

基于地面软件自动生成控制诸元的方法研究

李 想¹, 任慧敏¹, 姬峰宽²

(1. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854;

2. 北京遥感设备研究所, 北京 100854)

摘要: 针对目前运载火箭诸元文件研制流程繁琐、质量过程控制存在风险等问题, 提出一种基于地面软件自动生成飞行诸元和瞄准诸元的方法; 鉴于某型号火箭发射地点固定的特点, 将不随飞行任务变化的标准诸元固化在地面测控计算机本地, 由地面软件对标准诸元的指定飞行参数完成合理性判别与装订, 实现与飞行任务匹配的飞行诸元自动生成; 利用箭载计算机与地面测控计算机之间瞄准数据交互, 由地面软件完成自瞄准数据实时监测、瞄准参数冗余校验及自瞄准诸元自动生成等功能; 通过工程实践验证了控制系统诸元文件生成过程实现简单, 生成结果准确, 相比传统研制流程, 有效缩短研制周期, 满足了运载火箭高密度发射要求。

关键词: 控制系统; 诸元; 自动生成; 过程监测; 冗余校验

Research on Automatic Generation Method for Controlling Parameters Based on Ground Software

LI Xiang¹, REN Huimin¹, JI Fengkuan²

(1. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China;

2. Beijing Institute of Remote Sensing Equipment, Beijing 100854, China)

Abstract: Aiming at complex development process of parameter documents and risk in quality process control of launch vehicles, an innovative method is proposed for automatic generation of flight parameters and aiming parameters by ground software. Duo to the fixed launch location of a certain rocket, the standard parameters that do not change with the flight mission are fixed the ground measurement and control computer, and the designated flight parameters for standard parameters are reasonably judged and bound by the ground software, automatically generating that the flight parameters match the flight mission. By using the aiming data interaction between the on-board computer and the ground measurement and control computer, the ground software has functions such as real-time monitoring of self-aiming data, redundancy check of aiming parameters and automatic generation of self-aiming data. Engineering practices have verified that the process of generating control system parameter documents is simple and the results are accurate. Compared with traditional development processes, the proposed method effectively shortens development cycle and meets the requirements of high-density launch of launch vehicles.

Keywords: control system; parameters; automatic generation; process monitoring; redundancy verification

0 引言

控制系统在运载火箭产品中一直扮演着大脑神经中枢的重要角色, 其应用的飞行软件诸元依据用途包括飞行诸元、瞄准诸元等多种类型。由于诸元参数繁多, 随着运载火箭高密度发射的任务要求, 如何优化系统研制流程, 提高测试效率, 完成自动诸元生成显得尤为重要。文献 [1] 引入数据库技术, 设计了一种飞行软件

诸元自动生成系统。该系统通过数据库定制提取符合用户条件的诸元数据, 自动实现诸元数据格式转换和数据录入等工作, 提高了诸元生成效率; 文献 [2] 构建飞行诸元快速生成系统和快速测试系统, 通过多种执行流程模式的组合设计, 实现非实时要求的运载火箭飞行诸元生成, 提高运载火箭发射前准备的时效性和可靠性。文献 [3] 参考日本 Epsilon 火箭快速发射特征提出敏捷发射概念, 在射前由地面软件完成一系列诸元参数转

收稿日期:2024-12-09; 修回日期:2025-01-22。

作者简介:李 想(1983-),女,硕士,工程师。

引用格式:李 想,任慧敏,姬峰宽. 基于地面软件自动生成控制诸元的方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(5):205-212.

换, 转而在进行飞行程序装订时由箭上飞行软件根据最新目标轨道参数等自动生成飞行诸元, 再将内存映射下传至地面, 进行仿真测试, 确认装订结果正确后, 继续射前功能检查等测试内容。文献 [4] 采用模块化设计, 将仿真分析软件、诸元计算软件、快速原型代码生成等软件模块组成系统设计工具, 由工具实现系统诸元自动生成。文献 [5] 提出一种用于飞行诸元定义、表示的领域专用语言, 研制了由专用词法语法解析器等模块组成的诸元自动生成系统, 可将飞行诸元由文本文件转化为目标处理器能够识别的二进制格式数据文件, 实现了诸元自动生成, 支持诸元参数合理性检查, 提供了诸元生成的可靠性。

然而这些方法都是通过单独构建的专项工具或系统生成诸元文件, 在实际工程实践中, 无法直接应用在箭载计算机中。比如, 目前某运载火箭测试流程是根据每次飞行任务建立软件配置项, 在临近飞行任务前, 由飞行控制领域人员通过专项制作工具逐一生成各诸元文件, 完成配置项归档后, 以产品光盘为载体进行保存, 再由人工拷贝或专用网络传输至地面测试计算机, 最终由地面测发控软件将其装订到箭载计算机指定的内存地址供飞行控制软件使用。在每次飞行试验中, 地面测试软件往往需要多种类型的诸元文件作为输入。因此随着高密度飞行试验的任务要求, 目前的诸元文件研制流程由于环节繁琐, 人工参与较多, 导致研制周期较长, 人力成本增加, 质量过程控制风险等问题日益突出。

考虑到地面测发控软件作为运载火箭控制系统的核心软件, 主要承担着测试流程控制、数据处理与显示、人机交互等功能^[6-10], 是地面设备数据信息处理终端, 与箭载设备直接交互数据。因此, 本文提出一种由地面测发控软件直接在本地自动生成控制系统诸元文件的方案, 通过裁剪诸元文件在地面控制系统的传递环节缩减配置项数量, 实现研制流程的简化, 提高系统测试效率及降低人工装订诸元引入的风险。

