

DOI:10.20189/j.cnki.CN/61-1527/E.202605008

火箭飞控系统 MBSE 建模与架构权衡分析

周伟¹, 周井¹, 王凯¹, 赵国宏²

(1. 火箭军工程大学, 西安 710025;

2. 中国兵器试验测试研究院, 西安 710038)

摘要:针对传统文档方法在火箭飞行控制系统总体设计中存在语义不一致、迭代效率低等问题,提出基于模型的系统工程(model-based systems engineering, MBSE)的多层次递进式架构设计方法,并开展火箭飞行控制系统架构模型搭建。首先,以系统级利益相关者需求为输入,通过结构化捕获与解构,定义系统上下文与顶层用例,完成系统需求建模;其次,围绕顶层用例开展场景分析,建立活动图模型,完成“功能-行为-结构”映射,构建逻辑架构模型;随后,在逻辑架构基础上,依次开展分系统级至部件级的物理架构建模,形成数字化模型体系;最后,针对物理架构中的多方案选型问题,提出一种基于信息熵变权综合与逼近理想解排序法的架构方案权衡算法,实现对备选方案的主客观权重融合与量化评估。实验结果表明:基于 MBSE 的架构建模方法有效保证了系统需求与逻辑、物理架构之间的可追溯性;所提权衡算法成功决定最优方案,相较于响应延迟最优方案,总质量减轻 5%,总功耗降低 11.1%,响应延迟仅增加 5%,综合贴近度显著提升;相较于质量最轻方案,响应延迟降低 12.5%、总功耗仅增加 2.6%,且控制精度更优。本研究为复杂航天系统数字化设计与架构权衡提供了可复用的方法参考。

关键词:基于模型的系统工程;飞行控制系统;架构权衡;多层递进式

中图分类号:V488.1

文献标志码:A

开放科学标识码(OSID):

文章编号:2097-2741(2026)05-0084-13



听语音
与作者
聊科研

火箭飞控系统是保证火箭沿着预定轨迹稳定、精确飞行的核心组成,是火箭工程中最重要的一个系统。火箭飞控系统作为一个典型的实时控制系统,具备姿态稳定控制、精确跟踪制导等使命任务^[1]。传统的火箭飞控系统设计是一种基于自然语言、文本、图纸、表格等以文档形式呈现的方法,存在设计效率低、迭代困难等问题^[2-3]。尤其是在实施复杂系统总体设计时,由于各专业的研究侧重点不同,不同专业领域人员在设计的过程中对同一接口或结构的定义会出现理解偏差,导致对飞控系统重要文件的表述产生歧义,难以保证设计的一致性。

为解决传统基于文档方法实施系统设计的缺

点,国际系统工程学会提出了基于模型的系统工程(model-based systems engineering, MBSE)^[4]。该方法以逻辑上互相联系的多视图系统模型作为系统设计的技术标准,以相互间可以追溯验证的、既定的模型描述作为系统设计的基础,极大地提升了模型的交互性与可迭代性。

近年来,MBSE 作为系统工程的一个重要发展方向,关注度持续上升。美国 NASA 在其系统工程手册上明确表明,MBSE 在复杂的系统架构设计过程中具备显著的优势和广阔的应用前景^[5]。国际上,Ally 等^[6]提出了一种面向社会技术问题的决策支持系统(decision support system, DSS)参考模

收稿日期:2026-01-19

修回日期:2026-04-07

录用日期:2026-07-30

基金项目:航空科学基金(201829U8007)

第一作者:周伟(1974—),男,教授,主要从事飞行器总体设计与结构完整性分析。

引用格式:周伟,周井,王凯,等. 火箭飞控系统 MBSE 建模与架构权衡分析[J]. 火箭军工程大学学报,2026,40(5):84-96. Zhou Wei, Zhou Jing, Wang Kai, et al. MBSE modeling and architecture trade-off analysis for rocket flight control system[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2026, 40(5):84-96.

型,确保系统设计与特定利益相关者的需求保持一致。Guerrero 等^[7]将特定的结构部件特性与拓扑优化仿真各个阶段联系起来,提出了一种将拓扑优化仿真无缝集成到系统架构中的方法。Jagla 等^[8]建立了一种在热交换系统中系统地识别系统元素的方法。Nolte 等^[9]提出了一种识别功能安全和网络安全需求的方法。Moers 等^[10]为加速 MBSE 在机械产品开发中的应用,建立了可重用的求解元件库。Heffner 等^[11]在梳理模型验证、确认与认可方法的基础上,引入模型风险管理思想,提出了面向人-系统集成 MBSE 模型的可信性表征与沟通框架。国内方面,种婧宜等^[12]利用系统建模语言(systems modeling language, SysML)开展了通信卫星故障分析方法的研究,使得通过 SysML 获取其故障传播路径的过程更加便捷,提高了卫星在轨的异常诊断效果。金亮等^[13]基于 MBSE 方法建立了多层级电磁场有限元仿真软件的架构设计流程,实现了系统结构和行为的定义和可视化。刘瑞华等^[14]针对民用飞机在终端区 RNP(required navigation performance)运行要求,完成了国产民机导航系统架构设计,建立了多源导航信息融合模型。基于敏捷化航天器研制要求,王林尧等^[15]建立了一种基于 MBSE 的使命线程设计方法,优化了使命线程的设计过程。宋羽等^[16]将 MBSE 方法应用于导弹系统设计和仿真,极大地减少了对飞行试验的依赖并降低研制成本。

尽管 MBSE 在复杂系统设计中展现出巨大潜力,但其在火箭飞控系统等实时性、可靠性高要求领域的应用仍面临特定挑战。现有研究多侧重于 MBSE 在通用系统中的应用,对于火箭飞控系统这一特殊复杂系统,其建模流程的优化和架构权衡方法的研究尚不充分。具体而言,当前火箭飞控系统 MBSE 应用主要存在以下研究空白。

1)建模流程优化方面。MBSE 建模流程普遍存在复杂度高、过程繁琐的问题。虽然有研究如王乾等^[17]在民航飞控系统建模中提出了多层递进式架构建模方法以简化流程,但该方法仍以定性描述为主,缺乏将量化指标有机集成到系统模型中的机制。

2)量化权衡方法方面。传统火箭飞控系统物理架构中的多方案选型往往依赖专家经验,主观性强且缺乏量化依据。现有 MBSE 方法在架构权衡时,未能有效融合主客观权重,也缺乏科学的量化评估工具,难以在多目标、多约束的复杂飞控系统

设计中,高效、准确地识别最优架构方案。

针对上述问题,本文提出基于 MBSE 的多层次递进式架构设计方法,开展火箭飞控系统的总体设计,完成从系统需求、功能、行为到物理架构的完整数字化建模。主要创新点在于:第一,将多层递进式 MBSE 方法应用于火箭飞控系统,并构建了包含燃气舵、空气舵与反应控制系统(reaction control system, RCS)冷喷组合执行机构的完整物理架构;第二,在 MBSE 物理架构建模中引入了一种基于信息熵变权综合与逼近理想解排序法(technique for order preference by similarity to ideal solution, TOPSIS)的架构方案权衡算法,为解决多方案决策问题提供了科学的量化工具。本研究不仅保证了架构建模过程的一致性与可追溯性,更从方法论层面增强了复杂系统设计的严密性与决策科学性。

