基于集成数字化的月地高速再入返回飞行器飞控支持系统

李晓锋*, 程莉, 蔡雨辰, 张国峰, 关小川

北京控制工程研究所, 北京 100190

* E-mail: li_x_feng@126.com

收稿日期: 2015-01-08; 接受日期: 2015-01-27

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 2014 年 11 月 1 日, 月地高速再入返回飞行器准确着陆在内蒙古四子王旗预定区域, 标志着探月三期再入返回试验任务取得了圆满成功, 标志着中国已全面突破和掌握航天器以接近第二宇宙速度的高速再入返回关键技术, 为确保嫦娥五号任务顺利实施和探月工程持续推进奠定了坚实基础. 飞控支持系统对卫星飞控期间的飞控策略制定、仿真验证和设计方案优化起到了关键作用. 本文介绍基于集成数字化的月地高速再入返回飞行器飞控支持系统的原理及体系结构设计, 并对其中处理器加速模拟、虚拟芯片建模、自动测试脚本、通用人机交互、数据动态辅助判读等关键技术进行剖析, 最后给出了飞控支持系统的实用效果. 经过在轨实际验证, 飞控支持系统通过快速精准预示, 解决了卫星飞控任务约束条件复杂、决策困难等问题, 并为后续卫星飞控系统的发展积累了丰富的理论和工程经验.

关键词
再入返回
飞控支持
数学仿真

1 引言

2014 年 11 月 1 日, 月地高速再入返回飞行器经历地月转移、月球近旁转向、月地转移、再入返回、着陆回收等关键阶段后准确着陆在预定区域, 标志着探月三期^[1]再入返回试验任务取得了圆满成功.

针对月地高速再入返回飞行试验任务多器协同工作、子系统繁多、飞控事件间隙短等特点, 快速响应及精准验证成为飞控支持系统的重点目标.

近来, 随着虚拟仿真技术的发展, 为提高嵌入式系统的验证速率、优化系统结构、降低成本, 国内外学者对嵌入式系统模拟器^[2]的技术方案进行了深入研究. 其中, Stanford 大学研发的 SimOS 实现了对现代

计算机系统中所有硬件部件的软件模拟, 模拟精确的功能结构与真实机器硬件贴近. Skyeye 是国内开源的自由软件项目, 其目标是在通用的 Linux 和 Windows 平台实现一个仿真集成开发环境, 注重于横向发展, 尽可能支持更多的体系结构、开发板和嵌入式处理器. 美国 Virtutech 公司的 Simics 可以在标准 x86 计算机上快速构建一个虚拟目标系统, 支持同时模拟多个处理器系统, 为微处理器设计、存储器分级体系设计、元件研制和测试等工作提供了统一的体系结构. 然而, 上述模拟器或者具备较好的硬件描述能力但运行速度不佳, 或者处理速度较快但支持的处理器架构有限. 本文基于二进制线索解释技术^[3]和虚拟芯片建模技术, 提出一种高速模拟且时序真实可控的

引用格式: 李晓锋, 程莉, 蔡雨辰, 等. 基于集成数字化的月地高速再入返回飞行器飞控支持系统. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 284–292
Li X F, Cheng L, Cai Y C, et al. The integrated digital flight control support system for circumlunar return and reentry spacecraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 284–292, doi: 10.1360/N092014-00478

仿真方法,支持航天嵌入式系统在用的多种处理器架构.借助模块化设计和标准数据接口,系统可通过积木拼接方式快速集成.

此外,月地高速再入返回飞行器飞控任务中涉及大量复杂数据演算,需要有效的辅助验证手段完成数据实时分析,给出精准飞行状态预示.自动化、通用化验证方法是目前研究热点.国内外主流自动测试脚本语言如面向测试人员的 GOAL,面向测试过程的 ETOL/TCL/TK,面向信号的 ATLAS,面向对象的 CATOL 等,均基于特定的符号描述,较难适应以文档驱动的模式.本文基于航天器嵌入式系统特点,提出自然语言描述的自动测试执行脚本描述方法,具备强时序逻辑描述和控制能力,提供丰富的数据比对方式,如数据拟合、跳点智能检测等;通过过程封装、用例封装实现了用例继承和复用,有效提高测试脚本编辑效率,保证验证过程可追溯.其脚本描述方式可直接作为测试文档,解决了测试文档和脚本一致性问题.