1 方案设计

某型号运载火箭控制系统诸元主要包括飞行诸元和瞄准诸元。结合诸元文件应用的特点和系统要求, 对飞行诸元和瞄准诸元文件自动生成过程分别展开分析与设计。

1.1 飞行诸元自动生成方法研究

飞行控制软件是运载火箭控制系统方案的具体实现, 直接影响了发射任务的成败, 飞行诸元作为飞行控制软件的组成之一, 主要包含飞行器的导航计算参数、制导控制参数和姿控控制参数以及时序参数等各种具体参数, 需要根据具体飞行任务要求生成^[11-13]。

鉴于某型号运载火箭测试地点不变的特点, 每次

任务飞行诸元仅需要更改部分固定装订参数。因此本文提出以标准诸元为模板, 由地面测发控软件根据飞行任务要求自主匹配模板文件待更改参数, 完成参数装订, 从而在地面测发控计算机本地直接生成与当前飞行任务相匹配的二进制诸元文件的设计方案。据此, 展开输入文件设计、功能设计及具体方案设计。

1.1.1 输入文件设计

围绕基于标准诸元自动生成飞行诸元的方案设计思想, 外部输入文件主要包含标准诸元文件、装订数据文件、配置文件三部分。

1) 标准诸元文件:

按照飞行软件运行所需要的数据结构制作标准诸元文件, 作为诸元生成的基准模板文件固化在地面测发控计算机指定路径, 不跟随飞行任务变更。该文件包括两部分: (1) 不随发射任务变化的代码、数据部分; (2) 可能随着飞行任务而变更的诸元装订参数。

2) 装订数据文件:

装订数据文件主要跟随飞行任务变更, 明确了与当前试验相匹配的装订数据, 包括参数代号、参数真值。

3) 配置文件:

配置文件作为地面测发控软件配置文件集合之一, 明确了标准诸元需替换的数据位置及数据类型, 存储了标准诸元文件中随飞行任务发生变化的装订参数属性及其配置规则, 包括参数代号、基于标准诸元的各参数偏移地址、参数类型、参数阈值、以及参数属性, 如是否变更、是否显示、是否存储到本地等。

1.1.2 功能设计

为满足应用需求, 飞行诸元自动生成功能集成在地面测发控软件中, 主要包括文件读写模块、装订参数显示模块、参数合理性判别模块、参数保存模块等子模块, 功能模块结构图如图 1 所示。

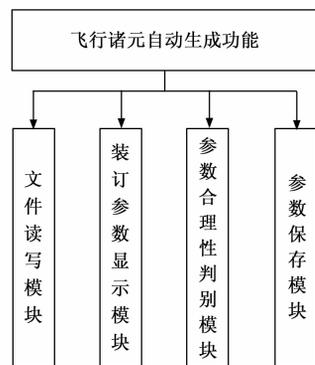


图 1 飞行诸元自动生成功能模块结构图

1) 诸元文件读写模块:

主要以界面按键为驱动, 首先将指定路径下标准诸元文件加载到软件内存, 其次读取配置文件与装订数据

文件, 根据装订参数代号建立装订参数的映射关系, 最后按照配置规则中的是否变更属性、参数偏移地址、参数类型等修改标准诸元文件中装订参数, 并在指定路径下生成与当前试验相匹配的诸元文件。

2) 装订参数显示模块:

通过读取生成诸元文件和配置文件中装订参数的显示属性, 将生成诸元文件中需要显示的装订数据代号、数据真值与文件 CRC 校验码填充在界面可视化组件^[14]。

3) 参数合理性判别模块:

主要根据配置文件中设定装订参数的取值范围, 对装订参数以及生成后的诸元文件参数进行数据范围的合理性检查, 并将检查结果在软件界面显式通知操作人员。

4) 参数保存模块:

通过读取配置文件中装订参数的保存属性, 过滤部分诸元参数, 将生成诸元的关键参数写入到地面测发控计算机指定路径文件, 为后续测发控软件在测试过程中相关运算提供数据来源。

1.1.3 具体实施方案

1) 制作标准诸元文件, 按照用途以及是否随发射任务变化组织代码与数据结构, 采用专用工具制作标准诸元存储在地面测发控计算机指定路径。

2) 设计“替换参数列表”配置文件, 如表 1 所示。配置文件内容包含装订参数的参数代号、偏移地址、合理性判据阈值, 以及替换、显示、保存等属性, 以明确需自动生成替换的诸元数据位置及数据类型。

3) 通过驱动地面测发控主界面“生成诸元”按钮加载标准诸元至某一内存块。并读取“替换参数列表”配置文件和装订数据文件, 根据装订参数代号建立参数配置与参数真值的映射关系。

4) 地面测发控软件调用生成模块遍历“替换参数列表”配置文件参数列表, 如果参数代号“替换”属性为真值, 则通过其配置的参数类型, 获取其该参数表达的内存长度, 再按照映射关系, 在内存块中指定的偏移地址, 用装订数据文件中该参数真值覆盖原长度内存, 并将该内存块中数据保存至指定路径, 以生成一个新的诸元文件。

