

# 基于数字孪生的火箭测试与发射过程健康管理技术研究

张素明, 岳梦云

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 为了解决运载火箭对地面测试与发射过程中对数据综合分析能力, 飞行过程的故障诊断和预测能力, 以及故障处理措施快速决策等能力的迫切需求, 提出一种基于数字孪生技术的火箭测试与发射过程健康管理系统设计方案; 该方案通过建立运载火箭测试与发射阶段数字孪生模型, 实现对火箭测试和发射过程的天地镜像仿真, 依托数字孪生模型, 对运载火箭健康管理功能进行了设计和优化; 利用真实火箭和数字孪生火箭的信息交互, 可有效实现火箭测试过程数据分析、飞行过程协同诊断, 以及故障处理决策支持等功能; 该系统提高了火箭发射的可靠性, 为火箭可靠飞行提供了技术保障; 同时, 该技术在运载火箭健康管理上的应用也面临一些关键技术还需要进一步突破和发展。

**关键词:** 数字孪生; 运载火箭; 测试发射

## A Rocket Health Management System for Vehicle Testing and Launching Base on Digital Twin

Zhang Suming, Yue Mengyun

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076)

**Abstract:** To solve the capability requirement for integrated analysis methods during vehicle testing on the ground, fault diagnosis and prediction for the flight process, and decision-making methods of fault treatment, a rocket health management system for vehicle testing and launching base on digital twin is proposed in this paper. In this scheme, a digital simulation and multisource model is build for vehicle testing and launching, and the model can optimize the health management function. By using the information interaction between real rocket and digital twin rocket, the real-time information of the rocket is collected by the data acquisition module of the system, and the evolution of the digital twin of the rocket launch scenes are also accomplished by this module. With the digital twin technology, the data analysis for testing, collaborative diagnosis and decision-making for flight can be improved. This system can improve the reliability of rocket launch, and support the rocket launch mission success. Meanwhile, some key technologies need further breakthrough and development in the future.

**Keywords:** digital twin; rocket; testing and launching

## 0 引言

运载火箭健康管理功能是支撑运载火箭测试与发射过程自动化, 以及容错重构能力的关键, 负责地面测试阶段和飞行段全箭数据综合、处理、决策, 并按照既定的故障模式进行决策处理及控制等功能。

航天系统具有研制难度大、产品价值高、制造批量小、技术复杂、试错代价巨大的产品特点。NASA 和美国空军将飞行器数字孪生定义为: “一种集成的、多物理、多尺度、概率仿真模型, 能够利用物理模型、传感器数据和历史数据等来反映与该模型对应的飞行实体的状态”。美国国防部提出利用数字孪生技术, 用于航空航天飞行器的健康维护与保障<sup>[1-2]</sup>。

火箭的测试发射过程涉及动力、电气、能源、结构、环境等专业, 各系统各产品协调工作, 才能完成火箭的测试与发射, 将有效载荷成功送入轨道。整个过程技术状态变化大, 且地面试验难以覆盖飞行试验, 迫切需要通过数字孪生技术提升发射效率和可靠性<sup>[3-4]</sup>。

本文基于数字孪生技术, 对数字孪生的火箭测试与发射过程健康管理技术应用展开研究和探索。

## 1 火箭测试发射过程健康管理功能需求分析

### 1.1 地面测试数据综合分析

运载火箭在点火发射前, 需要在地面进行大量的测试工作, 包括各类系统和全箭的模拟飞行测试, 以确保火箭飞行过程正常。火箭测试过程中, 健康管理提供测试

收稿日期: 2021-01-29; 修回日期: 2021-03-10。

作者简介: 张素明(1984-), 男, 湖南常德人, 硕士, 高级工程师, 主要从事运载火箭健康管理、自动化测发控, 信息综合应用方向的研究。

引用格式: 张素明, 岳梦云. 基于数字孪生的火箭测试与发射过程健康管理技术研究[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(5): 8-14.

过程箭上、地面设备状态监测, 测试过程数据综合处理, 测试结果监测与判断, 并提供故障分析定位功能。

由于火箭没有真实飞行, 地面测试过程的外部激励通常都是通过等效器进行模拟, 测试数据和真实飞行数据均在较大的差异, 地面测试数据的分析往往通过门限进行对比, 数据的综合分析能力较低, 也不易发现潜在的问题, 尤其是无法进行故障状态模拟测试。因此, 迫切需要一种在地面测试过程中有助于火箭飞行过程的数据综合分析方法。

### 1.2 飞行过程故障诊断和预测分析

在火箭点火一起飞过程中, 能源系统、动力系统、电气系统等核心功能正常工作是起飞的关键, 出现异常需进行紧急关机等预案措施, 且全过程需提供快速判断处理功能, 因此射前紧急关机条件判断与决策是点火起飞过程故障诊断的关键功能之一。

