

一种多星分离的姿控联合仿真方法

姜周, 卢松涛, 吕鹏伟, 吴瀚泉, 杨海鹏

(北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076)

摘要: 现阶段仅依据多体动力学, 难以准确分析和评估多星分离时含调姿过程的近远场分离过程。因此针对一箭多星任务的分离安全性设计需求, 提出了一种姿控联合仿真方法, 实现了近远场分离的实时调姿仿真。计算结果表明, 该方法与专业弹道软件相比, 计算误差不超过5%。同时为了进一步研究结构参数、动力学参数和调姿算法等变量对分离方案的影响, 结合拉丁超立方采样和蒙特卡罗打靶法, 优化了采样空间, 从而可以快速分析变量偏差、采样方式对不同分离工况的影响, 进而准确判定分离方案的安全性。该方法实现了参数的自动化设置, 可有效提高仿真效率, 能为一箭多星发射任务的快速论证及分离安全性设计需求提供有力支撑。

关键词: 多星分离; 姿控联合仿真; 近远场分离; 仿真方法

中图分类号: V421.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2024) 02-0059-07

A Joint Simulation Method for Multi-Satellite Separation with Attitude Control

JIANG Zhou, LU Songtao, LYU Pengwei, WU Hanxiao, YANG Haipeng

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Currently, accurately analyzing and evaluating the separation process of multiple stars, particularly during near-far field separation with attitude adjustments, poses challenges when relying solely on multi-body dynamics. To address the safety design requirements for a multi-satellite mission's separation, a combined attitude control simulation method is proposed, real-time attitude adjustment simulations during near-far field separation are achieved. The computed results demonstrate that, compared to specialized ballistic software, the computational error of this method does not exceed 5%. Furthermore, to investigate the influence of variables such as structural parameters, dynamic parameters, and attitude adjustment algorithms on the separation scheme, a combination of Latin hypercube sampling and the Monte Carlo shooting method is utilized to optimize the sampling space. This allows for a swift analysis of variable deviations and the impact of sampling methods on different separation conditions, enabling an accurate assessment of the separation scheme's safety. This method automates parameter settings, improves simulation efficiency, and provides robust support for the rapid validation and safety design requirements of a multi-satellite launch mission.

Key words: Multi-satellite separation; Joint simulation of attitude control; Separation of near-far field; Simulation method

收稿日期: 2023-10-01; 修订日期: 2024-01-22

基金项目: 中国科协青年托举人才工程 (2017QNRC001)

作者简介: 姜周 (1992—), 男, 工程师, 主要研究方向为结构及分离总体设计。

0 引言

双星或多星发射是目前国际商用卫星发射普遍采用的一种发射方式,其特点是能够充分利用火箭现有的运载能力和包络空间,一枚火箭发射两颗/多颗卫星,这样可以缩短单颗卫星的发射周期和单颗卫星的发射费用^[1-2]。

而多星分离过程受影响因素较多,其主要来源有3个方面:运载火箭的飞行姿态及支撑方案、各卫星的分离时序、卫星自身的调姿方案,涵盖分离前、分离时和分离后3个阶段,导致其运动过程十分复杂,难以对其进行有效地分析^[3-5]。

目前国内外学者对含各项偏差的分离影响进行了分析,发现分离时各参数高度耦合,难以量化参数本身和参数间的相互关系对分离的影响,仅考虑单个影响因素下的仿真和实验,难以准确覆盖极限情况下分离体的运动^[6-8]。因此,采用蒙特卡罗打靶仿真的方式,可以进行多参数共同作用下的多体分离研究^[9]。如文献[10]就通过蒙特卡罗方法,对命中精度进行分析,考虑了多种因素的影响,预测精度较高,有效确定了分离体的运动方式和范围。

因此对于多星分离这种不确定性因素多、受力过程复杂、干扰因素难以评估的分离过程,需要对多种干扰因素进行蒙特卡罗打靶仿真,通过统计学分析,确定其分离的极限状态,从而准确判断分离的安全性^[11]。

