

航空发动机模块化设计关键技术与展望

黄维娜, 朱晓泉, 潘辉, 贺文虎

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 面向军事装备敏捷派生与视情维修的迫切需求, 采用模块化设计理念, 将复杂系统分解为若干个标准化、规格化独立模块单元, 可显著提升装备维修性水平并实现基于模块复用的多平台快速派生发展。简要分析了航空发动机模块化设计的主要实施思路与关键技术路线, 且通过理论分析与工程实践相结合, 剖析了每项关键技术存在的难点与挑战, 据此提出了其具体实现路径, 并结合当前技术基础展望了未来发展趋势。

关键词: 航空发动机; 模块化设计; 系统工程; 正向研发; 敏捷派生; 视情维修; 关键技术

中图分类号: V23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2025)02-0004-09

DOI: 10.3724/j.GTER.20250029

Research and prospective on key technologies of modular design for aero-engines

HUANG Weina, ZHU Xiaoquan, PAN Hui, HE Wenhui

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In response to the urgent need for agile derivation and condition based maintenance for military equipment, modular design is applied to decompose complex systems into several standardized and normalized independent units, which can significantly enhance the maintainability level of equipment and enable rapid multi-platform development based on module reuse. The main implementation ideas and key technical routes of modular design for aero-engines was analyzed briefly. Through a combination of theoretical analysis and engineering practice, the difficulties and challenges of key technologies were investigated to propose detailed implementation roadmap and development trends based on current technological foundations.

Key words: aero-engine; modular design; systems engineering; research and development; agile derivation; condition based maintenance; key technology

1 引言

根据对空战体系^[1]、空战致胜理论^[2]的演变及未来战斗机发展的展望分析可知, 未来的战争形式将由“平台对抗”转变为“体系对抗”。

根据美军公开的技术布局和学界讨论研判, 未来空战模式将是以有/无人机协同为核心特征的复杂空战系统。美国空军未来空战系统的核心理念为: 以PCA等下一代战斗机平台为核心节点, 通过将

少量的PCA等高端平台和大量的低成本、可消耗、模块化、强自主的无人僚机/巡飞器等进行组合, 构建原生空战系统。为应对大国竞争与博弈下的时代需求, 立足于未来联合作战概念下的使命定位和数字化时代下的技术变革, 未来空战体系必将由隐身战斗机、无人作战飞机等不同种类飞机组成。由于不同平台对于发动机要求多样化、各异性, 且作战体系等快速演变, 对发动机的需求同样处于快速变化和

收稿日期: 2025-04-15

作者简介: 黄维娜(1968-), 女, 贵州贵阳人, 研究员, 主要从事航空发动机基础研究、预先研究和型号研制工作。

引用格式: 黄维娜, 朱晓泉, 潘辉, 等. 航空发动机模块化设计关键技术与展望[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(2): 4-12. HUANG Weina, ZHU Xiaoquan, PAN Hui, et al. Research and prospective on key technologies of modular design for aero-engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(2): 4-12.

迭代提升的过程中。

传统面向单一装机对象和作战场景研发模式周期长、成本高、多场景适应性差,难以满足快速变化作战需求。而模块化设计的分解-重构特性是解决此难题的核心途径,通过将复杂系统分解为独立功能模块,可实现以功能模块为对象开展设计、研究与验证,最终通过模块配置实现敏捷研发与快速派生,满足不同飞行平台对发动机的需求。

未来的战争形态、体系作战及战争烈度对装备出动率与作战效能提出了更加严苛的要求,航空发动机的维修性设计好坏直接影响到飞机的作战效能高低。传统整机备发方式备发数量多、维护成本高,难以适应飞机平台多样化、配装发动机型号多场景的需求。而基于模块化单元换装的维修保障模式可以使维修人员针对故障模块进行快速更换以恢复发动机功能性能,其维修保障过程灵活、效率高、备件成本低,可更好适应未来作战模式。

因此,基于未来战争形态预测结果,为适应未来战争形态对航空发动机的迫切需求,提升航空发动机体系贡献、缩短研发周期、控制研发和使用成本、模块化设计是航空发动机设计的必然趋势。即基于模块设计验证与配置复用,衍生适应不同飞机的发动机型号,通过模块化更换维护,提升发动机维修性水平。