1 系统架构设计流程

基于 MBSE 的多层递进式架构设计流程如图 1 所示。该设计方法以系统级需求作为牵引,按照“功能-行为-结构”迭代开展系统架构建模,逐层解析,层层递进,最大限度地规避复杂大型系统在未来技术上的演化风险^[18]。

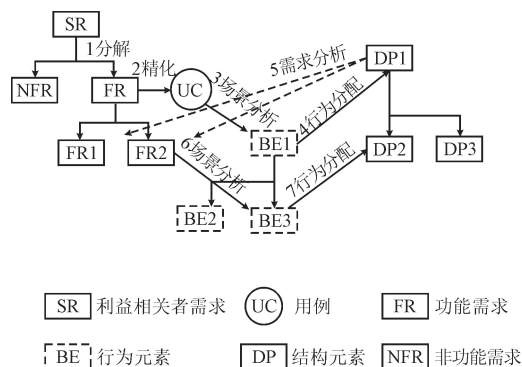


图 1 多层递进式架构设计流程

Fig. 1 Multi-level progressive architecture design process

基于 MBSE 的飞控系统架构设计以系统级利益相关者需求(SR)作为输入,通过结构化捕获和解构分解为功能需求(FR)以及非功能需求(NFR),并在此基础上定义系统上下文边界的范围及顶层用例(UC)。随后围绕顶层用例展开场景分析,建立活动图模型并还原功能架构中实际会发生的动作和事件序列,以此确定行为元素(BE),完成“功能-行为”的映射。通过对行为元素的分析,确定飞控系

统结构元素(DP),完成“行为-结构”的映射,并建立“结构-需求”的追溯关系,形成“功能-行为-结构”的闭环链路。利用上述“功能-行为-结构”的建模方式,依次开展系统级、分系统级及部件级的架构建模,最终得到对应的物理架构模型。

从核心框架、追溯机制、模型复杂度 3 个方面对比,本文方法与 MagicGrid 两种 MBSE 建模方法,如表 1 所示。本文采用的多层递进式方法在保留 MagicGrid 方法可追溯、模型化核心优点的同时,通过层级化、强追溯、阶段闭环的设计,提升了建模过程的条理性、模型的易维护性以及架构决策的严密性,从而更好地支撑了飞行控制系统的架构设计与量化权衡工作。

表 1 MBSE 建模方法对比分析

Table 1 Comparison of MBSE modeling methods

对比方向	MagicGrid 方法 ^[19-21]	多层递进 式方法
核心框架	依据“问题域-解决域-实现域”的三域通用框架,在每个域内实施“需求-功能-逻辑-物理”的建模	明确划分“系统级-分系统级-部件级”的纵向阶段,在每一级内紧密迭代“功能-行为-结构”的映射与验证。
追溯机制	强调跨域(如从需求到架构)的追溯性,覆盖系统全生命周期。	强化层级内与层级间的双向追溯。
模型复杂度	模型元素集中于统一的、可能规模庞大的系统模型中,对建模者的架构管理能力要求较高。	将整个系统模型分解为多个相对独立的层级子模型,降低了模型的认知负荷和维护难度。

2 基于信息熵变权综合的 TOPSIS 方法

2.1 算法总体框架

针对复杂系统物理架构建模中传统方案决策依赖专家经验,存在主观性强、缺乏量化依据等问题^[22],提出一种基于信息熵变权综合的 TOPSIS 架构方案权衡算法,算法流程如图 2 所示。该算法通过熵权法挖掘方案数据本身的客观信息,将主客观权重结合以获得更科学的综合权重,最后

利用 TOPSIS 计算各备选方案与理想解、负理想解的相对贴近度,从而实现对架构方案的优先级排序^[23]。

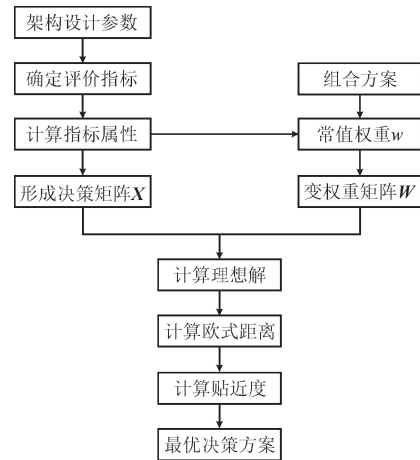


图 2 基于信息熵变权综合的 TOPSIS 方法计算流程

Fig. 2 Calculation process for information entropy-based variable weight synthesis and TOPSIS

2.2 信息熵变权综合原理

依据信息熵相关概念,假设火箭飞控系统评价含有 m 个指标, n 个方案,则各指标信息熵值可表示为

$$E_j = -(\ln n)^{-1} \sum_{i=1}^n p_{ij} \ln p_{ij} \quad (1)$$

式中: $p_{ij} = \frac{x_{ij}}{\sum_{i=1}^n x_{ij}}$, 表示第 j 个指标下,第 i 个方案的指标值占该指标所有方案指标值总和的比例,其中 x_{ij} 为第 i 个方案第 j 个指标下的原始数据值, $i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m$ 。

基于信息熵的组合方案第 j 项评价指标的常权系数为

$$w_j = \frac{1 - E_j}{\sum_{k=1}^m (1 - E_k)} \quad (2)$$

由于不同方案之间评价指标差异性的影响,采用常权方法无法满足系统的权重分析。因此,计算指标权重过程中需根据不同指标的属性值进行适当的调整变换。对于第 i 个方案,设其无量纲化指标状态向量为 $\mathbf{x}_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{im})^T$, 构建折中型状态变权向量 $\mathbf{S}(\mathbf{x}_i) = [S_1(x_{i1}), S_2(x_{i2}), \dots, S_m(x_{im})]^T$, 设定水平阈值为常值向量 $\mathbf{P} = (p_1, p_2, \dots, p_m)$ 。状态变权向量的第 j 个分量定义为^[24]

$$S_j(x_{ij}) = \frac{1}{2} x_{ij}^2 - p_j x_{ij} + \frac{5}{6} + \frac{1}{2} p_j \quad (3)$$

当 $x_{ij} > p_j$ 时, $S_j(x_{ij})$ 关于 x_{ij} 单调递增;当 $0 < x_{ij} \leq p_j$ 时, $S_j(x_{ij})$ 关于 x_{ij} 单调递减。从折中的角度考虑,取水平阈值的每个分量 p_j 都为 0.5。变权向量为常权向量和状态变权向量归一化的 Hadamard 乘积,结合公式(2)、(3),得到各指标变权重值计算公式为

$$W_{ij} = \frac{w_j \left[\frac{1}{2}x_{ij}^2 - \frac{1}{2}x_{ij} + \frac{13}{12} \right]}{\sum_{j=1}^m w_j \left[\frac{1}{2}x_{ij}^2 - \frac{1}{2}x_{ij} + \frac{13}{12} \right]} \quad (4)$$

式中: W_{ij} 为第 i 个方案中第 j 个评价指标的变权重。依据公式(4)计算得到的各变权重构成变权矩阵 $W = (W_{ij})_{n \times m}$ 。

2.3 基于变权决策矩阵的 TOPSIS 计算

TOPSIS 方法的核心思想是:通过原始数据矩阵归一化后的结果确定最佳和最差方案,随后求出被评方案与最佳、最差方案之间的距离,进而得到被评方案与最佳和最差方案之间的接近程度,并根据结果评价各方案的优劣。具体计算步骤如下。