5) 在界面选择新生成的诸元文件, 地面测发控软件调用显示模块遍历“替换参数列表”配置文件参数列表, 如果参数“显示”属性为真值, 则按照参数类型在指定偏移地址读取相应长度的内存, 得到参数并对其数值合理性判断, 同时将判断结果加载在界面组件中显示, 可供操作人员进一步确认装订参数的准确性。

6) 通过驱动“保存”按钮, 保存模块遍历“替换参数列表”配置文件参数列表, 通过判断参数代号的“保存”属性是否为真值进行参数过滤, 将需要保存的

参数保存至本地文件, 在后续的测试过程中, 地面测发控软件可直接读取该文件的诸元参数进行相关计算, 裁剪掉重复读取诸元文件环节。

工程应用过程中飞行诸元自动生成的流程如图 2 所示。

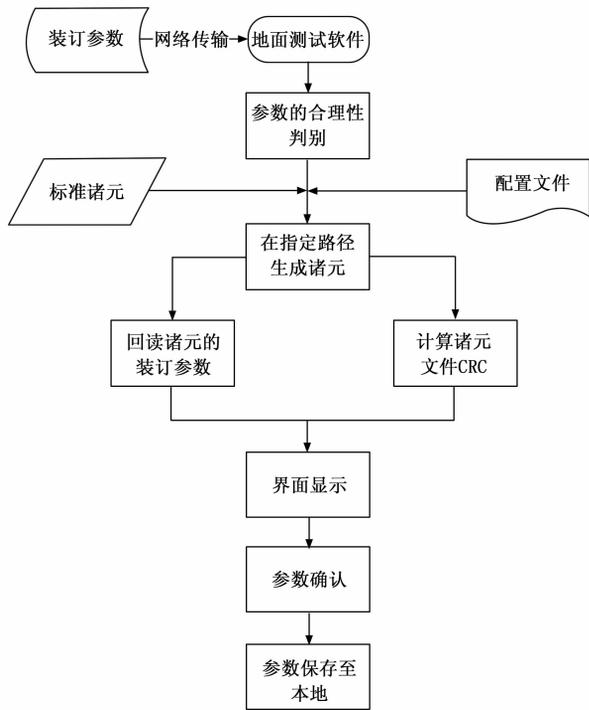


图 2 飞行诸元自动生成流程图

与传统飞行诸元制作过程相比, 本文提出的自动生成飞行诸元方法具备如下优点:

1) 将诸元文件分解为不随发射任务变化的代码、数据部分和可能随着飞行任务而变更的诸元数据部分。诸元生成方法以标准诸元为模板, 结合测试要求生成与当前试验相匹配的诸元文件, 可满足软件复用要求。

2) 基于 XML 配置文件存储可能随着飞行任务而变更的诸元数据的修改、显示与保存规则, 配置灵活、易延展。

3) 基于地面测发控软件生成诸元, 缩减箭上软件配置项数目, 降低了研制周期和成本, 减少过程控制的风险, 满足高密度发射任务要求。

表 1 替换参数列表

序号	参数代号	偏移地址	参数类型	最小值	最大值	替换	显示	保存
1	X1	2000H	Double	X1Min	X1Max	true	true	true
2	X2	20B0H	Int	X2Min	X2Max	false	false	false

1.2 瞄准诸元自动生成方法研究

瞄准诸元是火箭发射过程中一个重要瞄准要素, 它所记录的火箭发射瞄准角直接影响了火箭的飞行轨迹。

因此为了准确地将火箭送入预定轨道，必须保证瞄准诸元的准确性和可靠性^[15]。

为全面监控某型号运载火箭控制系统自瞄准过程的姿态角变化与箭载计算机（以下统称箭机）实时工作状态，以及有效缓解箭机内存负载压力，本文在箭载计算机与地面计算机进行数据实时交互的基础上，提出由地面软件实时解析箭机下传的瞄准数据，实现瞄准过程关键数据实时监测，并采用冗余校验等方式对自瞄准结果数据进行合理性检查，在地面计算机本地指定路径下自动生成包含自瞄准结果姿态角的二进制文件诸元文件，从而实现自瞄准诸元自动生成功能。

1.2.1 功能设计

某型号运载火箭控制系统箭载设备采用三冗余箭机，由各箭机实时向地面下传箭机工作状态信息，并分阶段下传瞄准过程与瞄准结果信息^[16]。因此，瞄准诸元自动生成功能分解为数据解算模块、数据监测模块、瞄准角校验模块、瞄准诸元生成模块、日志记录模块等模块，各模块之间关键信息交互如图 3 所示。

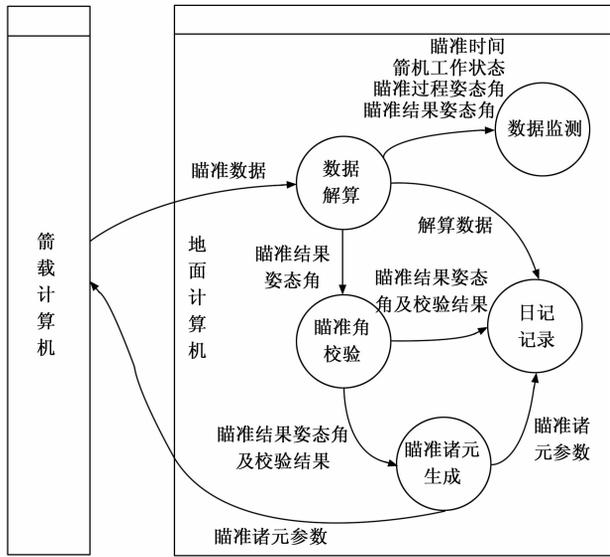


图 3 瞄准诸元自动生成功能各模块关键信息交互图

1) 数据解算模块

按照箭地数据协议约定，地面软件实时解析箭机下传的姿态角以及三冗余箭机工作状态标识字。特别地，当箭机连续进行多次瞄准时，为区分各次瞄准过程，需要对各次瞄准数据进行分区存储与处理。