飞行过程中, 火箭真实状态往往和设计状态有所差异, 需要根据当前状态数据对火箭进行监测分析, 对火箭未来状态进行预测。此外, 对于火箭发生的异常情况要快速发现和定位故障, 并对故障影响进行分析, 快速处理。

因此, 火箭飞行过程中需要强大的故障诊断和预测能力, 但是由于火箭箭上资源有限, 部分工作需要通过地面实现, 地面需要能模拟火箭真实飞行过程的孪生火箭, 和真实火箭实现“伴飞”, 便于及时发现故障和预测分析。

### 1.3 故障处理措施的快速推演决策

运载火箭的智能化是未来发展趋势, 其飞行过程中的故障诊断和容错重构能力是其重要标志之一。健康管理实现飞行过程总体关键参数采集、实时诊断与处理, 为全箭容错重构处理等提供决策信息与指令输出是其最为突出的作用。

任何故障的快速处理措施都需要进行充分的验证分析, 虽然现代火箭可以预置一些特定的故障处理措施, 但是离火箭可能发生的故障数量还远远不够。火箭真实飞行过程中, 迫切需要根据当前特定故障, 快速制定故障处理措施, 并进行快速推演验证。如果发现措施不正确或者有更好的处理措施, 则可以通过各种途径(如遥控通道)进行优化处理。

## 2 基于数字孪生的健康管理功能设计

### 2.1 基于数字孪生技术的功能架构设计

为更好的解决火箭测试发射过程中的数据综合分析、故障诊断和预测, 以及故障处理措施的快速推演等问题, 采用基于数字孪生技术的健康管理系统设计, 该设计的基础为火箭的数字孪生模型, 基于该模型与真实火箭数据的交互, 便于完成火箭的状态监测、故障诊断和故障预测, 以及故障干预功能。

火箭开展地面测试前, 通过地面数字孪生模型故障注入方法来模拟正常和故障状态系统测试, 提升系统测试覆盖性。火箭测试发射过程中, 健康管理实现箭载设备数据

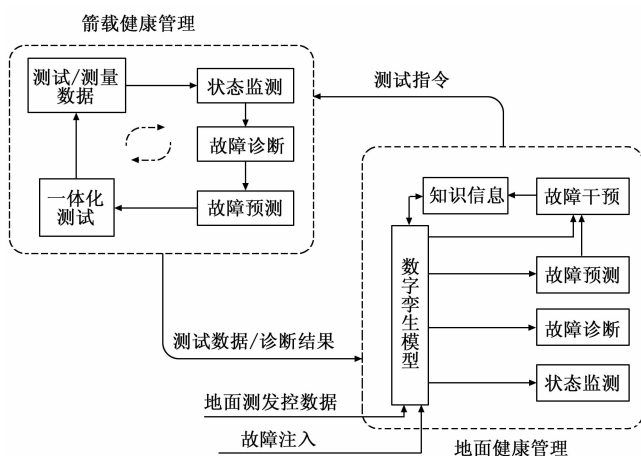


图1 基于数字孪生模型的健康管理架构

综合处理与故障检测, 系统箭上各智能单机或功能单元上电后进行自检, 健康管理系统采集并综合处理各系统或被测单元的自检测试数据及状态测试信息。

火箭点火一起飞过程中完成紧急关机诊断, 由箭上健康管理模块完成对动力系统和电气系统工作状态的判定, 当检测出问题时进行发动机紧急关机; 同时地面采集到的声音、光谱信息同步进行发动机推力状态诊断, 箭上和地面诊断均正常后, 发动机推力爬升, 火箭起飞。全过程需将信息送入地面数字孪生模型, 采用故障诊断算法, 得出放行与否的诊断结论。对于故障状态, 利用数字孪生模型, 提供故障情况下的故障分析定位功能。

飞行过程中全箭利用数字孪生模型监测火箭数据, 判断特定事件(可能是故障)的发生是否满足设计要求, 是否按设定程序依次采取进一步的动作。按照故障对象和故障模式的差异, 故障检测过程分为箭上检测和地面检测两种模式。

飞行过程中地面基于数字孪生的故障诊断预测。火箭飞行中将火箭惯组、速率陀螺、压力传感器、温度传感器等实时产生的火箭飞行的位置、速度、姿态、压力、温度、载荷等信息通过下行天线上传给地面故障诊断服务器中多策略故障诊断数字模型, 通过数字孪生体与箭体产品真实状态保持同步, 实时解算箭体后续飞行的姿态稳定性、载荷安全性、分离安全性、入轨精度等。