1)形成决策矩阵。若参与评价多指标决策问题的方案集 $M = (M_1, M_2, \dots, M_n)$, 指标集 $D = (D_1, D_2, \dots, D_m)$, 则决策矩阵 X 为^[24]

$$X = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1m} \\ x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{n1} & x_{n2} & \cdots & x_{nm} \end{bmatrix} \quad (5)$$

2)无量纲化决策矩阵。为了消除各不同指标量纲对方案决策的影响,构建无量纲化标准化矩阵 $V = (v_{ij})_{n \times m}$, 其中 v_{ij} 为第 i 个方案在第 j 个评价指标下经过无量纲化处理后的标准化值。

对于越大越优型指标

$$v_{ij} = \frac{x_{ij} - \min(x_j)}{\max(x_j) - \min(x_j)} \quad (6)$$

对于越小越优型指标

$$v_{ij} = \frac{\max(x_j) - x_{ij}}{\max(x_j) - \min(x_j)} \quad (7)$$

式中: $\max(x_j)$ 、 $\min(x_j)$ 分别为第 j 个指标的最大值和最小值。

3)构建加权决策矩阵。对各指标变权重矩阵 W 与无量纲化矩阵 V 使用 Hadamard 乘积,得到加权决策矩阵 $R = (r_{ij})_{n \times m}$, 其中 r_{ij} 可表示为

$$r_{ij} = W_{ij} \circ v_{ij} \quad (8)$$

式中: r_{ij} 为加权决策矩阵 R 中第 i 个方案第 j 个评

价指标的加权值。

4)计算正理想解 S_j^+ 与负理想解 S_j^- 。

$$S_j^+ = \begin{cases} \max_{1 \leq i \leq n} \{r_{ij}\}, j=1, 2, \dots, m; D_j \text{ 为越大越优指标} \\ \min_{1 \leq i \leq n} \{r_{ij}\}, j=1, 2, \dots, m; D_j \text{ 为越小越优指标} \end{cases} \quad (9)$$

$$S_j^- = \begin{cases} \min_{1 \leq i \leq n} \{r_{ij}\}, j=1, 2, \dots, m; D_j \text{ 为越大越优指标} \\ \max_{1 \leq i \leq n} \{r_{ij}\}, j=1, 2, \dots, m; D_j \text{ 为越小越优指标} \end{cases} \quad (10)$$

5)计算各方案与正理想解、负理想解间的距离。在计算时,采用欧氏距离表示各方案与正、负理想解间的距离。

$$D_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^m (S_j^+ - r_{ij})^2} \quad (11)$$

$$D_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^m (S_j^- - r_{ij})^2} \quad (12)$$

6)计算各方案与正理想解的相对贴近度。

$$\eta_i = \frac{D_i^-}{D_i^+ + D_i^-} \quad (13)$$

式中: η_i 越大,决策方案 M_i 越接近正理想解,方案越优。

3 火箭飞控系统设计

3.1 飞控系统需求捕获与场景分析

依据火箭飞控系统的架构设计流程,开展基于 MBSE 的“铸剑二号”火箭飞控系统架构设计。首先对所有利益相关者的相关需求开展全面的获取、梳理及分析,明确掌握用户需求与系统需求,并清晰区分功能需求与非功能需求。其中,功能需求包括姿态稳定、参数测量等,非功能需求包括实时性、可靠性、安全性等^[25-27]。此外,在系统的设计过程中,还需实时发现并捕获由上述需求所产生的派生需求。最后,通过 MBSE 工具针对各项需求进行结构化建模,并纳入到统一的需求管理库当中,为后续架构设计工作准备好坚实的需求基线。

3.1.1 功能需求捕获

图 3 所示为“铸剑二号”飞控系统的利益相关者需求。其功能需求包括数据装订、姿态测量、姿态控制、高空遥测等,非功能性需求包括快响应、高精度、轻量化、可靠性等。

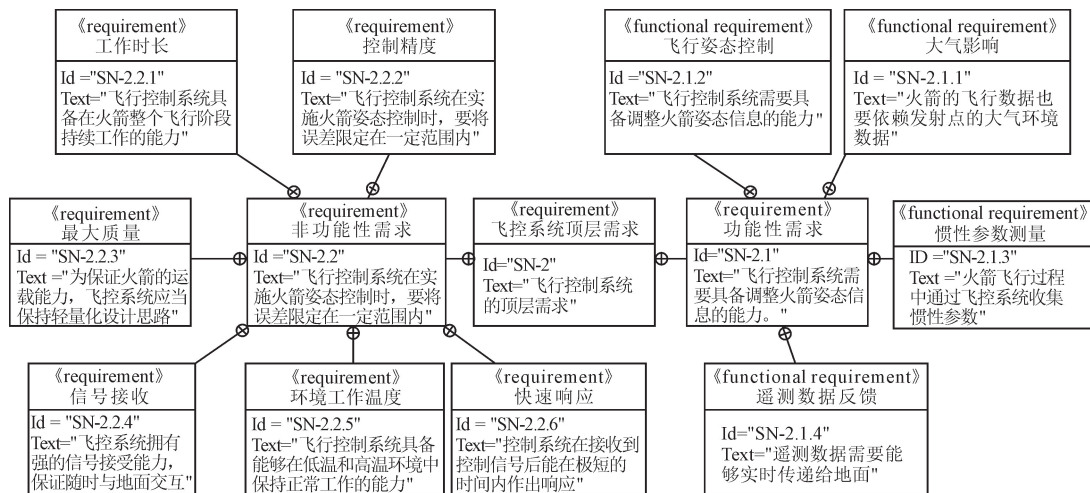


图 3 火箭飞控系统需求

Fig. 3 Requirements for the rocket flight control system

3.1.2 使用场景分析

在完成顶层需求捕获及需求模型构建后, 通过场景分析明确飞控系统的边界、外部交互对象及信息交互关系。“铸剑二号”火箭飞控系统的主要使用场景包括任务准备阶段的飞行数据装订和飞行阶段的姿态控制。系统外部交互对象包括任务控制中心、供配电系统及大气环境数据源。其中, 任务控制中心采集发射点大气环境数据, 向飞控系统发送飞控指令和装订数据, 并接收反馈数据与遥测数据; 供配电系统向飞控系统提供电源和电信号。

在上述系统上下文基础上, 对系统功能进一步分析和细化, 形成“飞行数据装订”和“飞行姿态控制”两个核心用例。“飞行数据装订”完成任务数据的生成、传输、接收、校验和反馈, 保证飞行数据可靠传输至飞控系统; “飞行姿态控制”根据飞控指令和飞行状态信息, 对火箭俯仰、偏航和滚转三轴姿态进行闭环调节。两个核心用例分别对应任务数据准备和飞行姿态控制过程, 为后续功能架构设计建立可追溯的“需求-用例”基线。

3.1.3 用例行为图建模

完成系统上下文及核心用例定义后, 围绕“飞行数据装订”和“飞行姿态控制”构建用例行为模型, 进一步描述各参数与对象之间的活动顺序、信息流转及控制逻辑。

在“飞行数据装订”场景中, 任务控制中心首先采集发射点大气环境数据, 据此生成飞行数据包并进行完整性校验, 随后通过专用通信链路将加密后的装订数据传输至飞控系统。飞控系统接收供配电系统提供的电信号后进入工作状态, 对装订数据进行接收、校验和存储, 并生成装订结果反馈数据