通过集成数字化飞控支持系统对飞控实施方案的快速预演和辅助验证,确保了地面指令下达的时效性和可靠性,与星上自主控制有机结合,形成了任

务成功的最大包络集,确保了探月工程三期再入返回飞行试验飞控任务的顺利完成.

2 飞控支持系统结构及功能

集成数字化飞控支持^[4]系统以真实星载目标代码为对象,通过硬件芯片数字化建模^[5]构建虚拟星地对接子系统,并通过空间环境模型驱动将数学原型仿真子系统与星地对接子系统有机结合,实现了针对飞控方案设计和执行层面的全功能支持系统.此外,本系统还与测控系统连接,实时接收卫星遥测数据及上行注入数据.仿真数据与之对比,有效结合系统强大的数据分析处理能力,精准预报卫星工况,并实时对飞控支持系统本身进行自适应修正.基于集成数字化的月地高速再入返回飞行器飞控支持系统其结构如图 1 所示,各部分功能如下.

1) 数学原型仿真子系统: 针对卫星飞控方案的设计层面,经空间环境模型驱动,对正常模式的设计方案和故障模式策略方案进行多次快速预示,选取最优值作为测控系统提给上行注入块的数据依据.系统稳定可靠、执行效率高、操作便捷,是飞控策略

图 1 月地高速再入返回飞行器飞控支持系统结构图

形成过程中的有效辅助工具。

2) 虚拟星地对接子系统: 针对卫星飞控方案的执行层面, 基于真实星载目标代码, 结合二进制线索解释技术和虚拟芯片建模技术, 建立的等效于半物理仿真系统的验证平台。该系统可以直接接收卫星用数据块, 对飞控过程进行全时段加速仿真, 快速预示飞控执行过程, 验证飞控策略正确性、复核星上指令模块的有效性。

3) 自动测试工具: 采用针对航天嵌入式系统特点定制研发的自动测试脚本语言和通用人机交互界面, 实现飞控策略验证过程中正常模式及故障注入的自动测试序列编辑和执行, 具备强时序逻辑描述、控制和判断能力。该工具能有效降低验证过程中的人力和时间成本, 同时, 历史数据记录和回放功能确保验证过程可追溯。

4) 数据辅助分析工具: 针对数学原型仿真子系统、虚拟星地对接子系统及测控系统产生的控制策略及大量数据, 利用异步数据拟合、跳点智能检测、状态量异常检测、参数动态运算等数据辅助分析、判读和预警技术, 有效提高试验器异常状态的捕获能力, 为快速、准确地掌握试验器工况提供有力支持。

3 虚拟星地对接子系统关键技术

3.1 CPU 的加速模拟设计

为完成系统快速响应及精准验证的预定目标, 提升星载目标二进制代码的解析执行速率是工作重点。系统采用线索解释技术^[6]在机器指令的取指、译指、执行三个阶段实施加速。加速前后的指令解释过程如图 2 所示。

在图 2(a)中, 每条指令解释就是执行一次“取指-译指-执行”的循环过程, 每次循环表示一个指令解释周期, 其循环次数是目标程序运行指令数目的总和, 随着目标程序运行时间而增加。在图 2(b)中, 指令解释过程分为预译码和执行两个阶段。预译码阶段也存在一个“取机器指令-译指”的循环体, 其循环次数是目标程序代码段包含的指令数目, 与目标程序代码段大小相关。取指阶段加速后, 一般情况下目标代码段指令数目远远低于循环次数指令运行总数, 即加速后对每条指令只做一次取指操作, 降低了重复取相同指令的开销。

译指操作分为两个阶段完成: 预译码阶段完成

图 2 指令解释过程对比

(a) 加速前; (b) 加速后

译出操作码、操作数过程, 并将指令执行函数地址保存在中间代码结构中; 其次, 执行阶段根据 PC 指针查找到指令执行函数, 将集中分派分散到各个指令模拟函数中。这种方式可以提高本地机器上硬件分支预测命中概率, 降低间接分支指令开销对模拟器软件性能的影响, 从而提高模拟器的速度。

执行过程中, 每取一条中间代码指令和执行指令模拟构成一个指令解释周期, 且所有执行过程是一个串行过程。宏观上看, 减少了操作步骤, 从而提高了指令执行的速度。

模拟器加速前后运行在同一台 PC 机上(i7, 3.4 GHZ, 内存 8 G, Win7), 分别运行测试程序 10 次(该程序在真实星载硬件运行机时 0.128 s)。性能提升比对如图 3 所示, 仿真速度能够提升 10 倍以上。

3.2 虚拟芯片模型设计

通过软件对真实芯片的功能进行行为级建模和

图 3 CPU 模拟器提速性能对比

仿真模拟, 并仿真真实芯片的物理电气特性. 首先明确芯片与外界接口及信息交换方式, 创建虚拟芯片结构, 然后根据真实芯片的工作原理, 实现虚拟芯片的内核. 开发完成的虚拟芯片以插件形式加载到仿真环境中. 下文以 BU-61580^[7] 芯片为例介绍虚拟芯片模型设计.

