文章编号：2097-1974(2026)05-0010-07 DOI：10.7654/j.issn.2097-1974.20260502

固体助推药柱温度场数字孪生架构设计及关键技术研究

李利群，张 平，董 戈，孙 晨
（太原卫星发射中心，太原，030045）

摘要：固体助推器药柱射前温度是决定发动机内弹道及力学性能的关键因素。针对药柱温度无法直接测量、传统数值计算方法无法提供实时响应仿真结果的不足，提出了一种基于数字孪生的固体助推药柱温度场实时感知与预测系统。从工程需求出发分析了系统应具备的主要功能特征，探讨了系统的架构设计及关键技术，展望了系统的具体应用场景。该系统旨在提高药柱射前温度预估的精确性和实时性，降低对高性能算力与仿真专家的依赖，为复杂气象条件下发射任务的可靠性评估、发射场智慧化保障能力的提升提供技术手段和决策支撑。

关键词：数字孪生；固体助推器；药柱；温度场预测；发射保障
中图分类号：V435；TP391.9 **文献标识码**：A

A Digital Twin Framework for Predicting the Temperature Field of a Solid Rocket Booster Grain During Launch Preparation

LI Liqun, ZHANG Ping, DONG Ge, SUN Chen
(Taiyuan Satellite Launch Center, Taiyuan, 030025)

Abstract: The pre-launch temperature of a solid booster grain is a critical factor determining the engine's internal ballistics and mechanical properties. To address the inability to directly measure the grain temperature and the shortcomings of traditional numerical methods in providing real-time simulation results, a digital twin-based system for real-time perception and prediction of the temperature field of a solid booster grain is proposed. The functional requirements of the system are analyzed based on engineering needs, its architectural design and key technologies are discussed, and potential application scenarios are outlined. This system is designed to enhance the accuracy and real-time capability of pre-launch grain temperature prediction, reduce reliance on high computational power and simulation experts, and provide technical means and decision support for reliability assessment of launch missions under complex meteorological conditions and for improving the intelligent support capabilities of the launch site.

Keywords: digital twin; solid booster; propellant grain; temperature field prediction; launch support

0 引 言

固体火箭发动机除可单独以多级串联或捆绑的构型作为动力装置外，也可与芯级液体发动机并联，以捆绑构型为运载器提供组合动力，从而兼顾固体发动机起飞推力大、可靠性高[1]，液体发动机比冲高、工作时间长、可多次启停的优点，提升运载器整体运载能力，降低成本[1]。特别是作为低温液体火箭的助推器时，为配合芯级加注，通常需要在射前数小时提前开塔。固体助推器长时间暴露于无保温措施的自然环境中，发射场区的温度、光照、风速、雨雪等动态气象条件将直接影响助推器燃烧室药柱在点火时刻的温度场分布。

药柱射前温度不仅决定其燃速，还影响发动机室压、工作时间、分离时刻等飞行诸元[2]，对发动机内弹道性能高精度预示和残骸落区安全控制带来一定影响；更深刻影响着推进剂模量、延伸率等力学性能[3-4]，影响药柱结构完整性及发动机工作可靠性[5]。如何准确预示复杂自然环境（尤其是极寒天气下）药柱在点火时刻的初始温度，并提前为助推器提供合适的温度保障，是发射场亟需解决的关键问题。

现有温度监测手段多依赖基于传感器的接触式测温，但在实装药柱内布设测点会改变其应力状态和燃面构型，影响发动机工作可靠性，因此药柱温度难以直接测量。基于传热机理的数值仿真方法[6]作为另

收稿日期：2025-11-11；修回日期：2026-04-01

一种可行方案，但其边界条件输入依赖传感器采集及人工设定，且计算耗时较长，难以应对射前气象突变等动态不确定因素，因此仅适用于事前分析，无法实现实时监测与快速响应。此外，此类方法多限于单向正演计算，若期望根据点火时刻推进剂药柱的目标温度反演所需的空调保障参数，将面临迭代复杂、收敛困难的挑战。

随着数字孪生技术的发展和工业4.0理念的深化，通过构建物理实体的虚拟映射，实现对实体状态的实时感知、动态过程推演与策略闭环优化，已成为航天工业智能化转型的重要方向[7-8]。在发射场地面发射支持系统远程监测及智能维护保养[9]、火箭控制系统健康管理[10]、火箭起飞安全系统设计[11]、火箭飞行全过程跟踪映射及预示评估[12]等多个场景中展现出显著价值。

