

国产民用飞机 SINS/BDS 组合导航 MBSE 设计及航路段运行仿真

刘瑞华, 张翔

(中国民航大学 电子信息与自动化学院, 天津 300300)

摘要: 国产民用飞机组合导航系统传统文档式设计方法在航路运行阶段存在的需求追溯性差、性能验证困难,以及系统架构所需导航性能(RNP)信息传递不一致。提出一种基于 MagicGrid 方法论的模型驱动架构设计方法。构建覆盖需求分析、行为建模、结构设计与参数仿真的多层次系统架构模型,满足航路段 RNP 2 的运行要求;在此基础上,面向 SINS/BDS(捷联惯性导航系统/北斗卫星导航系统)松组合导航系统,提出一种基于系统建模语言(SysML)与 MATLAB 的联合仿真方法,构建国产民用飞机组合导航系统从需求分析到仿真验证的全流程 MBSE 实施路径与框架。结果表明,该方法能够有效弥补传统设计在需求追溯与动态性能验证方面的不足,支撑组合导航系统在航路段满足 RNP 2 运行要求。

关键词: 组合导航;基于模型的系统工程;所需导航性能;架构设计;航路仿真

中图分类号: V37

文献标识码: A

MBSE architecture of SINS/BDS Integrated navigation system for civil aircraft and route operation simulation

LIU Riuhua, ZHANG Xiang

(College of Electronics Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Insufficient requirement traceability, performance validation, and inconsistent RNP information flow in traditional document-based designs hinder the navigation accuracy of domestic civil aircraft during en-route operations. In contrast to existing research focusing on terminal area RNP 1, this paper introduces a model-driven architecture design method based on the MagicGrid methodology to develop a multi-level system architecture model that spans requirements analysis, behavior modeling, structural design, and parametric simulation, thereby satisfying the en-route RNP 2 operational requirements. Focusing on the SINS/BDS loosely coupled navigation system, a co-simulation approach using the Systems Modeling Language (SysML) and MATLAB is proposed. This establishes an end-to-end MBSE implementation framework from requirements analysis to simulation validation, offering a reusable methodology and practical reference for designing complex civil aircraft navigation system architectures. Simulation results demonstrate that the proposed method effectively enhances requirements traceability and dynamic performance validation, ensuring that the integrated navigation system meets RNP 2 requirements during en-route operations.

Key words: Integrated Navigation System; Model-Based Systems Engineering (MBSE); Required Navigation Performance (RNP); Architecture Design; Route Simulation

收稿日期: 2025-12-04; 修回日期: 2026-04-11

基金项目: 国家自然科学基金项目(U2233215)

通信作者: 张翔(2001-), 男, 硕士研究生。E-mail: zxiang0717@163.com

引用格式: 刘瑞华, 张翔. 国产民用飞机 SINS/BDS 组合导航 MBSE 设计及航路段运行仿真[J]. 航空工程进展.

LIU Riuhua, ZHANG Xiang. MBSE architecture of SINS/BDS Integrated navigation system for civil aircraft and route operation simulation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

组合导航系统作为民用飞机的关键子系统,承担着飞机自主导航、精确定位和安全飞行的重要功能和任务。在现代民用航空领域,组合导航系统通过融合多种导航技术,如惯性导航系统、全球导航卫星系统、气压高度表等,实现了高精度、高可靠性的导航性能。其发展对于提升民用飞机的飞行性能、降低运营成本以及满足日益严格的航空安全标准具有重要意义^[1]。

传统的民用飞机组合导航系统的架构设计是以文档、自然语言作为信息交互和数据传递的媒介。但随着航空技术的不断进步,对组合导航架构设计的要求和内容也在不断的增加,基于文本的系统工程设计模式(Text-Based System Engineering, TSE)具有很大局限性:系统架构融合了多个学科的知识,在信息传递时通常以文档作为主要手段,而这就导致了大量静态数据的产生和使用^[2]。这些数据呈现出非连续、非结构化的特点,造成了冗余。此外,人工建立的需求与设计、测试之间的追溯关系模糊且不直观,难以进行验证覆盖度的评估。因此急需引入一种系统工程方法来有效解决上述问题,以满足当下民用飞机组合导航系统的架构设计需求^[3]。

基于模型的系统工程(Model-Based Systems Engineering, MBSE)是国际系统工程学会针对传统文档式系统工程的痛点提出的新管理模式。系统的综合设计是以模型驱动为核心理念,关键步骤包括:针对不同场景条件实施功能分析,运用建模手段描述飞机在起飞、航路、进近等各类飞行任务中的活动状态及交互信息,同步输出对应的功能需求、接口信息与逻辑架构^[4]。该结构化的建模架构方式将系统需求与功能紧密结合,能快速响应需求变更,还能为后续的设计实现、系统集成与验证环节提供实时指导^[5]。

为了更好支持MBSE建模方法,国际系统工程协会和对对象管理组织联合开发了系统建模语言(System Modeling Language, SysML)作为MBSE的通用建模语言。SysML由9个不同的图组成,描述了系统及其组件的需求、结构和行为,支持系统的规范、设计、分析和验证^[6]。SysML为系统需求、行为、结构及参数的图形化建模提供语义基础,同时具备与其他工程分析模型相互集成的能

力,让复杂系统的建模过程更具系统性与灵活性^[7]。

目前MBSE在国内航空领域已得到初步应用,但针对国产民用飞机组合导航系统的专门研究仍处于起步阶段。鹿繁鹏等人^[8]率先将MBSE方法应用于国产民机导航系统设计,针对终端区RNP运行要求,建立了包含GNSS、DME、VOR、IRS等10余种传感器的全系统导航架构,重点解决了多源传感器的冗余配置、模式切换与优先级管理问题,并初步实现了SysML与MATLAB的联合仿真。然而,全系统架构设计与组合导航子系统详细设计是两个不同层次的问题。当组合导航传感器确定后,需要进一步解决数据融合算法的建模与验证问题,其在全系统架构层面无法展开,需要针对组合导航子系统进行专门的MBSE建模。此外,航路段运行具有长航时、无地面信标依赖的特点,这与终端区短航时、多信标辅助的场景有本质区别。

基于以上探究和考虑,本文从全系统架构聚焦到SINS/BDS组合导航系统,具体研究松组合的数据融合问题;针对组合导航系统需要精细化子系统建模的特性,选用MagicGrid方法论来进行架构设计;建立航路运行仿真平台,针对航路段RNP 2的需求重点验证导航精度、收敛时间及惯导误差抑制效果。

1 组合导航系统的MBSE分析

国产民用飞机组合导航系统MBSE架构分析的另一个推动者就是MBSE的方法论。MBSE的方法论是用于支持系统工程规程的相关过程、方法和工具的集合。业界使用的一些MBSE的方法论包括Harmony-SE、OOSEM、和MagicGrid等^[9]。MagicGrid方法论是一种独立于工具的建模方法与SysML完全兼容,该方法论包括用涉众需求来定义问题域,用体系结构来定义解决域,用物理设计来定义实现域^[10]。

MagicGrid是一种以模块化和灵活设计为核心的系统开发方法,特别适用于国产民用飞机组合导航系统这样的需要快速迭代和需求变化频繁的复杂子系统^[11]。为论证MagicGrid方法论在本研究中的适用性与优势性,与Harmony-SE方法^[8]进行比较。第一,在建模灵活性上MagicGrid因其

模块化设计与 SysML 良好的适配性,便于方法论的定制与扩展,相对于 Harmony-SE 需要严格遵循建模流程以保障模型一致性的方法, MagicGrid 更适用于组合导航这样需要精细化架构设计的子系统。第二,从适用领域上看 MagicGrid 对机械、电气等物理系统建模支持较强;而 Harmony-SE 则侧重于嵌入式与大型综合系统开发^[12]。

因此, MagicGrid 方法论可以实现组合导航系统架构设计与 RNP 动态性能验证一体化的目标。 MagicGrid 方法论基于需求驱动,从行为、结构、参数这三个视角开展系统设计^[13],架构图如图 1 所示。在现有公开的文献中^[14-16],使用 MagicGrid 方法论来进行对民用飞机组合导航系统的研究较少,本文将采用 MagicGrid 方法论从需求、行为、结构和参数四个方面来进行架构分析,而实现域是应用在工业生产和设计上的,不是本文研究重点。

