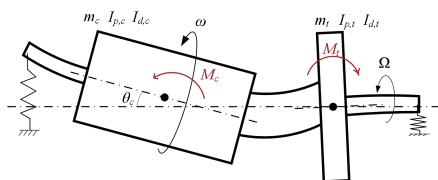


图 11 转子连接发生失稳示意^[14]
Fig.11 Schematic diagram of rotor connection instability^[14]

3) 高低压转子振动耦合频率: 高低压转子交互激励使转子发生非协调涡动, 产生耦合频率^{[17][18]}。

4) 中介轴承调制频率: 由于高低压转子变形、装配公差等因素, 中介支点工作过程中内外圈存在松动或偏斜问题 (见图12), 导致轴承保持架转速与转子基频产生调制频率^[19]。

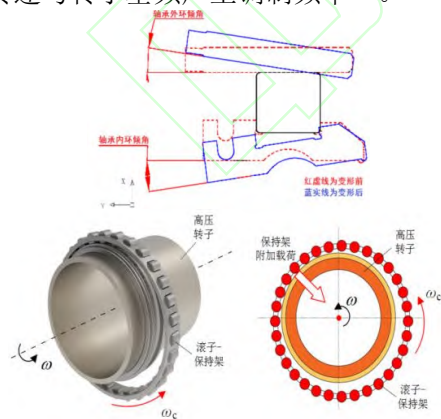


图 12 外圈支承结构松动对中介支点运动状态影响^[14]
Fig.12 The influence of loose outer ring support structure on the motion state of intermediate bearings^[14]

2.2 多界面连接转子及支承结构稳健设计技术

采用基于连接界面变形协调性和应变能分布

的高速转子弯曲变形控制设计技术^[20], 通过对连接和支承界面损伤机理研究^{[21][22]}, 创新设计反“C”型多层转子连接结构, 提升法兰边变形协调能力, 提高转子连接稳健性, 解决发动机在物理转速稳定状态基频振动突升突降问题 (见图13); 创新设计中介轴承与支承结构松动的轴承外圈与低涡轴支承结构一体化结构等支点支承结构, 避免工作状态下出现支承松动和中介支点内外环倾斜等问题, 有效抑制中介轴承调制频率。

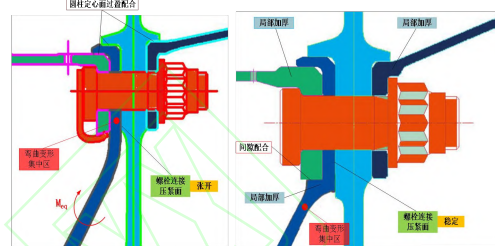


图 13 加强连接结构抗弯刚度^[14]
Fig.13 Strengthen the bending stiffness of the connecting structure^[14]

2.3 高转速高负荷转子系统结构状态装配控制技术

通过对整机结构特征、转子运动状态和旋转惯性动态相互作用的力学过程进行系统研究, 提出基于转子不平衡、整机同轴度和连接结构接触状态综合控制的整机结构状态控制方法, 构建以保证初始不平衡量为核心的高速转子平衡品质控制方法, 及以需求为牵引的整机同轴度正向控制体系。在此基础上, 建立转子平衡和静子同轴度的设计-加工-装配-试验-检查等综合控制技术, 实现低速动平衡条件下的转子系统全转速范围内动力响应可控。

1) 针对大长径比和小长径比转子, 制定初始不平衡量控制标准, 通过初始不平衡量+同轴度双参数综合控制, 有效控制转子惯性主轴偏斜, 实现了低速动平衡条件下的转子系统全转速范围内动力响应可控^[23]。

2) 采用静子部件模拟整机装配约束的限位状态同轴度检测控制, 和整机静子支点同轴度检测分层级控制方法, 有效解决支点不同心带来的轴承内外环偏斜问题^[24]。

2.4 振动特征变化与构件损伤失效监视和预判技术

在完成整机典型振动特征产生力学过程分析基础上, 结合对整机振动数据和零组件分解损伤

情况的关联分析,建立振动特征变化与构件损伤失效的监视与预判方法(见图14),可进一步加深对转子动力学特性变化规律和损伤失效力学过程的系统认识,实现对异常振动问题的快速定位,以及转子工作状态异常变化的提前准确判断。



图 14 振动特征变化与构件损伤监视预判方法

Fig.14 Monitoring and prediction methods for changes in vibration characteristics and component damage

2.5 小结

通过转子结构系统稳健性技术研究和应用,提升了对转子结构系统力学特性非连续性、转子运动状态变化及其影响的认识,该技术可应用于航空发动机高速复杂转子系统的结构与动力学设计,提高转子结构系统力学特性稳健性,有效抑制整机振动。

3 全权限数字控制技术

为支撑先进战机综合作战效能的发挥,要求航空发动机具备高操控性、高可靠性、高维护性、高安全性。强大的控制能力可以快速且精准地调节发动机工作状态,保证其在全生命周期及全飞行包线范围内稳定、高效工作;高可靠性及高维护性设计可减少维护工作量和成本,使战机具备高出勤率和低使用成本;智能容错控制能力可自动实时检测并处置飞行过程中出现的异常,保障飞行安全、提升任务完成率。

上述能力的实现均依赖于可靠、高效的控制系统。全权限数字控制技术自上世纪70年代中期出现以来,由于其操作无约束、可自我保护、重量轻、体积小等一系列优点,迅速取代传统机械液压控制,成为先进航空发动机的典型特征。依托数字电子技术,综合运用高安全性、可靠性、维护性数控系统技术,成附件高可靠性设计技术,机载自适应模型控制技术^[25],全面提升航空发动机的综合能力,是先进航空发动机研制的必由之路。

3.1 高安全性、可靠性、维护性数控系统技术

3.1.1 双通道热并行技术

随着先进航空发动机控制回路数量不断增加、执行机构性能不断提升以及任务可靠性要求

提升,国内外FADEC系统均经历了使用机械液压控制装置作为备份系统^[26]、无机械液压备份的双通道架构、无机械液压备份的双通道热并行架构的发展历程。双通道热并行架构的两个通道以热并行工作方式同时参与控制,出现故障后仅故障回路退出控制,正常回路仍保持热并行工作,可实现硬件资源的多重交叉重构,使系统始终保持最大程度的控制能力。同时控制通道的“硬切换”变为“软切换”,大大降低了执行机构回路切换扰动量^[27]。

双通道热并行架构采用独立双通道余度配置设计(见图15),保证每个控制回路从传感器、电子控制器到执行机构均具有完整的双余度配置,同时双通道之间具备同步和高可靠高速率的通讯能力,可实时交互控制信息以实现部件资源的合理配置。

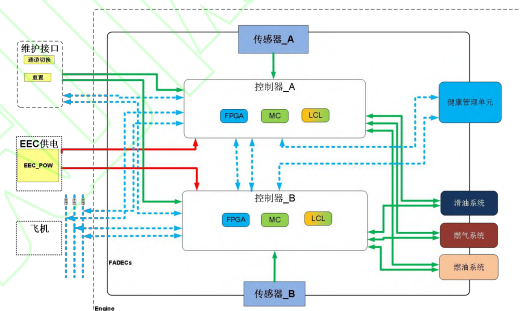


图 15 双通道控制架构图

Fig.15 Dual channel control architecture diagram

以双通道高可靠硬同步、高精度故障检测方法等技术为基础的输出重构故障自适应技术是双通道热并行架构的核心。针对双余度电液伺服阀控制回路,每个通道对电液伺服阀均具有控制权,正常情况下每个通道对电液伺服阀各输出一半控制电流。根据高精度故障检测信息以及控制回路实时状态信息,判定故障通道输出主动下线,非故障通道无延迟接管全部控制权限,实现控制回路级切换和重构,从而使控制系统具备极高的容错能力。

3.1.2 泵备份技术

先进航空发动机燃油泵具有高增压、大流量、高介质温度等特点,在工作过程中容易由于污染、磨损等原因导致燃油泵增压能力失效,使控制系统丧失燃油计量、导叶和喷口执行机构位置控制功能,导致发动机推力降级甚至停车。

泵备份技术是将燃油计量、作动筒驱动等不

同用途的燃油泵组合使用, 单个燃油泵失效后借助其他泵的增压能力完全或部分实现原有的控制功能, 从而大幅提升系统安全性。典型泵备份技术包括串联方案和并联方案, 具体特征如下:

1) 串联方案, 正常情况下发动机燃油由多个燃油泵逐级增压, 各控制回路按需提取相应压力的燃油使用, 单个燃油泵丧失增压能力后通过控制策略提升其他燃油泵的增压能力来弥补。

2) 并联方案, 正常情况下发动机燃油由不同燃油泵独立增压, 供对应的控制回路使用, 单个燃油泵丧失增压能力后通过切换活门改变燃油系统的通路, 使故障燃油泵对应的控制回路获得正常燃油泵的高压油, 维持正常控制。

3.1.3 智能容错控制技术

受空间、重量、成本等限制, FADEC 系统可用传感器资源有限, 因此基于模型的智能容错控制方法是提高安全性的研究热点^{[28][29]}。在发动机和控制系统两个层级均可开展基于模型的容错控制技术研究应用。通过构建并实时运行发动机和控制系统高精度全工况模型, 计算获取发动机温度、压力、转速或控制系统的压力、流量、位移等信号, 并将其用于传感器、执行机构或发动机自身故障诊断, 当传感器信号不可用时, 还可使用模型估计值参与控制, 维持发动机状态不降级, 从而极大提升了发动机运行过程中的安全性。基于发动机模型和控制系统模型的故障诊断原理见图 16 和图 17。