飞行过程中, 检测并判断出飞行过程中各部段发动机故障(推力异常)、伺服机构故障中的非灾难性模式, 经过诊断和数据综合处理, 尽可能通过轨道重规划和重构等措施使得火箭进入预定或其他合理轨道。地面诊断或预测的飞行故障结果, 根据处置对策规则, 通过天基测控链路上传处理指令, 或者通过安控通道上传自毁指令。天基测控上传指令通过数据管理模块进行指令解析, 分发给飞行控制模块等进行处理。

### 2.2 箭上故障管理功能设计

箭上飞行过程中全箭故障诊断功能主要针对飞行过程

中各部段发动机故障、伺服机构故障中的非灾难性模式，力争进入预定轨道。

全箭故障诊断工作流程见图 2。首先由参数测量系统根据关键参数要求对箭上传感器、惯性器件参数进行采集，通过总线将数据传输至箭上故障诊断系统。箭上故障诊断根据预置的飞行动力学模型、电气系统模型、动力系统模型等实时判断火箭飞行状态。当判断火箭发生故障时，根据故障层级和危害程度（是否安全灾难性故障）及严重程度进行风险评估，在线决策是否继续任务或进行安全控制。由控制系统对预置的措施集合进行选择，执行任务重规划（包括大气层内的弹道重规划、大气层外的预测制导等）及系统重构（容错控制、控制力重分配等）。

与此同时，地面运行健康管理系统，其中的数字孪生模型可根据飞行遥测数据进行实时状态模拟和地面故障诊断，系统自动判断为人工干预为辅，如确定需要人工干预，则将诊断和决策结果通过遥控通道上传至箭上故障诊断系统，由故障诊断系统进行有效性判别后将遥控指令转换为故障模式后传送至飞行控制系统，执行任务重规划及系统重构。

### 2.3 地面健康管理功能设计

地面健康管理系统由地面测控组合、故障处理设备、数字孪生模型、以及服务器等组成，主要用于火箭测试发射和飞行过程中的射前必保条件监测、流程监测、数据监

测、设备监测与故障诊断等。

地面健康管理系统利用信息化的技术手段，以信息、数据为基础，重点解决信息的自动获取、知识挖掘、综合分析应用的问题。实现基于火箭全生命周期数据的综合管理、基于数据的知识挖掘。系统采用“一个模型/数据中心支撑多维应用”的总体架构，形成多职能范畴内一体化技术体系和开放可扩展的货架式产品体系结构。

### 2.4 火箭测试发射阶段数字孪生模型设计

#### 2.4.1 镜像仿真系统

运载火箭数字孪生系统由数据处理系统、故障诊断系统、推理决策系统、数据库系统和镜像仿真系统六部分组成，系统架构如图 3 所示，其中数据库系统和镜像仿真系统作为整个飞行镜像系统的数据支撑和仿真验证环境，支撑其它 4 个系统完成整个地面飞行镜像系统的功能。

镜像仿真系统的核心是箭体动力学仿真模型、环境仿真模型、载荷仿真模型，以及箭机模拟器、伺服模拟器、故障诊断模拟器等，采用仿真和真实数据混合运行的方式，实现对火箭的高保真仿真分析。

其中动力学仿真模型的主要功能是对运载火箭的飞行动力学进行模拟仿真。通过结合弹道设计、动力学积分、载荷和气动热计算、干扰计算等模块，模拟出运载火箭的实际飞行状态。相关模块关系如图 4 所示。