本文提出一种面向固体助推药柱温度场的数字孪生系统，首先从工程需求出发，分析系统应满足的主要功能特征，以此探讨数字孪生系统的设计架构及关键技术，最后给出系统的具体应用场景，期望为复杂气象条件下发射任务的可靠性评估、发射场智慧化保障能力的提升提供技术手段和决策支撑。

1　系统功能需求

固体助推药柱温度场数字孪生系统是指通过构建发射场环境与助推器结构的虚拟映射，结合多物理场仿真与数据驱动方法，实时复现并预测发射场气象、空调保障、勤务塔开合状态等参数影响下，药柱温度场的演变过程，为射前温度保障提供可视化、可推演的数字支撑。基于固体助推器在测试发射过程中的实际工况与保障需求，该系统需具备以下核心功能。

1.1　药柱温度场重建与精准预测

固体助推药柱温度场数字孪生系统的首要目标是实现药柱温度场的实时重建与点火时刻温度的快速预测。实时重建是指在测发流程各时刻，基于发射场气象、空调保障、勤务塔开合状态等输入参数，实现药柱温度分布状态在虚拟空间的同步呈现。点火时刻温度预测功能则支持设定不同的空调参数与气象条件，从当前时刻迭代推演至点火时刻，预估药柱射前温度场，为发动机内弹道性能及残骸落区预示提供输入。

1.2　全流程多工况覆盖能力

固体助推器自运抵发射场至点火发射，需经历技术阵地恒温贮存、转场吊装暴露、塔架封闭测试及射前开塔待射等多种热环境阶段，各阶段换热条件差异显著，药柱温度场实为全过程热历史的累积结果。所建立的数字孪生系统应具备覆盖全部测发流程工况的建模与仿真能力，能够准确反映不同阶段环境边界条件变化对药柱温度场的时序影响，确保模型在全任务周期内的适用性与连续性。

1.3　多气象要素耦合建模能力

固体助推器处于厂房或塔架空调保障条件下时，所处热环境较为稳定。但在转场、吊装、开塔测试发射等开放环境工况下，助推器与外界的换热过程较为复杂，受温度、风速等气象要素影响显著。图1为某发射场2024年全年温度及风向风速数据，可以看出，该地全年温度区间为−26～34 ℃，年较差（年最高温度与最低温度的差值）达60 ℃，平均日较差（日最高温度与最低温度的差值）为10～15 ℃，春秋季节昼夜温差较大，冬季存在极寒天气风险。全年4级以上的大风日有89天，约占全年24.3%，最大风速可达6级（12月9日，西北风）。因此，系统需集成传导、对流、辐射等多模式换热模型，并精确刻画温度、风速、辐射强度等气象要素与换热强度的量化关系，确保在极寒、强风、强辐射等复杂条件下，药柱温度预测结果具备高可靠性，避免漏警或虚警。