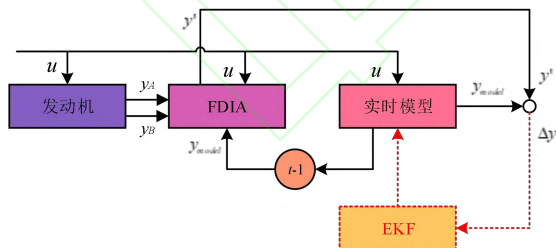


图 16 基于发动机模型的故障诊断原理图
Fig.16 Schematic diagram of fault diagnosis based on engine model

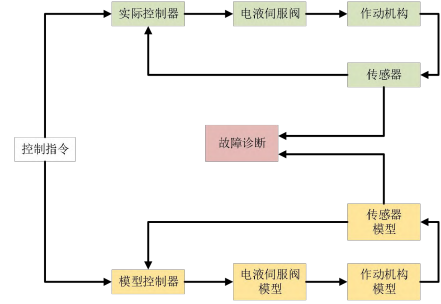


图 17 基于控制系统模型的故障诊断原理图
Fig.17 Schematic diagram of fault diagnosis based on control system model

3.2 成附件高可靠性设计技术

航空发动机控制系统附件不仅承受发动机运行带来的高温、振动等负荷, 也面临着使用环境引起的低温、过载、腐蚀等不利影响, 这对成附件可靠设计带来很大的挑战。燃油泵的构件耐磨能力、燃油调节装置的抗污染能力和传感器的环境适应性等因素是影响成附件可靠性的主要方面, 提高成附件高可靠性设计技术, 是控制系统关键件的可靠性得以提升的关键。

3.2.1 燃油泵耐磨抗疲劳设计技术

航空发动机燃油泵主要包括齿轮泵、离心泵、柱塞泵等类型。以柱塞泵为例, 其通过滑靴的往复运动对低压燃油进行加压以达到所需的压力, 斜盘则用于控制泵的输出压力, 工作过程中两者始终高速摩擦, 极易出现磨损、掉块甚至断轴等故障。通过表面处理工艺可显著提升斜盘的耐磨性, 典型技术包括: 采用低摩擦系数和强防腐能力的类金刚石 (Diamond Like Carbon, DLC) 涂层 (柱塞式燃油泵斜盘 DLC 涂层见图 18), 降低机械磨损和氧化腐蚀; 镀银前预镀镍, 隔绝基体金属中可能存在的硫、氧等元素, 减少对银镀层的负面影响; 通过表面喷丸提高抗疲劳能力, 保证产品稳定性。

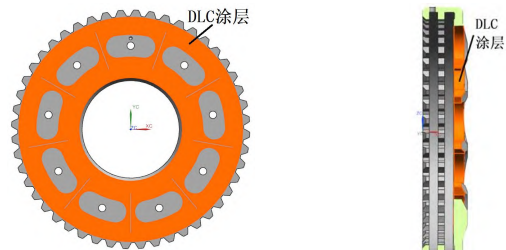


图 18 柱塞式燃油泵斜盘 DLC 涂层示意图
Fig.18 Schematic diagram of DLC coating on inclined plate of plunger fuel pump

3.2.2 燃油调节装置多余度耐污染设计技术

航空发动机燃油计量、风扇/压气机可调导

向叶片等复杂机构控制依赖于可靠的调节装置。调节装置中电液伺服阀和高精度执行活门耐污染能力不强,在长期工作中经常出现因燃油污染导致调节机构失效的故障。为提升调节装置的可靠性,一方面对于关键控制回路采用双电液伺服阀加转换电磁阀架构,配合余度管理、在线检测和处置等技术提升系统整体可靠性;另一方面在燃油流路中设置多个不同精度和功能的油滤器(见图19)按照一定顺序串联在燃油流动路径上,针对污染失效机理导致的污染物分布形成有效的多级过滤,能够有效去除燃油中的杂质、颗粒,提高燃油的纯净度,提升燃油系统耐污染能力和工作可靠性。

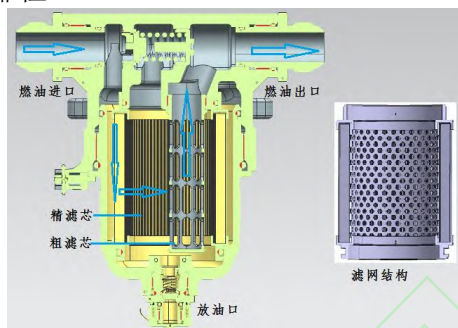


图 19 燃油流路油滤器示意图

Fig.19 Schematic diagram of fuel flow path oil filter

3.2.3 高可靠性传感器设计技术

发动机载传感器采集精度和响应速度要求高、重量和安装约束大,导致其结构愈发精密,相应的对温度、压力、振动等环境载荷也更加敏感,其高可靠性设计面临更大挑战。对于压力传感器,采用带隔离膜片充油封装的压力敏感元件能够防止流体对元件的腐蚀和损坏,同时具有良好的压力传递介质流动性和稳定性,可确保压力信号准确传递;对于温度传感器,钎装铂电阻精密封装设计可提升传感器在复杂工况下的可靠性,避免铂电阻元件在振动或冲击下发生位移或损坏,提高封装体密封性能,防止外界气/液渗入影响测量准确性。

3.3 机载自适应模型控制技术

3.3.1 建模技术

当前高性能航空发动机为典型的多约束强非线性系统,尽管在过去的工程实践中,单回路PID控制算法已经证明可以保持发动机平稳运行,但为保证发动机安全性,设计的控制计划一般偏保守,难以最大限度的发挥发动机的性能。

基于机载模型的控制和诊断技术可充分发动机的性能,其基本思路是基于机载模型针对特定目标(如最大推力或最小耗油率)实时优化发动机控制计划,以挖掘发动机的潜力。机载模型能实时表征并修正发动机性能,其主要优势包括:

1) 增加一个软余度,可在发动机测量信号故障时进行备份,实现高容错控制;

2) 自适应发动机性能衰减、外物损伤、个体差异等因素对性能的影响,实现单台份性能最优控制;

3) 实现全包线发动机性能参数实时准确计算并参与控制,是飞发一体化性能寻优控制、直接推力控制、稳定裕度管理、寿命扩展控制等先进控制的基础。

机载自适应实时模型(Self Tuning On-board Real-time Model, STORM)技术已在发动机控制中得到应用^[30],其技术原理见图20。该技术基于设计参数构建发动机模型,当发动机由于外来物撞击、积垢、热疲劳损伤等原因出现性能蜕化时,通过发动机模型估计值与传感器真实测量值的残差实时修正部件性能参数,进而使模型与发动机实际特性保持一致^[31]。

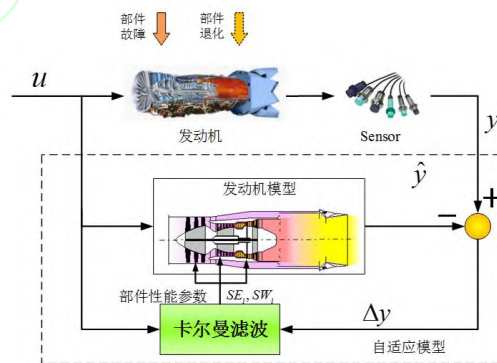


图 20 STORM 技术原理示意图

Fig.20 Schematic diagram of STORM technology principle
在工程实践中,机载模型的使用仍存在以下难点:

1) 模型精度不高,目前研究主要针对单一飞行条件或单一状态下的模型进行优化计算,但实际上发动机飞行包线范围宽,且发动机不同状态下的特性差异也比较大,模型精度难以保证;

2) 计算资源占用大,限于当前机载控制器计算能力,实时优化将耗费大量机载算力和存储容量,挤占正常控制计算的资源。

3.3.2 基于机载模型的控制技术

受限于计算资源和实时性要求, 基于机载模型的控制技术目前主要采用离线计算的方式, 使用精确的部件级模型结合飞机的不同场景需求完成发动机控制计划的优化和设计。该设计方式可规避当前发动机机载模型精确度偏低、计算量大等缺陷, 根据具体飞行任务为飞机提供不同工作模式下的推进系统控制方式, 从而提升飞机的任务多样性和可扩展性。典型场景包括:

- 1) 最大推力模式, 为加速、爬升等提供最大的有效推力;
- 2) 最小油耗模式, 降低飞机巡航时的耗油率, 延长飞机的航时及航程;
- 3) 隐身模式, 通过提供较小的喷口面积和较低的排气温度, 降低飞机的隐身特性;
- 4) 寿命延长模式, 通过降低涡轮等高温部件的温度, 提升高温部件的寿命。

在发动机控制模式切换(见图21)过程中, 为了保证发动机平稳工作, 还需要设计平滑过渡策略, 保证发动机切换过程中工作稳定。

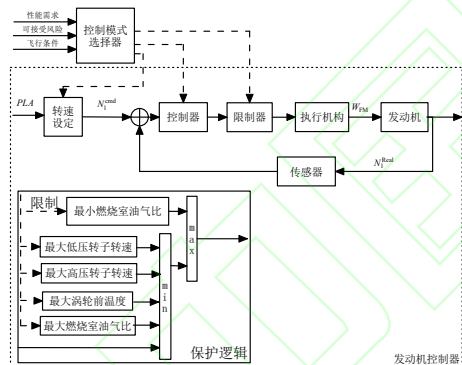


图 21 发动机控制模式切换示意图

Fig.21 Schematic diagram of engine control mode switching

3.4 小结

全权限数字控制技术研究及应用, 支撑了发动机性能发挥的同时也保证了安全可靠工作。后续需进一步提高机载自适应模型控制技术成熟度, 加强直接推力控制、稳定裕度管理、基于单台性能精准识别的控制/诊断一体化等技术研究, 实现面向发动机使用服役全生命周期、全场景的智能自适应控制。