多星分离涉及箭体和卫星的调姿过程,对该系统的分析应当涵盖多体动力学和姿控分析两方面^[12-13]。多体动力学分析建立箭体分离模型后,进行求解;姿控分析则通过建立系统的传递函数来确立控制模型,利用软件完成控制部分建模仿真^[14]。但动力学仿真和控制仿真单独无法完成描述多星分离的过程。因此需要开展动力学仿真和控制仿真的联合分析,以准确描述整个系统的分离特性。

本文首先建立了星箭分离的动力学模型,完成了联合仿真方法的设计和理论验证,随后考虑了主要偏差因素对分离结果的影响,建立并优化采样空间,最后利用蒙特卡罗打靶法对样本进行了计算和分析,得出分离最小间隙的极限工况。

1 计算方法

1.1 星箭分离动力学方程

星箭分离时常采用分离弹簧作为分离能源,依据胡克定律同时仅考虑六自由度方程,即用常质量航天器动力学模型,其中坐标系建立原则如下:原点取为星箭分离面的几何中心,坐标系方位同运载火箭坐标系一致。

假设星箭分离能源为4个分离弹簧,作用在卫星上的弹簧作用力如图1所示。

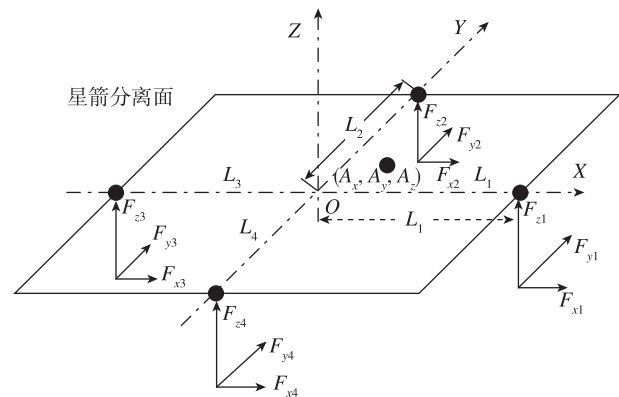


图1 卫星分离力作用示意图

Fig. 1 Schematic diagram of satellite separation force

考虑运载火箭与卫星姿态偏斜效果,对每个弹簧力进行分解,可表示为

$$\begin{cases} F_{xi} = F_i \sin\theta_i \cos\phi_i \\ F_{yi} = F_i \sin\theta_i \sin\phi_i \\ F_{zi} = F_i \cos\theta_i \end{cases} \quad (1)$$

其中, F_i 为第 i 个弹簧推力, θ_i 为第 i 个弹簧推力与坐标系 Z 轴夹角, ϕ_i 为第 i 个弹簧推力在坐标系 XOY 平面投影与 X 轴夹角。

卫星转动力矩可表示为

$$\begin{cases} -(F_{z1} + F_{z3})\Delta y + [F_{z4}(L_4 - \Delta y)] + \\ \sum_{i=1}^4 F_{yi}(z + \Delta z) = M_x \\ (F_{z2} + F_{z4})\Delta y + [F_{z3}(L_3 - \Delta x)] + \\ \sum_{i=1}^4 F_{xi}(z + \Delta z) = M_y \\ [F_{y3}(L_3 - \Delta x) + F_{y1}(L_1 - \Delta x)] - \\ (F_{y2} + F_{y4})\Delta x - [F_{y4}(L_4 - \Delta y) + \\ F_{y2}(L_2 - \Delta y)] + (F_{x1} + F_{x3}) = M_z \end{cases} \quad (2)$$

由牛顿第二定律和动量矩定理可推导出卫星与运载火箭（刚体）间的六自由度动力学方程

$$\begin{cases} m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) = F_x \\ m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) = F_y \\ m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) = F_z \\ I_{xx} \dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz})\omega_y \omega_z = M_x \\ I_{yy} \dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx})\omega_z \omega_x = M_y \\ I_{zz} \dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x \omega_y = M_z \end{cases} \quad (3)$$

式中, m 为卫星质量, 为卫星在 3 个方向的转动惯量; $V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为卫星在 3 个方向的分离速度、分离角速度; $\dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$ 为分离加速度和分离角加速度。