包。任务控制中心对反馈数据进行解包验证; 验证通过后结束装订流程, 验证未通过时重新生成并传输数据包。该过程形成数据生成、传输、装订和反馈验证的闭环, 保证飞行数据可靠、稳定地注入飞控系统。

在“飞行姿态控制”场景中, 供配电系统采用主供电与应急供电相结合的多级冗余方式, 为飞控系统持续提供电能。飞控系统激活后, 首先, 完成导航初始化; 随后, 持续获取火箭飞行状态信息及飞控指令, 并对俯仰、偏航和滚转三轴姿态进行解算与控制, 生成相应驱动指令, 控制执行机构完成姿态调整; 同时, 反馈执行机构的状态和系统运行信息。该过程能够满足火箭不同飞行阶段的姿态控制要求, 并提高系统对外部冲击和异常干扰的响应能力。

3.2 飞控系统逻辑架构设计

在 MBSE 架构建模中, 逻辑架构是实现系统需求和物理架构沟通的核心承载, 在架构设计中起着承上启下的关键作用。逻辑架构构建需要以系统需求为导向, 针对核心动作进一步细化、分解, 以确定逻辑子系统的构成。

3.2.1 功能分析

以火箭飞控系统需求及前述用例行为为输入, 按照数据接收、信息处理、指令生成、功能执行和状态反馈的逻辑, 对“飞行数据装订”和“飞行姿态控制”两项顶层功能进行逐级分解。其中, 飞行数据装订功能进一步分解为激活通信系统与飞控计算机、接收和读取装订数据包、验证数据完整性、存储有效装订数据、生成并上传反馈数据等子功能; 当数据验证未通过时, 系统生成相应反馈信息。飞行姿态控制功能进一步分解为遥测数据接收与预处理

理、惯性测量单位 (inertial measurement unit, IMU) 与全球导航卫星系统 (GNSS) 数据测量及融合、惯性导航预测、GNSS 有效性检测、卡尔曼滤波更新、导航状态修正、最优姿态四元数读取、控制指

令生成、执行机构驱动以及作动器状态采集与反馈等子功能。上述分解明确了各项功能的输入、输出及逻辑关系,为后续逻辑子系统划分和行为分配提供依据,如图 4、图 5 所示。

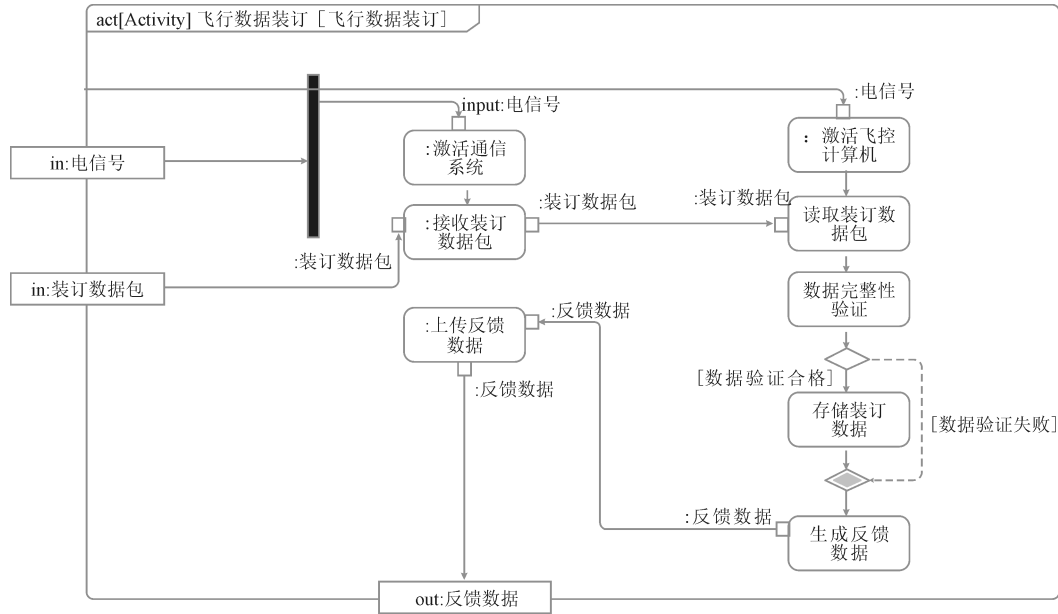


图 4 飞行数据装订功能分解图

Fig. 4 Decomposition diagram of the flight data staging function

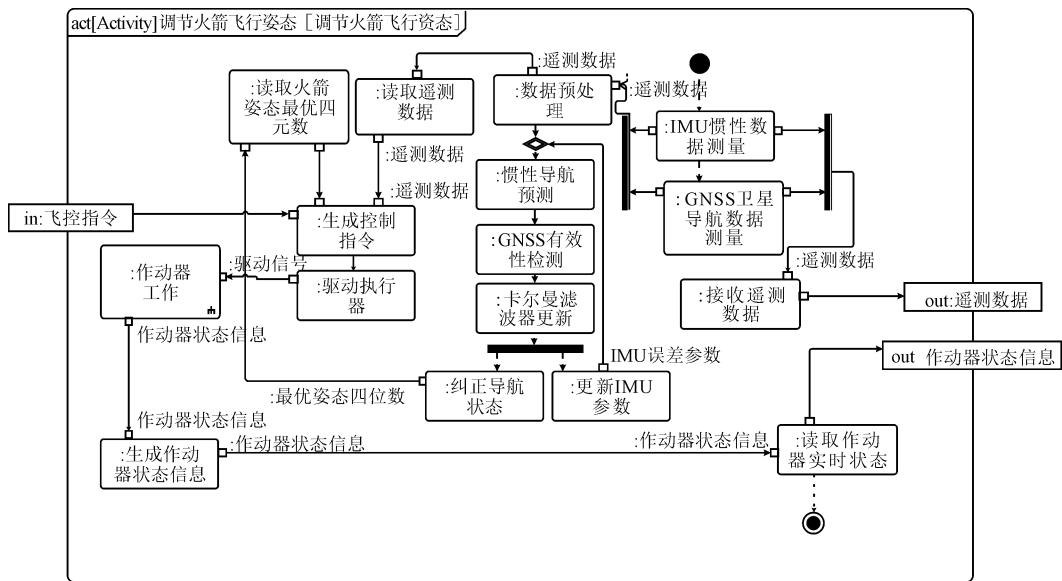


图 5 飞行姿态控制功能分解图

Fig. 5 Decomposition diagram of the flight attitude control function

在完成功能分解的基础上,对飞控系统进行逻辑架构定义。根据飞控系统的功能分析,将“铸剑二号”飞控系统划分为执行机构、飞控计算机、导航计算机、传感器系统以及通信系统 5 大逻辑子系统。将图 4、图 5 的行为向逻辑系统进行分配,得到“飞行数据装订”“飞行姿态控制”的白盒活动模型。

“飞行数据装订”的白盒活动模型:飞控系统在接收供电系统电信号后,激活通信系统和飞控计算机;通信系统接受“装订数据”并传递给飞控计算机;飞控计算机对装订数据的完整性进行验证;数据验证合格,对相应的数据进行存储并输出对应的反馈信息;数据验证不合格,直接生成反馈数据包并输出对应的反馈信息。