4 飞发综合热管理技术

随着先进战机电子设备的数量和功率的不断增加, 飞机内部产生的大量热量需要向外散热, 传统的飞机空气循环制冷系统无法满足电子设备

发热量增长的需要, 需要发动机燃油系统为其带走更多热量^[32]; 同时, 为保证战机隐身能力, 限制了飞机表面的维护口盖数量和面积, 减少了冲压空气的进气量, 这使得飞机必须选择燃油作为主要热沉介质进行散热, 从而导致飞机供发动机燃油进口最高温度提升, 大大增加了发动机在高温燃油环境可靠工作的难度。

基于此, 需要开展飞发综合热管理技术研究, 利用燃油作为热沉, 在飞机高速飞行、发动机燃油消耗量大时, 吸收飞机和发动机相关系统产生的热量; 在飞机低速飞行、发动机燃油消耗量小时, 将承载多余热量的燃油返回飞机油箱, 防止发动机燃油温度过高^[33]。为提高飞发综合热管理系统散热能力和工作可靠性, 需要开展燃油系统耐介质高温能力和滑油高效散热技术研究, 并结合仿真分析^[34]优化飞发综合热管理系统工作潜能, 支撑战机具备配置和使用更多电子设备的能力。

4.1 高精度热管理飞发联合仿真技术

先进战机飞行包线宽, 实现不同任务剖面、不同工况下飞机和发动机最优散热匹配, 必须突破高精度热管理飞发联合仿真技术(飞发综合热管理传热和散热路径见图22)。典型的飞发综合热管理仿真模型^[35]包括发动机主机(风扇、压气机、燃烧室、涡轮等)、燃油系统(燃油泵、调节器等)、滑油系统(轴承腔、滑油箱、滑油泵、散热器等)的传热模型, 发动机热管理控制模型, 以及飞机环控、液压、燃油等系统的传热模型。发动机主机模型以飞行高度、速度、发动机转速等参数为输入, 计算发动机性能参数和截面参数, 作为燃油系统和滑油系统模型的输入, 燃油系统和滑油系统模型根据发动机参数, 计算系统温度、压力、流量等参数; 热管理控制系统模型根据燃油温度、滑油温度限制值, 计算向飞机回油流量等参数, 作为飞机环控、液压、燃油等系统传热模型的输入。

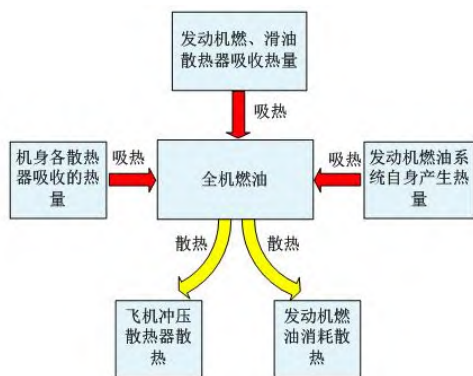


图 22 飞发综合热管理传热和散热路径

Fig.22 Heat transfer and dissipation pathways of aircraft and engine integrated thermal management system

通过综合热管理仿真模型，可以开展飞发综合热管理系统优化设计^[36]：包括实现不同发动机燃滑油换热布局方案的快速分析评估，优化综合热管理系统架构设计，提高系统散热效率；开展不同流量燃油泵对热管理系统内耗散影响分析，在保证燃油系统、滑油系统限制值的前提下，优化燃油进口到散热器前的温升，提高燃油冷却效率，从而减少向飞机回油流量。

4.2 燃油附件耐高温技术

燃油附件耐高温能力是热管理的关键因素之一，随着先进发动机进口燃油温度的提升，要求先进航空发动机燃油附件一般应具备在160℃以上燃油温度条件下可靠工作的能力，需要针对发动机燃油泵、伺服泵、燃油调节器、电液伺服阀等重要附件开展耐高温设计技术研究。

1) 燃油泵高温密封可靠性设计技术：目前航空发动机控制系统中常用齿轮泵作为燃油泵（典型齿轮泵结构见图23），通过采用橡胶密封的结构来避免燃油从滑动轴承部位泄漏出去，但橡胶密封件在高温环境影响下容易老化，导致密封失效，需采用偏心环动静压补偿式滑动轴承以取消橡胶密封，提升燃油泵内部轴承油膜支撑能力和密封效果，提高齿轮泵的耐高温能力。

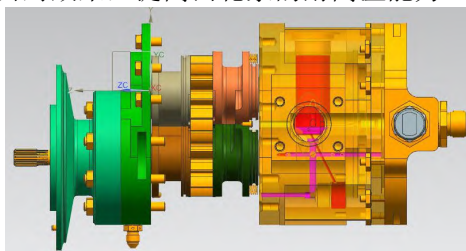


图 23 典型齿轮泵示意图

Fig.23 Typical gear pump schematic diagram

2) 离心式燃油泵叶轮抗汽蚀能力提升技

术：燃油温度升高还会使燃油饱和蒸汽压也随之上升，易对用于增压的离心泵叶轮和附件内部流道产生汽蚀破坏，使燃油泵产生振动和噪声，降低燃油泵的性能，需要综合优化离心泵叶轮进口直径和宽度、叶片数量和进口冲角等结构参数，提升燃油泵进口填充能力，改善汽化工况，避免高温介质条件下燃油的饱和蒸汽压上升。

3) 大流量电动燃油泵（见图24）技术：燃油温度升高要求必须降低燃油泵等附件自身功率损耗生热。随着发动机性能不断提升，发动机燃油流量的变化范围更大，齿轮泵作为燃油泵虽能满足发动机最大燃油供油量的要求，但其为定量泵，在高转速小流量状态下大量回油产生的热量会使燃油系统温度迅速升高，导致在高转速小流量状态下的功率损耗严重。采用电机直驱燃油泵可有效解决这一问题，通过电机转速调节可实现燃油增压与计量，并将发动机转速与泵转速解耦，大幅度降低机械式燃油泵长时工作带来的系统高发热量，降低各工况点提取功率，实现燃油流量按需供给。

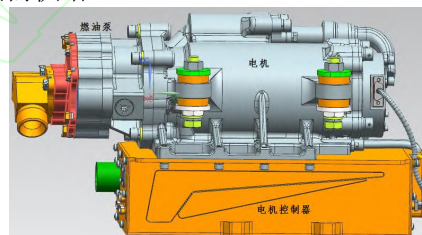


图 24 大流量电动燃油泵示意图

Fig.24 Schematic diagram of high flow electric fuel pump

4) 柱塞泵摩擦副耐高温设计技术：针对高温介质条件下燃油粘度降低，伺服柱塞泵、燃油调节器等附件摩擦副易发生磨损，需开展柱塞泵摩擦副降载设计、耐高温涂层优化研究，降低摩擦副高温介质条件下的摩擦系数；优化燃油调节器活门偶件设计及间隙泄露控制，根据活门在高温介质条件下热变形情况匹配设计密封结构，并综合考虑活门与衬套、衬套与壳体的间隙，结合活门与衬套之间使用密封圈等进行动密封，实现各油路间密封设计，减少活门偶件磨损情况和间隙泄漏量。

5) 电液伺服阀抗“温漂”能力提升技术：燃油温度升高还会影响电液伺服阀等附件的可靠性，电液伺服阀作为航空发动机控制系统中关键的电液转换装置，其可靠性直接影响控制性能，

目前的电液伺服阀在介质温度 140°C 以上易产生性能漂移,影响控制品质,可能导致发动机运行可靠性降低,需建模仿真优化电液伺服阀内部流道(电液伺服阀介质流场模型见图25),降低高温聚集部位温度;同时辅以电磁线圈磁通量高温补偿技术,通过控制系统中燃油温度传感器感知燃油介质温度,设计温度补偿算法增加控制电流,以提升电磁线圈的磁通量,保证电液伺服阀在高温下的控制性能。

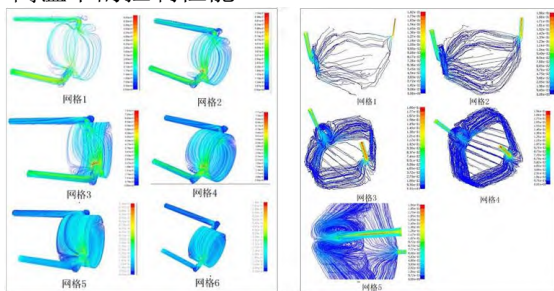


图 25 电液伺服阀介质流场模型

Fig.25 Flow field model of medium in electro-hydraulic servo valve

4.3 高换热效率燃滑油散热器技术

发动机燃油进口温度提高使滑油系统的散热变得更加困难,滑油温度随之升高,会导致滑油结焦和裂解速度逐步加快,同时滑油长时间在高温区域工作会使油品粘度下降速度和酸值增加速度加快,导致滑油润滑性能快速下降。此外,更高的滑油供油温度会使润滑油油膜厚度减小、承载能力下降,增加齿轮擦伤和胶合、轴承工作面划伤并产生初始缺陷的风险,影响齿轮和轴承的寿命和可靠性。因此,为适应燃油进口温度的提高,需要研究更高效的燃滑油散热器(典型燃滑油散热器见图26),提高换热效率,确保滑油系统在高温条件下的工作可靠性。

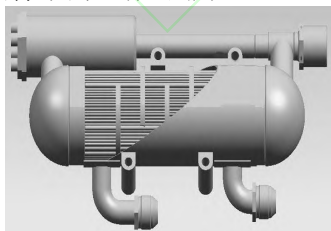


图 26 燃滑油散热器

Fig.26 Fuel oil radiator

针对航空发动机管壳式燃滑油散热器结构紧凑、换热面积密度大和扰流坑传热管型的结构特点,开展了壳管式典型散热器换热及流阻性能高精度仿真及修正方法研究,通过优化散热器燃油