运载火箭分离动力学方程与卫星方程相同。

1.2 蒙特卡罗方法

不同于确定性的数值方法, 蒙特卡罗方法的核心

心在于引入模拟变量来涵盖非确定性的数学问题, 通过概率统计的方式, 来进行多参数的影响分析。

因此, 基于蒙特卡罗方法, 本文对多星分离时各卫星的分离姿态进行评估: 1) 确定结构参数、动力学参数和随机参数的取值范围及采样方式; 2) 依据 1.1 节方法进行卫星分离姿态计算获得理论解, 将其与下文联合仿真方法的仿真解作为对比, 确认仿真结果的正确性; 3) 利用联合仿真方法, 进行打靶仿真, 得到多参数下多星分离的计算结果, 确定分离时极限姿态的参数。

1.3 拉丁超立方采样

LHS 是 Mckay^[15] 于 1979 年提出的一种分层采样方法, 其原理如图 2 所示。

通过将样本点分层, 尽可能使样本点均匀并覆盖整个采样空间, 从而在具有较小采样规模的同时尽可能准确反映样本的分布。如当需要

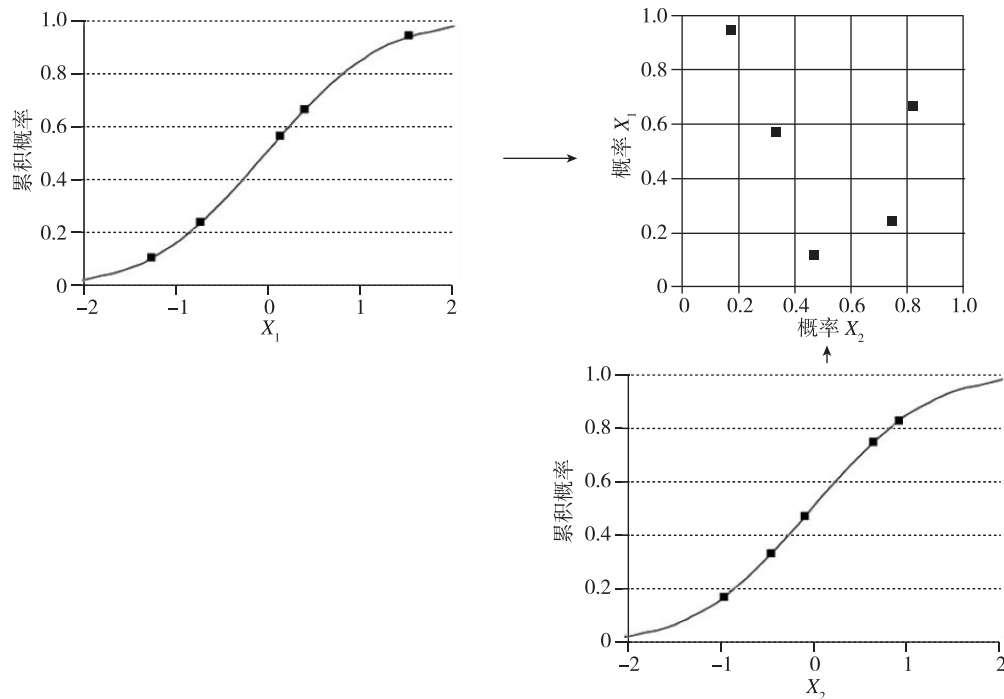


图 2 拉丁超立方采样示意图

Fig. 2 Schematic diagram of Latin hypercube sampling

对 n 个样本各采样 m 次时, 原有的采样规模为 m^n , 而 LHS 可以将采样的规模降为 $m \times n$ 。该算法 MATLAB 已经有成熟的函数 (lhsdesign)^[16]。

2 分离与姿控联合仿真方法

2.1 联合方法分析

利用交互式设计, 可以把机械系统仿真和控

制系统仿真结合起来, 以实现对该分离动力学系统的准确模拟^[17]。

建立联合仿真模型的基本思路为: 通过商业软件建立结构的多体动力学模型, 模拟分离过程; 建立姿控方程的动力学模型, 模拟姿控过程。以卫星姿态为输入, 姿控作用力为输出; 以姿控作用力为输入, 卫星姿态为输出, 二者联合构成了一个具有