遵循系统工程正向研发的理念,结合飞机^[3]、船舶^[4]等行业模块化设计相关文献资料分析,航空发动机模块化设计的总体实施思路与主要关键技术路线可归纳为:首先,面向不同平台发动机需求,通过需求分析^[5]牵引发动机系统功能分析与架构设计。为此,需开展基于模型的航空发动机功能单元建模与划分研究,通过环境背景图、活动图、矩阵等建模方法,实现发动机功能自顶向下的逐级分解分配以及功能单元的合理划分与定义。其次,依据功能模块设计结果,完成模块设计及验证,同步构建及管理模块数据库,制定模块复用的判定条件。为此,需开展模块设计与复用技术研究,实现单个模块性能一致与结构互换,以及面向不同用户需求快速配置发动机产品构型。最后,在上述模块化设计基础上,需进一步面向视情维修应用场景将模块重组划分为维修单元体,并解决更换维修单元体后整机性能一致性与工作稳定性控制问题。为此,需开展面向视情维修的维修单元体设计研究,实现面向维修

效能的维修单元体划分决策及外场高品质更换。

综上所述,本文针对航空发动机模块化设计涉及的基于模型的航空发动机功能单元建模与划分、模块设计与复用、面向视情维修的维修单元体设计3项关键技术开展了重点研究,通过理论分析与工程实践相结合,剖析了每项关键技术存在的难点与挑战,据此提出了其具体实现路径,并结合当前技术基础展望了未来发展趋势。

2 基于模型的航空发动机功能单元建模与划分技术

发动机作为航空武器平台的关键动力装备,是发挥作战效能的关键系统。一方面,体系作战跨域、对抗、敏捷的特点对航空发动机提出了多样化的发展需求,而多样化的动力需求需要引入新技术来实现,新技术的引入和发展使航空发动机功能与结构的复杂性越来越高;另一方面,用户对于航空发动机研制周期的诉求越来越紧迫,对于发动机的成本也提出了明确的采购要求。为满足短期内发动机多样化研发的需求,航空发动机已不能按照原有的“一发配一机”的传统研发模式开展研制工作,亟需扭转研制思路,通过基于模块化的敏捷研发快速派生形成动力装备。

航空发动机模块化建模需要厘清各功能单元的功能边界与接口,因此,需遵循系统工程正向设计流程^[6],按照自顶向下逐层分析、分解分配的思路,系统性开展基于模型的功能建模与单元划分。在功能建模过程中,需要解决的关键问题为如何准确、完整地获得发动机顶层功能,以及如何将顶层功能合理地进行分解分配,最终划分出“高内聚、低耦合”发动机功能单元。对此,结合基于模型的系统工程(MBSE)建模方法^[7],需要重点研究基于环境背景图的发动机系统交互分析建模、基于活动图的发动机功能分解建模、基于矩阵/N²图的发动机功能单元定义等关键技术。

2.1 基于环境背景图的航空发动机系统交互分析建模技术

在航空发动机功能单元识别方面,首要解决的关键问题为如何准确、完整地获得发动机顶层功能,其决定了后续功能单元划分的完整性和合理性。在功能识别方面,场景分析是捕获需求和功能的常用手段^[8],因为所有的功能都将在最终的运行、维护

维修场景中体现,因此,场景的建模与描述也非常重要。航空发动机因其通常作为飞机等航空装备平台的子系统,场景分析有其特殊性,运行场景应与上级装备平台保持一致,并在此基础上从生命周期角度补充维护、维修、综合保障等场景。基于场景的发动机功能分析最为重要的是解决发动机与装备平台各级系统、各类人员、各种设备等之间的交互信息,从而根据输入/输出得到发动机顶层功能。环境背景图建模是分析系统交互对象和信息的常用方法。发动机环境背景图建模应基于生命周期使用场景,以航空发动机为SOI(System of interest),分析各场景中与飞机等上级装备平台各子系统、使用人员、维护人员、保障设备之间的交互信息。一般而言,对于发动机交互信息的识别,应充分考虑上级装备平台的功能逻辑模型、通讯接口文件、机械接口文件等输入信息,通过环境背景图对交互信息进行详细建模分析,从而完整识别航空发动机顶层功能^[9]。作战使用环境下航空发动机系统交互分析示例如图1所示。

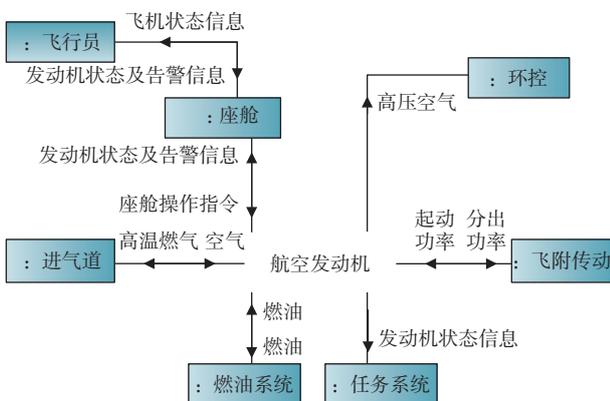


图1 作战使用场景下航空发动机交互分析示例
Fig.1 Example of interactive analysis for aero-engines under combat scenarios