寄存器是 BU-61580 内部结构中的重要部分, 芯片仿真应对 BU-61580 的内部寄存器(见表 1)进行模拟, 分别仿真该芯片处于 BC 和 RT 工作模式下的寄存器行为特征.

针对 BU-61580 包含的 4 K 内部 WORD 内存, 仿真不同工作方式下的内存使用及操作方式如下.

1) 内存寻址方式. BU-61580 针对不同 CPU 处理器提供多种寻址方式, 需仿真实现的包括 16-BIT BUFFERED MODE, 16-TRANSPARENT MODE, 16-BIT DUAL PORT RAM INTERFACE, 16-BIT DMA MODE, 8-BIT BUFFERED MODE, 8-BIT ZERO WAIT MODE 等.

2) 内存分配及使用. 在 BU-61580 不同工作模式和寄存器设置下, 其内存的分配与使用方式也不同, 功能芯片仿真 BC, RT 模式下, 内存中各种类型数据

的存储结构, 如堆栈 A 和 B, 堆栈指针, 消息指针, 查找表, 消息数据块, 命令字非法表等; 并仿真芯片对内存数据的操作方式, 如 RT 的单缓冲、双缓冲、循环缓冲的操作方式等.

BU-61580 是通信总线芯片, 其输出的总线数据符合 1553B 总线协议, 芯片模型内部实现该总线协议并且以 CPU 指令周期为最小时间单位模拟数据传输时序. 但在芯片模型对外接口中屏蔽总线协议的复杂性, 使芯片外部接口简单易用.

提供总线故障注入手段, 在 BC 工作模式下, 包括数据格式错误、无响应错误、忙错误、消息错误、长抱环测试错误. 提供直接修改仿真芯片寄存器及内存的程序接口, 方便特殊故障注入模拟.

4 自动测试及辅助分析工具关键技术

4.1 自动测试脚本设计

自动测试脚本基于描述性语言, 包括数值判读条件描述、指令描述、执行方法描述和预期结果判读描述四部分. 数值判读条件描述和指令描述定义了基本的测试语句; 执行方法描述用于描述具体的测试行为, 包括测试行为的执行开始条件和测试内容; 预期结果判读描述用于描述测试行为的预期结果及其判读方法, 包括判读开始的条件和判读内容. 一条执行方法描述和一条预期结果判读描述构成一个用例执行块. 用例执行块是用例执行的基本单位, 同一时间只有一个用例执行块执行, 多个用例执行块按编排的顺序依次执行. 其形成的测试用例脚本结构示意图如图 4 所示.

执行方法描述包括测试行为的执行开始条件和测试内容. 执行开始条件给出一组逻辑关系, 当逻辑关系满足时, 执行相应的测试内容. 执行开始条件按照其判断方式, 可分为阻塞方式和非阻塞方式两类. 阻塞方式是指执行开始条件给出的逻辑关系不满足时, 测试流程处于等待状态, 直到逻辑关系满足才继续执行; 非阻塞方式是指执行开始条件给出的逻辑关系不满足时, 测试流程跳过当前用例执行块, 同时当前用例执行块的预期结果输出为“不通过”. 执行方法描述的具体语法格式为{执行开始条件}, {指令描述}. 其中执行开始条件的设计如表 2 所示.

预期结果判读描述包括判读开始条件、持续时间

表 1 BU-61580 寄存器表

序号	地址 偏移	寄存器 (描述/读写状态)
1	00h	Interrupt mask register (RD/WR)
2	01h	Configuration register #1 (RD/WR)
3	02h	Configuration register #2 (RD/WR)
4	03h	Start/Reset register (WR)
5	03h	Command Stack pointer register (RD)
6	04h	BC ctrl word/RT subaddr control word register (RD/WR)
7	05h	Time tag register (RD/WR)
8	06h	Interrupt status register (RD)
9	07h	Configuration register #3 (RD/WR)
10	08h	Configuration register #4 (RD/WR)
11	09h	Configuration register #5 (RD/WR)
12	0Ah	RT/Monitor data stack address register (RD/WR)
13	0Bh	BC frame time remaining register (RD)
14	0Ch	BC time remaining to next message register (RD)
15	0Dh	BC frame time/RT last command/MT trigger word register (RD/WR)
16	0Eh	RT status word register (RD)
17	0Fh	RT BIT word register (RD)