侧和滑油侧流程及整体结构,实现高换热效率结构优化设计,仿真结果表明优化散热器的多工况散热区单位散热量提升可达20%以上,仿真误差小于5%(见图27)。

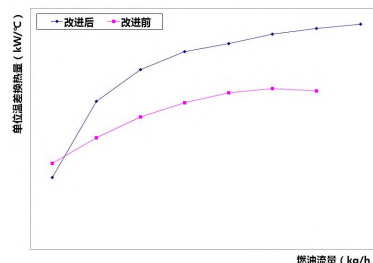


图 27 管壳式燃滑油散热器优化设计结果

Fig.27 Optimization Design Results of Shell and Tube Fuel Oil Radiators

研究新式高换热效率燃滑油散热器也是提高换热效率的新途径^[37],如板式换热器,采用隔板作为一次传热面,翅片作为扩展的二次传热面,可大幅增加换热面积,同时翅片对流体的扰动使边界层不断破裂,可有效提高换热系数;如微通道式换热器(见图28),采用微小通道增加换热面积,且由于其微小的通道尺寸,流体在通道中的流动状态多为层流,有助于提高换热效率,此外,通过在微通道壁面上引入凹坑等结构设计,也可有效提高换热能力。

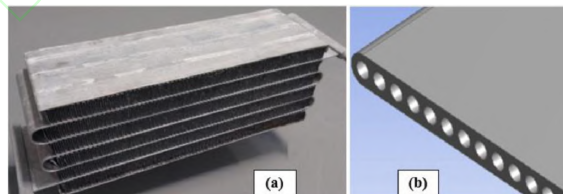


图 28 微通道式换热器

Fig.28 Microchannel heat exchanger

4.4 小结

通过飞发综合热管理技术研究和应用,可形成飞发综合热管理联合仿真、燃油附件耐高温设计、高换热效率管壳式燃滑油散热器设计能力。针对飞机燃油温度不断提高的需求,还需要加强大流量电动燃油泵技术研究,提高电机功率密度、结构集成度,降低电功率需求和重量,提升电机和泵的总效率;并进一步开展新构型高效燃滑油散热器技术研究,提高换热效率。

5 健康管理技术

先进航空发动机研制和使用总是伴随着故障的发生、排除、再发生与再排除的过程。健康管理技术是提高先进航空发动机安全性、可靠性与

维护性的重要途径，也是发动机从定期维护向视情维护转变的基础^[38]。气路、振动和滑油系统故障诊断可为早期发动机结构故障预警和视情维护的实现提供支撑，是航空发动机健康管理诊断和管理的核心技术；寿命管理技术能实现发动机关键部件消耗寿命的准确计算和剩余使用寿命控制，在保证发动机可靠性的同时，提高经济性和维护性。

5.1 气路故障诊断技术

航空发动机气路部件（主要包括压气机和涡轮叶片等关键气路部件）直接暴露于高温、高压气体等严苛的服役环境中，存在外物打伤、污物附着、高温烧蚀和磨损侵蚀等气路故障^[39]。根据数据统计显示，与气路故障相关的维护时间在发动机实际使用总维护时间占比可达30%~50%，传统的计划性维护策略，如目视巡检、孔探检查以及新兴的机器视觉检查等，耗费大量维修时间用于寻找大概率并不存在的故障。

气路故障诊断方法（见图29）是解决上述问题的重要手段，一方面采用先进测试技术实现故障预警，如通过叶尖间隙传感器监测叶尖间隙变化、防止叶片与机匣严重摩擦损伤，以及通过声学信号的测量和分析对压缩部件流动稳定性进行实时监测及预警等；一方面通过监测发动机转速、温度和压力等气路状态参数变化，解析压气机和涡轮等关键部件特性参数退化情况，为早期发动机气路部件故障预警和视情维护的实现提供支撑，防止故障扩展导致灾难后果，有效降低维护时间成本和经济成本。

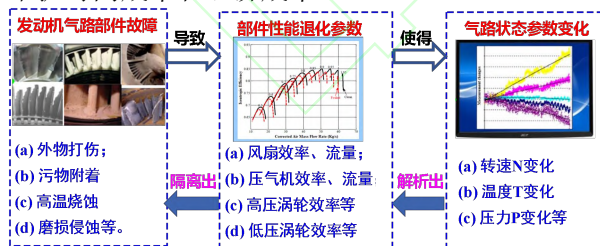


图 29 发动机气路故障诊断方法基本思路

Fig.29 Basic ideas for diagnosing engine air circuit faults

基于模型与数据驱动融合的气路故障诊断方法（见图30）是提高气路故障诊断精度的一种有效技术途径^[40]，通过发动机运行状态参数变化与故障信息的关联性提升、发动机性能退化参数解析的准确性提升和不确定性因素时故障诊断结果的鲁棒性提升，并结合模型基故障仿真数据、真实故障/正常数据等，可实现气路故障诊断方法

精度的快速迭代优化^[41]。

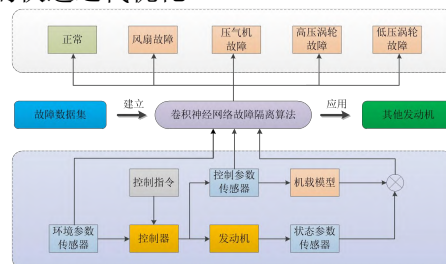


图 30 模型与数据融合的气路故障诊断方法架构

Fig.30 Architecture of gas path fault diagnosis method based on model and data fusion

5.2 振动故障诊断技术

发动机振动信号中包含的幅值、频率、相位、模态等信息，能够直接反映转动、传动系统的工作状态，据统计发动机70%以上的机械故障可通过振动形式表现出来。振动故障诊断技术是转动和传动部件故障检测与诊断最可靠、最灵敏的技术手段。

发动机振动故障诊断技术可通过在线实时监测和离线故障诊断来实现。在线实时监测依托机载振动采集系统，一般采用转速跟踪的方法，实时提取高、低转子转动频率的振动幅值，同时根据发动机振动特性，实时提取发动机异常状态下的特征频率对应的振动幅值。在地面试车中累积发动机整机振动测量数据，通过统计分析故障发动机振动数据，建立不同结构损伤与振动特征频率的关联规律，设置振动基频幅值和特征频率的监控要求，在发动机飞行中对转子工作情况进行安全监视。离线故障诊断主要采用信号处理和智能分类算法，实现发动机结构故障诊断及早期预警。航空发动机振动测点少、传递路径复杂，且振动信号复杂多变、多源激励耦合，加之强背景噪声干扰，经典信号分析方法往往无法从机匣测点信号中“见微知著”，针对以上问题，基于稀疏优化理论提出了脊感知加权稀疏时频表示方法，对信号时频脊线处与其他位置的系数分别设置不同的权重值，从而针对性强化信号脊线结构，形成振动特征参数，然后通过计算被评估发动机振动特征参数序列与标准状态参数序列、故障状态参数序列之间的灰色关联度，评价发动机实际状态相对标准或故障状态的近似程度，从而实现对航空发动机整机振动状态的评价（轴承故障前、后振动信号时频分析结果见图31）。

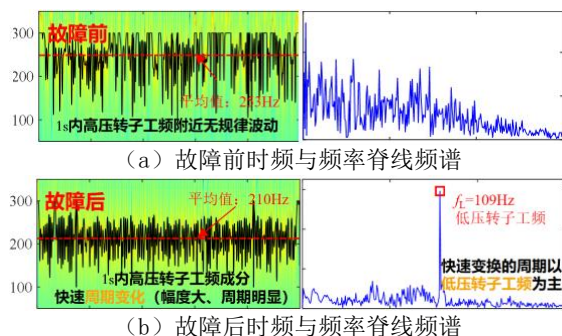


图 31 轴承故障前、后振动信号时频分析结果
Fig.31 Time frequency analysis results of vibration signals before and after bearing failure

5.3 滑油系统故障诊断技术

滑油系统（见图32）是发动机重要的子系统，工作条件苛刻，一旦发生故障，可能造成内部结构严重损坏，危及飞行安全。因此，健康管理系统需具备滑油系统故障诊断功能，及时监控滑油系统工作参数的变化，实现多参数润滑系统失效模式诊断，并提前预判故障。

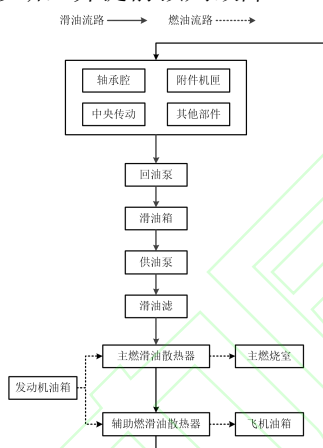


图 32 滑油系统示意图^[42]

Fig.32 Schematic diagram of lubricating oil system^[42]

滑油系统故障诊断主要基于滑油金属屑末、滑油供回油温度和温升、滑油压力和滑油消耗量等参数，通过在线和离线监控滑油系统参数，分析判断参数异常变化与传动润滑构件异常工作状态的关联关系，结合构件典型故障特点研究分析和预测早期失效模式并做出维护检查提示，降低发生严重危害事件的概率。

基于多参数的滑油系统失效模式诊断方法是提高滑油系统故障诊断准确性的有效技术途径。滑油系统失效特征会通过不同参数表现出来（滑油系统主要监控参数见图33），如异常磨损碎屑可通过滑油金属末信号器中碎屑异常累积而测试出来^[43]，也可以通过在线屑末传感器监控的滑油