2) 数据监测模块

地面软件需实时显示三冗余箭机下传的瞄准姿态角度以及箭机工作状态标识。在显示瞄准数据时，为突出数据变化趋势，需在同一坐标系下分别绘制瞄准俯仰角、偏航角、滚动角随时间变化的曲线^[17-18]，用以表征瞄准角度变化；通过不同颜色区分显示三冗余箭机数

据；设置各角度阈值，当瞄准角超过设定角度，界面会立即提示警告信息，提醒测试人员关注异常，以降低故障漏检概率^[19-20]。

3) 瞄准角校验模块

根据工程经验，箭机最终计算的自瞄准结果应当具备较好的稳定性。但考虑到箭地数据交互过程中可能存在的网络通信干扰以及传输误码等小概率事件，需对每个箭机周期性下传瞄准角度的数据连续性进行校验；另外，为保证生成诸元的准确性，还应对三冗余箭机之间瞄准结果的数据一致性进行校验。

4) 诸元生成模块

地面软件依据三冗余箭机瞄准结果分别在本地指定路径下各生成一个二进制文件，文件内容包括自瞄准姿态角结果以及文件校验码等相关信息。特别地，对生成文件名称的前缀与后缀进行适当的命名约定，如通过前缀表达箭机序号，后缀表达校验结果等命名规范可以清晰地表达诸元文件属性，从而提高文件易用性。

5) 日志模块

按照测试时间、箭机序号、瞄准计次标识等，将三冗余箭机自瞄准解算数据、校验结果、自瞄准诸元参数等分别存为日志文件，为数据分析提供真实有效的数据。

1.2.2 具体实施方案

箭机飞行软件收到地面上传的“开始瞄准”指令后，各冗余箭机同时启动射前自瞄准计算。首先初始化相关信息，利用冗余后的视速度增量与角增量信息，经低通滤波、时域拟合等计算得到当前姿态角度，并实时将自瞄准解算过程数据和最终解算结果周期性发送给地面测发控软件。在当前自瞄准周期结束后，停止自对准计算。

地面测发控软件启动后立即创建箭地通信子线程，等待接收各箭机下传的数据，在收到“开算”计算机字后，周期性解析箭机下传的时间戳、自瞄准结果计次标识、自瞄准过程姿态角、以及自瞄准结果姿态角以及其他表征箭机工作状态的计算机字，主要计算机字约定如表 2 所示。

表 2 计算机字格式

序号	数据类型	参数名称
1	unsigned short	瞄准状态标识
2	float	瞄准时间
3	float	俯仰角
4	float	偏航角
5	float	滚动角
6	unsigned short	自瞄准结果计次
7	unsigned short	故障分级
...

箭地交互的数据流程图如图 4 所示。

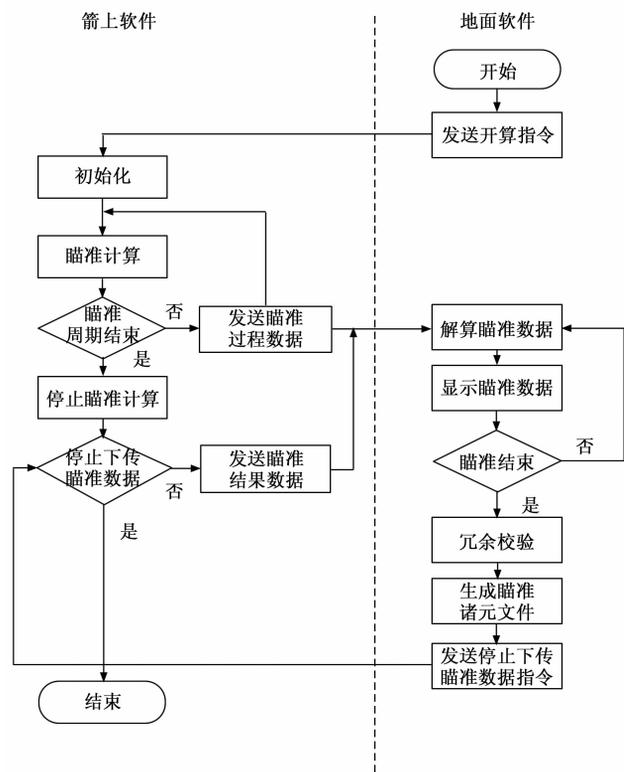


图 4 瞄准诸元自动生成流程图

1) 在显示瞄准数据时, 地面测发控软件实时识别箭机工作状态, 在显示界面中绘制由箭机下传的姿态角跟随瞄准时间变化的曲线。三冗余箭机数据分别以绿、蓝、橙三种不同颜色区分显示, 并在界面以红色虚线显示姿态角阈值。当接收到的某数据帧姿态角超过设置阈值或箭机工作状态异常标志字时, 软件立即通过界面设置提醒用户注意。其中, 姿态角阈值通过配置文件形式提供给用户, 以支持不同试验灵活修改。