姿控和分离联合仿真的模型，基本思路见图3。

具体而言，建立模型后，通过导出仿真模块，输出卫星箭体坐标系下3方向的角速度。引入控制模块和载荷生成模块，控制模块将各卫星的角速

度转化为姿态角等信息。载荷生成模块对比程序角和姿态角，确定姿控发动机是否工作，并将作用力导入，三者联合就可以完成单个卫星分离的仿真过程。

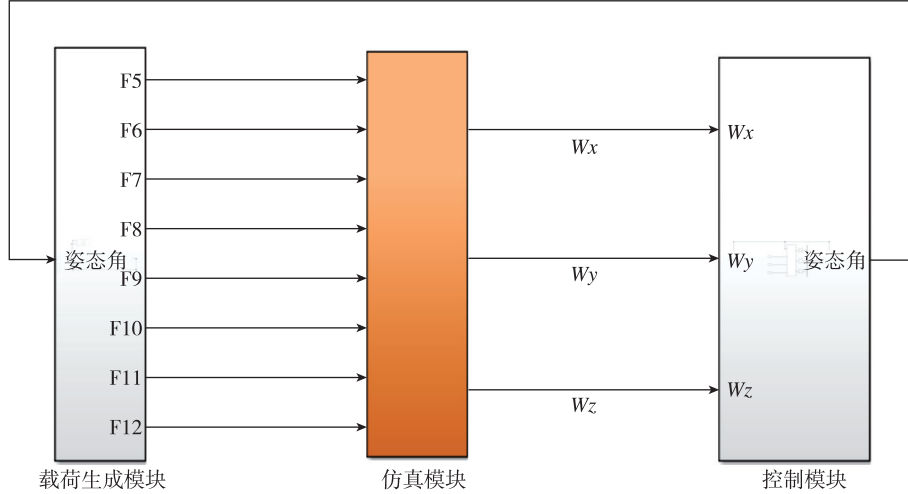


图3 联合仿真示意图

Fig. 3 Schematic diagram of joint simulation

2.2 模型有效性验证

本节通过对比六自由度理论模型和卫星调姿模型，进行了联合仿真模型的理论验证，以验证方法的正确性。六自由度理论模型与仿真模型的

控制模块一致，区别在于理论模型利用刚体转动微分方程建模，自由度有限，难以精确模拟多星分离过程，此处仅用来验证联合仿真的正确性。

单个卫星的联合仿真模型见图4。

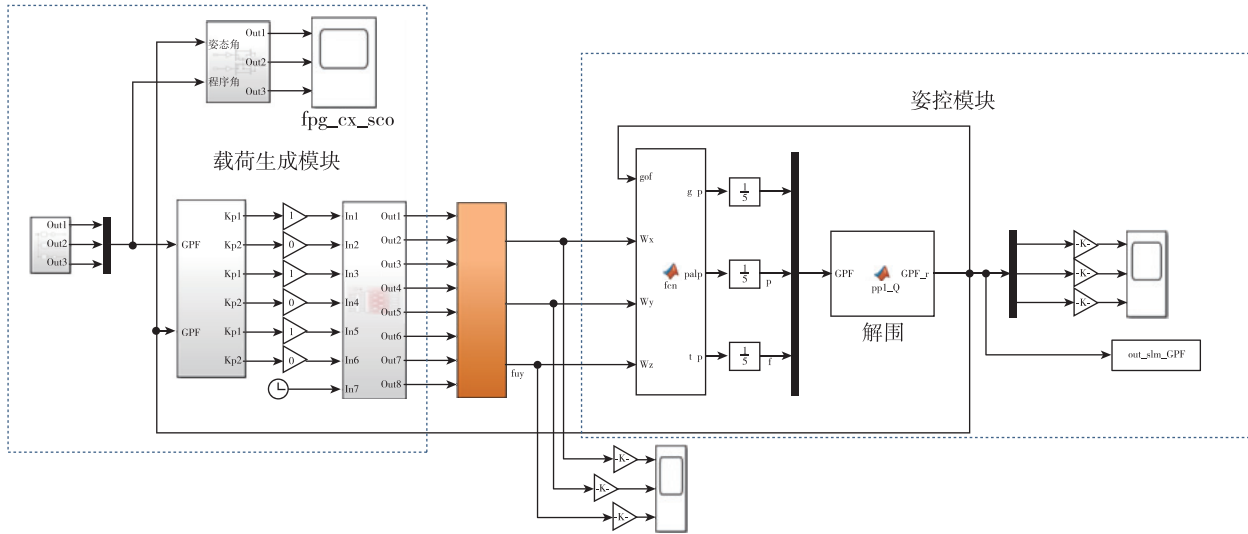


图4 卫星1联合仿真模型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of satellite 1 joint simulation model