在线颗粒（不同粒径的铁磁和非铁磁颗粒）大幅增加而表现出来^[44]；轴承、齿轮在失效前期会表现出相应振动测点的振动特征异常及滑油温度的异常升高^[45]；密封构件的失效还会表现出腔压的异常变化。通过研究轴承、齿轮和密封等关键构件的失效机理，获得不同失效模式下滑油金属屑末、滑油回油温度、滑油箱油位、滑油消耗量、滑油光谱、振动信号等参数的变化规律，确定关键构件不同失效模式的监控特征，可有效提高滑油系统故障诊断的准确性。

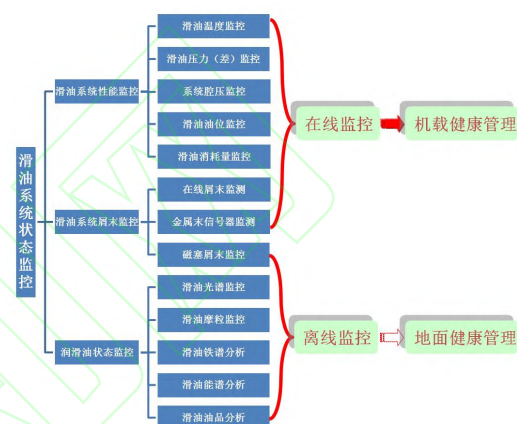


图 33 滑油系统主要监控参数

Fig.33 Main monitoring parameters of the lubricating oil system

5.4 寿命管理技术

传统意义上的发动机寿命监控对象主要为发动机整机，容易导致关键件的使用寿命不能充分利用，同时发动机寿命损伤情况以往是以预先定义的转速循环、燃气温度区间等反映发动机功率状态的载荷信息来统计和折算，这种做法未考虑大量损伤较小的转速循环对寿命损伤的影响^{[46][47]}。

针对先进航空发动机限寿件监控需求，开展了关键件主要载荷成分识别与分析技术，发动机热端关键件热交换边界条件参数计算技术、稳态/瞬态条件下热端关键件温度场、热应力及总应力快速计算技术研究，基于实际监测参数，通过对关键数据（局部温度、应力等）的拟合，得出满足一定精度的应力谱，用于寿命消耗分析，以解决飞行参数信息有限的条件下使用寿命快速计算的问题，在保证使用安全的前提下，使关键件的使用寿命得以充分、合理的利用，关键件使用快速计算结果与三维数值仿真结果相比，温度误差不大于30K，应力误差不大于5%。寿命损伤监测

系统结构见图34。

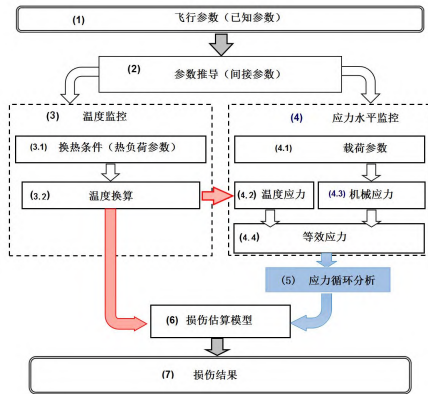


图 34 寿命损伤监测系统结构

Fig.34 Structure of Life Damage Monitoring System

5.5 小结

通过健康管理技术研究和应用，形成在线监测结合离线地面分析的航空发动机健康管理能力，可提高发动机工作可靠性和安全性。为进一步提升和完善航空发动机健康管理能力，还需重点开展大数据分析和挖掘，建立完备的气路、振动、滑油系统等故障模式，降低虚警率，并结合先进传感器技术研究，完善故障诊断措施。

6 推力矢量技术

先进战机要求发动机除具有较高的推重比等基本性能外，还要求发动机通过其控制系统改变推力方向，辅助飞机执行过失速机动、较短距离起降。实现推力矢量的核心关键是发动机采用矢量喷管（见图35），实现变换推力方向的功能^{[48][49]}。矢量喷管通常包括轴对称矢量喷管和二元矢量喷管两种主要构型，其关键技术主要包括复杂空间多自由度运动机构设计技术、高热负荷下全环冷却热防护设计技术、出口面积可调的矢量喷管控制规律设计技术。本文以轴对称矢量喷管为例，阐述相关关键技术。



图 35 俄罗斯 RD-133 发动机矢量喷管

Fig.35 Vector nozzle of Russian RD-133 engine

6.1 复杂空间多自由度运动机构设计技术

由于飞机需求存在很大差异，世界各国研制的航空发动机矢量喷管的结构形式和运动原理不尽相同，导致采用的运动机构形式也存在很大差

异。轴对称矢量喷管的设计指标要求高，需要的喉道面积调节范围和出口面积调节范围宽广、要求的矢量偏转角度大，同时需要实现良好的飞机气动型面和隐身能力，对喷管运动机构设计提出了很高的要求。

矢量喷管工作在高温高压环境中，运动机构（见图36）自由度多、所处空间复杂多，其组成主要包括：矢量调节环定心机构、收敛段同步机构、外调节片运动机构和密封片协动机构等。其中，矢量调节环定心机构（见图37）直接关系到喷管扩张段收扩和矢量偏转功能的实现；收敛段同步机构不但需要满足在常规收扩状态气动载荷作用下平稳运动，同时需要考虑矢量偏转状态产生的周向不均匀载荷的影响；外调节片运动机构同时满足常规收扩运动的轴向运动和矢量偏转状态产生的周向运动，在矢量偏转时，相邻外调节片边缘径向高度差应尽可能小，以提高对飞机尾部气流的整流效果，另外，外调节片运动机构还需要采用锯齿修形等隐身设计措施；密封片协动机构直接关系到喷管密封效果，喷管在偏转时，内流路扩张段相邻调节片边缘径向存在高度差，密封片协动机构是保证密封片在任何状态下均能基本处于两个相邻调节片中间位置并紧密搭接，以便有良好的密封性能的关键所在。

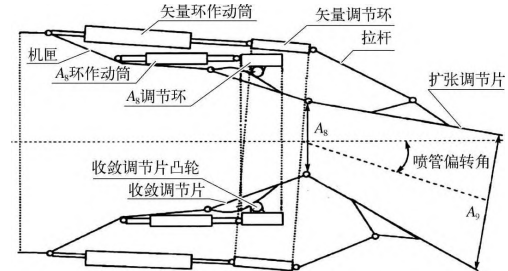
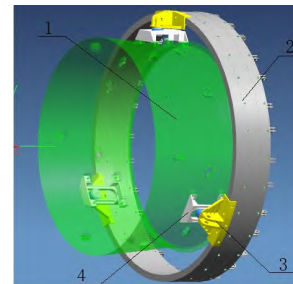


图 36 轴对称矢量喷管运动机构示意图^[50]

Fig.36 Schematic diagram of axisymmetric vector nozzle motion mechanism^[50]



1-加力筒体；2-矢量调节环；3-球头座；4-轨道
图 37 矢量调节环定心机构示意图

Fig.37 Schematic diagram of vector adjustment ring centering mechanism

6.2 高热负荷下全环冷却热防护设计技术

矢量喷管部件热负荷高,内流道构件局部温度易超出材料许用温度导致出现烧蚀或裂纹故障,直接影响喷管结构可靠性和寿命。为降低热负荷影响,国内外典型航空发动机喷管均采用在收敛段内侧增加隔热屏、扩张段内壁面涂敷热障涂层和限制工作温度等措施:在收敛段调节片内侧增加隔热屏形成开放式冷却,能有效降低调节片的热负荷,但同时内流道密封片热负荷进一步升高,加剧了温度场周向不均匀性;在扩张段内壁面涂敷耐热涂层,降低壁面温度但同时会使重量增加,且涂层长时间工作后易脱落,因此,在收敛段内侧增加隔热屏和扩张段内壁面涂敷热障涂层两项措施基础上,还需要开展喷管全环冷却设计(壁温仿真结果见图38),对隔热屏形状、收敛段冷却通道高度和冷却气流量等结构和气动参数进行综合优化,保证调节片和密封片最高工作温度远低于材料的许用温度,从根本上解决喷管热负荷问题^[51]。

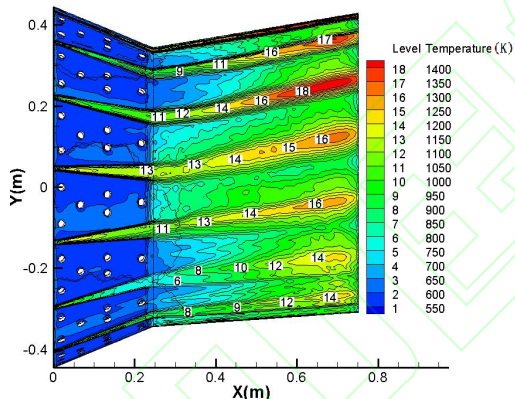


图 38 全环冷却喷管壁温仿真结果示意图

Fig.38 Schematic diagram of wall temperature simulation results for full loop cooling nozzle

6.3 出口面积可调的矢量喷管控制规律设计技术

为实现矢量功能,同时保证各状态推力性能,先进的轴对称矢量喷管采用出口面积主动调节形式,通过机械结构设计实现对喷管喉道面积和出口面积的独立控制,使发动机在不同状态下均可达到高推力系数,但同时增加了发动机控制的一个变量(喷管出口面积),对控制规律提出了更高要求:需要根据喷管喉道直径或喉道面积、涡轮后总压或喷管总压、环境压力、矢量偏转角、方位角等参数实时计算矢量控制和喷管出口面积的伺服调节机构位移量;此外,由于喷管