2) 在进行数据处理时, 地面测发控软件首先根据“自瞄准结果计次”计算机字判断箭机工作状态, 若箭机处于瞄准过程中, 不予生成诸元; 若箭机瞄准周期已经结束, 表示箭机已停止自瞄准计算, 地面软件需根据自瞄准结果数据生成自瞄准诸元。在生成自瞄准诸元之前, 分别对每个箭机进行数据连续性校验以及各冗余箭机之间数据一致性判别。具体校验方法如下:

(1) 首先检验箭机在位情况, 如果在瞄准过程中一直未收到某箭机数据, 将该箭机标记为“不在位”, 否则标记为“在位”;

(2) 其次校验各箭机瞄准结果数据连续性, 在连续性判断时限内共产生 N 帧数据, 记为向量集 $SP = \{sp_1, sp_2, \dots, sp_N\}$, 对 SP 做 m 帧连续性判断, 具体方法如下: 生成包含 m 个元素的子集 $SP_i = \{sp_i, sp_{i+1}, \dots, sp_{i+m-1}\}$, 其中 $i=1, m < N$ 。对 SP_i 的各元素对应的

姿态角数据逐个遍历比较是否相同, 若完全相同则认为该箭机数据具有一贯性, 将其标记为“连续”; 否则, 找到首个不同元素, 重复以上生成子集、遍历判断过程, 若直至 $i=N-m+1$ 仍未判断出“连续”, 则标记为“不连续”;

(3) 然后针对同一自瞄准计次标识的“在位”且数据“连续”的箭机自瞄结果姿态角两两比较, 进行冗余箭机之间数据一致性的校验, 如果至少两个箭机数据保持一致, 则将其分别标记为“一致”, 否则分别标记为“不一致”。

(4) 最后地面测发控软件依据最终校验结果生成诸元文件后缀标记, 从而提高文件的易用性。

a) 若某箭机“不在位”或数据“不连续”, 则不生成此箭机对应的诸元文件, 其中“不连续”数据记录日志便于事后分析;

b) 若某箭机“在位”、数据“连续”, 且冗余校验结果“不一致”, 则此箭机数据生成诸元文件名称后缀标记为“ERR”;

c) 若某箭机“在位”、数据“连续”, 且冗余校验结果“一致”, 则此箭机数据生成诸元文件名称后缀标记为“OK”;

3) 在生成瞄准诸元时, 地面测发控软件约定路径创建二进制文件, 依据协议要求将各箭机自瞄结果俯仰角、偏航角、滚动角写入文件指定位置, 并根据箭机标识、诸元性质、生成时间、校验结果等综合命名诸元文件名称, 使得文件具有较高辨识度。特别地, 若仅一个箭机在位则不参与比较, 按照第 N 帧数据直接生成诸元, 且诸元文件名称后缀标记为“ERR”。

4) 在进行诸元装订时, 地面测发控软件在本地指定路径过滤出文件名称后缀标识为“OK”的诸元文件, 并按照文件名称前缀箭机序号升序排列, 选择序号最小的诸元文件上传至箭载计算机。

2 试验验证

2.1 测试方法

在软件交付前, 使用模拟数据通过静态分析、代码走查、单元测试、第三方测试、系统测试等测试环节^[21-23], 对本文提出的地面测发控软件功能进行测试; 在软件交付后, 地面测发控软件参加总装测试与外场发射任务, 利用真实的试验数据, 对软件功能进行再次验证。

2.2 测试内容

1) 系统测试, 参试软件仅参与控制系统的测试:

(1) 装订参数文件使用模拟飞行参数, 对参试软件自动生成模拟飞行诸元、装订参数显示与合理性判别、参数保存等功能进行考核;

(2) 采用模拟数据对参试软件自动生成瞄准诸元、瞄准数据监测与校验、日志保存等功能进行考核。

2) 总装测试, 参试软件参加全系统测试:

(1) 装订参数文件使用模拟飞行参数, 对参试软件自动生飞行诸元、诸元装订参数显示与合理性判别、参数保存等功能进行考核。

(2) 采用环境真实数据对参试软件自动生成瞄准诸元、瞄准数据监测与校验、日志保存等功能进行考核。

3) 发射任务测试, 参试软件参加全系统测试:

(1) 装订参数文件使用真实飞行参数, 对参试软件自动生成飞行诸元、诸元装订参数显示与合理性判别、参数保存等功能进行考核。

(2) 采用环境真实数据对参试软件自动生成瞄准诸元、瞄准数据监测与校验、日志保存等功能进行考核。

2.3 测试效果

通过静态分析与代码走查、单元测试、第三方测试等, 确认飞行诸元与自瞄准诸元自动生成功能实现正确, 状态可靠。

在多发次的系统测试、总装测试以及发射试验过程中:

1) 飞行诸元自动生成方案能够一键式读取本地标准诸元模板, 加载与发射任务匹配的装订参数实现在本地指定路径下自动生成相应的飞行诸元, 具备对诸元文件参数进行合理性判别功能, 并可通过灵活配置支持关键诸元参数的显示与保存, 提供诸元文件的 CRC 校验码; 同时能够自适应第三方电子数据格式, 由软件读取数据的方式取代人工录入, 确保数据输入的可靠性和效