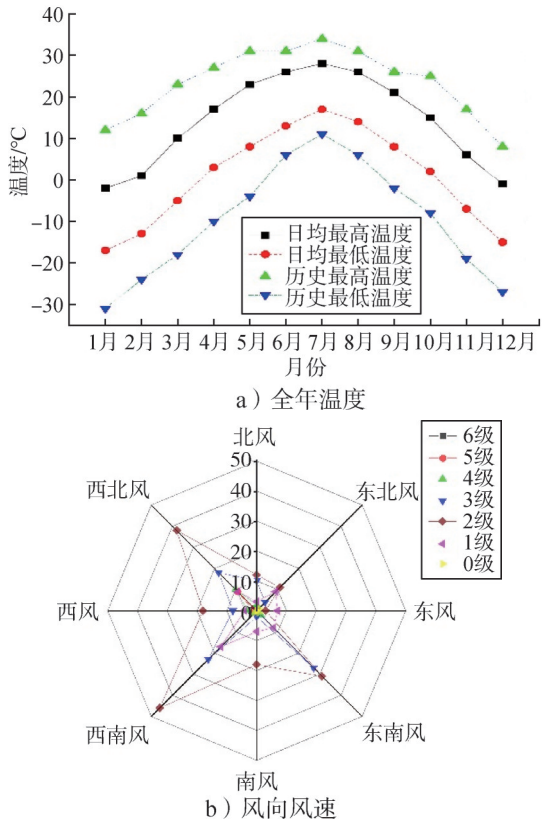

图1　某发射场全年温度及风向风速数据

Fig.1　Annual temperature and wind rose data from a launch site

1.4 多气象要素耦合建模能力

基于现有的固体火箭发动机推进剂制备工艺及设备条件，尽管已采取严格控制措施，仍无法确保将推进剂燃速偏差控制在理想的窄区间范围内。一旦推进剂燃速接近其指标的上下限，实际飞行试验中发动机工作时间超差的风险将增大，影响残骸落区安全性。因此，工程上通常将药柱燃速范围要求值适当放宽。作为一种补偿手段，可通过调控药柱射前温度间接修正燃速偏差。因此，系统应具备逆向推理能力，可根据期望的点火时刻药柱温度，反演生成最优的空调保障参数设定值，从而在现有工艺条件下提升发动机工作一致性与落区控制精度。

2 系统架构设计

参考数字孪生技术在各行业的典型架构模式[13-14]，可将系统设计为包含物理层、数据层、模型层、仿真层、应用层的5层架构，如图2所示。

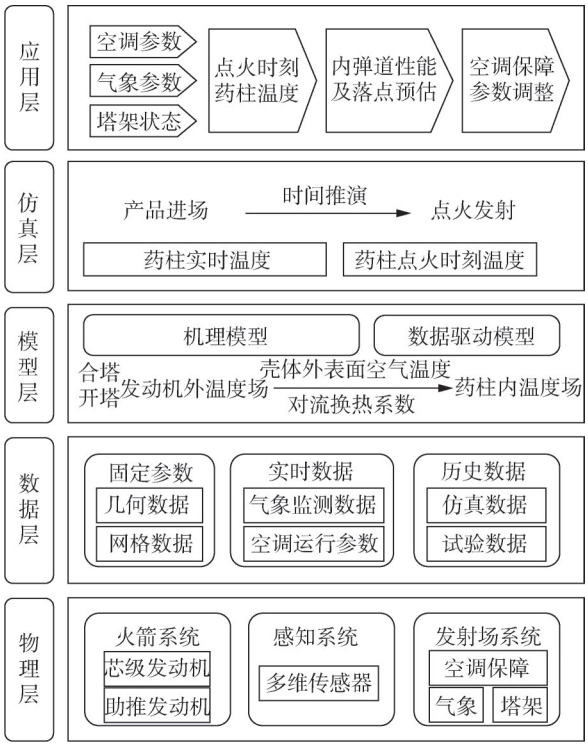

图2 数字孪生系统架构设计

Fig.2 Architectural diagram of the digital twin system

物理层作为系统的基础，由物理实体机器感知与控制硬件构成，具体包括运载火箭系统（如芯级发动机、助推发动机等）、发射场环境系统（如空调设备、气象监测装置、勤务塔架等）以及部署于各关键位置的多维传感器。该层承担双向职能：一方面作为虚拟模型的数据源头，实时采集温度、湿度、空调送风量等环境与设备状态参数；另一方面作为执行终端，接受并执行应用层下发的控制指令，动态调整空调送风参数，实现对药柱温度的主动干预。

数据层是系统运行的数据中枢，负责多源异构数据的采集、清洗、存储与处理，其核心功能包括两类数据的接入方式：一是通过与发射场的标准接口实时接入气象监测数据（环境温度、湿度、气压、风速、风向、太阳辐射强度等）、空调运行参数（各出风口温度、风速、风量、运行状态等）等动态数据；二是支持历史仿真数据（如有限元计算的网格数据、边界条件、计算结果等）和试验数据（如实测温度数据、环境参数记录等）的批量导入。通过构建上述参数的时序数据库与空间数据库，为上层模型提供高质量、可复用的数据支撑。

模型层是系统的核心知识载体，采用机理模型与数据驱动模型相融合的混合建模方法。机理模型是基于开塔/合塔不同工况下助推发动机内外传热过程，分步骤依次建立内外温度场非稳态传热控制方程，并以壳体外表面空气温度和对流换热系数作为内外场耦合的边界条件，具有强解释性和白箱特性。数据驱动模型则从历史与实时数据中学习系统的行为规律，弥补机理模型在实时性与适应性方面的不足。两者协同构建了药柱温度场演化的高保真数字映射。

仿真层是系统的动态推演引擎，基于模型层提供的知识内核，在虚拟空间中模拟物理实体随时间演化的行为，其核心功能是实现从产品进场至点火发射的全流程时序推演，支持药柱温度场的实时重建与点火时刻温度的预估，为前馈控制和决策优化提供数值试验环境。