“飞行姿态控制”的白盒活动模型：飞行控制系统在接收供配电系统电信号后，激活各逻辑子系统；传感器系统采集火箭飞行过程中的位置、速度等信息，生成相应的遥测数据；飞控系统接收该遥测数据，并计算得出火箭实时飞行的最优姿态，随后将该最优姿态与原始遥测数据同步传递给导航计算机；导航计算机综合处理遥测数据、最优姿态信息以及飞控指令，生成精确的驱动信号；驱动机构接受相应的信号并执行相应物理动作，完成动作后，通过通信系统将作动器状态信息实时反馈至地面测控站，形成完整的状态监控闭环。

3.2.2 逻辑架构合理性验证

完成飞控系统白盒分析后，结合需求精化矩阵完成逻辑架构的合理性验证，其核心是验证所分解出的各逻辑子系统的功能总和，是否完整地覆盖并满足系统的全部顶层需求。如图 6 所示的需求精化矩阵，展示了“需求-设计”间的双向追溯关系。其中，矩阵的列代表系统级顶层需求，行代表五大逻辑子系统，矩阵中的标记则表明具体的追溯关系，即某项需求由哪个或哪些逻辑子系统来实现。由图 6 可得，本文所定义的逻辑子系统能够满足所有既定顶层需求，从而完成逻辑合理性的验证。

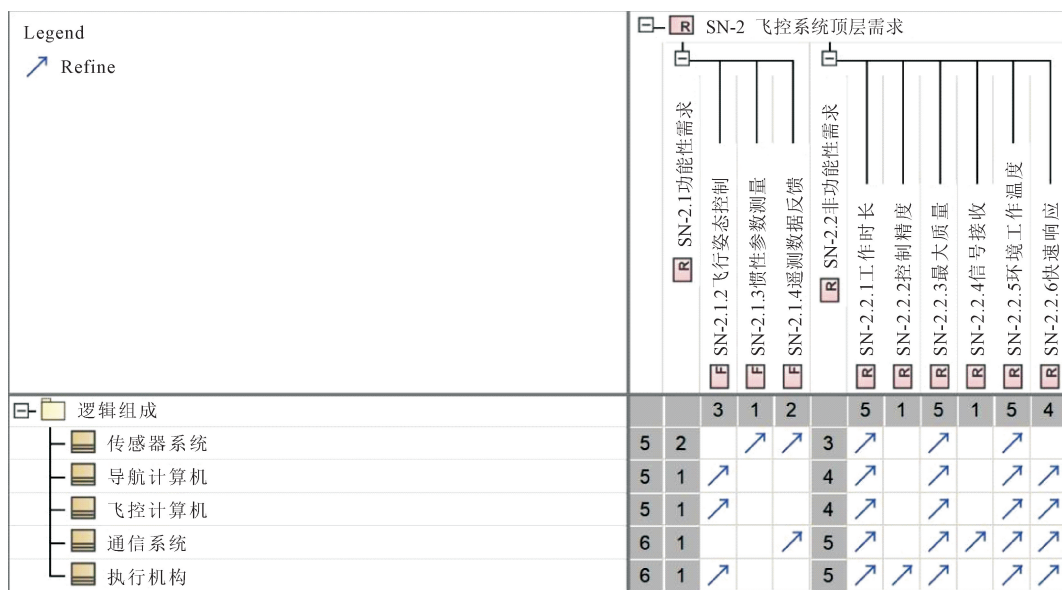


图 6 需求精化矩阵

Fig. 6 Requirement refinement matrix

3.3 飞控系统物理架构设计

在 MBSE 架构设计流程中，物理架构设计旨在将抽象的“功能逻辑”转化为切实可行的“技术方案”。在飞控系统物理架构设计阶段，需对 3.2 节所定义的逻辑子系统进行进一步层级划分，划分的核心依据是确保每个物理组件或组件集群能够完整、高效地支撑其分配的逻辑行为单元的功能实现。本节主要以执行机构为例实施物理架构设计。

执行机构由控制器与作动器组成。为提升火箭飞行的机动能力、抗干扰能力等，作动器采用燃气舵、空气舵及 RCS 冷喷装置组合控制方式参与火箭飞行姿态控制。作动器在控制器的控制下完成相应的指令动作，实现电能向机械能的转换，驱动火箭调整飞行姿态。控制器除了具备控制作动器执行指令动作以外，还是实施通道故障诊断并与导航计算机连接的重要装置。

完成物理组件的定义后，对执行机构承担的“作动器工作”功能进行白盒设计，得到白盒活动模型。控制器的控制电子装置在接收到来自导航计算机的控制指令后实施控制率解算，将控制指令解码为电驱动信号，并通过解码信息选择驱动电机或 RCS 冷喷装置工作。电机将传入的电信号转化为机械运动，经由减速器放大扭矩后控制滚珠丝杠机构带动舵面运动，而传入 RCS 冷喷装置的电信号将直接控制 RCS 冷喷装置对应的喷管阀门开关。

结合执行机构的白盒活动模型，得到执行机构的物理架构如图 7 所示。该物理架构定义了执行机构的共性物理框架，组件以抽象功能单元形式存在，形成类似产品族的可配置架构模板，为具体产品设计提供基线。执行机构分系统设计与飞控系统设计思路相似，皆是按照“功能-行为-架构”的流