控制模块的基本思路见图5。

绕质心的角速度 $[\omega_{x1} \ \omega_{y1} \ \omega_{z1}]^T$ 导出后，可以将角速度转化为欧拉角变化率角速度 $[\dot{\gamma} \ \dot{\psi} \ \dot{\varphi}]^T$

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\psi \sin\gamma & \tan\psi \cos\gamma \\ 0 & \cos\gamma & -\sin\gamma \\ 0 & \sin\gamma / \cos\psi & \cos\gamma / \cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{bmatrix} \quad (4)$$

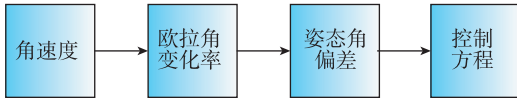


图 5 控制模块基本思路示意图

Fig. 5 Schematic diagram of the basic idea of the control module

然后，可获得惯性系姿态角偏差

$$\begin{bmatrix} \Delta\gamma \\ \Delta\psi \\ \Delta\varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma - \gamma_{cx} \\ \psi - \psi_{cx} \\ \varphi - \varphi_{cx} \end{bmatrix} \quad (5)$$

随后，将惯性系姿态角偏差解耦到箭体坐标系

$$\begin{bmatrix} \Delta\gamma_1 \\ \Delta\psi_1 \\ \Delta\varphi_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\psi \\ 0 & \cos\gamma & \cos\psi\sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\psi\cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\gamma \\ \Delta\psi \\ \Delta\varphi \end{bmatrix} \quad (6)$$

从而获得控制方程

$$\begin{cases} k_\gamma = f_\gamma(\Delta\gamma_1) \\ k_\psi = f_\psi(\Delta\psi_1) \\ k_\varphi = f_\varphi(\Delta\varphi_1) \end{cases} \quad (7)$$

进而可获取卫星的程序角变化率为

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{x_1} = (J_{y_1} - J_{z_1})/J_{x_1} \omega_{y_1} \omega_{z_1} + \sum \bar{M}_x \\ \dot{\omega}_{y_1} = (J_{z_1} - J_{x_1})/J_{y_1} \omega_{z_1} \omega_{x_1} + \sum \bar{M}_y \\ \dot{\omega}_{z_1} = (J_{x_1} - J_{y_1})/J_{z_1} \omega_{x_1} \omega_{y_1} + \sum \bar{M}_z \end{cases} \quad (8)$$

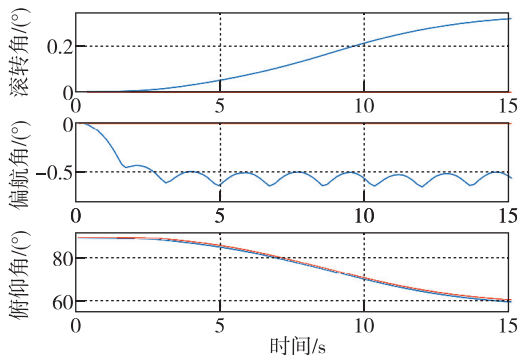
通过积分，即可获得程序角。

选取标称参数下的卫星，按照同步调姿分离要求，16 s 的时间按照二次曲线“往外”调姿 30°，二者对比如图 6 所示。

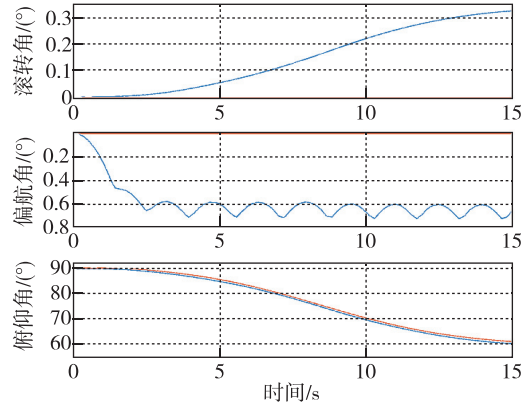
在 16 s 内，卫星 1 理论模型和仿真模型的俯仰角都由 90°调姿至 60°，且偏航角、滚转角变化趋势一致，从而验证了联合模型和姿控算法的有效性。