应用层是系统与用户的交互界面，集成业务逻辑与可视化功能。该层将仿真层和模型层的输出结果以直观形式呈现，支持温度场分布、预测曲线及关键指标的可视化查询，并可基于预设策略生成空调控制指令，触发物理层执行机构动作，形成“感知—预测—决策—控制”的闭环管理能力。

3 系统关键技术分析

从物理传热过程分析，药柱温度状态是开塔/合塔不同环境下助推器发动机外部复杂空气流场、换热过程与发动机内部非稳态导热共同作用的结果。数字孪生系统的核心即是通过模型层实现对上述过程因果关联从数据到知识的转换。图3为药柱温度场数字孪生系统实现技术路线。

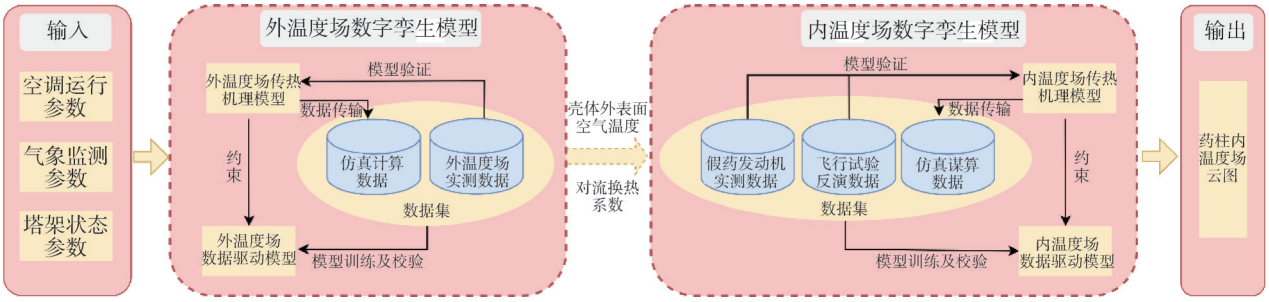

图3　药柱温度场数字孪生系统实现技术路线

Fig.3　Implementation roadmap of the digital twin system for grain temperature field

3.1　多源时空样本集构建

高质量的数据样本集是数字孪生模型中数据驱动方法的基础，直接影响模型的预测精度和决策可靠性。为准确刻画药柱温度场在射前开塔/合塔不同阶段的瞬态演变规律及其长期热累积效应，所需样本应具备足够的时间与空间分辨率，并全面覆盖极寒、大风、高温等各类极端工况，以避免因样本分布偏差导致的模型过拟合问题。为实现这一目标，采用“实测+仿真+反演”相结合的多源数据融合方法构建样本集，具体途径如下：

a）环境与壳体表面实测数据采集：在发动机壳体表面及塔架内关键位置布设温湿度、风速传感器，实时采集助推器在转场、塔内温度恢复、整流罩吊装、总检查及射前开塔等不同热环境下的物理参数。为通过有限测点准确重构连续时空温度场，需对传感器布设位置、数量及采样频率进行优化设计，以平衡数据质量与工程可行性。

b）等效发动机试验获取药柱内部温度：鉴于实装药柱内直接布设传感器会影响药柱结构完整性与燃烧安全性，可采用低敏钝感材料制备与真实发动机尺寸、质量特性及热物性一致的等效发动机，并在其药柱内部沿轴向与径向布置温度测点。通过将等效发动机置于不同热环境中，获取药柱内部温度场的时空演变数据，为模型训练提供关键的内部传热过程信息。

c）仿真数据扩展极端工况样本：为弥补试验数据在极端气象条件下的不足，基于经过校验的传热机理模型，结合发射场历史气象数据并适当放宽包络，自动批量生成多种气象与空调保障组合工况下的温度场仿真数据，有效扩充训练样本的覆盖范围与多样性。

d）飞行试验数据反演验证：利用真实飞行试验中获取的发动机内弹道遥测数据，反推射前药柱温度，作为对仿真与数据驱动模型预测结果的补充验证，进一步提升样本集的真实性与可靠性。