程实行架构设计,充分体现了分层设计的特点,展示了该设计方法良好的逻辑性与适用性。

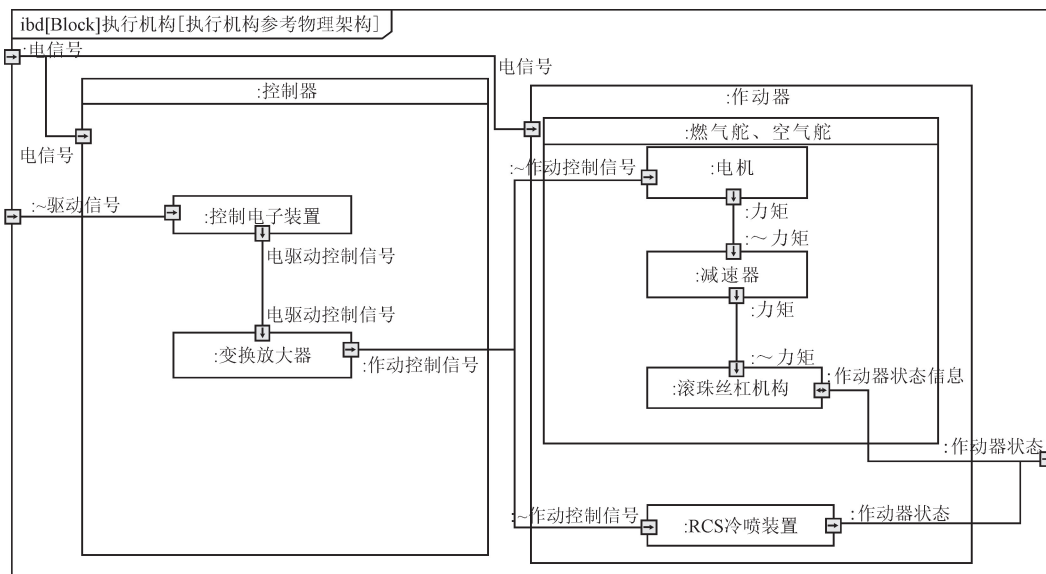


图 7 执行机构参考物理架构

Fig. 7 Physical architecture of the actuator reference

4 作动器组合架构方案权衡与优选

在“铸剑二号”火箭飞控系统的执行机构设计中,为实现最优的综合性能,需在部件级选型的基础上进行系统级组合优化。火箭初始飞行段是全任务周期中控制手段最丰富、架构组合最复杂的阶段。此时,火箭处于大气层内,气动效应显著,空气舵、燃气舵与 RCS 冷喷装置能同时参与空域飞行的协同控制。相比之下,在飞行的后续阶段,执行机构架构会因环境变化而自然简化,如发动机关机后,燃气舵失效;进入高空及太空,大气稀薄导致空气舵失效。综合考虑,后续阶段的控制复杂程度远低于初始段。因此,将空气舵与适用于全程的燃气舵、RCS 冷喷装置一同纳入备选方案进行比较,具有明确的工程意义。本文采用第 2 节提出的组合权重与 TOPSIS 架构权衡算法^[28-30],并利用 MATLAB 与 MBSE 实施联合仿真,对多种燃气舵、空气舵和 RCS 冷喷装置构成的组合架构方案进行系统级评估与优选。

4.1 决策矩阵

作动器待选子型号相关参数如表 2 所示,依据作动器子型号待选方案,确定 TOPSIS 优化组合方案共 18 种,评价指标为 4 项:控制精度、总质量、总功耗以及响应延迟,优选决策矩阵 $\mathbf{X}$ 如表 3 所示。

4.2 指标变权重计算

由信息熵计算公式(1)、(2)得到各级指标的常

权重如表 4 所示。指标熵值越大,表明各备选方案在该指标下的数据分布越均匀,指标的区分能力越弱,相应权重越小;反之,指标熵值越小,表明方案间差异越明显,指标所包含的有效决策信息越多,相应权重越大。熵权法依据评价数据的离散程度确定指标权重,能够降低专家主观赋权对评价结果的影响。例如,从表 3 的具体数据可见,控制精度在 18 个方案中仅取 0.10° 、 0.11° 和 0.12° ,虽绝对变化范围小,但其相对差异集中且具有明确的层级性,导致其熵值较低,信息效用值大,故权重较高;而总质量的值域为 90 kg 至 105 kg,虽绝对差异为 15 kg,但方案值分布相对均匀,熵值较大,因此权重最低。基于指标权重计算得到多级组合方案变权重矩阵如表 5 所示。

表 2 作动器子型号相关参数

Table 2 Parameters of the actuator submodels

作动器 类型	子型 号	控制精 度/(°)	单机质 量/kg	单机功 耗/kW	响应延 迟/ms
燃气舵	1	0.05	35	1.5	8
	2	0.08	30	1.2	5
	3	0.06	32	1.35	6.5
空气舵	4	0.10	25	0.8	12
	5	0.12	20	0.7	15
	6	0.11	22	0.75	13.5
RCS 冷 喷装置	7	0.02	40	2.0	4
	8	0.03	45	2.5	3

表 3 组合方案的优选决策矩阵

Table 3 Decision matrix for the candidate schemes

方案	代号	控制精度/ 度/(°)	总质量/ kg	总功耗/ kW	响应延迟/ ms
1-4-7	P1	0.10	100	4.3	24
1-4-8	P2	0.10	105	4.8	23
1-5-7	P3	0.12	95	4.2	27
1-5-8	P4	0.12	100	4.7	26
1-6-7	P5	0.11	97	4.25	25.5
1-6-8	P6	0.11	102	4.75	24.5
2-4-7	P7	0.10	95	4	21
2-4-8	P8	0.10	100	4.5	20
2-5-7	P9	0.12	90	3.9	24
2-5-8	P10	0.12	95	4.4	23
2-6-7	P11	0.11	92	3.95	22.5
2-6-8	P12	0.11	97	4.45	21.5
3-4-7	P13	0.10	97	4.15	22.5
3-4-8	P14	0.10	102	4.65	21.5
3-5-7	P15	0.12	92	4.05	25.5
3-5-8	P16	0.12	97	4.55	24.5
3-6-7	P17	0.11	94	4.1	24
3-6-8	P18	0.11	99	4.6	23

表 4 指标权重

Table 4 Indicator weight

指标	控制精度	总质量	总功耗	响应延迟
常数系数	0.321 5	0.090 7	0.244 1	0.343 7

表 5 变权重矩阵

Table 5 Variable weight matrix

方案	控制精度	总质量	总功耗	响应延迟
P1	0.347 9	0.088 1	0.234 1	0.329 9
P2	0.334 5	0.094 3	0.254 0	0.317 2
P3	0.332 9	0.084 3	0.226 8	0.356 0
P4	0.334 9	0.084 7	0.242 6	0.337 8
P5	0.316 4	0.089 3	0.241 7	0.352 6
P6	0.311 2	0.091 9	0.260 6	0.336 3
P7	0.334 9	0.084 7	0.242 6	0.337 8
P8	0.332 9	0.084 3	0.226 8	0.356 0
P9	0.334 5	0.094 3	0.254 0	0.317 2
P10	0.347 9	0.088 1	0.234 1	0.329 9
P11	0.310 6	0.093 7	0.260 1	0.335 6
P12	0.316 4	0.089 3	0.241 7	0.352 6
P13	0.345 5	0.086 2	0.238 0	0.330 2
P14	0.338 1	0.088 3	0.240 2	0.333 4
P15	0.337 4	0.090 1	0.239 8	0.332 7
P16	0.345 5	0.086 2	0.238 0	0.330 2
P17	0.317 3	0.092 0	0.250 6	0.340 1
P18	0.317 9	0.090 1	0.251 1	0.340 8

4.3 结果与分析

依据计算决策分析过程中的正理想解,进而确定各方案与正理想解的相对贴近度及优选方案排序,如表 6 所示。

表 6 各方案相对贴进度

Table 6 Relative closeness of each candidate scheme

方案	P1	P2	P3	P4	P5	P6	P7	P8	P9
贴近度	0.608 7	0.541 1	0.240 4	0.106 4	0.395 5	0.334 0	0.851 4	0.721 3	0.424 1
方案	P10	P11	P12	P13	P14	P15	P16	P17	P18
贴近度	0.349 3	0.608 4	0.559 5	0.719 8	0.635 9	0.332 8	0.235 3	0.506 8	0.446 0

基于 TOPSIS 算法的结果显示,方案 P7 的相对贴近度最高,被确定为最优架构。相较于响应延迟最优的方案 P8,P7 在控制精度相当的前提下,总质量减轻 5%、总功耗降低 11.1%,响应延迟仅增加 5%,综合贴近度显著提升;相比质量最轻的方案 P9,P7 虽质量增加 5.6%,但响应延迟降低 12.5%、总功耗仅增加 2.6%,且控制精度更优,充分体现了

多指标综合优化的工程价值

4.4 算法稳定性分析

水平阈值 p_j 决定了状态变权向量对指标优劣的奖惩转折点,文中依据文献[22]取 $p_j=0.5$ 。为考察阈值选择对方案的影响,分别取 $p_j=0.3、0.4、0.5、0.6、0.7$,在保持其他计算步骤不变的前提下,重新计算方案 P7 的相对贴近度及排序,结果如表 7