3 仿真校验

在计算多星分离时，需要考虑火箭和卫星自



(a) 联合仿真计算结果



(b) 理论计算结果

图 6 模型校验结果

Fig. 6 Model verification results

身和飞行中各个环节的偏差，会导致入轨参数和姿态存在一定偏差，此外分离过程也存在一定偏差，因此在进行分析时，需要考虑以下偏差。

1) 轨道位置速度偏差：星箭分离时刻星箭组合体入轨的位置 $[X, Y, Z]$ 与速度 $[V_x, V_y, V_z]$ 偏差。

2) 轨道分离前姿态偏差：星箭分离时刻星箭组合体入轨姿态 $[\phi, \varphi, \gamma]$ 偏差。

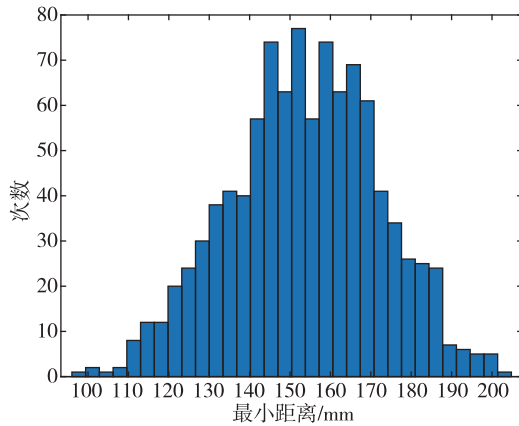
3) 分离体质量特性偏差：火箭末级及有效载荷存在质量特性偏差，主要是考虑结构偏差、不同弹道导致分离时剩余推进剂质量差异以及液体晃动质量等，从而需考虑分离体的质量特性偏差，一般而言，其偏差不大于 10%。

4) 分离能源偏差：反推及弹簧等分离能源存在偏差。其中分离弹簧可按照弹簧选配结果计算，也可按理论值推算，其偏差一般不大于 15%。反推火箭则按说明书中偏差计算，其偏差一般不大于 10%。

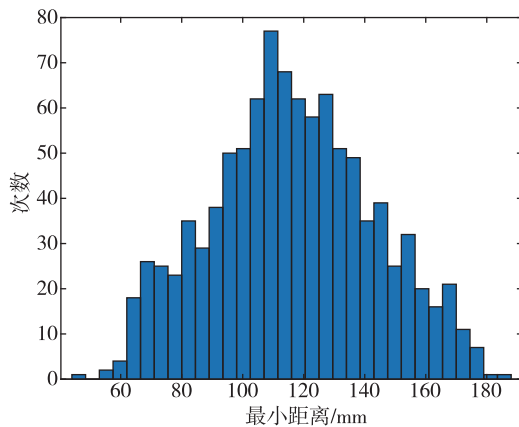
实际分析可知，各种参数偏差中存在正态分布、极限分布和均匀分布 3 种采样方式。其中正态分布集中在结构质量、转动惯量、纵向质心等参数，极限分布主要涉及姿控发动机的同步性偏差、推力偏斜和横溢以及解锁不同步等，均匀分布则包括横向质心偏差、角速度偏差等。

在结合采样方式和拉丁超立方方法后，可以生成计算样本的参数空间，随后利用联合仿真算法进行迭代和优化，仿真结果如图 7 所示。

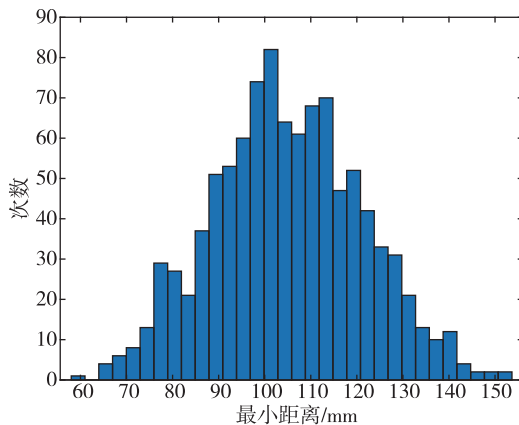
同时，对比通过专业弹道软件计算结果的远场距离分布，如表 1 所示，可见计算误差较小，表明该方法设计合理，计算结果有效，能快速进行多星分离仿真。