矢量偏转时喉道位置和流量系数发生变化,导致喷管喉道面积随之变化,为保证发动机工作稳定性,需要根据喷管内流场仿真分析结果建立喷管喉道面积随矢量偏转角度的变化规律,保证高精度控制。

6.4 小结

通过推力矢量技术研究,形成了矢量喷管复杂结构、高效冷却和控制规律等设计能力,可提高先进战机的机动性。未来推力矢量技术将进一步向飞发一体化综合设计发展,以实现推力矢量、后体阻力、隐身性能的综合优化。

7 高隐身技术

随着空战理念的更新迭代,第五代战斗机把低可探测性作为最核心的能力。低可探测性需求的引入和隐身技术的发展极大地改变了作战飞机和发动机的设计理念,F-22战斗机凭借其超强的隐身能力,基本实现了对三代机的降维打击(在某次红旗军演中实现了对三代机的144:1的傲人战绩)。在未来“多兵种联合、多平台协同、多领域制胜”的网络化的联合作战场景下,具备高隐身性能的战机拥有极短的被探测距离,可以更容易穿越敌方防线,出其不意的发动攻击,并且实现安全撤离,极大的提高了战场生存力和战斗力。隐身也将是未来战机和发动机发展中最重要指标之一^[52]。

航空发动机的隐身技术与飞机、导弹等隐身存在根本的区别,其雷达和红外信号主要来自结构复杂、高温的内腔体,必须发展航空发动机独特的隐身技术,常用的隐身措施为:通过遮挡、冷却辐射源,或调整其表面红外发射率,从而减少辐射源的有效辐射能量;通过遮挡、型面修形或者采用吸波材料等措施,减弱或改变雷达波的反射方向,实现雷达隐身能力提升。

航空发动机隐身技术研究重点包括以下五个方面:航空发动机高隐身总体构型设计技术,与进气机匣一体化的吸波导流体技术,与涡轮后机匣一体化的加力燃烧室技术,与飞机后体一体化的异形喷管技术,宽频强隐身材料技术。

7.1 航空发动机高隐身总体构型设计技术

隐身设计必将影响发动机总体设计,仅通过部件局部改进设计,或隐身材料在有限部位的应用,已经无法满足先进战机对发动机高隐身能力

的需求, 必须通过全新的构型设计实现发动机腔体内强雷达和红外信号的有效抑制, 但隐身设计同时会导致发动机流道型面更加复杂、冷却气量需求增大, 从而影响发动机推力、耗油率、重量等核心技术指标。因此必须在发动机方案设计阶段开展性能、结构、隐身综合设计, 才能实现发动机性能和隐身综合优化。

航空发动机的隐身特征与发动机排气系统(低压涡轮、加力燃烧室、喷管)结构形式、气动热力参数(内/外涵温度、压力、流量, 冷却引气的温度、压力、流量等)息息相关。这些参数同时也影响了发动机的推力、耗油率、重量等技术指标。

通过构建发动机设计变量(如风扇压比、压气机总压比、涡轮前温度、加力燃烧室冷却气、喷管冷却引气以及喷管宽高比等)与发动机推力、耗油率、红外辐射特征之间的关系, 一方面可以掌握各设计参数对目标特性的影响规律, 支撑各类特殊场景(如“低油耗模式”、“大推力模式”、“隐身优先模式”等)下的参数控制; 另一方面采用优化算法(神经网络算法、粒子群算法等), 以推力、耗油率、红外特征为目标, 获取各控制参数的最优值^[53]。

7.2 与进气机匣一体化的吸波导流体技术

风扇部件是发动机前向最主要的雷达信号源(风扇雷达成像见图39), 在非隐身飞机中其特征信号相对其他部件高2~3个数量级^[54]。前向隐身除了涂敷雷达吸波涂层外, 另一个重要的措施就是采用吸波导流体结构。吸波导流体结构是指一种由雷达吸波复合材料的导流叶片构成的风扇状的结构部件。吸波材料一般以非金属(环氧树脂、热塑性材料等)为基体, 以碳/石墨纤维及其织物为充填材料的组成结构型复合材料。材料自身能够承受一定载荷, 内部为不规则多孔质结构, 使电磁能转换成热能散发掉。吸波导流体一般放置在进气道内部, 航空发动机进气机匣前端。一般而言, 吸波导流体对于波长介于1~2倍进气道直径的雷达电磁波, 具有较好的吸收处理作用。

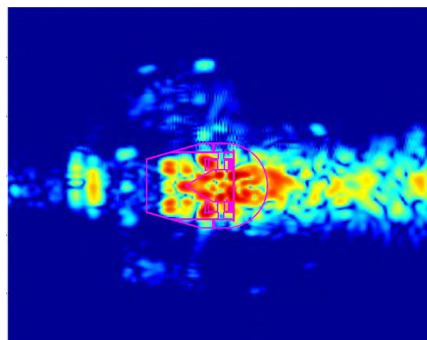


图 39 风扇雷达成像图

Fig.39 Fan radar imaging image

吸波导流体结构在保障一定的气动性能条件下能够实现较高的隐身能力提升(采用吸波导流体前后RCS值对比见图40), 与进气机匣一体化的吸波导流体结构如何实现承载、气动、隐身、防冰、鸟撞等多功能一体化综合能力, 是这一技术工程化应用的关键。

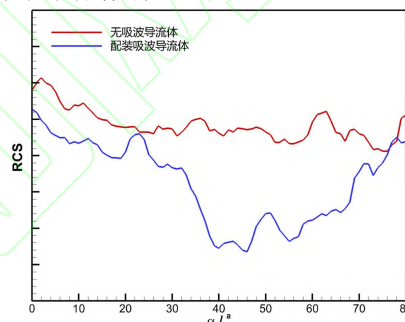


图 40 采用吸波导流体前后 RCS 值对比

Fig.40 Comparison of RCS values before and after using absorbing waveguide fluid

7.3 与涡轮后机匣一体化的加力燃烧室技术

传统的加力燃烧室(见图41)由火焰稳定器、传焰槽、喷油杆、点火器、合流环以及中心锥等部件组成, 结构形式复杂且长期处于高温热流之中, 是发动机尾向主要的红外辐射源和雷达散射源。

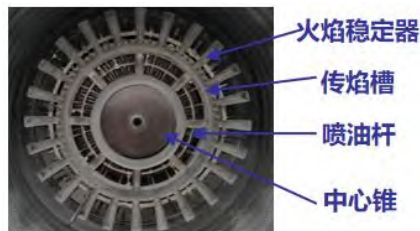


图 41 传统加力燃烧室

Fig.41 Traditional afterburner

与涡轮后机匣一体化的加力燃烧室(见图42)将传统的发动机涡轮后支板进行拉伸、扭曲设计, 形成尾向对低压涡轮叶片有效遮挡。支板内部中空结构, 将加力点火器、供油管路、喷油

杆等集成其中,取消原环形传焰槽、径向火焰稳定器等结构,由支板后边缘充当火焰稳定作用。集成化、紧凑化、精简化的加力燃烧室设计,有效遮挡了低压涡轮的高红外辐射,有效消除了传统加力燃烧室复杂、零碎的雷达强散射源,实现发动机尾向雷达散射特征数量级降低(见图43)。

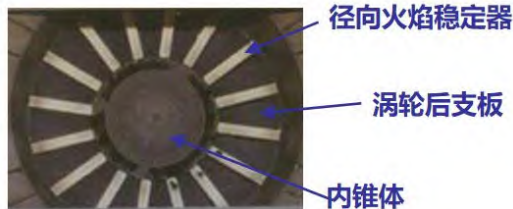


图 42 F119 发动机加力燃烧室
Fig.42 The afterburner of F119 engine

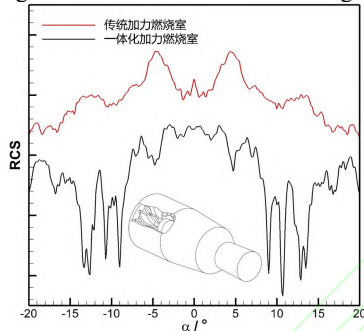


图 43 一体化加力燃烧室雷达散射特征抑制效果
Fig.43 Suppression effect of radar scattering characteristics in integrated afterburner combustion chamber

采用该结构形式,从后向看一体化支板可实现对涡轮叶片全遮挡,燃油管路、喷油杆、点火器等完全集成在支板内部,大幅减少后视可见零件数量,消除众多强散射源。一体化加力燃烧室在三维冷却、热态流场、加力燃烧特性、隐身特性等方面有全新的关键技术,这类技术的成熟度决定着工程化应用的可实现性^{[55][56]}。

7.4 与飞机后机身一体化的异形喷管技术

异形喷管是相对于传统轴对称喷管而言。常见的喷管有二元喷管、塞式喷管、S弯喷管、超椭圆喷管等。理论及试验研究均表明,异形喷管隐身效果优于轴对称喷管,原因有以下几点:

- (1) 异形喷管易于实现与飞机后机身的融合设计,实现飞/发一体化的雷达隐身构型设计;
- (2) 异形喷管可实现对发动机腔体内涡轮、加力部件的遮挡,阻断或减少腔体内部件的雷达散射和红外辐射;
- (3) 异形喷管内会产生强烈的三维效应,形成一对很强的二次涡,增强高温燃气与周围冷气的掺混,缩短高温核心区(见图