弹道设计模块需具备弹道设计与计算功能，要求根据

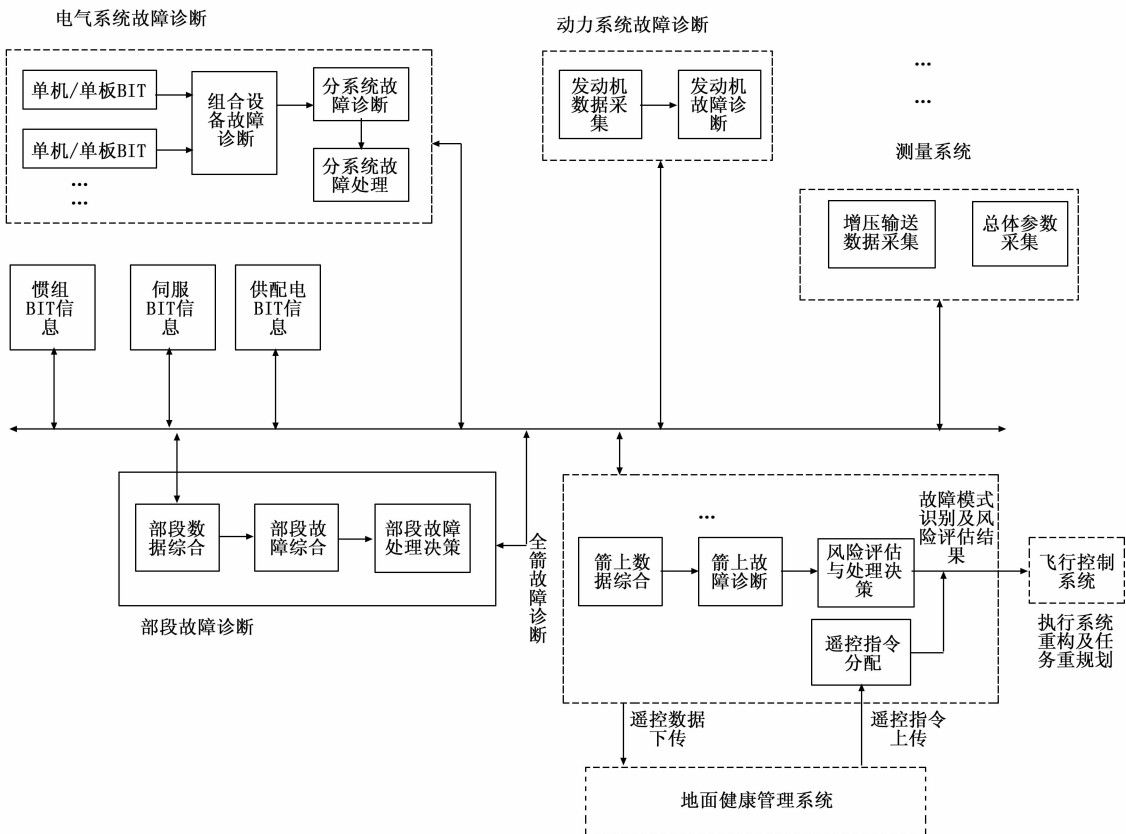


图 2 箭上健康管理功能架构

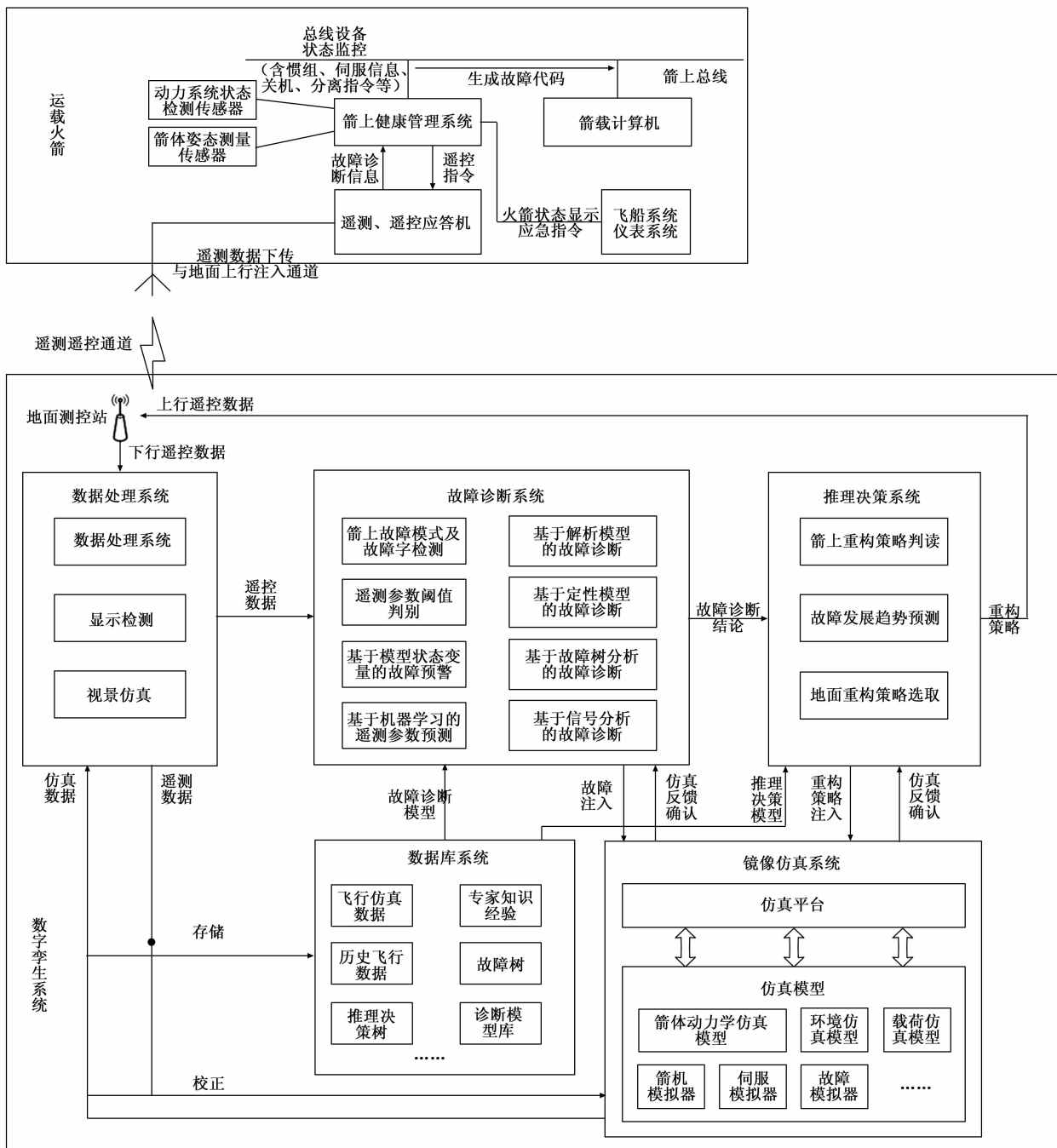


图 3 运载火箭地面数字孪生系统架构

总体参数和作战任务, 生成标准弹道。弹道设计是运载火箭设计中的关键部分, 弹道优化是火箭总体设计的重要内容, 贯穿于火箭研制的各个阶段, 同一火箭选用不同的弹道会有不同的飞行轨迹和性能, 对应的过程变量也不同。

根据总体参数、约束条件和火箭真实的运动状态, 选定优化参量, 利用弹道优化技术将弹道设计问题转化为最优控制问题进行求解, 使火箭根据既定弹道模式完成主动段飞行同时使某种性能指标达到最优。

动力学积分模块是用于对火箭弹道进行积分的模块,

主要功能是根据当前运动状态计算出新的飞行状态 (位置、速度、姿态角、姿态角速度等)。

针对火箭主动段飞行环境恶劣, 耦合度强的特点, 需分析弹道各点载荷、各截面气动热情况, 是小回路设计的重要约束。小回路根据火箭总体外形及弹道包络, 完成全箭气动热环境计算模型。

#### 2.4.2 数据库系统

数据库系统用于火箭地面测试阶段测试数据、历史飞行数据、飞行仿真数据、知识库、故障树等数据的存储和

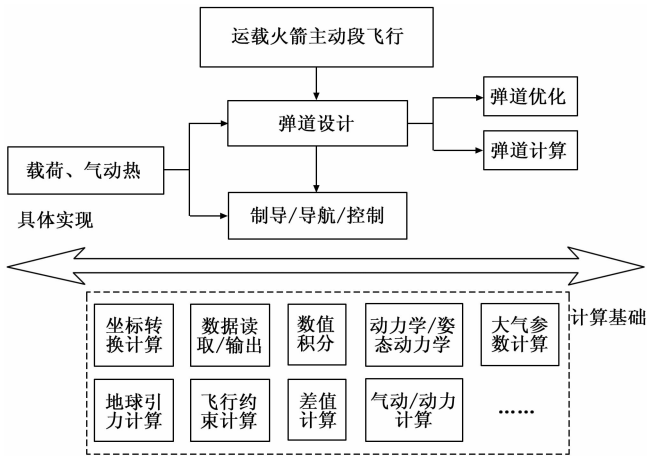


图 4 运载火箭仿真模块关系