2.2 基于活动图的航空发动机功能分解建模

航空发动机顶层功能的实现存在多种方式,因其承载功能及指标的差异,可能采用不同的概念方案,从而导致顶层功能分解的差异。在概念方案无法显性满足功能指标的情况下,需要进行创新,但这在航空发动机领域并非易事,需要开展大量的论证与研究。下文主要阐述航空发动机因功能指标的不同,需要论证不同的概念方案,只有确定了概念方案,才能从原理上对功能进行分解。

NASA系统工程手册介绍了发动机功能分析的

常用方法,包括功能流框图法、N²图法、时间线分析法等^[10]。目前,在MBSE领域, SysML建模语言^[11]因其在系统规范化表达与分析方面的优势逐渐成为主流。在SysML系统建模语言中,活动图本质上是1种功能流框图,时序图本质上是1种时间线分析法。通过对比各建模方法的特点,同时针对所需解决的顶层功能分解分配问题,航空发动机功能分解方式选择主要以活动图为主,其他方式为辅。并且,活动图本身可直接对建模结果进行逻辑仿真,检验其是否可实现其顶层功能,帮助架构师辅助分析功能分解的合理性。发动机顶层功能初步分解完成后,通常还需与架构建模、功能危害性评估(FHA)进行多轮的迭代,以确认功能分解的合理性以及完整性。因为航空发动机的很多功能并不能直接从飞机等上级装备平台分析得到,需要与FHA进行迭代,将相应的失效模式嵌入功能建模过程,提升异常场景下功能执行的可靠性,保证功能分解的完整性。基于活动图的航空发动机功能分解示例如图2所示。

2.3 基于矩阵/N²的航空发动机功能单元定义

航空发动机功能单元定义为基于概念方案和功能分解结果,对子功能进行合理划分,组成承载功能集的单元。航空发动机功能单元定义通常需要遵循2个原则:一是按照功能相似性进行划分;二是尽量减少功能模块交互接口,即“高内聚、低耦合”。航空发动机功能单元定义在活动图(含泳道)建模分析与迭代的基础上,可通过N²图开展功能单元划分与接口的解耦。首先基于分解的核心子功能定义初始的单元模块,通过N²图详细分析各子功能的关联关系以及接口数量,按照“高内聚、低耦合”的原则,将接口尽量封闭在功能单元内部,从而重新组合形成优化后的发动机功能模块。

基于活动图的功能分解和基于N²图的功能单元定义完成后,最后应通过矩阵从全局视角开展发动机功能分配的分析,以检验所有功能是否均合理、完整地分配。基于矩阵的航空发动机功能分配全局视图示例如图3所示。

3 模块设计与复用技术

按照前述功能模块设计结果,面向不同产品的可靠性、研制进度、成本等约束,基于现有设计基础,考虑技术发展趋势,综合权衡确定物理模块设计方案,核心特征为性能一致、结构互换,并形成包含设