44),降低尾焰的热辐射^{[57][58]}。

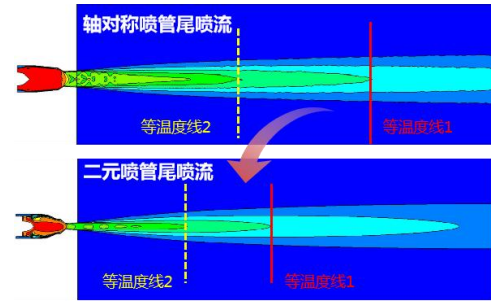


图 44 二元喷管尾喷流高温核心区显著缩短
Fig.44 The high-temperature core area of the binary nozzle tail jet is significantly shortened

7.5 宽频强隐身材料技术

采用隐身材料是一种提高航空发动机隐身能力有效的技术手段。随着探测雷达技术的突飞猛进,雷达探测频段逐渐拓宽,探测能力逐渐增强。对于航空发动机雷达吸波材料未来的主要发展方向是“薄、轻、宽、强、高”。其中“薄”和“轻”是指材料厚度尽量薄、材料密度尽量小;“宽”是指材料吸波波段尽量多,一般要求1~18GHz;“强”是指材料吸波性能尽量高;“高”是指材料的耐温能力尽量高,对于发动机高温部件温度不低于1000℃。

发动机进气机匣、风扇、喷管外罩等部位可采用耐中低温(300℃以下)宽频雷达吸波复合材料(见图45)的发展;发动机后腔体内高温部件(加力燃烧室、喷管隔热屏等)则需要耐高温(900℃以上)的雷达吸波涂层或雷达吸波复合材料,耐高温和宽频是发动机隐身材料技术的关键^{[59][60]}。

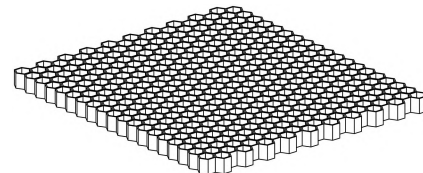


图 45 宽频雷达隐身材料
Fig.45 Wideband radar stealth material

7.6 小结

高隐身技术是先进航空发动机的核心关键技术,其研究和发展必将影响发动机的总体设计,需要基于作战使用场景和飞机需求,通过航空发动机隐身、气动、结构、燃烧、材料等多专业耦合设计与综合优化形成工程实用的技术方案。

8 结 论

为了满足先进战机作战使用要求,需要系

统开展航空发动机设计、材料、制造等关键技术研究,不断提升发动机的核心能力,从发动机总体和系统方面看,核心关键技术包括:

1)为保证发动机在燃气温度和单位推力大幅提升下长期可靠工作,创新综合控温技术,解决发动机研制常见的“超温”问题;

2)为保证发动机转子结构系统稳健性,在识别结构稳健性关键因素的基础上,实现系统稳健性设计和结构状态装配控制,并建立基于振动特征与构件损伤的监视和预判方法;

3)实现先进战机发动机全权限数字控制,需要不断提高系统和成附件可靠性,并发展机载自适应模型控制技术,通过优化控制规律充分发挥出发动机性能;

4)为实现飞发综合热管理,建立高精度仿真分析能力实现飞/发最优散热匹配,并发展燃油系统耐高温技术和适应高燃油进口温度的滑油系统技术;

5)发动机实现健康管理的关键技术包括:气路、振动和滑油系统故障诊断技术,支撑故障预警和视情维护;寿命管理技术,实现寿命计算和控制;

6)为实现战机推力矢量功能,确保发动机矢量喷管高效可靠工作,突破喷管运动机构、热防护及控制规律设计技术;

7)发动机高隐身,必须从总体层面实现性能、结构和隐身设计,通过新的发机构型、针对性隐身设计并应用隐身材料,实现高温复杂腔体雷达和红外信号的综合抑制。

参考文献

- [1] 程荣辉, 张志舒, 陈仲光. 第四代战斗机动力技术特征和实现途径[J]. 航空学报, 2019, 40(3): 022698.
CHENG Ronghui, ZHANG Zhishu, CHEN Zhongguang. Technical characteristics and implementation of the fourth-generation jet fighter engines[J]. ACTA AERONAUTICAET ASTRONAUTICA SINICA, 2019, 40(3): 022698(in Chinese).
- [2] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
Liu Daxiang, Cheng Ronghui. The current situation and development trend of world aviation power technology [J]. Journal of Beihang University, 2002, 28 (5): 490-496(in Chinese).
- [3] 杨伟. 关于未来战斗机发展的若干讨论[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 524377.
YANG Wei. Development of future fighters[J]. ACTA AERONAUTICAET ASTRONAUTICA SINICA, 2020, 41(6): 524377(in Chinese).
- [4] 孙聪. 从空战制胜机理演变看未来战斗机发展趋势[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525826.
SUN Cong. Development trend of future fighter: A review of evolution of winning mechanism in air combat[J]. ACTA AERONAUTICAET ASTRONAUTICA SINICA, 2021, 42(8): 525826(in Chinese).
- [5] 孙志岩. 航空发动机控制系统发展概述[J]. 测控技术, 2019, 38(6): 1-4.
Sun Zhiyan. Overview of the Development of Aircraft Engine Control Systems [J]. Measurement and Control Technology, 2019, 38 (6): 1-4(in Chinese).
- [6] 王海峰. 战斗机推力矢量关键技术及应用展望[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 524057.
WANG Haifeng. Key technologies and future applications of thrust vectoring on fighter aircraft[J]. ACTA AERONAUTICAET ASTRONAUTICA SINICA, 2020, 41(6): 524057(in Chinese).
- [7] 陈仲光, 张志舒, 李德旺, 等. F119 发动机总体性能特点分析与评估[J]. 航空科学技术, 2013, (3): 39-42.
Chen Zhongguang, Zhang Zhishu, Li Dewang et al. Analysis and Evaluation of Overall Performance Characteristics of F119 Engine [J]. Aviation Science and Technology, 2013, (3): 39-42(in Chinese).
- [8] Lefebvre, A.H. Gas turbine combustion[M]. London:McGraw-Hill,1983,201-230.
- [9] 贾琳渊, 程荣辉, 张志舒, 等. 研发阶段涡扇发动机模型自适应方法[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 1935-1945.
Jia Linyuan, Cheng Ronghui, Zhang Zhishu, et al. Adaptive Method for Turbofan Engine Model in R&D Stage [J]. Advancing Technology, 2020, 41 (9): 1935-1945(in Chinese).
- [10] Amir Amardani, Benyamin Asadi, Amir A.Beige. Investigation of flame structure and precessing vortex core instability of a gas turbine model combustor with

- different swirler configurations[J]. *Physics of fluids*, 2022,34(8 Pt.3): 85129-1-85129-17.
- [11] Zhang Qun, Zhang Peng, Sun Shunli et al. Large eddy simulation study of flow field characteristics of a combustor with two coaxial swirlers[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A. Journal of power and energy*, 2020,234(5):625-642.
- [12] S.Eshati, M.F.Abdul Ghafir, P.Laskaridis et al. IMPACT OF OPERATING CONDITIONS AND DESIGN PARAMETERS ON GAS TURBINE HOT SECTION CREEP LIFE. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air*, Glasgow, 2010.
- [13] Tom Verstraete. DESIGN AND OPTIMIZATION OF THE INTERNAL COOLING CHANNELS OF A HP TURBINE BLADE — PART II, OPTIMIZATION. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air*. Berlin, 2008.
- [14] 程荣辉, 马艳红, 李超, 等. 航空燃气轮机结构系统动力学设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2023.
- Cheng Ronghui, Ma Yanhong, Li Chao et al. *Dynamics Design of Aircraft Gas Turbine Structural System* [M]. Beijing: Beihang University Press, 2023(in Chinese).
- [15] Xueqi C, Yanhong M, Jie H. Vibration suppression of additional unbalance caused by the non-continuous characteristics of a typical aero-engine rotor[C]//*International Conference on Rotor Dynamics*. Springer, Cham, 2018: 34-48.
- [16] 王东, 韩卓萃, 杨哲夫, 等. 连接结构刚度非对称对高速转子动力特性影响[J]. *航空动力学报*, 2024, 39 (12): 20220995 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220995.
- WANG Dong, HAN Zhuoluo, YANG Zhefu, et al. Influence of unsymmetrical stiffness of joints on high-speed rotor dynamic characteristics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39 (12): 20220995 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220995(in Chinese).
- [17] Shuguo Liu, Yanhong Ma, Dayi Zhang et al. Studies on dynamic characteristics of the joint in the aero-engine rotor system[J]. *Mechanical Systems & Signal Processing*. 2012. 29(5): 120-136.
- [18] HONG J, CHEN X, WANG Y, et al. Optimization of dynamics of non-continuous rotor based on model of rotor stiffness[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, 131: 166-182.
- [19] 王东, 洪杰, 李其建, 等. 双转子航空发动机中介支点动载荷研究[J]. *航空动力学报*, 2024, 40 (X): 20230252 doi:10.13224/j.cnki.jasp.20230252.
- WANG Dong, HONG Jie, LI Qijian, et al. Dynamic load control of intermediate fulcrum of dual rotor aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 40 (X): 20230252 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230252 (in Chinese).
- [20] Gang Peng, Chao Li, Huaqiang Zheng et al. Quantitative Analysis Method of Whole Aero-Engine Structural Design Based on Structural Efficiency[C]. *Proceedings of the 10th IFToMM International Conference on Rotor Dynamics*, IFToMM 2018, MMS 63, 3-17.
- [21] C. W. Schwingshackl, D. Di Maio, I. Sever et al. Modeling and Validation of the Nonlinear Dynamic Behavior of Bolted Flange Joints[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*. 2013. 135(12): 385-399.
- [22] Zhaoye Qin, Qinkai Han, Fulei Chu. Bolt loosening at rotating joint interface and its influence on rotor dynamics[J]. *Engineering Failure Analysis*. 2016. 59: 456-466.
- [23] Liu Cong, Wang Dong, Wang Yongfeng et al. Dynamic Response and Suppression Method of High-Speed Rotors Under the Rotary Inertial Moment; *ASME Turbo Expo*, 2023, 87066: V11BT26A011
- [24] Jie HONG, Tianrang LI, Huaqiang ZHENG et al. Applications of structural efficiency assessment method on structural-mechanical characteristics integrated design in aero-engines[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(04): 1260-1271.
- [25] Al Volponi. Enhanced Self Tuning On-Board Real-Time Model(eSTORM) for Aircraft Engine Performance Health Tracking [R]. NASA/CR-2008-215272. 2008. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20080032604>.