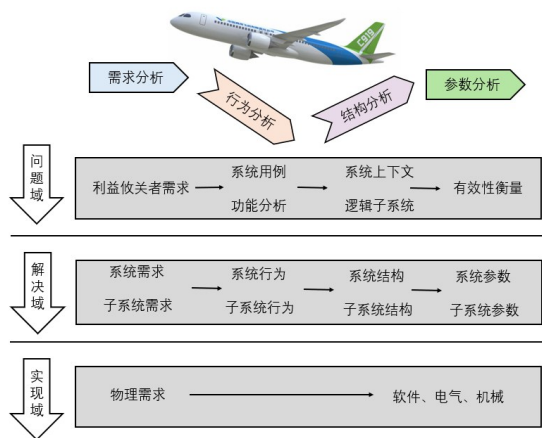


图 1 MagicGrid 方法论架构图
Fig. 1 Architecture diagram of MagicGrid methodology

1.1 需求分析

在组合导航系统的需求分析阶段,系统需求的捕获和分析工作尤为关键。总结已通过 RNP 适航认证的典型民用飞机导航系统如空客 A320 型飞机导航系统冗余配置,其中主要用于组合导航系统传感器包括:全球定位系统(Global Positioning System, GPS)、惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)和大气数据计算机(Air Data Computer, ADC)^[17]。本文主要探究组合导航在航

路阶段的 RNP 运行仿真,并验证所设计的导航架构的合理性和可用性。依据国际民用航空组织发布的《基于性能导航(PBN)手册》,可知终端区的导航规范是 RNP 1,而本文研究的航路阶段导航规范是 RNP 2。因此结合组合导航系统的特点来确定相关的利益攸关者,通过分析 RNP 2 导航规范及国际民用航空等组织所发布的导航系统设计与运行指南文件来获取利益攸关者的需求^[18]。再将这些利益攸关者的需求转化为系统需求如表 1 所示。

表 1 部分需求分析结果
Table 1 Partial results of the requirements analysis

需求编号	需求来源文件	需求简述
需求 1	ICAO Doc-9613	具备定位能力,并连续输出定位结果
需求 2	ICAO Doc-9613	实现多传感器导航数据的融合处理
需求 3	ICAO Doc-9613	采用单个传感器或多个传感器的组合方式
需求 4	ICAO Doc-9613	导航模式可以自主选取和调节
需求 5	ICAO Doc-9613	主传感器一旦失效,系统应切换至备用导航手段
需求 6	ICAO Doc-9613	航路阶段应符合 RNP 2 规定的精度及完好性指标
需求 7	ARINC-702A	FMS 需具备参数输入与显示功能
需求 8	ARINC-704-7	使用 GNSS 数据更新 IRS 位置和速度
需求 9	ARINC-704-7	IRS 提供飞机位置、速度、航向等信息

在 Enterprise Architect 软件中建立需求模型后,根据不同类别定义国产民用飞机组合导航系统的用例。国产民用飞机组合导航系统的顶层用例图如图 2 所示,可知民用飞机组合导航系统的利益攸关者分别为:北斗卫星导航系统(BeiDou Navigation Satellite System, BDS)、捷联式惯性导航系统(Strapdown Inertial Navigation System, SINS)、飞行管理系统(Flight Management System, FMS)和飞行员(Pilot)。根据上文对传统民用飞机导航系统的分析,本文所研究的组合导航系统架构将采用 3 套 SINS,两套 BDS 和一套 FMS 的配置架构。需要指出的是,本文绝非忽略 GPS 在民用飞机导航中的重要地位,GPS 与 BDS 是兼容并存,共同提升民用飞机组合导航的精度与完好性。然而

本文篇幅有限,无法对GPS展开探讨,后续研究可将其纳入以此来完善国产民用飞机组合导航体系。

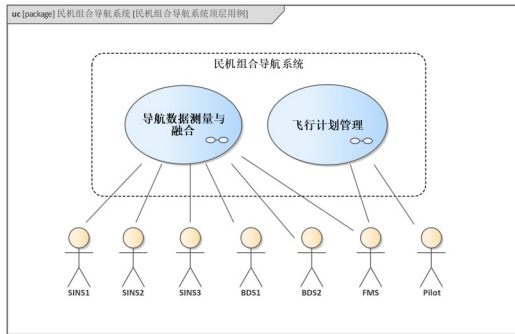


图2 国产民用飞机组合导航顶层用例图
Fig. 2 Domestic civil aircraft integrated navigation system top-level use case diagram

民用飞机组合导航系统被分为两个顶层系统用例,分别为:导航数据测量与融合用例和飞行计划管理用例。其中BDS负责向导航系统发送PVT信号(Position、Velocity、Time,位置、速度、时间)。SINS负责惯性测量提供飞机的AVP信号(Attitude、Velocity、Position,姿态、速度、位置)。FMS负责导航数据的融合以及飞行计划的管理。Pilot负责控制组合导航系统与给出导航指令。

在顶层用例定义完后,需要将顶层的两个用例分解成更详细的子系统用例。导航数据测量与融合单元的用例图如图3所示,根据组合导航系统功能性需求的分解,得到了惯性测量、卫星测量、导航数据融合和导航数据显示这四个子用例。图中虚线则表示顶层用例和子用例之间是包含(Include)的关系。

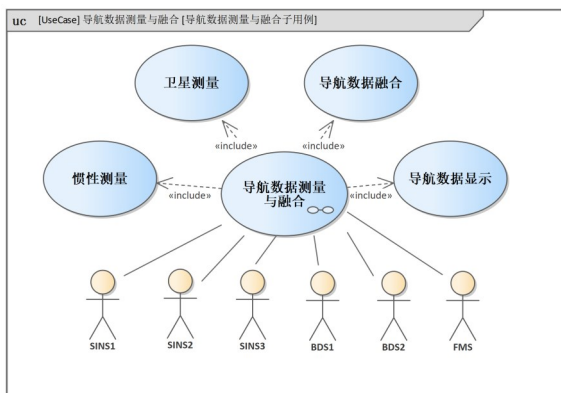


图3 导航数据测量与融合用例图
Fig. 3 Navigation data measurement and fusion use case diagram

1.2 行为分析

在需求分析阶段建立完顶层用例和子用例后,将开始行为分析阶段。该阶段的核心任务是将民用飞机组合导航系统的子用例转化为可执行行为模型。具体包含两类建模图:一类是描述系统工作流程的活动图;另一类是描述运行流程的时序图。

参考国内外典型民用飞机组合导航系统的架构,梳理出主要信号传输交互接口的信息,国产民用飞机的导航数据测量与融合单元的活动图如图4所示,图中细线代表活动转换的方向,箭头的指向则表示活动的具体行为;而粗线则表示活动运行时,事件触发和数据流动的情况,直观地展示了各活动节点间的交互关系^[19]。

在活动之初,SINS输出AVP信号,BDS输出PVT信号,通过对象流传输到导航数据测量与融合单元进行原始测量值的计算并得到相关数据,同时,系统从FMS获取上一阶段导航数据信息,为飞机在航路阶段飞行确定当前位置提供参数。需要说明的是,由于惯性导航的特殊性,其运行依赖于作为惯性导航系统测量的前一阶段飞行参数和作为测量输入的卫星导航位置数据,后续结构分析阶段会说明更详细的子系统内部的工作流^[20]。当所有的并行测量活动结束后,系统会向FMS传输各种经过修正处理的数据来进行惯性导航数据和卫星导航数据的筛选与融合计算,最终显示满足RNP航路段运行的关键导航数据,为飞行提供精确可靠的导航支持。

在行为分析活动图建立完毕后,可以根据其行为活动导出如图5所示的导航数据测量与融合单元的时序图。时序图使用生命线(Lifeline)元素来表示组合导航系统行为中的八个参与者。Lifeline之间的消息描述了外部参与者和该单元之间信息传递的逻辑。图中设有两个组合片段分别是:外部交互(External interaction)和内部测量(Internal measurement),交互操作符采用参数(par)类型,其中FMS被分解成了导航管理功能(FMS_NAV)和导航融合功能(FMS_FUS)两个部分来进行导航数据测量与融合。