3.2　多场耦合传热机理建模

传热机理模型作为模型层的重要组成部分，通过严格的数值计算，为数据驱动模型提供训练样本与物理约束，其建模精度是决定数字孪生系统保真度的关键因素。

图4为助推发动机内外温度场传热机理示意。在合塔工况下，塔架内空气流动主要由空调射流驱动，形成受限空间内围绕箭体的强迫对流换热。射流自风口射出卷吸周围空气，流速逐渐衰减，冲击箭体或塔架壁面形成复杂扰流，导致箭体表面换热系数与温度分布呈现显著非均匀性。同时，在重力作用下，塔架内空气呈现上热下冷的热分层现象，进一步增加了换热过程的复杂性。开塔工况下，自然风取代空调射流成为主导流动，换热相对均匀，但需综合考虑太阳直接辐射、地面反射辐射等对换热的影响。从时间尺度看，转场后合塔工况下，塔架-火箭系统逐渐趋于热平衡，箭体表面与空气温差减小，换热强度逐渐减弱；而开塔状态下，冷空气持续吹拂箭体，使其表面始终与环境维持较大温差，尤其在极寒条件下形成持续强换热过程。

发动机内温度场以热传导为主要传热机制。发动机内部为由壳体、绝热层、衬层、推进剂构成的多层梯度材料，沿壳体法向热传导系数呈非均匀分布。特别地，对于丁羟三组元等复合固体推进剂，还应考虑细观装药结构的非均质特性。

在实现上述高精度结果的同时，还需考虑与计算成本的平衡而对模型进行有重点的简化。具体地，通过参数敏感性分析，明确环境温度、风速、空调温度及塔架壁面综合换热系数是影响外部流场与换热的关键驱动因素。在内温度场建模时，鉴于发动机壳体与绝热层的热阻主导作用，将药柱在径向上简化为具有等效热物性的均质体，大幅降低了模型复杂度，且基

本不影响轴向温度分布的预测精度。

综上，构建精细化传热机理模型需综合考虑多种换热机制与非均匀材料特性，准确识别并建模如表面换热系数等关键参数的时空变化规律，同时建立配套的热物性参数测试与验证方法，为数字孪生系统提供可靠的物理基础。

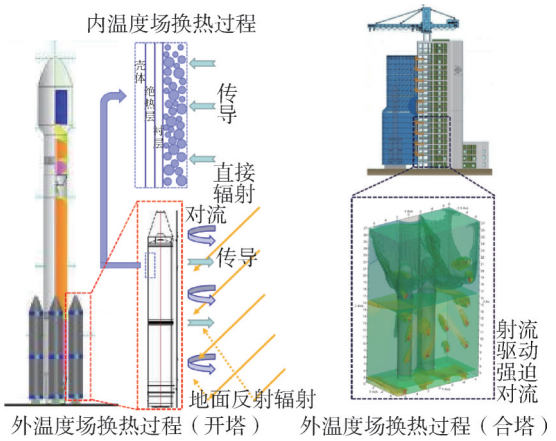

图4 助推发动机内外温度场传热机理示意

Fig.4 Heat transfer mechanism schematic for the solid booster's temperature fields

3.3 物理约束的数据驱动混合建模

采用分域耦合建模思路，将环境-箭体系统解耦为发动机外温度场和发动机内温度场两个子域，并分别构建其数字孪生模型。两个子模型以发动机壳体为界面进行耦合，通过壳体表面空气温度与对流换热系数实现数据交互与物理衔接，形成协同推演能力。

外温度场数字孪生模型面向全测发周期内发动机外部空气流动与换热过程，构建其动态数字化映射。该模型将发动机壳体视为绝热边界，在合塔工况下模拟由塔架壁面与空调射流构成的封闭空间流动；在开塔工况下则转为模拟自然风场与太阳辐射作用下的开放边界换热。模型输入包括空调送风参数、环境气象要素及塔架开合状态，输出为壳体表面非均匀的温度与流速分布，并进一步转化为表面对流换热系数，作为内温度场模型的边界条件输入。

内温度场数字孪生模型专注于壳体以内由表及里的传热过程，包括壳体表面对流换热与内部多层结构的热传导。外温度场数字孪生模型输出的表面流速用于计算对流换热系数，与表面温度共同构成第三类边界条件，驱动药柱内温度场的演化计算，最终输出药柱全域的时空温度分布。

在数据驱动模型构建中，着重提升其实用性。输入特征经过严格筛选，仅保留对输出温度场有显著影响的变量，如前一时刻温度场、当前环境温度、风速、塔架状态（开/合）标志等，去除了相关性弱的冗余信息。模型结构采用“CNN-LSTM”混合网络，其中融合卷积神经网络（Convolutional Neural Network，CNN）用于提取温度场的空间拓扑特征，长短期记忆网络（Long Short-Term Memory，LSTM）用于捕捉时序惯性。该结构在保证精度的同时，模型参数量较全连接网络减少一个数量级以上，便于在普通工控机上部署和实现秒级推理。训练阶段引入了物理约束损失，确保即使在数据稀疏的极端工况下，模型的预测趋势仍符合热力学基本规律。