(a) 卫星 1 与卫星 2 最短距离分布



(b) 卫星 2 与卫星 3 之间最短距离分布



(c) 卫星 3 与卫星 4 之间最短距离分布

图 7 近场计算结果

Fig. 7 Near field calculation results

表 1 远场计算结果对比

Tab. 1 Comparison of calculation results in far field

	卫星 1/mm	卫星 2/mm	卫星 3/mm	卫星 4/mm
弹道专业计算	8 092.3	8 249.9	71.3	5 782.6
工具计算	8 051.7	8 335.4	68.1	5 859.7
相对偏差/%	0.50	1.03	4.48	1.31

4 结论

针对多星分离工况,本文建立了一种能实时仿真该分离过程的姿控联合仿真方法,可用以快速分析和校核分离方案。具体结论如下。

1) 通过对比六自由度仿真模型,充分验证了该方法调姿算法和联合仿真模型的正确性。

2) 提供精细化考虑不同参数的偏差方式,该方法利用蒙特卡罗打靶法,可以快速、准确校核不同分离方案的安全性。

3) 通过将蒙特卡罗方法和拉丁超立方采样法结合,可以使采样空间的采样规模由 m^n 降为 $m \times n$ 。在不损失分析精度的前提下,有效降低了采样数。

参考文献

- [1] 吴胜宝,胡冬生. 国外“一箭多星”发射现状及关键技术分析[J]. 国际太空, 2015(10): 18-22.
- [2] 刘进军. 卫星与多星发射[J]. 卫星与网络, 2009(11): 58-63.
- [3] 袁家军. 卫星结构设计与分析[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- [4] 王秋梅,孟宪红,杨庆成. 卫星二次分离方案仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(9): 2217-2222.
- [5] 王国辉,张宏剑,吴会强. 运载火箭非火工分离机构技术发展展望[J]. 宇航学报, 2023, 44(3): 334-347.
- [6] 李慧通,赵阳. 多因素分离过程蒙特卡罗仿真平台设计[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(9): 2169-2175.
- [7] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 157-176.
- [8] 毕祥军,陈炳全,吴浩,等. 运载火箭线式捆绑分离装置的设计、分析与优化[J]. 机械工程学报, 2019, 55(14): 60-68.
- [9] 黄峰. 基于蒙特卡洛方法的航天器分离可靠性分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
- [10] 罗俏,张伟,李伟. 微型导弹蒙特卡洛打靶仿真研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(3): 265-268.
- [11] 康士朋,江涛,耿盛韦,等. 基于蒙特卡洛法的卫星分离姿态计算方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(6): 36-41.
- [12] 翟章明,张健,林崧,等. 火箭级间分离与姿控耦合影响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(3): 78-81.
- [13] 郑晓龙,唐硕. 机载运载火箭飞行程序设计及仿真[J]. 计算机仿真, 2011, 28(5): 43-46.

- [14] 李慧通, 王旭刚, 赵阳. 考虑复杂因素的两体分离仿真软件设计[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(12): 2851-2859, 2866.
- [15] Olsson A, Sandberg G, Dahlblom O. On Latin hypercube sampling for structural reliability analysis[J]. Structural Safety, 2003.
- [16] 姜周, 范雨, 李琳, 等. 基于禁带机理的加筋板减振设计方法[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 226007.
- [17] 杨慧勇. 基于 PID 控制器的半主动悬架联合仿真分析[J]. 汽车实用技术, 2023, 48(4): 107-111.

引用格式:姜周, 卢松涛, 吕鹏伟, 等. 一种多星分离的姿控联合仿真方法[J]. 宇航总体技术, 2024, 8(2): 59-65.

Citation: Jiang Z, Lu S T, Lyu P W, et al. A joint simulation method for multi-satellite separation with attitude control [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024, 8(2): 59-65.