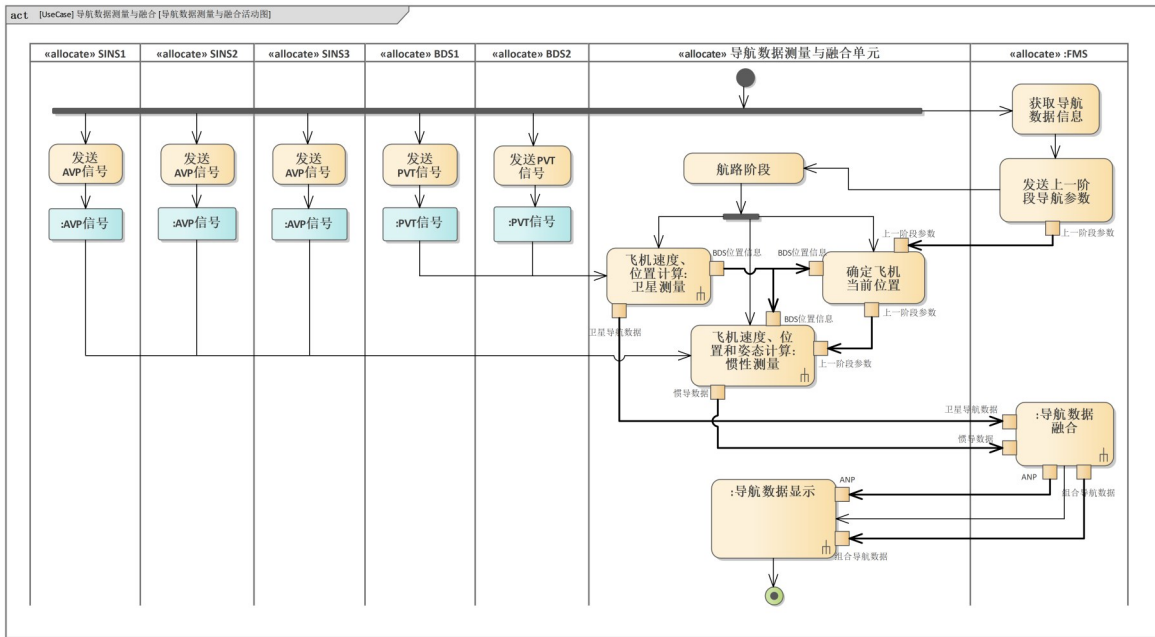


图 4 导航数据测量与融合单元活动图

Fig. 4 Navigation data measurement and fusion unit activity diagram

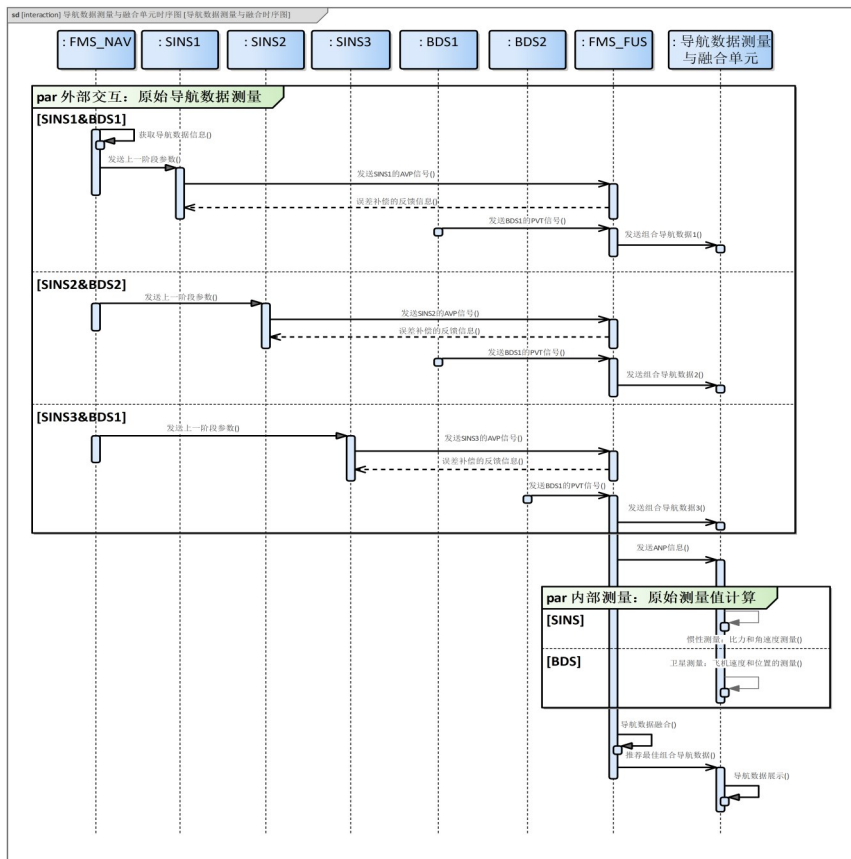


图 5 导航数据测量与融合单元时序图

Fig. 5 Navigation data measurement and fusion unit sequence diagram

1.3 结构分析

结构分析阶段分为系统结构建模和子系统结构建模两个部分,通过块定义图(Block Definition Diagram, BDD)和内部模块图(Internal Block Diagram, IBD)来进行架构分析。因此,需要先采用BDD定义外部结构设计,再采用IBD细化其内部组成部件及端口信息。

在结构分析的最开始,先对需求分析阶段已定义的子用例进行细化,以获得更具体的系统功能结构如图6所示。随后借助关联矩阵,构建从系统需求到系统功能的追溯关系如图7所示。此阶段定义的系统功能将用于子系统结构分析的IBD内。

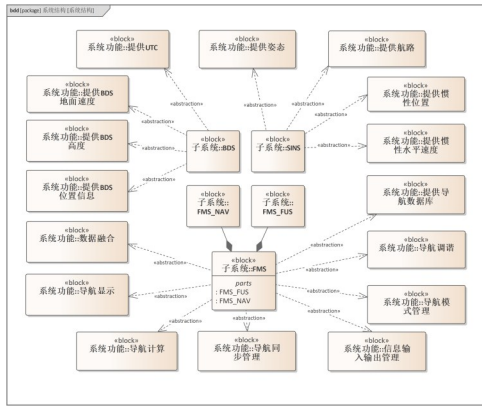


图6 系统功能结构图

Fig. 6 System Function Structure Diagram

Target	系统功能-提供UTC	系统功能-提供姿态	系统功能-提供航路	系统功能-提供BDS地面速度	系统功能-提供BDS高度	系统功能-提供BDS位置信息	系统功能-数据融合	系统功能-导航显示	系统功能-导航计算	系统功能-导航回步管理	系统功能-信息输入输出管理
系统需求-BDS导航显示											
系统需求-BDS精度											
系统需求-BDS可用性											
系统需求-BDS连续性											
系统需求-BDS完好性											
系统需求-FMS导航数据库											
系统需求-FMS飞行计划管理											
系统需求-FMS接口											
系统需求-FMS数据融合											
系统需求-FMS性能计算											
系统需求-FMS最佳选择											
系统需求-SINS精度											
系统需求-SINS可用性											
系统需求-SINS连续性											
系统需求-SINS数据备份											
系统需求-SINS数据融合											
系统需求-SINS完好性											

图7 需求到功能的追溯矩阵

Fig. 7 Traceability Matrix from Requirements to Functions

系统结构建模以导航数据测量与融合单元为例,如图8所示,其中块定义图界定了该用例的顶层功能模块,同时明确其结构特性与行为特性。其中行为特性为图中的接收(receptions)和操作(operations),接收表示元件因响应外界信号而触发的行为,操作则是通过上文行为分析活动图中泳道内嵌活动块的形式来实现的,反映元件应该进行的活动行为^[21]。代理端口(proxy port)是一个表示导航数据测量和集成单元模块逻辑端口的结构特性。图9的内部模块图展现了导航数据测量与融合单元与外部参与者之间的结构特性与交互逻辑^[22]。