仿真分析。该数据库系统与现有数据库系统结合，内容包括如下。

- 1) 设计数据：主要包括设计参数数据、图纸及仿真数据。
- 2) 试验数据：各类地面试验、出场测试、靶场测试及飞行试验。
- 3) 生产数据：主要为生产环节中的数据，用于修正数字孪生模型。
- 4) 总装数据：主要为总装过程中产生的数据。
- 5) 基础环境数据：目前有风场、海洋环境、海洋重力异常及地震这 4 类数据。
- 6) 知识数据：设计生产过程中产生的显性和隐性知识，以及通过数据学习形成的知识模型等。

### 3 地面测试阶段数字孪生应用

地面测试阶段，箭上各智能单机或功能单元通电后进行自检，地面健康管理系统完成测试过程中箭上、地面设备状态健康监测，测试过程数据管理，测试结果监测与判断，并提供故障情况下的故障分析定位功能。测试发射阶段故障诊断功能为通过地面数字孪生系统对测试发射过程中的各系统数据（包括箭上和地面的流程信息、控制指令、状态信息、模拟量等）进行自动监测和判读，对异常参数进行实时故障诊断定位分析，给出相应的处理措施，辅助指挥人员进行发射决策。主要实现的功能包括如下。

#### 3.1 测试过程实时监测

##### 1) 流程监测：

按照火箭测试流程要求，直观显示各系统工作流程，对控制指令、控制程序、电磁阀反馈状态以及执行时间等情况进行监测，对执行异常、乱序、精度超差现象进行故障报警，便于指挥员检查程序控制中动作的是否执行、执行顺序和控制精度是否满足总体要求。