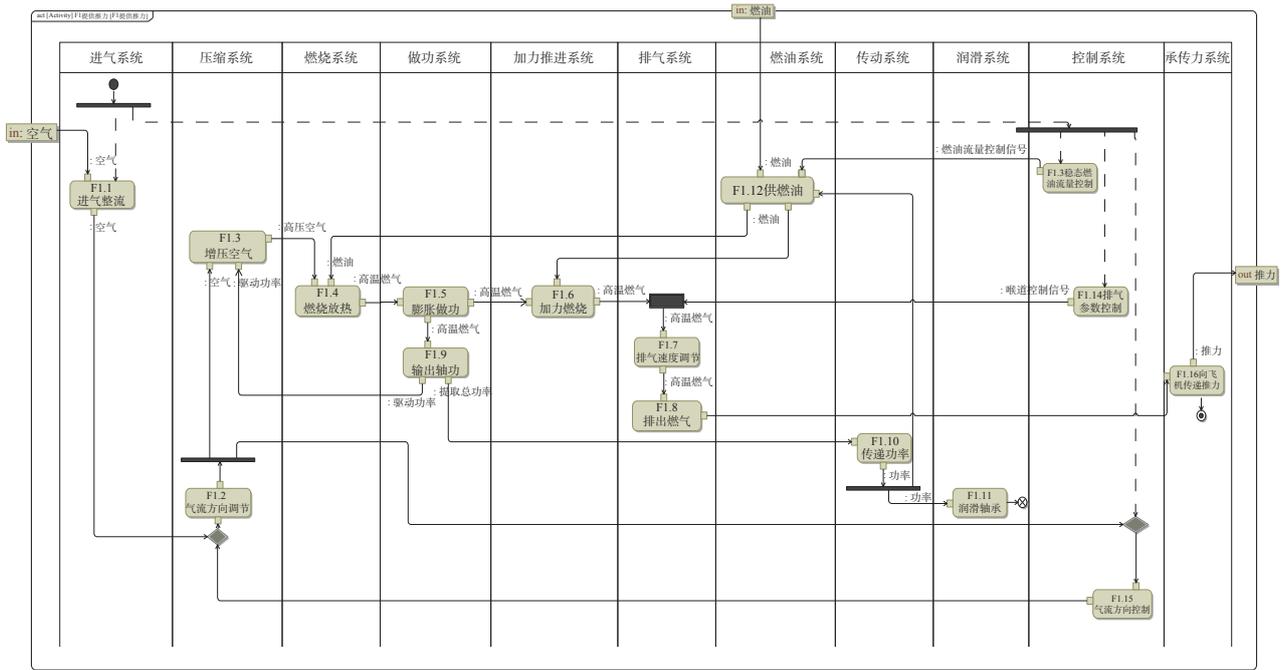


图2 基于活动图的航空发动机功能分解示例

Fig.2 Example of functional decomposition for aero-engines based on activity diagrams

Legend	3 Logical Subsystems											
	进气系统	压缩系统	燃烧系统	做功系统	加力推进系统	排气系统	承传力系统	传动系统	润滑系统	供水系统	燃油系统	健康管理子系统
Allocate												
F1提供推力												
F1.1 进气整流(context 进气系统)	1											
F1.2 气流方向调节(context 压缩系统)	1											
F1.3 增压空气(context 压缩系统)	1											
F1.4 燃烧放热(context 燃烧系统)	1											
F1.5 膨胀做功												
F1.6 加力燃烧(context 加力推进系统)	1											
F1.7 排气速度调节(context 排气系统)	1											
F1.8 排出燃气(context 排气系统)	1											
F1.9 输出轴功(context 做功系统)	1											
F1.10 传递功率(context 传动系统)	1											
F1.11 润滑轴承(context 润滑系统)	1											
F1.12 供燃油(context 燃油系统)	1											
F1.13 稳态燃油流量控制(context 控制系统)	1											
F1.14 排气参数控制(context 控制系统)	1											
F1.15 气流方向控制(context 控制系统)	1											
F1.16 向飞机传递推力(context 承传力系统)	1											
F2提供引气												
F2.1 提供飞机引气(context 压缩系统)	1											
F3提供轴功率												
F3.1 功率分出(context 传动系统)	1											

图3 基于矩阵的航空发动机功能分解分配全局视图示例

Fig.3 Example of global view for function decomposition and allocation of aero-engines based on matrices

计数据(模型、配套文件)的模块构型包。在此基础上采用构型配置方法^[12]构建模块数据库,后续基于模块承接的性能、结构接口等特性分层级验证与技术成熟度评价结果,权衡决策共用复用模块,实现面向用户需求快速配置发动机产品构型、满足面向产

品系列化发展的敏捷研发需求。

现阶段的模块结构互换性设计方法较为成熟,如可采用接口标准化规格化、尺寸链/同轴度计算与公差分配、转子分级高精度平衡等传统措施^[13],但对于模块性能一致性设计更多依靠模块间匹配补

偿,难以满足不同需求下的多平台模块复用要求。因此,模块性能一致性设计是模块设计研究重点与关键。

模块复用的前提为实现模块库的构建与管理,并科学合理制定模块复用的判定条件,结合现阶段技术基础,其核心途径为基于构型的模块管理以及模块匹配定量决策方法。

3.1 模块性能一致性设计

试制、装配、测量等环节带来的几何特征尺寸偏差累积造成模块气动性能的分散性,会进一步导致模块换装后整机性能一致性偏差。因此,模块性能一致性问题最理想的解决途径为准确识别模块性能关键几何特征及量化的几何特征尺寸控制容差范围。当前国内关于部件几何特征尺寸对部件性能影响的研究较为广泛,如清华大学郑新前团队^[14]针对航空发动机各部件对整机性能不确定性的影响因素进行了系统总结,西北工业大学高丽敏团队^[15]针对压气机叶片加工偏差对部件性能的不确定效应开展了深入研究。但对于部件关键结构特征——模块性能-整机性能不确定性逐级建模,以及面向整机性能一致性的模块关键几何特征尺寸的逆向分配方法研究较为缺乏,导致当前服役发动机性能一致性更多依赖于工程经验与整机匹配调试,与实现真正意义上的模块性能一致性尚有一定差距。