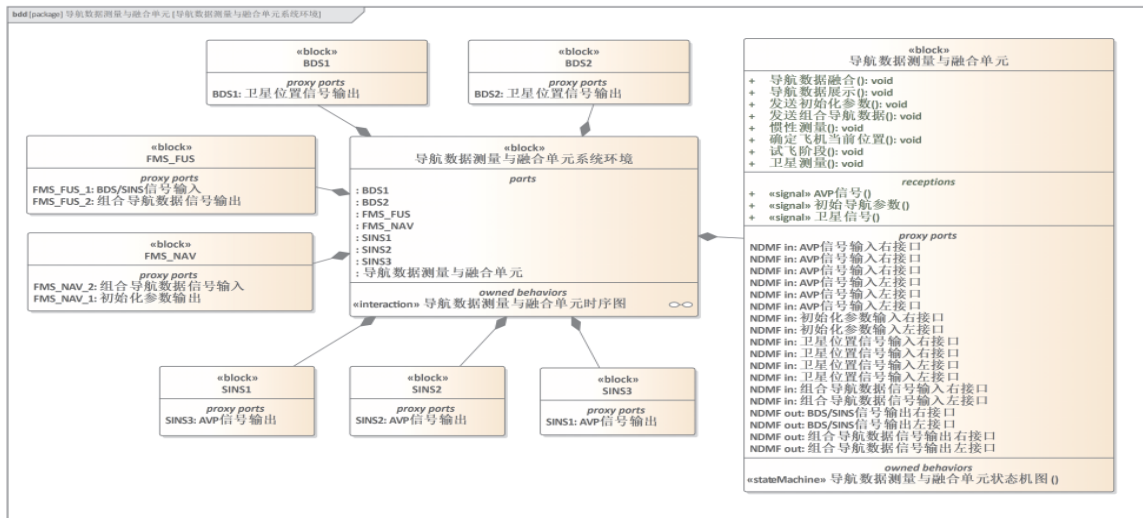


图8 导航数据测量与融合单元系统环境模块图

Fig. 8 NDMF Unit system environment module diagram

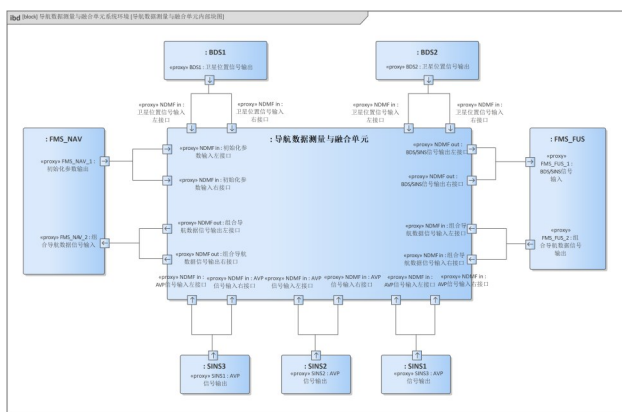


图9 导航数据测量与融合单元内部模块图
Fig. 9 NDMF unit internal module diagram

子系统结构建模以 SINS 为例,其设计依然分为 BDD 和 IBD 两个部分,如图 10 和图 11 所示。SINS 子系统有 5 个部件组成,分别为加速度计 (Accelerometer Sensors)、陀螺仪 (Gyroscope Sensors)、误差补偿单元 (Error Compensation Unit) 和导航数据计算机 (Navigation Data Computer)。

惯性导航利用陀螺仪和加速度计来测量飞机的角速度和线加速度,将数据导入导航计算机,依据 SINS 力学编排方程进行求解,就可以得到载体的详细导航信息^[23]。

类导航数据。

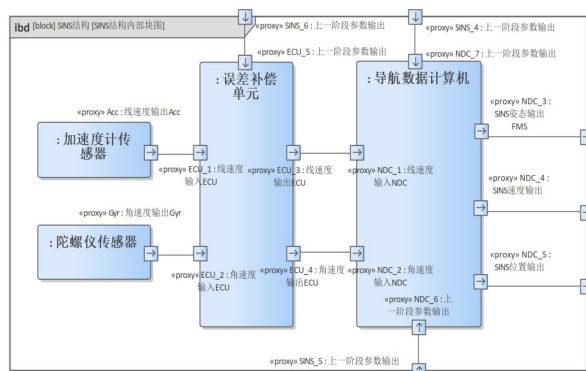


图 11 SINS 子系统内部模块图
Fig. 11 SINS subsystem internal module diagram

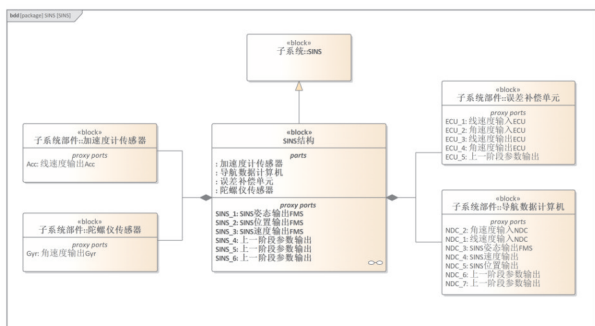


图 10 SINS 子系统环境模块图
Fig. 10 SINS subsystem environment module diagram

值得注意的是, FMS 作为整个组合导航系统信息融合和显示的关键部件,其内部块图如图 12 所示,相对比较复杂。根据上文系统功能结构可知 FMS 主要由导航模式管理单元、数据融合单元、导航计算单元、导航调谐单元、导航数据库、导航同步管理单元、输入输出管理单元和导航数据展示单元组成。在结构分析中,充分展现了 FMS 内部各逻辑子系统之间的接口相互独立地传递着各

在飞机进入航路阶段飞行时 FMS 状态机图如图 13 所示,组合导航系统通过接收传感器数据并进行整合 SINS 和 BDS 数据。融合后的数据用于更新 SINS 导航参数,并发送至导航模式选择单元。导航模式选择单元根据飞行员选择或自动选择,进入不同的导航模式 (模式 A、B、C),并发送相应的模式请求。导航模式选择单元可以进行冗余配置,来确保飞机组合导航系统的某些组件即使发生故障或失效时,系统仍然能够继续运行。

组合导航系统还需要判断实际导航性能 (Actual Navigation Performance, ANP) 和航路段的 RNP 要求,若超出 RNP 规定范围则展示告警状态,若没有超过则发送 BDS 数据、SINS 数据以及组合导航数据进行显示。整个流程确保了导航数据的准确融合与高效显示,满足了飞机在航路段飞行的导航需求。