##### 2) 设备监测：

对地面设备工作状态进行监测，主要包括实时监测前端测控设备的内部信息，可将故障定位在板卡级。实时监

测直流稳压电源、变频电源电压、电流、转速、频率、报警信息等内容。

对网络工作状态进行监测和采集，对于网络系统故障和异常入侵等问题，进行系统报警。对地面配气台、连接器，以及发射支持系统故障模式状态进行实时和显示。

### 3.2 故障模拟与故障诊断

#### 1) 故障模拟：

地面测试阶段通过地面数字孪生系统进行故障注入，测试不同故障状态下火箭健康管理功能设计的正确性，以及箭上和地面故障诊断相关算法的健壮性。

#### 2) 故障诊断：

在火箭测试阶段，故障诊断以地面为主，箭上为辅。数字孪生系统实时接收箭上各系统数据后进行自动监测和判读，对异常参数进行实时故障诊断定位分析，给出相应的处理措施，辅助指挥人员进行发射决策。

### 3.3 事后大数据分析

数字孪生系统可通过数据驱动（无监督学习）的方法，对历次测试数据开展进一步分析，实现各故障诊断参数阈值与耦合判断方式的优化，供箭上实时故障诊断使用。

通过调用历史数据库中的测试数据样本，对数据进行预处理功能，包括时间对齐、抽样、插值等。使用相关性分析算法训练测试发射阶段测试数据的相关性模型，并将相关性模型存储到模型库中。相关性模型内容包括：

- 1) 模拟量参数在时间序列上的特征提取（例如曲线上升、下降、抖动等）；
- 2) 模拟量参数在时间序列上与指令和状态量的相关性（例如增压指令与压力上升之间的时间关系）；
- 3) 模拟量参数与其它模拟量之间的相关性（例如正相关、负相关、不相关）；
- 4) 模拟量在时间序列上的包络域，指令和状态量在时间序列上的包络域。

使用基于统计分布的参数趋势分析算法，生成模拟量参数在时间序列上的预测曲线，存储到模型库中。

## 4 火箭飞行阶段数字孪生应用

### 4.1 箭地协同诊断

#### 4.1.1 点火起飞阶段

在火箭点火一起飞阶段，全箭健康管理系统需要箭地采用协同诊断手段，分别同步完成紧急关机诊断。

箭上故障诊断功能模块收集智能单机的电量参数完成电气系统诊断，依据数据综合模块收集的非电量参数直接完成动力系统诊断，判定一级和助推器发动机推力是否在规定时间内顺利达到初级工况，当检测出问题时通过飞行控制模块进行发动机紧急关机。

同时，地面数据处理系统根据箭上和地面收集到的数据，如地面采集到的发动机声音、发动机光谱等间接信息，同步利用地面数字孪生系统进行发动机推力状态故障诊断，当发现故障时，通过遥测遥控通道的上行链路发送关机指

令,由箭上和地面同时执行紧急关机动作。

只有当箭上诊断火箭启动正常,同时地面数字孪生模型也判断火箭启动正常后,火箭执行起飞流程。全过程需箭上和地面协同提供快速判断处理功能。

紧急关机通常包括手动流程和自动流程两部分,由于紧急关机通常发生在火箭点火一起飞的短暂过程,通常以自动流程为主,对地面人工操作的手动紧急关机环节进行限制。但随着地面数字孪生模型的建立,地面对紧急关机条件的判断更为准确和直观,地面指挥员能更及时的对火箭状态进行判断,有利于地面实施手动紧急关机。

#### 4.1.2 自主飞行段

飞行过程中全箭故障诊断功能主要针对飞行过程中各阶段发动机故障(推力异常)、伺服机构故障中的非灾难性模式,力争进入预定轨道。

在火箭自主飞行阶段,地面数字孪生系统需要同步开展故障诊断,根据镜像系统研制可达到的性能指标,定期接收箭上下传的遥测数据,以此为基线作为镜像系统输入开展实时仿真,利用地面丰富的计算资源,可以通过更复杂的故障诊断算法进行检测和预测。如发现即将发生不可挽回的故障,经发射人员确认后,通过上行通道发送逃逸指令。

地面数字孪生系统预留重构指令上行接口,如遥测通道传输能力允许,地面检测到非致命故障(特别是超出箭上控制模块处理能力的故障)后,在短时间内完成备选重构策略的加速推演,根据结果确定最优方案,经发射人员确认后,通过遥测上行注入重构指令。

基于数字孪生的平行镜像系统是建立在数字世界的、可反映物理系统真实性的数字模型,建立在对全箭的机械、电气和动力等领域系统全面、综合、真实的描述能力的基础上,具备对全箭全生命周期的映射能力,从而对全箭飞行段故障预测性提供有力的分析决策支持。