基于正向设计的思路,提出了1种基于多层级性能传递的模块性能容差分配方法,通过模块关键特征公差控制来保证模块性能一致性。技术途径为面向模块更换后的整机性能不确定性多层级建模和面向整机性能一致性的模块关键几何特征容差分配,即以几何不确定性因素为输入,模块或整机性能为输出,建立正向的不确定性传播代理模型;在此基础

上,基于逆向不确定性量化方法,获取在满足性能要求下的关键几何特征参数范围,并在权衡空间中以图形化直观显示特征参数的选择区间。具体技术途径如下。

面向模块更换后的整机性能不确定性多层级建模。在典型几何特征参数概率分布形式及统计特征量的基础上,构建基于几何特征变量的模块特性参数快速计算代理模型,建立零部件典型几何特征参数与模块性能的映射关系;利用数值缩放技术实现模块性能与整机性能的耦合,开展典型几何特征(安装角、间隙等)-模块性能(压比、效率等)-整机性能(推力、耗油率等)不确定性逐级建模方法研究,最终建立起面向模块更换后的整机性能不确定性多层级分析与评估模型。

面向整机性能一致性的模块关键几何特征容差分配。在整机性能不确定性多层级评估模型基础上,利用敏感性分析、机器学习驱动的特征选择等,研究面向整机性能一致性控制的模块关键几何特征识别方法,合理有效降维面向模块更换的整机性能关键几何特征控制参数;研究基于超立方体、超椭球体识别的逆向不确定性量化分配方法,基于整机性能要求确定模块性能参数及关键几何特征容差控制要求。图4为压气机部件性能容差分配方法技术路线。

3.2 基于构型的模块库构建与管理

模块库基于信息化数据库建立,将模块解耦后形成的功能性能属性、接口属性、寿命属性、技术成熟度属性等信息结构化和数字化。以模块信息属性为基础,设置模块库准入准则,符合准入准则的模块方可纳入模块库使用和管理。对已入库的模块数据进行版本管理,每次升级版本后均需按照准入准则

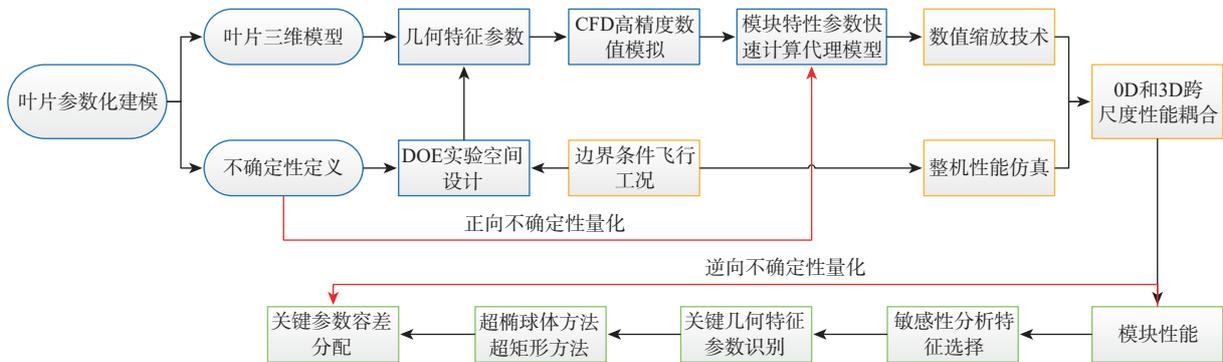


图4 压气机模块性能容差分配方法研究技术路线

Fig.4 Technical route for performance tolerance allocation method of compressor module

进行再判定,通过后完成模块升级。

以模块库为基础,构建发动机产品构型结构树。结构树分为顶层、配置层和设计层,顶层为多层结构、配置层为单层结构、设计层为一至多层结构。基于发动机产品构型结构树,通过配置层筛选满足设计要求的模块,快速形成发动机性能模型和物理模型,并基于仿真系统快速开展发动机功能性能、结构强度等仿真验证,初步确定产品设计方案的可性,从而快速形成产品设计方案,加速详细设计和验证进程,实现敏捷研发。

3.3 模块匹配定量决策

面向产品研制需求,通过配置构型可能会生成多种产品设计方案,因此需建立模块匹配权衡决策模型,支撑设计方案可行性判定。基于各模块指标能力数值与需求的符合程度值 P 、模块技术成熟度 T 、发动机设计方案仿真验证情况等,计算发动机设计方案有效性权衡值 Q :

$$Q = \frac{\sum_{m=1}^n P_m}{n} + \sum \frac{(T_n - 6)}{10} + \sum \left(1 - \frac{|IND_i - IND_{ti}|}{IND_{ti}} \right) \quad (1)$$