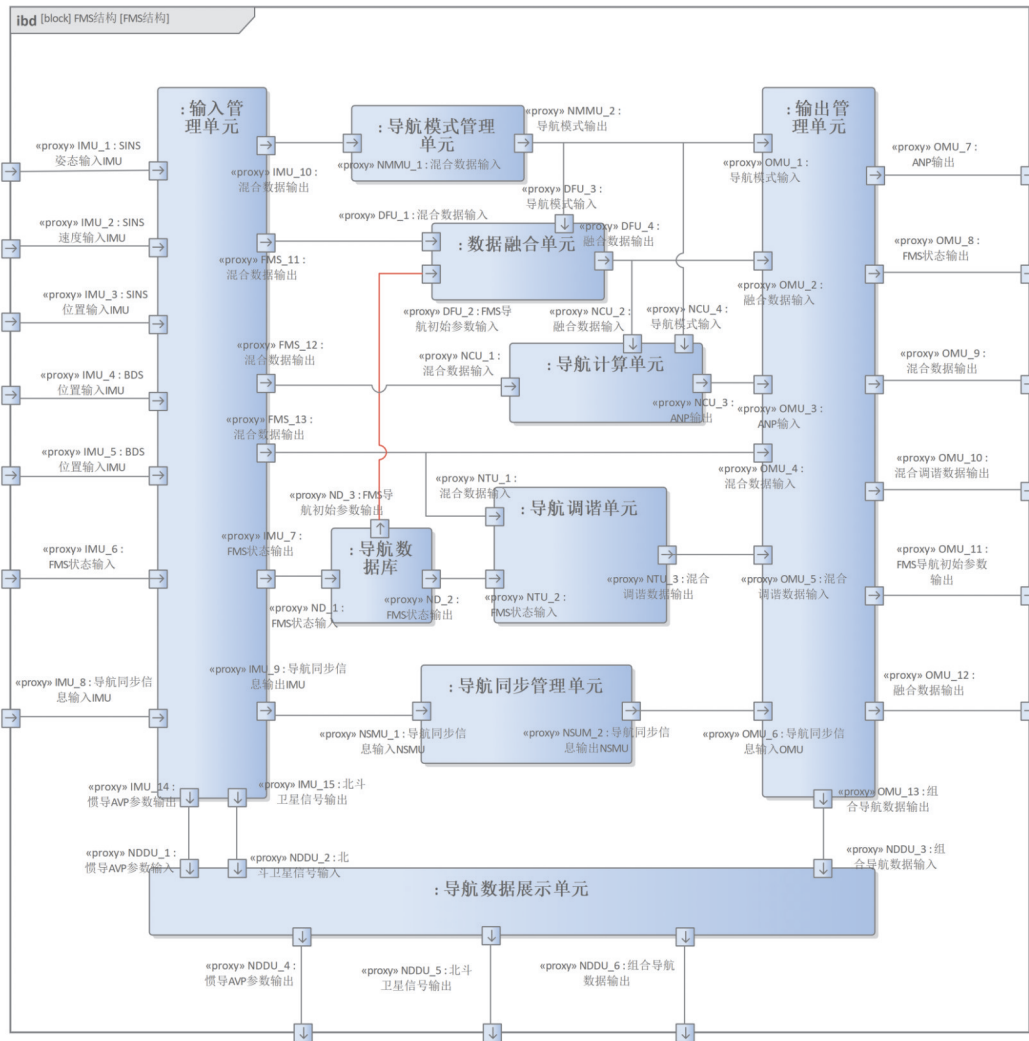


图 12 FMS子系统内部模块图
Fig. 12 FMS subsystem internal module diagram

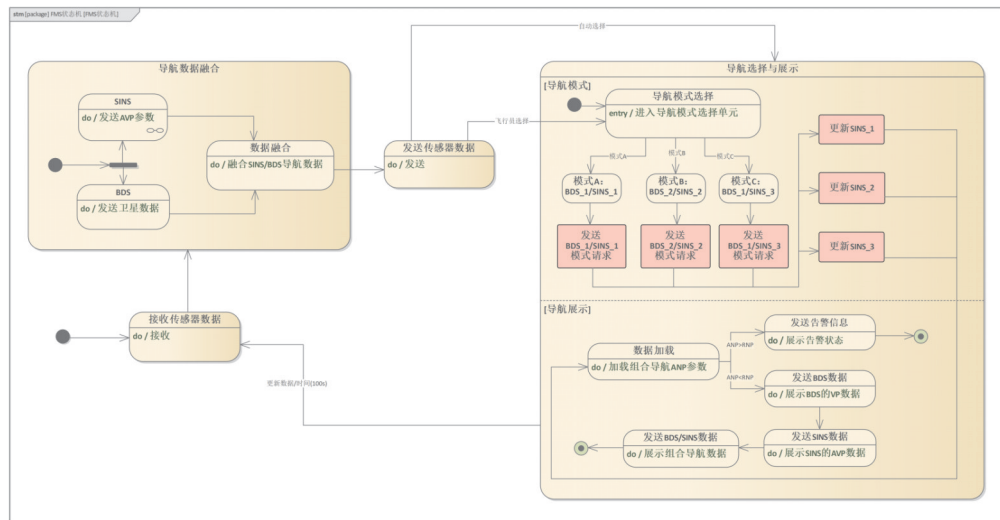


图 13 FMS子系统状态机
Fig. 13 FMS subsystem state machine

2 SINS/BDS 组合导航参数模型

2.1 松组合模型

对于 SINS/BDS 松组合导航系统(捷联惯性导航系统/北斗卫星导航系统),量测值选取原理是以 BDS 接收机输出的位置、速度分别与 SINS 解算得到的位置、速度作差,将所得差值作为卡尔曼滤波器的输入。卡尔曼滤波的输出通过反馈矫正,直接用于修正 SINS 解算结果^[24]。

关于组合方式的选择,松组合、紧组合与深组合在成本、复杂度、精度及灵活性方面各有优劣。本文选择 SINS/BDS 松组合导航,因其在国产民用飞机早期验证阶段,能以较低成本和复杂度,快速实现导航功能,且具备高灵活性。此外,民航现役主流机型(如空客 A320、波音 737)的组合导航系统多采用松组合架构,其适航符合性已得到充分验证。紧组合尽管有较强的抗干扰性和导航性

能,但其结构与设计相对复杂复杂,并且民航客机在航路阶段运动相对平稳,不需要紧组合的高动态性能。

2.2 SINS/BDS 误差模型

在完成前文的组合导航系统架构建模后,需要进行模型仿真验证的工作。具体而言就是运用 Enterprise Architect 软件构建参数图模型,展开参数分析;同时,在 MATLAB 软件中建立误差模型。

在 SINS/BDS 松组合导航系统中,核心在于利用卡尔曼滤波器对 SINS 累积误差进行估计。卡尔曼滤波算法可有效处理 SINS 与 BDS 提供的位置、速度等数据,从而在航路段给飞机提供更高精度的定位信息^[25]。其中状态方程和量测方程对组合导航系统的定位精度产生直接影响,下面展示松组合导航系统的状态方程和量测方程,以及组合导航参数图建模分析,如图 14 所示。

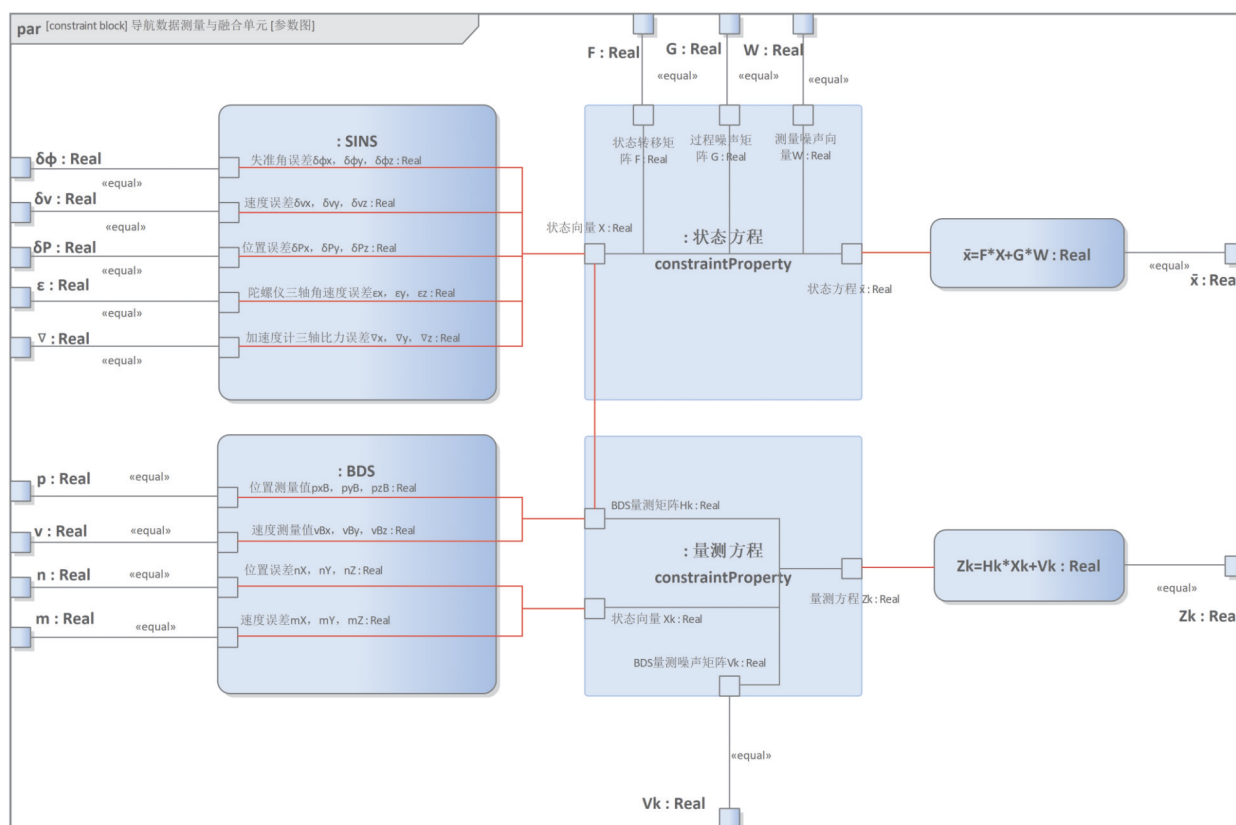


图 14 SINS/BDS 组合导航参数图

Fig. 14 SINS/BDS combined navigation parameter diagram

首先以 SINS 惯性导航系统的姿态误差、速度误差、位置误差、陀螺仪的角速度随机常值误差和

加速度计的比力随机常值误差作为 SINS/BDS 松组合导航系统的状态变量^[26],即:

$$X = [\delta\varphi \quad \delta v \quad \delta P \quad \epsilon \quad \nabla]^T \quad (1)$$

式中： $\delta\varphi = [\varphi_E \varphi_N \varphi_U]$ 为东、北、天3个方向上的姿态失准角误差； $\delta v = [v_E v_N v_U]$ 为东、北、天三个方向上的速度误差； $\delta P = [\delta\lambda \delta L \delta h]$ 为经度、纬度和高度误差；而 $\epsilon = [\epsilon_x \epsilon_y \epsilon_z]$ 表示在载体坐标系下陀螺仪三轴的角速度随机常值误差（即陀螺零偏）； $\nabla = [\nabla_x \nabla_y \nabla_z]$ 表示为在载体坐标系下加速度计三轴的比力随机常值误差（即加速度计零偏）。在组合导航的卡尔曼滤波器中，通常将惯性传感器误差中变化缓慢、可被模型估计的随机常值部分（如零偏）扩充为状态变量。陀螺零偏 ϵ 和加速度计零偏 ∇ 是导致导航误差随时间累积的关键因素，对其进行实时估计与反馈补偿，是提升SINS长时精度和组合导航性能的核心。