飞行过程中全箭故障诊断功能主要针对飞行过程中各阶段发动机故障(推力异常)、伺服机构故障中的非灾难性模式,提高任务完成率或降低损失。对于飞行过程中的故障模式,需要由箭上自身在不依赖(或少依赖)于地面的情况下,对诊断(检测)出的飞行过程故障(或潜在故障),根据其可能造成的影响(或潜在影响),选择当前的最佳处理措施,完成故障处理自主决策。

箭上健康管理系统根据飞行动力学模型、电气系统模型、动力系统模型等实时判断火箭飞行状态。当判断发生故障时,根据故障的危害程度(是否安全灾难性故障)及严重程度进行风险评估,在线决策是否继续任务或进行安控,并将判断结果发送至飞行控制系统。由飞行控制系统根据预置的处理措施,执行任务重规划<sup>[5]</sup>(包括大气层内的弹道重规划、大气层外的预测制导等)及系统重构(容错控制、控制力重分配等)。

与此同时,地面健康管理系统利用数字孪生模型,根

据飞行遥测数据进行实时状态模拟和地面故障诊断,系统自动判断为人工干预为辅,如确定需要人工干预,则将诊断和决策结果通过遥控通道上传至箭上故障管理系统,由故障管理系统进行有效性判别后将遥控指令转换为故障模式后传送至飞行控制系统,执行任务重规划及系统重构。

## 4.2 预测与决策支持

### 4.2.1 能源预测

能源系统是火箭中最重要的分系统之一,负责在各阶段向火箭各电气设备提供稳定可靠的电能。火箭在飞行过程中有可能出现能源供给状况恶化,或者用电设备消耗能量超出设计预期。当能源系统发生故障导致供电能力下降时,或者用电设备异常导致电能异常消耗时,如何及时发现和隔离故障变动尤为重要。发生问题的同时,如何预测未来供电能力,以及在当前有限的能源供给量下,如何通过优化负载配置,保证火箭的正常运行。

现代火箭的能源系统采用锂电池供电,通过在数字孪生系统中建立锂电池剩余电量模型和各发电和用电设备耗电模型,即可实现对能源系统未来工作状态的预测。

其具体工作过程如下:

1) 箭上实时采集能源状态信息和环境信息,并根据预先装订的能源预测模型(含性能预计、寿命预测等),对能源(含发电机、蓄电池组等)后续状态进行预计;

2) 箭上实时采集各用电设备的用电状态,并根据能源供给情况和负载状态分析,结合任务阶段,对后续能源供给及消耗情况进行预计;

3) 火箭能源管理系统能根据当前供电能力预计结果、任务阶段,地面快速模拟关闭如何调整负载,优化能源系统工作状态,保障火箭飞行任务需求;

4) 必要时,则通过地面故障处理计算机向箭上发送控制指令进行人工干预。

### 4.2.2 动力预测

火箭动力系统正常运行是火箭正常入轨的基础之一。火箭箭上各贮箱均设置了液位传感器,燃料输送管路上设置有流速和压力传感器,火箭发动机上设置有转速、压力、温度等传感器,可实现对火箭动力系统的实时监测。

火箭飞行过程中,箭上采集的动力系统数据通过无线遥测下传,地面检测站可实时监测火箭上各贮箱、管路和发动机情况。

在地面数字孪生系统中建立动力系统模型,动力系统模型实时接收箭上贮箱、管路和发动机参数,实时解算出推力、推进剂消耗量等指标,通过图形化形式进行显示。根据发动机工作状态和剩余推进剂计算出动力系统剩余冲量,并与设计指标进行对比,分析差异和优化弹道。

在动力系统建模时,通过构造仿真的基本单元式模块,并基于系统的物理联接,用适当的方式把各种基本模块连接在一起就能够建立系统的模型,实现系统建模与仿真。模型运行时,可将箭上部分真实动力系统参数作为模型输

入,另一部分参数作为对比参数,与模型输出参数进行对比分析,以便优化和修正动力系统模型参数,对动力系统后续工作状态进行预测。

#### 4.2.3 弹道预测

对智能化的运载火箭而言,火箭入轨在线智能预测与弹道重构尤为关键。对于火箭类飞行器而言,飞行仿真模型准确性的有效验证可充分通过飞行轨迹重构来实现。

利用已有的试验数据,数学仿真模型及半实物仿真数据,完成针对火箭弹道特性的神经网络训练。在火箭真实飞行任务时,地面数字孪生系统通过遥测数据进行快速分析计算,实时修正得出未来一段时间的飞行曲线,可有效辨识和预测可能发生和已经发生的故障类型。