式中: P_m 为该设计方案下第 m 个模块的需求符合程度值; T_n 为该设计方案下第 n 个模块的技术成熟度; IND_i 为设计方案仿真验证结果值; IND_{ti} 为发动机需求分析提出的验证要求指标数值。特别地,当仿真验证存在“不通过项”时,第3项的计算结果直接取值为0,即 $\sum \left(1 - \frac{|IND_i - IND_{ti}|}{IND_{ti}} \right) = 0$ 。

基于权衡决策结果,对设计方案有效性权衡值 Q 进行排序,结合其他相关支撑材料等进行技术审查和决策,以确定最终的发动机产品设计方案。

基于权衡决策结果,对设计方案有效性权衡值 Q 进行排序,结合其他相关支撑材料等进行技术审查和决策,以最终确定发动机产品设计方案。

4 面向视情维修的维修单元体设计技术

发动机维修性设计领域提出了维修单元体概念,标准定义为1组作为发动机组成部分的组件、零件,由结构和工艺保证,按照一定的设计要求,组成1个性能和结构相对独立的单元。换装时不需进行调整、平衡和试车,其实质为基于维修效能为导向的模块重组。

围绕未来视情维修高维修性指标需求,需实现维修单元体外场便捷可靠更换,从而结合健康管理系统单元体维护建议,最大限度发挥视情维修效能。

当前面临的问题与挑战在于,维修单元体如何科学合理划分以及更换维修单元体后的整机性能一致性与工作稳定性。因此在前述模块设计技术基础上,需进一步研究基于维修效能为导向的维修单元体划分决策技术,以及面向性能一致与工作稳定的维修单元体更换品质控制技术。

4.1 基于维修效能的维修单元体划分决策

现阶段国外维修单元体划分已实现经验参照划分向定量划分决策的转变,主要思路是通过建立维修单元体多目标数学评价模型辅助划分决策,如JEPPuig针对维修单元体划分问题以部件更换和购置备用部件的费用之和最小为目标建立了一个混合整数线性规划模型,并结合仿真试验对模型有效性进行了验证^[16]。

基于上述思路提出了1种维修单元体划分定量决策方法,即面向发动机可能涉及的使用场景,将维修单元体划分决策过程抽象为1个多目标优化问题。如以维修单元体平均修复时间(MTTR)和备维修单元体成本(COST)权衡最优为目标,以发动机使用可用度约束,将各结构组成平均故障率、平均拆装时间和备件价格等因素作为设计变量。通过模型数据的搜集、分析和计算工作,理清其内在的逻辑联系,并以装备具体使用需求为牵引开展评价指标建立、赋权与归一化,采用Matlab软件建立维修单元体划分多目标综合仿真评估模型。通过对所有维修单元体划分备选方案进行定量评价,并结合相关标准规范综合决策,从而实现特定条件约束下的维修单元体划分方案综合择优。技术路线如图5所示。决策模型后续可结合发动机维修性试验加以验证与迭代。

4.2 维修单元体更换品质控制

发动机整体更换转变为维修单元体更换模式后,无法充分开展装配结构接口修配调整与整机试车匹配调试,因此,整机性能一致性与工作稳定性的风险显著上升。对于整机性能一致性而言,核心问题仍为维修单元体性能一致性控制,因此,可充分借用上述模块性能一致性设计成果,进一步实现基于整机性能要求确定维修单元体性能参数及关键几何特征容差出厂控制要求,从而通过控制维修单元体关键结构特征公差范围保证更换维修单元体后整机性能一致。

对于整机工作稳定性而言,其核心问题为整机

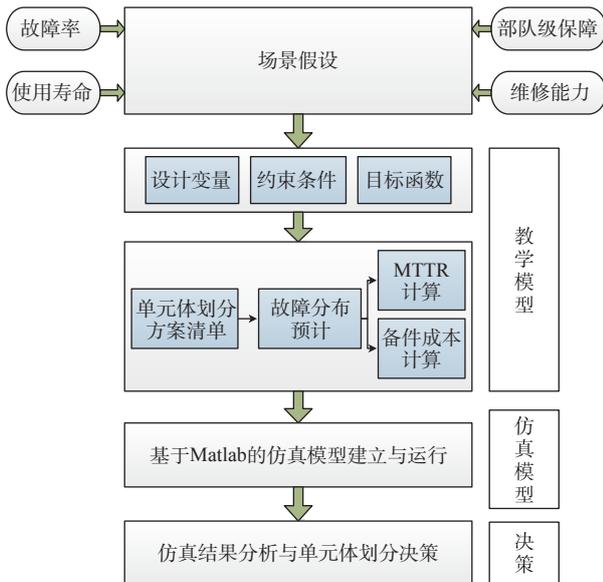


图5 维修单元体划分决策技术路线

Fig.5 Technical route for decision-making on maintenance unit division

振动不确定性控制,直接难点在于维修单元体更换模式下,无法直接获取整机支撑系统同轴度与组合转子不平衡量的最终数据,进而影响调整时机及方法决策。针对该问题,提出了基于分段同轴度检测数据的支撑系统同轴度预测方法,同时对转子装配相位敏感性控制、发动机整机状态振动原位补偿控制等方向开展研究并形成了相关成果,视情可单独或组合使用。