X 为经典 15×1 的状态矩阵，状态方程表示为

$$\dot{X} = FX + Gw \quad (2)$$

式中： F 为惯导系统的误差状态矩阵； w 为惯导系统的噪声矩阵； G 为噪声分配矩阵。

松组合导航系统的量测方程则表示为

$$Z_k = \begin{bmatrix} H_p \\ H_v \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} V_p \\ V_v \end{bmatrix} = H_k X_k + V_k^{\text{BDS}} \quad (3)$$

式中： H_p 为位置误差量测方程； H_v 为速度误差量测矩阵； V_v 为BDS接收机在三轴方向上的速度量测噪声； V_p 为BDS接收机在三轴方向上的位置量测噪声； V_k^{BDS} 为BDS系统的量测噪声矩阵，分布规律为 $V_k^{\text{BDS}} \sim N(0, R_k^{\text{BDS}})$ ， R_k^{BDS} 为高斯白噪声，是量测噪声矩阵的协方差矩阵^[27]。

参数图作为一种关键的模型表现方式，能够将导航系统中众多参数及其相互关系以直观的形式呈现出来。在参数分析中尤其体现了约束块的使用，如状态方程和量测方程的约束属性，这表明在模型中对数据流动和参数关系进行了严格的定义和约束。因此，通过这种表现方式模型不仅描述了系统的结构，还定义了系统行为和参数之间的数学关系。

3 航路段 RNP 运行联合仿真

3.1 建立航路仿真平台

为实现SINS/BDS组合导航系统在航路阶段的性能验证，本文设计了基于MATLAB开发的民用飞机组合导航航路运行仿真平台如图15所示。

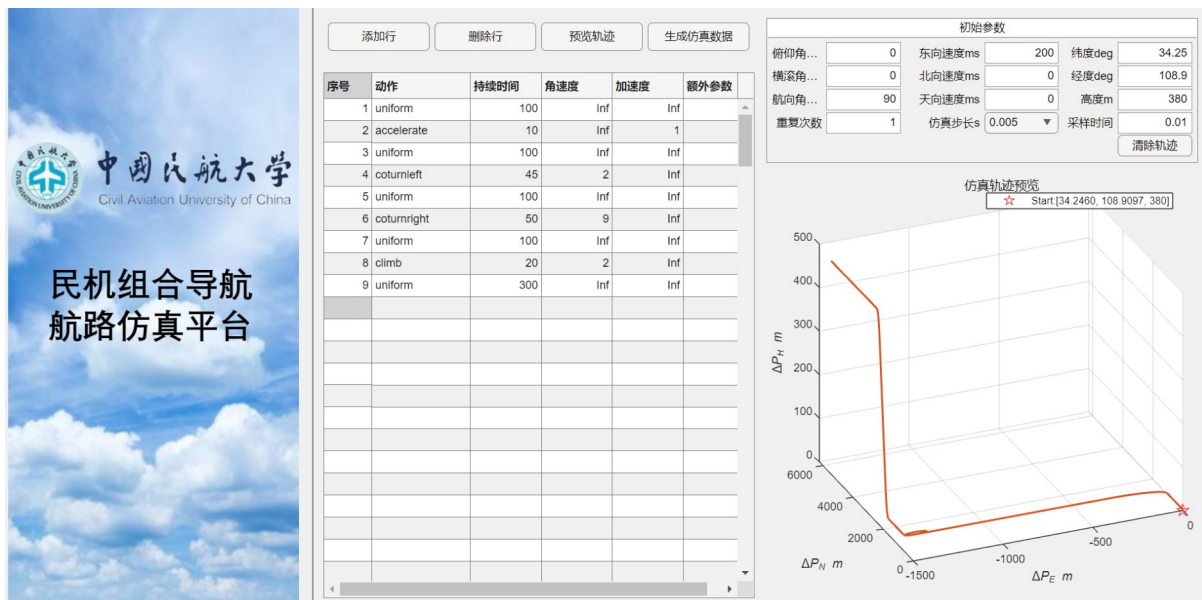


图15 民机组导航航路运行仿真平台

Fig. 15 Civil aircraft integrated navigation air route simulation platform

界面主要包含以下区域：

1) 飞行参数设置区(左侧):用于设定飞行动作序列(匀速、加速、转弯、爬升等),每个动作可设

置持续时间、角速度、加速度等参数；

2) 初始参数设置(右上侧):包含12个输入项,用于配置飞行器的起始状态及仿真控制参数；

3) 航路轨迹显示区(右下侧):实时绘制飞机的三维飞行轨迹。

因此,通过平台构建可交互的仿真环境,实现对飞机在爬升、巡航、进近等不同飞行阶段运动状态及轨迹的模拟,为民用航空组合导航系统的性能研究与评估提供可视化、参数化的仿真支撑。

图中定义了一段航路段飞行轨迹,包含9个动作序列。每个动作都有特定的持续时间、角速度和加速度参数,用于精确控制飞机的运动状态,航路轨迹生成模块形成一条完整的理想飞行轨迹,这条航迹即为导航的定位基准和评估基准,包含飞机各阶段的位置、速度、姿态、角速度和比力数据。

为确保仿真数据的真实性与可信度,本平台参考了主流民航机载导航设备的公开性能指标及行业标准,对 SINS 和 BDS 设置了详细的仿真参数,具体如表 2 所示。SINS 参数参考了霍尼韦尔 HG9900、诺斯罗普·格鲁曼 LN-200S 等典型机用激光陀螺惯导系统的性能指标,以及 ARINC-704 系列标准对惯性基准系统(Inertial Reference System, IRS)的精度要求。BDS 参数则参考了北斗卫星导航系统公开服务性能规范中的信号接口规范(Interface Control Document, ICD)。

表 2 仿真参数设置
Table 2 Simulation parameter configuration

传感器	参数项	参数值
SINS	陀螺常值漂移/(°/h)	0.001
	加速度计常值零偏/mg	10
	初始姿态误差/(°)	[0.5, 0.5, 5]
	初始速度误差/(m/s)	0.1
BDS(正常)	初始位置误差/m	[10, 10, 10]
	伪距测量误差/m	1.5
	可见星数目	≥6
BDS(低精度)	位置精度衰减因子	<6
	伪距测量误差/m	10.0
	可见星数目	<6
	位置精度衰减因子	≥6

在 SINS 和 BDS 仿真模块中,依据表 2 设定的误差参数,在基准数据上叠加传感器的测量误差,生成带噪声的传感器观测数据进行卡尔曼滤波融合。最后将解算结果与基准数据对比,即可得到定位误差曲线。最后保存全部航迹数据,用于后

面的联合仿真。

3.2 SysML/MATLAB 联合仿真

在传统的 MBSE 实践中, SysML 模型通常用于描述系统的需求、结构和行为,但其在复杂算法实现和数学仿真方面存在局限。为解决这一问题,本文提出了一种基于 JavaScript 引擎内嵌 Solver 类调用 MATLAB 函数的联合仿真方法。关于 SysML/MATLAB 联合仿真需要使用 EA 软件的 MATLAB 集成功能,具体而言就是通过 MATLAB 的 API(Application Programming Interface, 应用程序接口)将 SysML 模型状态机和参数图中定义参数、状态值等数据导出为 MATLAB Simulink、Simscape 或状态流格式^[28-30]。导出时需确保模型元素正确关联并符合目标工具的要求。借助 MATLAB 中预先编写好的核心函数,此函数是 Solver 类在 JavaScript 引擎中调用的,以实现复杂数学运算与模型逻辑的结合,具体流程如图 16 所示。



图 16 SysML/MATLAB 联合仿真操作流程
Fig. 16 SysML/MATLAB co-simulation operations

状态机图通过求解器的仿真,可以观察并分析结果以验证组合导航系统逻辑的合理性和数据传输的准确性。因此,可以通过上述方法来调用 MATLAB 函数激活状态机图的特定条件或事件,使组合导航系统在不同状态间转换,并实现数据的传递与交互。具体而言,首先需要在状态机图中定义相应的脚本,在状态内部的入口、出口和操作中封装代码。最后,在完成仿真后以直观的图表方式对输出数据进行检验,达到对组合导航系统模型的设计进行阶段性验证的目标。

3.3 仿真结果与性能评估

在航路段工作状态中,将 3.1 节生成的轨迹基准数据导入到状态机 SINS 子模块的代码中,输出 SINS 的 AVP 参数如图 17 所示,这些数据将用于组合导航的精度仿真。