率, 操作简单、高效, 生成诸元结果正确。

2) 自瞄准诸元自动生成方案实现了箭机下传数据的实时、准确解析, 结合冗余箭机的在位情况、瞄准数据连续一致性等多重数据校验方式, 保证生成瞄准诸元参数的准确性, 依据最终校验结果自动生成诸元文件后缀标记, 提高诸元文件的易用性。实现了瞄准过程关键数据的实时监测与姿态角异常报警, 支持不同应用场景下姿态角合理范围灵活配置。实时监测界面如图 5、图 6 所示, 显示三冗余箭机自瞄准俯仰角、偏航角、滚动角随自瞄时间变化曲线, 其中横坐标表示自瞄时间(单位: s), 纵坐标表示自瞄准角度(单位:°); 红色虚线表示自瞄准角度的上下限值; 箭机 1、箭机 2、箭机 3 的当前时刻自瞄准姿态角分别以绿色、蓝色、橙色文字显示, 并使用对应颜色曲线表示各自瞄准姿态角连续变化情况。为了详细描述自瞄准数据实时监测界面, 采用模拟数据进行系统测试, 测试结果如图 5~9 所示。

图 5 为三箭机全部在位状态工作场景下, 自瞄准过程姿态角随自瞄时间变化曲线。此时, 各子图左上方显示箭机 1、箭机 2、箭机 3 均在位, 且 3 个箭机当前时刻自瞄准俯仰角、偏航角、滚动角均为 96.020°, 5.118°, 10.107°。由于监测过程中, 数据监测曲线按照箭机序号依次绘制, 故当三冗余箭机数据完全一致时, 界面中箭机 3 的橙色姿态变化曲线完全覆盖箭机 1、箭机 2 曲线。

图 6 为三箭机全部在位状态工作场景下, 自瞄准结果姿态角随自瞄时间变化曲线。此时, 各子图左上方显示箭机 1、箭机 2、箭机 3 均在位, 且 3 个箭机当前时

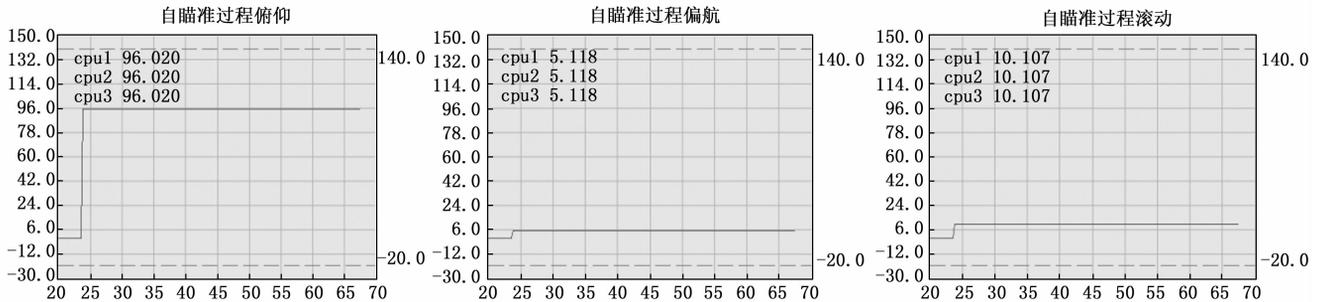


图 5 自瞄过程姿态角监测界面

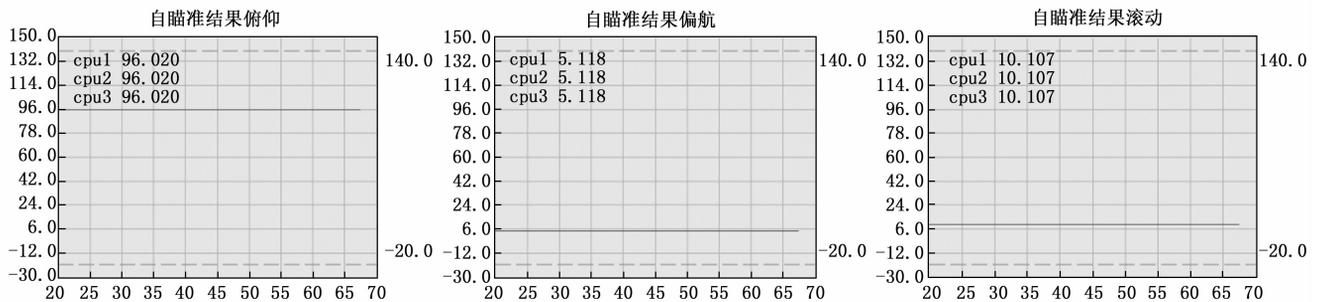


图 6 自瞄结果姿态角监测界面

刻自瞄准俯仰角、偏航角、滚动角均为 96.020° , 5.118° , 10.107° 。一般地, 在自瞄准结束后瞄准姿态角应为自瞄过程姿态角最终状态, 因此图 6 曲线数值应与图 5 曲线终值保持一致。

图 7 为箭机 1 不在位状态工作场景下, 自瞄准过程/自瞄准结果的俯仰角随自瞄时间变化曲线。此时, 左上方显示箭机 2、箭机 3 在位, 且当前时刻自瞄准过程/自瞄准结果的俯仰角均为 96.020° 。