分段机匣同轴度测量及矢量联算。将发动机静子机匣拆分为若干段开展独立三坐标或转台测量,结果联算形成高低压支撑系统同轴度,分段机匣同轴度联算整体上可转化为基于空间向量计算问题,对于机匣接口处加以端面端跳、柱面跳动等因素引起的同轴度修正,从而建立数学模型,并统一规范坐标系定义、数据记录及结果判定准则,提高数据处理效率及精度。

基于转子振动响应仿真的相位匹配。首先,采用有限元方法对发动机双转子系统进行临界转速分析,确定工作转速范围内的危险振型;其次,针对危险振型对发动机转子可平衡位置进行振动响应的敏感性分析,采用正交试验法对选取的动平衡校正面的残余不平衡量的相位角进行匹配,获得组合转子在危险振型下振动响应最小的最佳相位角匹配关系,得到各动平衡校正面相位关系的最优组合方案。

低压转子本机平衡。低压转子本机平衡是发动

机装在台架上或装在飞机上对转子进行平衡。该平衡方法在无需分解发动机的条件下,只通过更换风扇叶片或加平衡块配重,即可将振动降到允许范围,因此,该平衡方法不仅简便、省时,还可以延长发动机寿命^[17]。具体方案为:整机装配前,风扇转子组件、低压涡轮转子组件各自进行单独平衡;在前轴承座、级间承力框架上设置振动传感器,分别采集风扇、涡轮的振动值;在风扇轴上设置测试转子旋转相位的音轮齿,用磁电式转速传感器采集低压转子转速与旋转相位;采用“多速平衡”的方式,在发动机不同的工作转速下分别进行平衡,使发动机在不同工作转速下的残余不平衡量均满足要求,平衡时的转速应覆盖发动机所有工作转速区间。

5 思考与展望

当前,国内航空发动机设计领域已深刻认识到航空发动机模块化设计在推动正向研发、敏捷派生与视情维修等方面的价值。然而,相较于欧美航空动力强国,由于国内发动机模块化设计技术起步较晚,整体成熟度与先进性还有待提升,且欠缺全行业统一的验证体系。展望未来,国内还需从设计与验证体系2个层面开展更深入的研究,并结合当前数字化技术、人工智能技术的迅猛发展,切实推动发动机研发从“经验驱动”向“数据驱动”转型,从而支撑与欧美综合性能、成本相抗衡的产品快速研发。

设计技术层面。通过长期研究与实践,现阶段国内航空发动机设计领域已打通发动机模块化设计关键技术环节,形成了初步技术体系,基本可支撑现有产品的研发需求,但考虑到未来武器装备研制更加注重与强调敏捷研发与视情维修需求,仍需进一步提升模块化技术成熟度与先进性。仅就研制单位与从业人员而言,需密切跟踪飞机等上游用户不同场景需求变化与相关设计工具的发展趋势,联合相关高校与科研单位,研究先进设计技术应用,并与数字化、人工智能技术等深度融合,减少人工干预,提升建模、计算、决策评估等环节设计准确性、工程适用性与处理效率,压缩研发周期与成本。

验证体系层面。国内至今为之尚未构建起1套全行业统一的系统有效的验证体系,且每个单位的虚拟验证实践尚处于初步应用阶段,极大地阻碍了航空发动机模块化设计的有效性验证准入与快速闭环迭代进程。因此,建议行业内加强统筹与协同,尽

快构建全行业统一的集成化验证平台、验证流程与方法体系,实现从设计、仿真、测试验证的全流程一体化验证与评价;同时瞄准智能化、虚拟化、标准化发展趋势,加强数字孪生与模型协同、虚拟仿真装配试验等数字化手段应用,推动虚拟验证与实物测试的深度融合,加快发动机产品设计闭环进程的同时有效降低验证成本。

参考文献:

- [1] 樊会涛,闫俊. 空战体系的演变及发展趋势[J]. 航空学报,2022,43(10):527397.
FAN Huitao, YAN Jun. Evolution and development trend of air combat system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(10): 527397. (in Chinese)
- [2] 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 Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525826. (in Chinese)
- [3] 雍明培. 基于模块化通用平台策略的飞机族设计优化方法[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
YONG Mingpei. Design optimization method for modular platform-based aircraft family[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [4] 王琦,谭家华. 模块化舰船设计概念[J]. 华东船舶工业学院学报,1997,11(4):1-7.
WANG Qi, TAN Jiahua. The concept of modular ship design[J]. Journal of East China Shipbuilding Institute, 1997, 11(4): 1-7. (in Chinese)
- [5] 杨克巍,赵青松,谭跃进,等. 体系需求工程技术与方法[M]. 北京:科学出版社,2011:28-32.
YANG Kewei, ZHAO Qingsong, TAN Yuejin, et al. System requirements engineering technology and method[M]. Beijing: Science Press, 2011: 28-32. (in Chinese)
- [6] 甘晓华,薛洪涛,雷友锋. 航空发动机工程通论[M]. 北京:北京理工大学出版社,2021:115-116.
GAN Xiaohua, XUE Hongtao, LEI Youfeng. General Theory of aircraft engine engineering[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2021: 115-116. (in Chinese)
- [7] 梅芊,黄丹,卢艺. 基于MBSE的民用飞机功能架构设计方法[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(5):1042-1051.
MEI Qian, HUANG Dan, LU Yi. Design method of civil aircraft functional architecture based on MBSE[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 1042-1051. (in Chinese)
- [8] 王文浩,毕文豪,张安,等. 基于MBSE的民机系统功能建模方法[J]. 系统工程与电子技术,2021,43(10):2884-2892.
WANG Wenhao, BI Wenhao, ZHANG An, et al. Function modeling method of civil aircraft system based on MBSE[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(10): 2884-2892. (in Chinese)
- [9] 贺文虎,刘伟,王酉龙,等. 航空动力装备顶层功能分解分配建模方法研究[J]. 图学学报,2024,45(2):292-299.
HE Wenhui, LIU Wei, WANG Youlong, et al. Research on top-level functional decomposition and allocation modeling methods for aero-engine power equipment[J]. Journal of Graphics, 2024, 45(2): 292-299. (in Chinese)
- [10] NASA. NASA system engineering handbook[M]. San Francisco: Diane Publishing, 2010: 79-92.
- [11] DORI D. 基于模型的系统工程—综合运用OPM和SysML[M]. 杨峰,王文广,王涛. 北京:电子工业出版社,2017.
DORI D. Model-based systems engineering—comprehensive application of OPM and SysML[M]. YANG Feng, WANG Wenguang, WANG Tao. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2017. (in Chinese)
- [12] 年丽云,刘雅星,吕潇超. 飞机谱系化构型管理模型研究与应用[J]. 航空科学技术,2021,32(3):34-39.
NIAN Liyun, LIU Yaxing, LV Xiaochao. Research and application of aircraft pedigree configuration management model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(3): 34-39. (in Chinese)
- [13] 潘辉,马健,林磊,等. 面向核心机单元体独立交付的总体结构设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2020,33(2):59-62.
PAN Hui, MA Jian, LIN Lei, et al. A general structural design oriented to the individual delivery in core engine module[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(2): 59-62. (in Chinese)
- [14] 郑新前,王钧莹,黄维娜,等. 航空发动机不确定性设计体系探讨[J]. 航空学报,2023,44(7):027099.
ZHENG Xinqian, WANG Junying, HUANG Weina, et

- al. Uncertainty-based design system for aeroengines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(7): 027099. (in Chinese).
- [15] 高丽敏,王浩浩,黄维娜,等. 压气机叶片加工偏差的不确定性效应研究进展[J]. *航空学报*, 2024, 45(19): 630386.
- GAO Limin, WANG Haohao, HUANG Weina, et al. Research progress on uncertainty effect of compressor blade machining deviation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(19): 630386. (in Chinese)
- [16] PUIG PUIGJ E, BASTEN R J I. Defining line replaceable units[J]. *European Journal of Operational Research*, 2015, 247(1): 310–320.
- [17] 王 凤,张德志,刘洪波. 民用大涵道比涡扇发动机本机平衡方法研究[C]//. 第二届民用飞机制造技术及装备高层论坛资料汇编(论文集). 沈阳,中国:2010.
- WANG Feng, ZHANG Dezhi, LIU Hongbo. Research on the inherent balance method of civil large bypass turbofan engines[J]. *The Compilation of Materials from the 2nd High-level Forum on Civil Aircraft Manufacturing Technology and Equipment (Proceedings)*. Shenyang, China: 2010. (in Chinese)