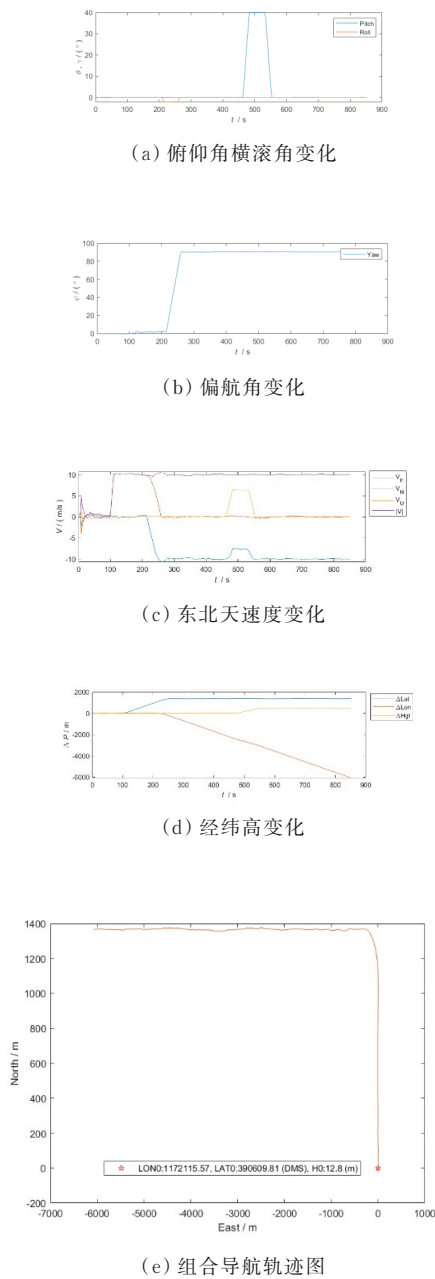


图17 SINS的AVP参数仿真结果

Fig. 17 SINS Simulation Results of AVP Parameters

为保障RNP性能需求,需要定量评估所设计的国产民用飞机组合导航系统在不同仿真情况下的性能,根据美国航空无线电公司(ARINC, Aeronautical Radio Inc)发布的ARINC-702A规范的组合导航传感器的要求,本文选取了最大定位误差、均方根误差以及收敛时间作为核心评估指标。均方根误差综合反映了系统的整体精度,最大误差体现了系统的极端性能边界。而收敛时间为系统从启动或受到扰动后,定位误差首次进入并持续

保持在稳态误差范围内所需的时间,其衡量了系统在状态变化或故障发生后恢复至稳定精度的能力。本研究设定的仿真时长约为900 s,主要基于航路段典型飞行任务的时间跨度与MBSE早期验证的适用性考虑,三种仿真情况下的误差统计结果如表3所示。

表3 不同仿真场景下的导航性能指标
Table 3 Navigation performance metrics under various simulation scenarios

性能指标	SINS/BDS	SINS/低精度BDS	纯惯导
最大误差/m	15.2	32.7	52.1
均方根误差/m	4.8	9.6	19.3
收敛时间/s	85	120	—

第一种情况:采用在有BDS的组合导航方式下,利用BDS增强导航精度,仿真结果如图18所示。根据PBN手册可知,此误差为相对于标准航路的横向定位误差,其量级符合高精度导航系统航路阶段RNP 2的规范要求,即要求95%时间内横向定位误差不超过2海里(3704m)。系统在85 s内快速收敛,证明了组合导航系统架构的高精度和强稳定性,满足航路段RNP运行的要求。

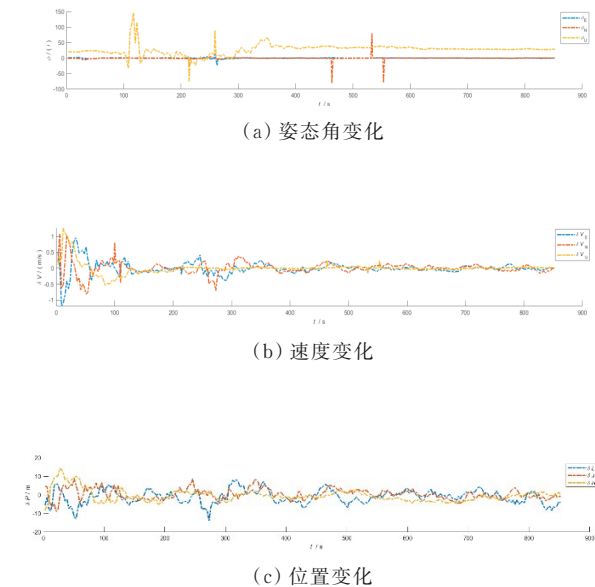
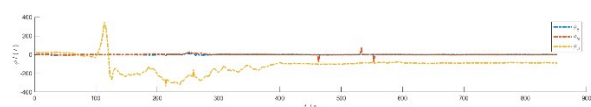


图18 SINS/BDS仿真结果

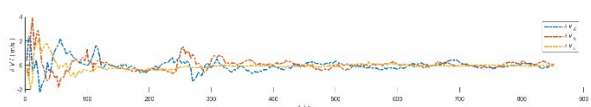
Fig. 18 BDS/SINS Simulation Results

第二种情况:在可见卫星数目降至4~5颗,且空间几何构型较差,其位置精度衰减因子(Posi-

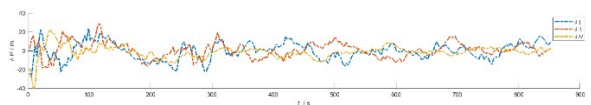
tion Dilution of Precision, PDOP) 大于 6 时, 仿真结果如图 19 所示。虽然系统性能虽有退化, 但通过 SINS 的有效辅助, 其最大误差和均方根误差仍被维持在较高水平, 且系统能在 120 s 内重新收敛。



(a) 姿态角变化



(b) 速度变化

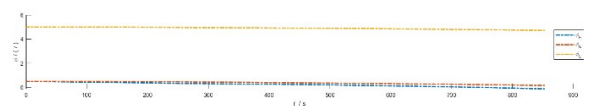


(c) 位置变化

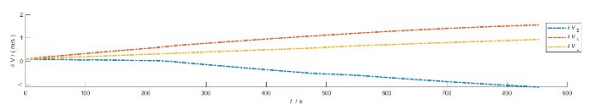
图 19 SINS/低精度 BDS 仿真结果

Fig. 19 Low-precision BDS/SINS Simulation Results

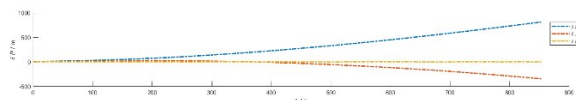
第三种情况: 在极端情况下 BDS 无法使用只能使用纯惯性导航持续进行惯性测量和导航计算, 仿真结果如图 20 所示。惯性导航的误差随时间发散的特性得到验证, 其均方根误差和最大误差均为最大。尽管其短期精度尚可, 但无法满足长航时、高精度的 RNP 运行需求。尽管精度低于前两种方式, 但仍可作为辅助导航源。



(a) 姿态角变化



(b) 速度变化



(c) 位置变化

图 20 纯惯导仿真结果

Fig. 20 Pure Inertial Navigation Simulation Results

上述三种导航方式所获得的定位精度均符合航路阶段 RNP 2 的运行要求, 进而验证了所设计 SINS/BDS 组合导航系统架构的有效性与可行性。

3.4 MBSE 方法与 TSE 方法的对比验证

为验证本文所提 MBSE 方法的有效性, 将从需求追溯性和架构一致性两个方面进行对比分析。

1) 需求追溯性对比: 传统文档式设计 (TSE) 中, 需求与功能、子系统之间的追溯关系依赖人工维护, 随着系统复杂度增加, 容易产生歧义。本文基于 SysML 建立了从利益攸关者需求 (如表 1 所示) 到系统功能 (如图 6 所示) 的追溯矩阵 (如图 7 所示), 所有追溯关系在模型中有着清晰的定义。

2) 架构一致性对比: 传统方法中, 需求文档、设计说明书、接口控制文件等分散存储, 同一信息在多处重复描述, 易产生矛盾。本文通过第二节内容通过 SysML 统一建模, 将用例图、活动图、时序图、块定义图、内部模块图、状态机图和参数图关联在同一系统架构下, 确保系统需求、行为和结构描述的一致性。

上述对比表明, 本文所提 MBSE 方法较传统方法具有明显优势。

4 结论

1) 构建了面向航路阶段场景的 MBSE 闭环框架。基于 MagicGrid 方法论 (区别于已有研究的 Harmony-SE), 建立了组合导航系统从 ICAO、ARINC 需求标准到系统功能、子系统功能的追溯矩阵, 解决了传统文档设计中追溯模糊的问题。