所示。结果表明:当 p_j 小范围变化时,方案相对 P7 贴进度相对稳定,表明算法具有较优的稳定性。这说明最优架构的判定对水平阈值在合理区间内不敏感,算法具有较好的阈值鲁棒性。

表 7 水平阈值改变时方案 P7 的相对贴进度

Table 7 Relative closeness of Scheme P7
with various threshold values

水平阈值 p	相对贴进度
0.3	0.808 8
0.4	0.829 7
0.5	0.851 4
0.6	0.873 1
0.7	0.892 7

此优选方案为后续的详细设计提供了明确的决策依据。基于这一结论,可以在 MBSE 数字化模型中,对执行机构的物理架构进行具象化定义与参数配置,从而将系统级的权衡结果无缝传递至部件级的工程设计,确保从模型到实物的可追溯性与一致性。

5 结论

本文针对“铸剑二号”火箭飞控系统,利用基于 MBSE 的多层次递进式架构建模方法开展火箭飞控系统的架构设计,并结合创新的量化架构权衡算法,完成了作动器组织架构方案的评估与优选。主要结论如下。

1) 构建了面向火箭飞控系统的多层递进式 MBSE 建模流程。通过需求捕获、用例分析、功能分解以及“功能-行为-结构”映射,形成了由系统级向分系统级和部件级逐层递进的数字化架构模型,提高了建模过程的一致性和可维护性。

2) 建立了系统需求与逻辑架构之间的双向追溯关系。通过需求精化矩阵验证各逻辑子系统对系统级需求的覆盖情况,结果表明:所构建的执行机构、飞控计算机、导航计算机、传感器系统和通信系统能够满足既定顶层需求,保证了逻辑架构的完整性与合理性。

3) 完成了飞控系统物理架构及执行机构组合架构设计。以燃气舵、空气舵和 RCS 冷喷装置为对象,构建了 18 种组合方案,并选取控制精度、总质量、总功耗和响应延迟 4 项指标开展系统级权衡,为

部件选型与物理架构配置提供了统一的量化评价基础。

4) 采用信息熵变权综合与 TOPSIS 方法对组合架构进行评价,识别出方案 P7 为最优方案,其相对贴进度为 0.851 4。与响应延迟最优的方案 P8 相比,P7 在控制精度相同的条件下,总质量减轻 5%,总功耗降低 11.1%,与质量最轻的方案 P9 相比,响应延迟降低 12.5%,且控制精度更高。

本研究为 MBSE 在火箭飞控系统中的应用以及架构权衡提供了方法参考和实践案例。但飞控系统仅是火箭全箭系统的一个子系统,后续研究将重点围绕多系统联合建模与接口协同仿真展开,构建飞控与电气、动力、弹体结构等核心系统的全箭级数字化集成模型。在此基础上,进一步向模型驱动的全生命周期管理与数字孪生验证延伸,实现从设计到运维的模型贯通与虚实映射,为火箭敏捷迭代研制和快速响应发射提供系统级数字化支撑。

参考文献

- [1] 薛昱,杨卓鹏,杨怡欣.北斗卫星导航系统效能综合建模与分析研究[J].系统工程理论与实践,2022,42(1):262-272.
Xue Yu, Yang Zhuopeng, Yang Yixin. Research on modeling and analysis of the performance of Beidou satellite navigation system effectiveness[J]. Systems Engineering-Theory & Practice,2022,42(1):262-272.
- [2] 王林尧,赵滢,张仁杰.数字工程研究综述[J].系统工程学报,2023,38(2):265-274.
Wang Lingyao, Zhao Yan, Zhang Renjie. Review of digital engineering research[J]. Journal of Systems Engineering, 2023, 38(2): 265-274.
- [3] Zimmerman P, Gilbert T, Salvatore F. Digital engineering transformation across the department of defense[J]. The Journal of Defense Modeling and Simulation: Applications, Methodology, Technology, 2019, 16(4): 325-338.
- [4] 陈志兵,邬恒,罗战虎,等.基于 MBSE 的对流层飞艇运行概念研究[J].系统工程与电子技术,2024,46(3):1004-1012.
Chen Zhibing, Wu Heng, Luo Zhanhu, et al. Research on the concept of operation for tropospheric airship based on MBSE[J]. Systems Engineering and Electronics, 2024, 46(3): 1004-1012.
- [5] 胡晓义,王如平,王鑫,等.基于模型的复杂系统安全性和可靠性分析技术发展综述[J].航空学报,2020,

- 41(6): 147-158.
- Hu Xiaoyi, Wang Ruping, Wang Xin, et al. Recent development of safety and reliability analysis technology for model-based complex systems[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(6): 147-158.
- [6] Aly E, Suprun E, Turan H H, et al. MBSE for robust decision support systems: a resilient, mission-centric reference model[J]. *Digital Engineering*, 2025, 6: 100044.
- [7] Guerrero A D, Jacobs G, Zerwas T, et al. Integrating topology optimization into model-based systems engineering for lightweight structural design[J]. *Forschung Im Ingenieurwesen*, 2025, 89(1): 63.
- [8] Jagla P, Jacobs G, Derpa V, et al. System elements identification method for heat transfer modelling in MBSE[J]. *Systems*, 2025, 13(4): 251.
- [9] Nolte B, Stein A, Vietor T. Designing a method for identifying functional safety and cybersecurity requirements utilizing model-based systems engineering[J]. *Applied System Innovation*, 2025, 8(2): 45.
- [10] Moers F, Jacobs G, Mennicken M, et al. Reusable solution element libraries for accelerated application of MBSE in mechanical product development[J]. *Forschung Im Ingenieurwesen*, 2025, 89(1): 54.
- [11] Heffner R A, Miller M E. Building credibility for human systems integration in model-based systems engineering[J]. *Systems Engineering*, 2025, 28(2): 284-293.
- [12] 种婧宜, 周昊澄, 袁文强, 等. 基于 SysML 的通信卫星故障分析方法研究[J]. *计算机仿真*, 2022, 39(03): 57-61, 390.
- Chong Jingyi, Zhou Haocheng, Yuan Wenqiang, et al. Research on fault analysis method for communication satellites based on SysML[J]. *Computer Simulation*, 2022, 39(3): 57-61, 390.
- [13] 金亮, 贾雨方, 刘璐, 等. 集成 AI 的电工装备电磁场有限元仿真软件 MBSE 建模与应用[J]. *电工技术学报*, 2025, 40(16): 5186-5203.
- Jin Liang, Jia Yufang, Liu Lu, et al. Modeling and application of electromagnetic field finite element simulation software MBSE for electrical equipment integrated with AI[J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2025, 40(16): 5186-5203.
- [14] 刘瑞华, 鹿繁鹏, 马赞. 国产民机导航系统 MBSE 建模及终端区 RNP 运行仿真[J]. *系统工程与电子技术*, 2026, 48(2): 588-602.
- Liu Ruihua, Lu Fanpeng, Ma Zan. MBSE modeling and terminal area RNP operational simulation of domestic civil aviation navigation system[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2026, 48(2): 588-602.
- [15] 王林尧, 蒙涛, 孙书剑, 等. 基于 MBSE 的使命线程设计方法[J]. *系统工程与电子技术*, 2026, 48(4): 1230-1242.
- Wang Linyao, Meng Tao, Sun Shujian, et al. MBSE-based mission thread design method[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2026, 48(4): 1230-1242.
- [16] 宋羽, 邹汝平, 王军. 基于模型的系统工程在导弹系统研制中的实践[J]. *兵工学报*, 2022, 43(增刊 1): 97-106.
- Song Yu, Zou Ruping, Wang Jun. On the practice of model-based system engineering in missile development[J]. *Acta Armamentarii*, 2022, 43(S1): 97-106.
- [17] 王乾, 郑党党, 佟瑞庭, 等. 基于 MBSE 的民机飞行控制系统架构设计[J]. *系统工程与电子技术*, 2024, 46(9): 3050-3059.
- Wang Qian, Zheng Dangdang, Tong Ruiting, et al. Design of civil aircraft flight control system architecture based on MBSE[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2024, 46(9): 3050-3059.
- [18] 张玉彤, 魏承, 孙兆伟, 等. 基于可执行架构的航天器系统设计与动态验证方法[J]. *宇航学报*, 2026, 47(2): 311-321.
- Zhang Yutong, Wei Cheng, Sun Zhaowei, et al. Spacecraft system design and dynamic verification approach based on executable architecture[J]. *Journal of Astronautics*, 2026, 47(2): 311-321.
- [19] 王鹏洋, 魏东东, 陈兴鹏. 基于 MBSE 的某飞行器系统一体化设计流程[C]//中国宇航学会. 2024 年中国航天大会论文集. 武汉:《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司, 2024: 133-137.
- [20] 周伟, 于崧, 周井, 等. 基于 MBSE 的“铸剑二号”教学科研型火箭设计需求分析[C]//中国科学技术协会. 第二十七届中国科协年会系列学术活动——“空天智能导航制导控制与健康管理”论坛论文集. 北京:《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司, 2025: 32-39.
- [21] 周伟, 石学乾, 周子翔, 等. 基于 MBSE 的“铸剑一号”火箭系统架构建模[J]. *火箭军工程大学学报*, 2023, 37(4): 1-7, 12.
- Zhou Wei, Shi Xueqian, Zhou Zixiang, et al. MBSE-based system architecture modeling for the “ZJ-1” rocket[J]. *Journal of Rocket Force University of Engineering*, 2023, 37(4): 1-7, 12.
- [22] 程洪杰, 侯祯伟, 刘志浩, 等. 基于变权重系数的 LQR 多轴特种车辆分层稳定性控制[J]. *火箭军工程大学学报*, 2025, 39(2): 47-58.
- Cheng Hongjie, Hou Zhenwei, Liu Zhihao, et al.