图 4 基于描述性语言的自动测试脚本结构示意图

和判读内容. 判读开始条件描述了预期结果判读的
开始条件; 持续时间描述预期结果判读执行的时效

表 2 执行开始条件

类型	名称	描述语句定义	含义说明
阻塞指令	无限判断	当{数值判读条件}时	等待直到{数值判读条件}成立时, 执行相应{指令描述}; 否则持续等待.
	无限连续判断	当连续 m 个周期内, {数值判读条件}时	等待直到当有 m 个连续的周期中{数值判读条件}始终成立时, 执行相应{指令描述}; 否则持续等待.
	有限判断	监控 n 个周期, {无限判断}	只在 n 个周期时间内监控, 期间当{无限判断}成立时, 执行相应{指令描述}; 否则 n 个周期之后, 跳过当前用例执行块.
	有限连续判断	监控 n 个周期, {无限连续判断}	只在 n 个周期时间内监控, 期间当{无限连续判断}成立时, 执行相应{指令描述}; 否则 n 个周期之后, 跳过当前用例执行块.
	无限混合判断	{无限判断 无限连续判断} {且 或} {无限判断 无限连续判断}... 注: 语句内可用括号“()”标注运算优先级	多个{无限判断}或{无限连续判断}以“并且”、“或”的关系连接, 当满足给定条件时, 执行相应{指令描述}; 否则持续等待.
非阻塞指令	有限混合判断	监控 n 个周期, {无限混合判断}	只在 n 个周期时间内监控, 期间当{无限混合判断}成立时, 执行相应{指令描述}; 否则 n 个周期之后, 跳过当前用例执行块.
	立即执行	注: 不提供{执行开始条件}	无条件立即执行相应{指令描述}.
	瞬时判断	若{数值判读条件}	若{数值判读条件}成立, 执行相应{指令描述}; 否则跳过当前用例执行块.

注: 非阻塞指令中的{数值判读条件}中不包含“每 n 个周期变化量”语句

性; 判读内容定义具体的期望结果. 预期结果判读描述的具体语法格式为

{判读开始条件}, {持续时间}, {判读内容}.

预期结果判读描述的定义如表 3 所示.

4.2 通用人机交互设计

人机交互是指飞控人员通过操作界面对数学原型仿真子系统或虚拟星地对接子系统进行控制, 进而影响空间环境模型的运行状态, 达到故障设置、发送指令等目的.

传统人机交互界面的开发需依据空间环境模型与上层子系统(数学原型仿真子系统或虚拟星地对接子系统)的接口. 面对不同的航天器接口, 人机交互界面需要单独定制, 若接口发生变动, 对应的人机交互界面需要同时维护. 针对上述问题, 本文提出基于配置文件的人机交互界面自动生成策略, 其实现方法如下.

空间环境模型与上层子系统之间的接口以结构体形式定义, 结构体中的变量声明定义了空间环境模型与上层子系统之间的接口数据格式. 结构体中每个变量对应一个注释字符串, 用于指导对应变量的人机交互界面生成. 该结构体在上层子系统的接口设计阶段完成, 同时可作为人机交互界面自动生成的配置文件. 其示意图如图 5 所示.