- [26] L.P. Myers. F-15 Digital electronic engine control system description[R/OL]. 1986[2024-09-20]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19860015874>
- [27] 王建锋, 张天宏, 周永权, 等. 一种双通道热并行架构 FADEC 系统任务可靠性分析[J/OL]. 航空发动机, 1-7 [2024-11-17]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/21.1359.v.20240731.1648.006.html>.
Wang Jianfeng, Zhang Tianhong, Zhou Yongquan et al. Task reliability analysis of a dual channel hot parallel architecture FADEC system [J/OL]. Aircraft engine, 1-7 [2022-11-17]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/21.1359.v.20240731.1648.006.html>(in Chinese).
- [28] W. Yan, K. Goebel, J. Li. Classifier Performance Measures in Multi-Fault Diagnosis for Aircraft Engines[C]. Proceedings of SPIE, Component and Systems Diagnostics, Prognostics, and Health Management II, 2002, vol.4733: 88-97.
- [29] Takahisa Kobayashi, Donald L. Simon. Application of a Bank of Kalman Filters for Aircraft Engine Fault Diagnostics[C]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2003, Power for Land, Sea, and Air, Atlanta, Georgia, USA, GT2003-38550, 2003.
- [30] T. Brotherton, A. Volponi, R. Luppold et al. eSTORM: enhanced self tuning on-board real-time engine model[C]. Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2003.
- [31] A. Volponi, T. Brotherton, R. Luppold. Empirical tuning of an on-board gas turbine engine model for real-time module performance estimation[J]. ASME Journal of Engineering Gas Turbines Power, 2008., 130(2):021604.
- [32] Rory A. Roberts, Daniel D. Decker. Control Architecture Study Focused on Energy Savings of an Aircraft Thermal Management System[C]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition, June 3-7, 2013, San Antonio, Texas, USA, p1-10.
- [33] FISCHER A. Future fuel heat sink thermal management system technologies [R]. AIAA-2006-4026, 2006.
- [34] Justice K M, Dalton J S, Halliwell I et al. Lube Oil and Bearing Thermal Management System[C]. ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. 2009:165-175.
- [35] Herschel C., Joel, E., Timothy, O. et al. Hardware-in-the-Loop Validation of Advanced Fuel Thermal Management Control [J]. Journal Journal of thermophysics and heat transfer, 2017, 31(4):901-909.
- [36] Walters E, Amrhein M, O'Connell T et al. INVENT Modeling, Simulation, Analysis and Optimization [Z]. 2010.
- [37] Terry J. Hendricks, Bryan Mcenerney, Fivos Drymiotis et al. DESIGN AND TESTING OF HIGH-PERFORMANCE MINI-CHANNEL GRAPHITE HEAT EXCHANGERS IN THERMOELECTRIC ENERGY RECOVERY SYSTEMS[C]. ASME 2017 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. 2017:1-11.
- [38] Demott L. TF41-A-2/A7E inflight engine condition monitoring system/IECMS[C]. Aircraft Systems and Technology Conference. 1978: 1472.
- [39] Stamatis A G. Engine condition monitoring and diagnostics[J]. Progress in gas turbine performance, 2013: 187-212.
- [40] Amirkhani S, Tootchi A, Chaibakhsh A. Fault detection and isolation of gas turbine using series-parallel NARX model[J]. ISA transactions, 2022, 120: 205-221.
- [41] Rahmoune M B, Hafaifa A, Kouzou A et al. Gas turbine monitoring using neural network dynamic nonlinear autoregressive with external exogenous input modelling[J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2021,179:23-47.
- [42] 冷子昊, 程荣辉, 苏壮, 等. 基于飞发一体化的滑油系统热性能仿真[J]. 航空发动机, 2024, 5 (02) :121-126.
Leng Zihao, Cheng Ronghui, Su Zhuang et al. Thermal Performance Simulation of Lubricating Oil System Based on Aircraft Engine Integration [J]. Aircraft Engine, 2024, 5 (02): 121-126(in Chinese).
- [43] Franz-Josef Ebert. Fundamentals of Design and Technology of Rolling Element Bearings[J]. Chinese Journal of Aeronautics. 2010,23:123-136.
- [44] Paula J., Nathan B., Chris H. Investigation of Bearing Fatigue Damage Life Prediction Using Oil Debris Monitoring[R]. NASA/TM—2011-217117.

- [45] Hai Q., Neil E., Huageng L.. Fusion of Vibration and On-line Oil Debris Sensors for Aircraft Engine Bearing Prognosis[C]. 51st AIAA 2010-2858.
- [46] Jiao R, Peng K, Dong J et al. Fault monitoring and remaining useful life prediction framework for multiple fault modes in prognostics[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 203: 107028.
- [47] Shi Z, Chehade A. A dual-LSTM framework combining change point detection and remaining useful life prediction[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2021, 205: 107257.
- [48] Sik C, Heuy S, Kim D et al. A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle [J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19 (6): 486-490
- [49] Carson Jr GT, Capone F J. Static internal performance of an axisymmetric nozzle with multiaxis thrust—vectoring capability, NASA TM , 4237, 1991
- [50] 张志学. 航空发动机排气系统设计[M]. 北京: 科学出版社, 2022.
- Zhang Zhixue. Design of Aircraft Engine Exhaust System [M]. Beijing: Science Press, 2022(in Chinese).
- [51] 张少丽. 轴对称收扩喷管温度场数值仿真[J]. 航空发动机, 2023, 49(4): 122-127.
- Zhang Shaoli. Numerical simulation of temperature field of axisymmetric expansion nozzle [J]. Aircraft Engine, 2023, 49 (4): 122-127(in Chinese).
- [52] 桑建华, 张宗斌. 红外隐身技术发展趋势[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(1):14-19.
- Sang Jianhua, Zhang Zongbin. The development trend of infrared stealth technology [J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42 (1): 14-19(in Chinese).
- [53] CHEN H Y, ZHANG H B, XI Z H et al. Modeling of the turbofan with an ejector nozzle based on infrared prediction [J]. Thermal Engineering, 2019, 159:113910.
- [54] RAO G, MAHULIKAR S. Integrated review of stealth technology and its role in airpower [J]. The Aeronautical Journal, 2012(12):1-46.
- [55] 王群, 邓洪伟, 杨胜男, 等. 一体化加力燃烧室支板雷达隐身修形仿真[J]. 航空发动机, 2022, 48(6):1-6.
- Wang Qun, Deng Hongwei, Yang Shengnan et al. Simulation of stealth modification of integrated booster combustion chamber support plate radar [J]. Aircraft Engine, 2022, 48 (6): 1-6(in Chinese).
- [56] 邓洪伟, 尚守堂, 邵万仁, 等. 基于加力内锥冷却的红外隐身技术研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(2): 11-15.
- Deng Hongwei, Shang Shoutang, Shao Wanren et al. Research on Infrared Stealth Technology Based on Enhanced Cone Cooling [J]. Aircraft Engine, 2011, 37 (2): 11-15(in Chinese).
- [57] WANG H, JI H H, LU H H. Experimental investigation on infrared radiation characteristics of two-dimensional convergent-divergent vectoring nozzle[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2019, 33(3): 627-637.
- [58] WANG H, JI H H, LU H H. The influence of nozzle deflection on fluid dynamic and infrared characteristics of a two-dimensional convergent-divergent vectoring exhaust system [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(12):4646-4662.
- [59] HAN T, LUO R Y, CUI G Y, et al. Effect of SiC nanowires on the high-temperature microwave absorption properties of SiCf/SiC composites[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2019, 39 (5): 1743-1756.
- [60] DUAN S C, ZHU D M, DONG J et al. Enhanced mechanical and microwave absorption properties of SiCf/SiC composite using aluminum powder as active filler[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2019, 790: 58-69.

Core key technologies of advanced aircraft engine

CHENG Ronghui^{1, *}, ZHANG Zhishu¹, RUAN Wenbo¹, WNG Jianfeng²

1. AECC Shenyang Engine Research Institute , Shenyang 110015, China

2. AECC Aero Engine Control System Institute , Wuxi 214063, China

Abstract: Aircraft engine is the core key to achieving comprehensive improvement in the combat capabilities of advanced fighter jets. The increasing requirements for high-performance, high reliability, long lifespan, and good maintainability of aircraft engines have posed significant challenges to the development of aircraft engine technology and products. This article focuses on the core technical requirements of advanced fighter jets for aviation engines in seven aspects: comprehensive temperature control, rotor structure system robustness, full authority digital control, aircraft and engine comprehensive thermal management, health management, thrust vectoring, and high stealth. It studies and analyzes the technical paths and main key technologies to achieve these requirements, which can provide technical support for the development of advanced aviation engines.

Keywords: comprehensive temperature control; rotor structure system robustness; full authority digital control; aircraft and engine comprehensive thermal management; health management; thrust vectoring; high stealth

Received: 2024-09-18; Revised: 2024-11-05;

*Corresponding author. E-mail: rhcheng_gte@sina.com