- Variable weighting factors-based layered stability control of linear quadratic regulator multi-axle special vehicles[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39(2): 47-58.
- [23] 王海涛,沙居巍,奚修林,等.多指标融合与动态赋权的数字孪生系统可信度分层评估方法[J].火箭军工程大学学报,2025,39(3):115-126.
- Wang Haitao, Sha Juwei, Xi Xiulin, et al. Hierarchical evaluation method for the credibility of digital twin systems based on multi-index fusion and dynamic weighting[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39(3): 115-126.
- [24] 周伟,罗建军,郝辉.固体运载火箭多级组合优选多属性评价方法[J].宇航学报,2017,38(2):115-122.
- Zhou Wei, Luo Jianjun, Hao Hui. Multi-attribute evaluation method for multi-stage combined optimization of solid rocket[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(2): 115-122.
- [25] 刘瑞华,崔雯娇.国产民机飞行管理系统 MBSE 建模及实际导航性能评估[J].系统工程与电子技术,2026,48(8):2725-2738.
- Liu Ruihua, Cui Wenjiao. MBSE modeling of domestic civil aviation flight management system and evaluation of actual navigation performance[J]. Systems Engineering and Electronics, 2026, 48(8): 2725-2738.
- [26] 宁伟航,李佳,李亚青,等.MBSE 在运载火箭设计与验证中的应用技术研究[J].机械工程学报,2026,62(7):25-37.
- Ning Weihang, Li Jia, Li Yaqing, et al. Research on the application technology of MBSE in launch vehicle design and verification[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2026, 62(7): 25-37.
- [27] 蒋思越,王晔,郑泽,等.应用 MBSE 方法的卫星能源管理软件需求建模与验证[J].航天器工程,2026,35(1):107-114.
- Jiang Siyue, Wang Ye, Zheng Ze, et al. Requirement modeling and verification of satellite energy management software based on MBSE method[J]. Spacecraft Engineering, 2026, 35(1): 107-114.
- [28] 张琪,聂文兵,张健,等.一种基于组合赋权 TOPSIS 的 LVC 训练虚实兵力资源配置方法[J/OL].系统仿真学报,(2026-03-25)[2026-04-05].<https://doi.org/10.16182/j.issn1004731x.joss.26-0142>.
- Zhang Qi, Nie Wenbing, Zhang Jian, et al. Troop forces resource allocation method for LVC training based on combined weighting TOPSIS[J/OL]. Journal of System Simulation, (2026-03-25)[2026-04-05]. <https://doi.org/10.16182/j.issn1004731x.joss.26-0142>.
- [29] 王闯,王功浩,徐悦.基于 CE-PR 和熵权 TOPSIS 法的跨区域产业链网络节点重要度评价[J].统计与决策,2026,42(6):78-83.
- [30] 谢小军,马虹,黄鹏,等.基于投影测度和 TOPSIS 方法的区间直觉模糊多属性决策模型[J].统计与决策,2024,40(20):183-188.

MBSE Modeling and Architecture Trade-Off Analysis for Rocket Flight Control System

ZHOU Wei¹, ZHOU Jing¹, WANG Kai¹, ZHAO Guohong²

(1. Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. China Ordnance Test and Research Institute, Xi'an 710038, China)

ABSTRACT: To address issues such as semantic inconsistency and low iteration efficiency associated with traditional documentation methods, a multi-layered, progressive architecture design method based on model-based systems engineering (MBSE) was proposed for developing an architectural model of the rocket flight control system. First, with system-level stakeholder requirements serving as the input, structured requirements capture and decomposition were performed to define the system context and identify top-level use cases, thereby completing the system requirements modeling process. Second, scenario analyses were conducted based on the top-level use cases, and activity diagram models were developed. The mapping among functions, behaviors, and structures was subsequently established, and a logical architecture model was constructed. Based on this logical architecture, physical architecture modeling was performed sequentially across hierarchical levels, from subsystems to individual components, resulting in the development of an integrated digital model system. Finally, to address the selection of alternative physical architecture schemes, an architecture scheme trade-off algorithm combining information-entropy-based change weighting with the technique for order preference by similarity to ideal solution ranking method was pro-

posed to integrate subjective and objective weights and enable the quantitative evaluation of alternative schemes. The results show that the MBSE-based architecture modeling method establishes traceability among system requirements, logic architecture, and physical architecture. The proposed trade-off algorithm identifies the optimal architecture scheme; compared with the delay-optimized design, the selected scheme reduces total mass and power consumption by 5% and 11.1%, respectively, while increasing response delay by only 5% and improving the overall closeness measure. Compared with the lightest design, the selected scheme reduces response delay by 12.5%, incurs a power consumption rise of only 2.6%, and achieves improved control accuracy. This study provides a reusable methodological framework for digital design and architecture trade-off analysis in complex aerospace systems.

KEYWORDS: model-based systems engineering; flight control system; architecture trade-off; multi-layer progressive

(编辑:吴文冬)