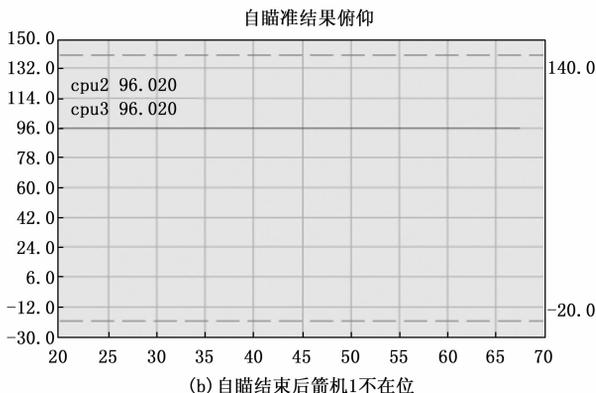
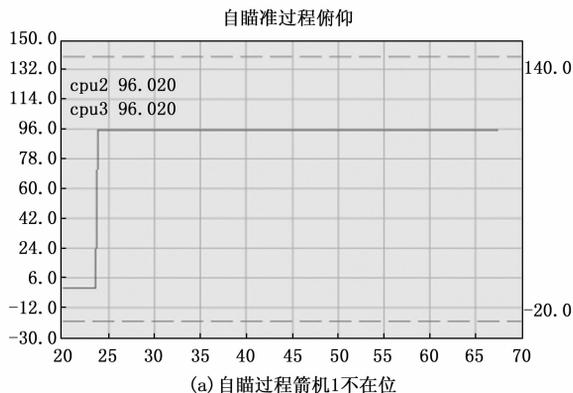


图 7 测试过程中箭机 1 不在位监测界面

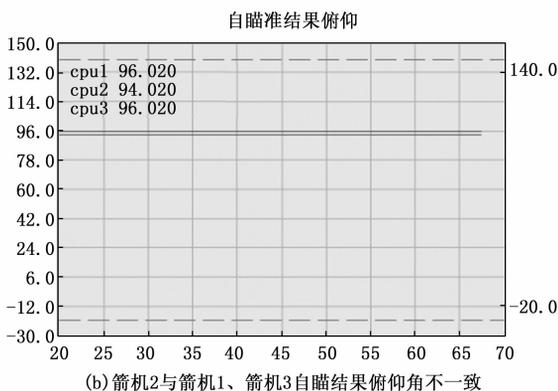
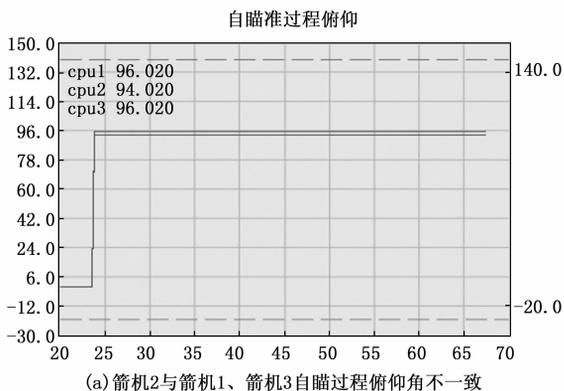


图 8 箭机 2 与箭机 1、箭机 3 俯仰角度不一致监测界面

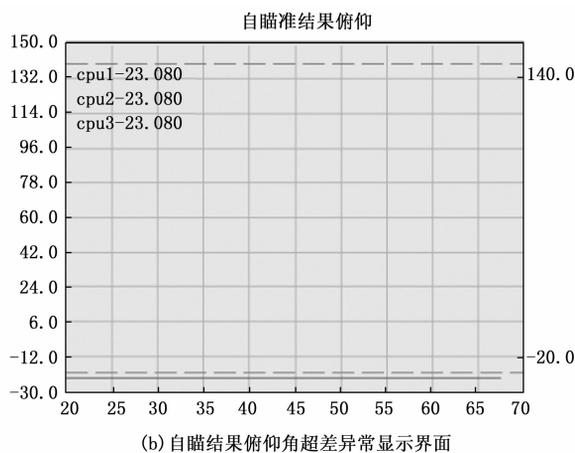
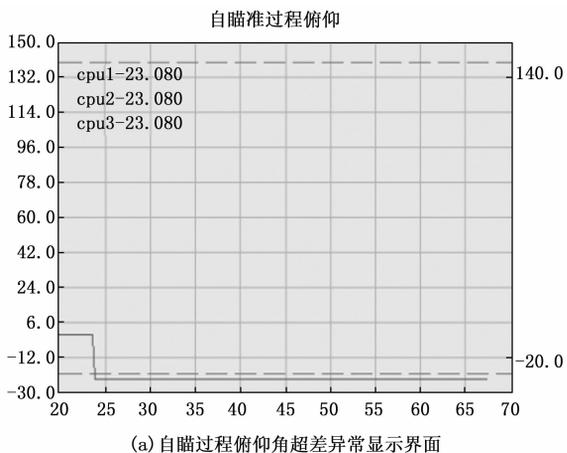


图 9 俯仰角超出设定阈值监测界面

图 8 为三箭机全部在位状态工作场景下, 自瞄准过程/自瞄准结果的三箭机俯仰角不一致时监测界面。此时, 左上方显示箭机 1、箭机 2、箭机 3 均在位, 其俯仰角分别为 96.020° 、 94.020° 、 96.020° , 由于箭机 1 和箭机 3 俯仰角完全一致, 箭机 3 的橙色俯仰角变化曲线完全覆盖箭机 1 曲线。