3.4 全周期虚实一致性校验

虚实一致性是衡量数字孪生模型可信度与工程适用性的核心指标，指在相同输入条件下，模型输出与物理实体实际响应之间的吻合程度。为系统评估所建模型的准确性，本文采用多层级校验方法，涵盖实时重建、预测能力与终点精度3个维度。

最基础的校验手段为实时数据对比法，即在相同工况下，将数字孪生模型输出的温度、流速等参数与传感器在真实发射流程或等效发动机试验中采集的实测数据进行时序比对，通过平均绝对误差、均方根误差、决定系数等指标量化两者偏差，评估模型的静态映射精度。

为进一步校验模型的动态推演能力，需开展预测性能校验。以某一时刻的物理系统状态为初始条件，运行数字孪生模型预测未来时段的状态演变，同时记录实际系统的运行数据，通过对比预测值与实测值，分析预测误差随时间延长的变化规律。

作为校验模型的关键环节，终点精度验证聚焦于模型在点火时刻的预测准确性。利用真实飞行试验中获得的内弹道性能曲线反推药柱射前平均温度，将其与模型预测结果进行对比，从而验证模型在关键节点上的可靠性，为落区安全控制与发射决策提供信心保障。需要说明的是，该方法作为间接验证手段存在以下固有局限：a）反演过程依赖内弹道模型本身的准确性，存在误差传递；b）初温变化对内弹道性能的影响虽显著，但在一定偏差范围内可能被燃速压力指数、喷管喉部烧蚀等因素的变化所掩盖。因此，该方法不适用于精确定量标定，但在趋势校核与工程定性判断层面具有参考价值。若模型预测的射前温度在不同任务中与反演值呈现系统性偏离，则可提示模型存在偏差。

4　系统应用场景

伴随着物联网技术与智慧发射场建设的深入推进，发射场地面设备逐渐实现了远控为主、近控为辅的自控模式，勤务塔保障系统也在向能力多样化、信息一体化的方向转变[15]。在此背景下，本文所构建的数字孪生系统可在下述几类典型应用场景下展现其在提升发射任务精细化保障与智能化决策方面的潜力。图5为系统应用场景示意。