表 3 预期结果判读描述

类型	序号	描述语句定义	含义说明
判读开始条件	1	注: 未给出{判读开始条件}	在本用例执行块的{指令描述}执行之后立即开始.
	2	在下一用例执行前	在下一个用例执行块满足执行开始条件准备执行之前执行本条的{判读内容}.
	3	等待 t {秒 s 毫秒 ms}	注: 本条对应的{持续时间}只能为“瞬时判断” 等待 t s 后开始.
	4	当{数值判读条件描述}时	等待直到{数值判读条件描述}成立时开始.
	5	[只判断 n 个周期,]当连续 m 个周期内, {数值判读条件描述}时	等待直到当有 m 个连续的周期中{数值判读条件描述}始终成立时开始. 若写明[只判断 n 个周期,], 则当 n 个周期后条件仍不满足, 则跳过本用例执行块的预期结果判读, 并返回判读失败.
	6	{上述数值判读条件描述}{且 或}{上述数值判读条件描述}… 注: (用括号标注逻辑关系优先级); {上述数值判读条件描述}中不包含空语句	多个判读开始条件以“并且”、“或”的关系连接, 当满足给定条件时开始.
持续时间	1	瞬时判断 注: 若未给出{持续时间}则视为本条	判断一次即结束.
	2	到下一用例执行时止	持续到下一用例执行块满足执行开始条件准备执行时止.
	3	到 n 个周期时止	持续 n 个周期.
	4	到{数值判读条件描述}时止	持续到{数值判读条件描述}成立时止.
	5	到连续 m 个周期内, {数值判读条件描述}时止	持续到有 m 个连续的周期中{数值判读条件描述}始终成立时止.
判读内容	1	判断{数值判读条件描述}	判断一次{数值判读条件描述}是否成立, 若{持续时间}为一个时间段, 则期间只要{数值判读条件描述}成立一次, 即认为预期结果正确.
	2	判断连续 k 个周期内, {数值判读条件描述}	判断存在 k 个周期, 期间{数值判读条件描述}始终成立, 即认为预期结果正确.
	3	持续判断, {多元素条件}	注: 若 k 个周期长度超出{持续时间}, 则认为预期结果失败. 判断在{持续时间}内, {数值判读条件描述}是否始终成立, 若成立则认为预期结果正确.
	4	{上述判读内容}{,}{上述判读内容}{,}{上述判读内容}…]	多条判读内容可以逗号“,”连接, 将对每个{判读内容}分别进行判断并给出预期结果正确性.

图 5 人机交互界面自动生成示意图

基于上述方法, 人机交互界面的开发转化为空间环境模型与上层子系统接口结构体的设计, 接口

的更动只需对结构体进行修改, 即同时完成人机交互界面更新, 从而有效提高了人机交互界面的开发和维护效率.

4.3 数据动态辅助判读设计

对于月地高速再入返回飞行器, 遥测数据量及飞控支持系统的仿真数据量十分庞大, 为使测控人员在短时间内对所有数据情况做出有效判断, 准确预报卫星工况, 飞控支持系统设计一系列辅助判读方法, 改善数据的动态显示方式, 辅助测控人员更有效地观测数据变化:

1) 异步数据同轴拟合. 实现遥测数据与仿真数据及理论控制参数的比对分析. 对异步数据的同轴拟合只在固定大小的滑动窗口内进行, 取滑动窗口内 x 轴有效参数数量为 50. 分别针对遥测参数和仿真数据, 在滑动窗口内对 x 轴数据进行插值, 使两组数据源具备相同的 x 轴采样点数. 然后, 利用最小二乘

法分别对参数中的未知点进行插值. 绘制的曲线包括实际点和插值点, 从而实现两组异步数据的动态比对.

2) 跳点智能检测. 检测参数连续变化曲线中的不连续点是否异常. 为每一个非布尔型参数建立一个长度为 20 个点的滑动窗口, 设参数更新的每一时刻, 滑动窗口内的值为 $x_i (i=1,2,\dots,20)$, 则下一周期, 该参数的变化量阈值 Δy 由下式确定:

$$\Delta y = 2\sigma, \quad (1)$$

其中, σ 为 $x_i (i=1,2,\dots,20)$ 的标准差, 即

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{19} \sum_{i=1}^{20} (x_i - E_x)^2}, \quad (2)$$

其中, E_x 为 $x_i (i=1,2,\dots,20)$ 的期望, 即

$$E_x = \frac{1}{20} \sum_{i=1}^{20} x_i. \quad (3)$$

根据阈值 Δy , 第 n 周期的跳点最迟在第 $n+2$ 周期被确定, 其检查算法如图 6 所示.

3) 状态量异常检测. 辅助测控人员提高对状态量信息的识别度, 飞控支持系统提供状态量异常监测功能. 该功能与数据解析模块绑定, 测控人员可以根据界面中某变量背景颜色的变化迅速对发生状态改变的状态量进行识别和分析, 并能通过回溯队列追溯状态量的历史取值, 从而有效提高测控人员对卫星运行状态的监测能力.