#### 4.2.4 故障处理决策支持

火箭在飞行过程中,如发生故障,将根据箭上的诊断情况、风险评估和预置的故障预案发出重构指令,但对于重构后是否能够完成飞行任务缺乏验证。

地面数字孪生系统能很好的解决该问题。依靠地面强大的运算资源的优势,地面数字孪生系统以重构时刻的火箭状态和重构策略为输入,根据全箭数字模型,加速推演预测得到采用该重构策略后火箭的后续飞行状态,对重构措施的效果进行评估。如判断需要对重构策略进行修改和优化,可快速修改验证,并将修改后的重构策略上传至箭上执行;如判断火箭已无法满足任务要求后,则将人工上行自毁或逃逸指令。

### 5 关键技术及发展趋势

#### 5.1 耦合模型的建立与优化

火箭飞行过程包含大量热、气动、结构、强度等多学科耦合现象,这既有火箭内部结构、动力、电气各系统之间的耦合,也有火箭与外部不断变化的环境的耦合,如气动、噪声、电磁等,要通过单一模型实现对于火箭产品实际物理现象的描述是不可能实现的。

除了高保真的模型外,火箭产品数字孪生体仿真的有效性还高度依赖于火箭实际运行过程的数据采集。目前,由于运载能力和采集手段的限制,火箭自身的参数采集的数量和精度都非常有限,需要引入更多类型更高精度的在线监测技术,如应力分布、气流速度、噪声等。与之相矛盾的是,受到火箭箭上资源的限制,状态参数采集不能无限制增加,只能通过综合分析和优化,利用有限的箭上状态参数,配合地面采集的数据进行火箭数字孪生仿真。

#### 5.2 基于虚实空间映射的模型优化技术

数字孪生需实现数字—物理空间精准映射,但真实数据通常包含大量噪声或被污染,需要研究优化参数和特征变量确定方法,提升数字模型对实际数据的适应性,即对数字孪生模型进行优化。

由于火箭实际使用过程涉及地面和空中任务剖面环境变化,如何将大量不同类型的数据过滤噪声与数字孪生模

型参数进行匹配也是亟需解决的难题。目前许多研究人员都在致力于上述问题研究,提出了很多有用的方法,对特定类型的真实数据和虚拟模型进行优化。但是,多类型、多剖面的数据还难以确保数字孪生模型对状态变化的响应与物理系统的响应保持完全一致。

#### 5.3 基于数字孪生的剩余寿命预测技术

重复使用火箭逐渐成为未来火箭技术发展的重点,为了重复使用,在数字孪生模型基础上,进一步研究产品的寿命或损伤模型,如研究关键结构有限元与损伤模型集成方法等。一方面,通过建立单机产品全寿命周期寿命模型,实时/周期计算单机产品在实际任务剖面下各类累积损伤;另一方面,通过建立全箭寿命模型,实现重复使用火箭的剩余寿命实时/周期预测<sup>[6-8]</sup>。

目前许多研究人员正在开展单机或部件的寿命预测研究,已有部分产品的寿命预测模型,未来随着运载火箭重复使用技术的发展<sup>[9-10]</sup>,剩余寿命预测也将会称为发展趋势。

### 6 结束语

本文基于数字孪生技术,对运载火箭健康管理功能进行了设计和优化,设计了运载火箭测试发射阶段数字孪生模型。利用真实火箭和数字孪生火箭的信息交互,可有效解决当前火箭地面测试过程数据综合分析,飞行过程的故障诊断和预测功能,以及故障处理措施的快速推演决策等需求。与此同时,该技术在运载火箭健康管理上的应用也面临一些关键技术还需要进一步突破和发展。

#### 参考文献:

- [1] 金杰. 基于数字孪生的火箭起飞安全系统设计 [J]. 计算机集成制造系统, 2019, 25 (6): 1337-1347.
- [2] 周军华. 关于武器系统数字孪生的若干思考 [J]. 系统仿真学报, 2020, 32 (4): 539-552.
- [3] 庄存波. 产品数字孪生提的内涵、体系结构及其发展趋势 [J]. 计算机集成制造系统, 2017, 23 (4): 753-768.
- [4] 刘东兴, 周旭. 基于混合算法的航天器轨道规划方法 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (2): 212-217.
- [5] 陶飞. 数字孪生及其应用探索 [J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24 (1): 1-18.
- [6] 陆清. 数字孪生技术在飞机设计验证中的应用 [J]. 民用飞机设计与研究, 2019, 134 (3): 1-8.
- [7] 尚永爽, 赵秀丽, 孟上. 航空装备综合地面健康管理系统研究 [J]. 电子测量技术, 2010 (9): 110-113.
- [8] 李佳超, 梁国柱. 运载火箭低温推进剂热管理技术及应用进展分析 [J]. 宇航总体技术, 2017 (2): 59-63.
- [9] 刘琳, 等. 国外空射运载火箭现状分析与启示 [J]. 中国航天, 2019 (7): 16-22.
- [10] 张素明, 耿辉, 安雪岩. 航天运载器故障管理功能设计方法 [J]. 导弹与航天运载技术, 2015 (5): 46-49.