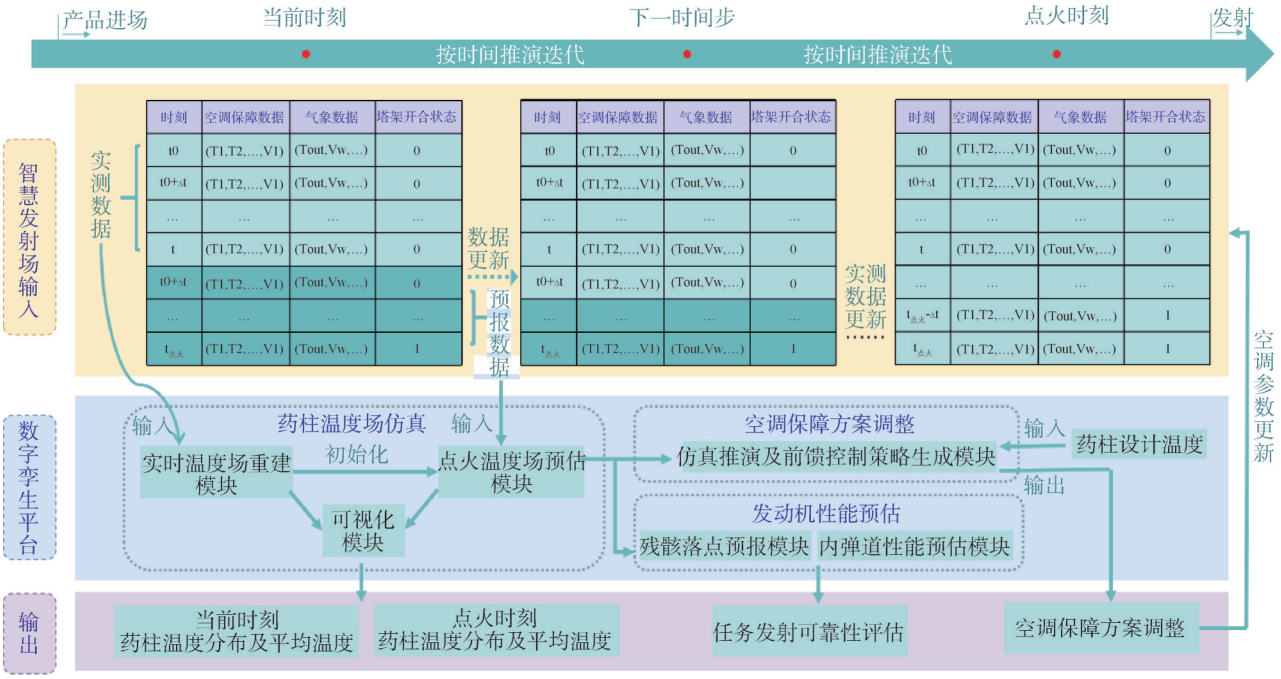

图5　系统应用场景示意

Fig.5　Diagram of proposed system application scenarios

4.1　助推发动机药柱实时温度重建

火箭测试发射过程中，系统通过与发射场系统的接口，实时读取空调送风量、送风温度等空调保障数据，环境温度、浅层风速、辐照强度等气象数据，以及塔架开合状态参数，动态构建助推发动机外部流场与温度场的数字孪生体。在此基础上，系统自动提取发动机壳体表面的非均匀空气流速及温度分布，结合内置对流换热模型，在线辨识壳体外表面对流换热系数，实现对药柱内温度场计算边界条件的实时更新。最终，完成药柱内部温度场的动态重建，并可按需提取关键剖面或节点的温度数据，提供可视化支撑。

4.2　助推发动机药柱点火温度预报

系统以实时重建的药柱温度场为初始条件，读取从当前时刻至点火时刻的空调参数与气象预报数据，结合测发流程中塔架开合时序，进行时序迭代推演，实现点火时刻药柱温度的预估值。随着任务进程推进，系统自动将预报数据替换为实时监测值，实现对预测结果的滚动更新与动态修正，不断提升预报精度。

基于药柱点火温度预测结果，系统可进一步触发内弹道性能评估与残骸落点预报链，为评估射前状态是否符合任务要求提供关键决策依据。

4.3　空调保障方案调整决策支持

系统支持基于前馈控制策略的空调保障参数优化。通过比对药柱点火温度预报值与设计目标值的偏差，生成塔架内空调温度的调整建议，使药柱燃速与工作时间趋近于设计指标，从而提升内弹道性能一致性与落区控制精度。针对冬季极寒等恶劣工况，系统可在射前开塔阶段通过仿真推演，逆向求解满足药柱温度要求的预热或蓄热设定值，并利用合塔阶段的热惯性实施主动温控，提升极寒工况下发射任务实施的可靠性。

5　结束语

本文围绕固体助推药柱射前温度精准保障的工程需求，设计并阐述了一套基于数字孪生的温度场实时感知与预测系统。通过融合发动机内外温度场的多场耦合机理建模与物理约束下的数据驱动方法，构建了兼具物理一致性与自适应能力的温度场数字孪生模型，实现了药柱温度场的高效重建与点火时刻温度的

实时预测。

未来，伴随多源数据持续积累和模型算法持续优化，可进一步将药柱射前温度保障需求至发射场空调调控参数的逆向映射逻辑进行封装，实现“感知—预测—决策—控制”的闭环运行。该系统有望作为发射场地面支持系统智慧化转型的组成部分，推动发射场保障模式向数字化、自适应化方向演进。

参 考 文 献

[1] 洪刚, 李红兵, 范鑫, 等. 新一代固液捆绑运载火箭研制及创新[J]. 上海航天(中英文), 2022, 39(5): 1-7.
HONG Gang, LI Hongbing, FAN Xin, et al. Development and innovation of the first solid-liquid bundled launch vehicle in China[J]. Aerospace Shanghai(Chinese & English), 2022, 39(5): 1-7.

[2] 刘露, 敖文, 刘佩进, 等. 复合推进剂压强指数影响因素及调控方法[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(4): 486-497.
LIU Lu, AO Wen, LIU Peijin, et al. Influence factors and regulation methods of pressure exponent in composite propellants[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2021, 44(4): 486-497.