2) 设计了航路运行仿真平台并实现了联合仿真。通过脚本引擎实现 SysML 状态机与 MATLAB 中 SINS/BDS 误差模型及卡尔曼滤波算法的动态交互, 从而对 RNP 的精度指标进行定量验证,

解决了传统MBSE模型难以支持性能量化分析的问题。

3) 验证了航路RNP 2运行的可行性。仿真结果表明,所设计的SINS/BDS组合导航系统在不同卫星导航信号条件下的定位精度均优于2海里,满足RNP 2运行要求。

综上,本研究为国产民用飞机组合导航系统的设计与验证提供了一种基于MBSE的系统化方法,也为后续民用飞机复杂系统的设计和研发提供了新的思路。

参考文献

- [1] 王巍,邢朝洋,冯文帅. 自主导航技术发展现状与趋势[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 11-29.
Wang Wei, Xing Chaoyang, Feng Wenshuai. State of the art and perspectives of autonomous navigation technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(11): 11-29. (in Chinese)
- [2] 毕文豪,范秋岑,李德林,等. 基于多视角的民机正向设计建模方法[J]. 航空学报, 2023, 44(10): 150-171.
Bi Wenhao, Fan Qiucen, Li Delin, et al. Modeling approach for forward design of civil aircraft based on multiple perspectives [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(10): 150-171. (in Chinese)
- [3] 康文文,李浩敏. 基于系统工程的飞机系统架构设计过程[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(2): 44-57.
Kang Wenwen, Li Haomin. Aircraft system architecture design process based on system engineering [J]. Civil Aircraft Design & Research, 2021(2): 44-57. (in Chinese)
- [4] 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. (in Chinese)
- [5] 王林尧,蒙涛,孙书剑,等. 基于MBSE的使命线程设计方法[J/OL]. 系统工程与电子技术, 1-16[2025-12-04]. <http://kns.cnki.net/kcms/dtail/11.2422.TN.20250520.1821.018.html>.
Wang L Y, Meng T, Sun S J, et al. Mission Thread Design Method Based on MBSE [J/OL]. Systems Engineering and Electronics, 1-16[2025-12-04]. <http://kns.cnki.net/kcms/dtail/11.2422.TN.20250520.1821.018.html>. (in Chinese)
- [6] 陈宣文,黄晖,戴小氏. MBSE在航空飞行控制系统的应用研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(2): 152-165.
Chen Xuanwen, Huang Hui, Dai Xiaodi. Application of MBSE in aviation flight control system [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(2): 152-165. (in Chinese)
- [7] Cui Z Y, Luo M Q, Zhang C, et al. MBSE for civil aircraft scaled demonstrator requirement analysis and architecting [J]. IEEE Access, 2022, 10: 43112-43128.
- [8] 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. (in Chinese)
- [9] INCOSE. INCOSE model based systems engineering roadmap[S]. Yokohama: INCOSE, 2007.
- [10] 焦洪臣,雷勇,张宏宇,等. 基于MBSE的航天器系统建模分析与设计研制方法探索[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(9): 2516-2525.
Jiao Hongchen, Lei Yong, Zhang Hongyu, et al. Research on modeling and design method of spacecraft system based on MBSE [J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(9): 2516-2525. (in Chinese)
- [11] 骆天溯,田科源,陆营波,等. 基于MBSE的飞行器可靠性需求多维捕获与分解技术研究[J/OL]. 航空工程进展, 1-11[2025-12-07]. <https://link.cnki.net/urlid/61.1479.V.20250109.1721.002>.
Luo Tiansu, Tian Keyuan, Lu Yingbo, et al. Research on model-based multi-dimension aircraft reliability requirement capture and decomposition [J/OL]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 1-11[2025-12-07]. <https://link.cnki.net/urlid/61.1479.V.20250109.1721.002>. (in Chinese)
- [12] 王雨农,毕文豪,张安,等. 基于DoDAF的民机MBSE研制方法[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(12): 3579-3585.
Wang Yunong, Bi Wenhao, Zhang An, et al. DoDAF-based civil aircraft MBSE development method [J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(12): 3579-3585. (in Chinese)
- [13] Zimmerman P. A review of model-based systems engineering practices and recommendations for future directions in the department of defense[C]// The 2nd Systems Engineering in the Washington Metropolitan Area Conference. Chantilly: IEEE, 2014: 1-7.
- [14] Malins R J, Stein J, Thukral A, et al. SysML activity models for applying ISO 14971 medical device risk and safety management across the system lifecycle [J]. INCOSE International Symposium, 2015, 25(1): 489-507.
- [15] Fleming C H, Leveson N. Integrating systems safety into systems engineering during concept development [J]. INCOSE International Symposium, 2015, 25(1): 989-1003.
- [16] 杨跃. 基于模型的系统工程技术探析[J]. 科技创新导报,

- 2022, 19(12): 55-57.
- Yang Yue. Analysis of system engineering technology based on model[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2022, 19(12): 55-57. (in Chinese)
- [17] 宗军耀, 郑智明, 张琛. 基于RNP运行的机载综合导航系统的架构和功能分析研究[J]. 中国高新技术企业, 2014(25): 7-8.
- Zong Junyao, Zheng Zhiming, Zhang Chen. Research on architecture and function analysis of airborne integrated navigation system based on RNP operation[J]. China High-Tech Enterprises, 2014(25): 7-8. (in Chinese)
- [18] 柳敏. 基于RNP需求的大型客机导航信息综合处理及性能评估[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- Liu Min. Comprehensive processing and performance evaluation of airliner navigation information based on RNP requirement[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [19] 范秋岑, 毕文豪, 张安, 等. 民用飞机高度控制系统MBSE建模方法[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(1): 164-171.
- Fan Qiucen, Bi Wenhao, Zhang An, et al. MBSE modeling method of civil aircraft altitude control system[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(1): 164-171. (in Chinese)
- [20] 海晓航. 基于MBSE的民机起落架系统建模与仿真分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- Hai Xiaohang. Modeling and validation of civil aircraft landing gear based on MBSE[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [21] 张绍杰, 李正强, 海晓航, 等. 基于MBSE的民用飞机安全关键系统设计[J]. 中国科学(技术科学), 2018, 48(3): 299-311.
- Zhang Shaojie, Li Zhengqiang, Hai Xiaohang, et al. Safety critical systems design for civil aircrafts by model based systems engineering [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2018, 48(3): 299-311. (in Chinese)
- [22] Mazeika D, Morkevicius A, Aleksandraviciene A. MBSE driven approach for defining problem domain [C] // 2016 11th System of Systems Engineering Conference (SoSE). Kongsberg, Norway. IEEE, 2016: 1-6.
- [23] 赵靖, 宋丹. 无人机GNSS/IMU组合导航系统完好性监测方法[J]. 航空学报, 2024, 45(7): 328943.
- Zhao Jing, Song Dan. Integrity monitoring method for GNSS/IMU integrated navigation system of UAV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(7): 328943. (in Chinese)
- [24] Wang G Q, Han Y, Chen J, et al. A GNSS/INS integrated navigation algorithm based on Kalman filter[J]. IFAC-PapersOnLine, 2018, 51(17): 232-237.
- [25] Zhang H, Xiong H L, Hao S J, et al. A novel multidimensional hybrid position compensation method for INS/GPS integrated navigation systems during GPS outages[J]. IEEE Sensors Journal, 2024, 24(1): 962-974.
- [26] Xiao X, Sun J X, Zhang Q. A fusion method based on ANN to overcome the GNSS Outages for GNSS/INS System [C] // 2021 China Automation Congress (CAC). Beijing, China. IEEE, 2022: 4914-4919.
- [27] Liu Y, Li S H, Fu Q W, et al. Impact assessment of GNSS spoofing attacks on INS/GNSS integrated navigation system[J]. Sensors, 2018, 18(5): 1433.
- [28] Zhang R, Yan X M, Yu Z, et al. Design and verification of radar system based on MBSE [C] // IET International Radar Conference (IRC 2023). Chongqing, China. London: IET, 2024: 3820-3825.
- [29] Zhang T T, Wu J M, Qi L, et al. Architecture analysis and design language & harmony system engineering process [C] // 2012 IEEE/AIAA 31st Digital Avionics Systems Conference (DASC). Williamsburg, VA, USA. IEEE, 2012: 7D2-1-7D2-12.
- [30] 许晓东. 民机环控系统建模与仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- Xu Xiaodong. Research on modeling and simulation technology of civil aircraft environmental control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)