4) 参数动态运算. 飞控支持系统提供基于现有数据表中所有参数的最新十次取值进行扩展动态运算, 支持四则运算、指数、对数、三角函数、反三角

图 6 第 n 周期的跳点智能检测算法

函数、位运算、逻辑运算等计算方式, 直观反映参数变化量及特殊参数值。

5 飞控支持系统实用效果

月地高速再入返回飞行器于 2014 年 10 月 24 日 02:00:04 发射至 2014 年 11 月 1 日精准着陆, 飞控支持系统完成了七十余套方案、预案的验证工作, 其对飞控决策的选取起到了关键作用。

1) 快速响应. 飞控支持系统采用 CPU 加速模拟等设计, 仿真运行速度在星地闭环环境下较真实星载硬件可提高至 20 倍. 以一次变轨策略验证为例, 飞控实施过程最后的变轨策略于轨控前 1 h 更新, 在物理设备上验证, 包含姿态机动及轨控模式, 整个流程需耗费 45 min 左右, 数据分析只能在仿真过程中针对重点参数进行, 并且整个过程不能出现任何差错, 没有二次验证的时间余量. 使用本系统, 运行过程只需 3 min, 并随之生成数据分析报表, 在策略实施前具备反复强度和压力测试能力, 确保验证充

分性。

2) 精准验证. 月地高速再入返回飞行器控制策略实施精准, 飞控程序中规划的 6 次轨道控制仅实施 3 次既圆满完成试验任务, 取得了轨道控制精度小于 0.01 m/s、再入角控制精度小于 0.02° 的控制结果. 飞控支持系统是控制参数输出的重要依据, 图 7 为再入返回前最后一次轨道修正过程的卫星真实遥测与仿真数据比对曲线, 去除遥测因数据传输格式造成的 7‰ 的精度损失, 仿真已十分接近真实过程。

6 结束语

本文介绍了我国第一个基于真实星载目标码的全数字集成飞控支持系统, 通过二进制线索解释及硬件芯片数字化建模确保仿真的高真实度及故障注入时序的精准可控, 利用 CPU 加速模拟、自动测试脚本和一系列辅助分析技术大大缩短了飞控策略的验证时间, 为任务的圆满完成提供了有效支持, 也为后续其他卫星型号飞控工作积累了宝贵经验。

图 7 最后一次轨道修正卫星真实遥测与仿真数据对比图

参考文献

- 1 叶培建, 黄江川, 孙泽洲, 等. 中国月球探测器发展历程和经验初探. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 543–558
- 2 范涛. SPARC v8 模拟器源码级调试系统的研究与实现. 硕士学位论文. 西安: 西安理工大学, 2013
- 3 Chen W, Wang Z Y, Chen X H. A DICache-based hybrid threaded interpretation technique. Comput Eng Sci, 2012, 34: 50–55
- 4 刘兴华. 飞行控制系统数字化设计技术研究. 博士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2011
- 5 焦莹. 数控系统高速串行通讯协议及其验证平台的建模与设计. 硕士学位论文. 广州: 华南理工大学, 2008
- 6 陈微. 基于动态二进制翻译的协同设计虚拟机关键技术研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2010
- 7 Deng L, Rong M T. Design of MIL-STD-1553B bus based on BU-61580. Inform Technol. 2014, 2: 194–198

The integrated digital flight control support system for circumlunar return and reentry spacecraft

LI XiaoFeng, CHENG Li, CAI YuChen, ZHANG GuoFeng & GUAN XiaoChuan

Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China

Circumlunar return and reentry spacecraft accurately landed within the predetermined area in SiZiWangQi, Inner Mongolia on Nov. 1, 2014, which marks the successful completion of the reentry test in the third phase of Chang'E lunar exploring project, and indicates that the key technology of deep space reentry return, as the speed of the spacecraft is close to the second cosmic velocity, is fully mastered by China. It ensures the smooth implementation of Chang'E-5 program and lays a solid foundation of the lunar exploring project. During the flight control of circumlunar return and reentry spacecraft, the integrated digital flight control support system (IDFCS) is played a key role in ether flight control strategy development, simulation & validation and design optimization. In this paper, the principle and architecture design of the IDFCS for Spacecraft is proposed, and the key points of the system, such as acceleration of processor simulation, virtual chip modeling, automatic test script, general user interface, data dynamic interpretation, are analyzed. Finally, the practical effect of the IDFCS for circumlunar return and reentry spacecraft is present. The actual in-orbit validation shows that some of the satellite flight control problems, such as the complexity of constraints, the difficulty of strategy determination, are solved by the present system, and rich experience in both theory and engineering is accumulated for the subsequent development of the satellite flight control system.

return and reentry, flight control support, mathematical simulation

doi: 10.1360/N092014-00478