[3] 孙海涛, 杨庚, 袁杰红, 等. 极端低温环境下HTPB推进剂力学性能试验[J]. 国防科技大学学报, 2025, 47(1): 23-30.
SUN Haitao, YANG Geng, YUAN Jiehong, et al. Mechanical properties experiment of HTPB propellant under extreme temperature[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2025, 47(1): 23-30.

[4] 王鸿丽, 许进升, 陈雄, 等. 固体火箭推进剂过保温后力学性能试验研究[J]. 弹道学报, 2018, 30(1): 51-54.
WANG Hongli, XU Jinsheng, CHEN Xiong, et al. Experimental investigation on mechanical property of solidrocket propellant after over-incubation[J]. Journal of Ballistics, 2018, 30(1): 51-54.

[5] 杨军辉, 雷勇军, 蒙上阳. 某发动机药柱极端温度发射结构完整性分析[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(6): 95-98.
YANG Junhui, LEI Yongjun, MENG Shangyang. An analysis of structural integrity for solid propellant grain at extreme temperature launching[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(6): 95-98.

[6] 李媛, 孙展鹏, 周艳青, 等. 某固体火箭发动机药柱温度场有限元分析[J]. 火箭推进, 2019, 45(2): 32-35.
LI Yuan，SUN Zhanpeng，ZHOU Yanqing, et al. Finite element analysis of grain temperature field for a solid rocket motor[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(2): 32-35.

[7] 刘昆朋. 基于测试流程的运载火箭控制系统故障诊断[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
LIU Kunpeng. Fault diagnosis of launch vehicle control system based on test process[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.

[8] 龚林辉, 王腾, 高利军, 等. 数字化赋能商业火箭研制的创新应用研究[J]. 导弹与航天运载技术(中英文), 2025(2): 99-106.
GONG Linhui, WANG Teng, GAO Lijun, et al. The innovative application research of digital empowerment in the development of commercial rockets[J]. Missiles and Space Vehicles, 2025(2): 99-106.

[9] 李斌, 李利群, 相有桓, 等. 发射场地面发射支持系统数字孪生架构及应用[J]. 上海航天(中英文), 2024, 41(2): 7-13.
LI Bin, LI Liqun, XIANG Youhuan, et al. Digital twin architecture and application for land-launched supporting systems[J]. Aerospace Shanghai(Chinese & English), 2024, 41(2): 7-13.

[10] 韩文婷, 程龙, 韩文婧, 等. 数字孪生驱动的火箭控制系统健康管理框架[J]. 航天控制, 2022, 40(6): 62-73.
HAN Wenting, CHENG Long, HAN Wenjing, et al. Research on prognostics health management framework of rocket control system driven by digital twin[J]. Aerospace Control, 2022, 40(6): 62-73.

[11] 金杰, 夏超, 肖士利, 等. 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.
JIN Jie, XIA Chao, XIAO Shili, et al. Rocket launch safety system design scheme based on digital twins[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(6): 1337-1347.

[12] 陶久亮, 于一帆, 马成. 火箭飞行过程数字孪生系统架构与应用研究[J]. 计算机仿真, 2023, 40(3): 16-19.
TAO Jiuliang, YU Yifan, MA Cheng. Research on architecture and application of digital twin system for flight of launch vehicle[J]. Computer Simulation, 2023, 40(3): 16-19.

[13] WANG Y, TAO F, ZHANG M, et al. Digital twin enhanced fault prediction for the autoclave with insufficient data[J]. Journal of Manufacturing Systems. 2021, 60: 350-359.

[14] 杨凌翮. 数字孪生驱动的离心泵机组状态监测和故障诊断系统研究[D]. 镇江: 江苏科技大学, 2021.
YANG Linghe. Research on condition monitoring and fault diagnosis system for centrifugal pump unit driven by digital twin[D]. Zhenjiang: Jiangsu University of Science and Technology, 2021.

[15] 徐浩东, 李利群, 张鑫, 等. 固液捆绑运载火箭发射场综合保障能力建设研究[J]. 中国航天, 2024(8): 45-49.
XU Haodong, LI Liqun, ZHANG Xin, et al. Research on the construction of comprehensive support capability of launch site for the solid-liquid bundled launch vehicle[J]. Journal of China Aerospace, 2024(8): 45-49.

作 者 简 介

李利群（1971—），男，正高级工程师，主要研究方向为航天测试发射。

张 平（1972—），男，正高级工程师，主要研究方向为航天测试发射。

董 戈（1993—），女，工程师，主要研究方向为动力与结构总体。

孙 晨（1991—），男，工程师，主要研究方向为动力与结构总体。