图 9 为三箭机全部在位状态工作场景下, 自瞄准过程/自瞄准结果的瞄准俯仰角超出合理范围时报警界面。

此时,左上方显示箭机 1、箭机 2、箭机 3 均在位,且当前时刻自瞄准过程/自瞄准结果的均为 -23.08° ,超出自瞄准俯仰角阈值下限 -20° ,监测界面会立即以红色方框形式提醒测试人员关注异常情况。

飞行诸元与自瞄准诸元自动生成功能的试验考核次数及考核结果统计分别如表 3、表 4 所示。经过历次飞行试验结果表明基于地面软件自动生成飞行诸元与自瞄准诸元的方法满足系统要求,能够实现诸元自动生成,诸元参数结果正确,技术状态稳定。

表 3 测试数据统计表

	系统测试	总装测试	发射
自动生成飞行诸元及其相关功能考核次数	25	19	19
自动生成自瞄准诸元及其相关功能考核次数	18	12	12

表 4 测试功能考核表

	系统测试	总装测试	发射
自动生成飞行诸元及其相关功能考核结果	合格	合格	合格
自动生成自瞄准诸元及其相关功能考核结果	合格	合格	合格

3 结束语

针对航天装备高密集发射任务的要求,本文围绕由地面软件直接自动生成飞行诸元与自瞄准诸元的方法分别展开了功能设计与具体方案设计。通过在地面测发控计算机本地直接自动生成诸元,能够缩减配置项数量,简化研制流程,提高系统测试、发射场地面测试的工作效率,并降低人工录入数据引入的风险。经过多方试验验证诸元文件生成过程实现简单、高效,可靠,生成诸元结果准确。本文提出的自动生成诸元方法完全通过软件实现,无需增加硬件资源,降低了研制成本,后续可推广应用到其他航天运载系列火箭的控制系统,为实现运载火箭的自动性与高可靠性研制奠定技术基础。

参考文献:

- [1] 李兰兰,孟小丰. 控制系统飞行软件诸元自动生成系统设计与应用 [J]. 航天控制, 2011, 29 (1): 72-75.
- [2] 贺彦峰,胡任祯,章虹虹. 运载火箭飞行诸元快速生成与自动测试仿真系统研究 [J]. 航天控制, 2015, 33 (4): 24-27.
- [3] 宋征宇. 采用敏捷发射和自由飞行技术提升运载火箭竞争力 [J]. 航天控制, 2013, 31 (6): 3-9.
- [4] 高晨,刘博龙,刘洋,等. 低温推进剂利用系统仿真平台设计与应用 [J]. 导弹与航天运载技术, 2019, 369 (4): 43-46.
- [5] 安占新,任慧敏,许传明,等. 一种用于飞行诸元定义、

表示的领域专用语言 [J]. 航天控制, 2020, 38 (5): 50-53.

- [6] 吕跃鹏,刘俊阳,杨喆. 基于虚拟化的火箭测发控软件冗余技术 [J]. 航天控制, 2020, 38 (3): 61-68.
- [7] 孙海峰,陈迪,解月江,等. 基于数据库和面向对象的运载火箭地面测发控软件复用 [J]. 航天控制, 2010, 28 (2): 79-83.
- [8] 夏克寒,牟建华,暴飞虎,等. 导弹测试流程优化系统设计与实现 [J]. 导弹与航天运载技术, 2012, 318 (2): 43-46.
- [9] 宋征宇. 运载火箭地面测试与发射控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- [10] 于大海,袁杰,白亮,等. 主机控制软件在测发控系统中的应用研究 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (4): 102-105.
- [11] 李福昌. 运载火箭工程 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2002.
- [12] 范明虎,杨丹,徐勇,等. 射击诸元综合检验管理系统的设计与实现 [J]. 火力与指挥控制, 2023, 48 (1): 158-162.
- [13] 周胜明. 飞参数据判读方法研究 [C] //第三十一届全国直升机年会, 2015: 26-29.
- [14] 廖学军,耿艳栋. 战术防空指挥自动化系统设计研究 [J]. 装备指挥技术学院学报, 2005, 16 (1): 44-48.
- [15] 董余红,王建明,黄兵,等. 深空探测运载火箭多弹道选择技术全系统测试研究 [J]. 宇航计测技术, 2021, 41 (6): 15-22.
- [16] 朱旭锋,胡海峰,包亮,等. 一种新型高可靠箭载综合电子平台设计与实现 [J]. 航天控制, 2023, 41 (6): 69-75.
- [17] 王允. 健康监测数据分析关键技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- [18] 张素明,安雪岩,颜廷贵,等. 大型运载火箭的健康管理技术应用分析与探讨 [J]. 导弹与航天运载技术, 2013, 42 (6): 33-38.
- [19] 张涛,申军,马瑞萍,等. 弹道导弹诸元准备研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2009, 38 (6): 16-18.
- [20] 张涛,马瑞萍,陈阳,宋维军. 弹道导弹诸元检验方法研究数据 [J]. 航天控制, 2011, 29 (1): 76-79.
- [21] 罗恩,佩腾 (Ron Patton). 软件测试 [M]. 张小松等,译. 北京: 机械工业出版社, 2019.
- [22] 罗杰. S. 普莱斯曼 (Roger S. Pressman). 软件工程: 实践者的研究方法 [M]. 郑人杰译. 北京: 机械工业出版社, 2016.
- [23] 陈宸,翟天祺,张金刚,等. 航天测控系统数据处理软件系统设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2024, 32 (2): 299-308.