

中华人民共和国国家计量技术规范

JJF XXXX—20XX

航天器自主导航系统校准规范

Calibration Specification for Spacecraft Autonomous Navigation System

(征求意见稿)

20XX-XX-XX发布

20XX-XX-XX实施

国家市场监督管理总局发布

航天器自主导航系统

校准规范

JJF XXXX—2XXX

Calibration Specification for Spacecraft
Autonomous Navigation System

归口单位：全国卫星导航应用专用计量测试技术委员会

主要起草单位：北京控制工程研究所

参加起草单位：北京计量检测科学研究院

北京航天计量测量技术研究所

本规范由全国卫星导航应用专用计量测试技术委员会负责解释。

本规范主要起草人：

参加起草人：

目 录

引言	II
1	范围	3
2	引用文件	3
3	术语	3
3.1	伪距	3
3.2	导航位置误差	3
3.3	导航速度误差	3
3.4	惯性导航模拟器	3
3.5	恒星模拟器	4
3.6	地球模拟器	4
3.7	遥测遥控系统	4
3.8	轨道确定系统	4
4	概述	4
5	计量特性	5
5.1	组合导航系统	5
5.2	惯性导航子系统	5
5.3	天文导航子系统	5
5.4	GNSS 导航子系统	5
6	校准条件	5
6.1	环境条件	5
6.2	测量标准及其他设备	5
7	校准项目和校准方法	7
7.1	校准项目	7
7.2	校准方法	8
8	校准结果表达	16
9	复校时间间隔	16
附录 A	原始记录参考格式	17
附录 B	校准证书（内页）格式	20
附录 C	校准不确定度评定方法	21

引言

本规范依据国家计量技术规范 JJF1071-2010《国家计量校准规范编写规则》、JJF1001-2011《通用计量术语及定义》、JJF1059.1-2012《测量不确定度评定与表示》编制而成。

本规范为首次发布。

航天器自主导航系统校准规范

1 范围

本规范适用于航天器自主导航系统的校准。

2 引用文件

本规范引用了下列文件：

JJF 1471-2024 全球导航卫星系统(GNSS)信号模拟器校准规范

GB/T 30111-2013 星敏感器通用规范

GB/T 39267-2020 北斗卫星导航术语

GJB 383 遥测系统及分系统测试方法

GJB 421A 卫星术语

GJB 727A 航天测控系统术语与缩略语

GJB 2242-1994 时统设备通用规范

GJB 4006B-2019 航天器轨道确定精度评定方法

GJB 6776.6-2009 空间目标测轨编目方法 第6部分：轨道预报方法

GJB 10014-2021 弹道导弹惯性星光复合制导系统精度试验方法

QJ 1892-90 红外地球敏感器通用技术条件

Q/W 1278-2010 航天器控制分系统地面测试设备校准规范

凡是注日期的引用文件，仅注日期的版本适用于本规范；凡是不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本规范。

3 术语

GB/T 39267-2020、GJB 421A、GJB 727A 中界定的及以下术语和定义适用于本规范。

3.1 伪距 pseudo-range

接收机通过测量导航信号到达本地时间与卫星发播信号的卫星时间之差所获得的距离。

注1：包含两者之间的几何距离和钟差（接收机时间与卫星时间之差）等。

注2：引用 GB/T 39267-2020，通用基础术语 2.3.15。

3.2 导航位置误差 navigation position error

航天器自主导航系统测定的位置与参考位置之差。

3.3 导航速度误差 navigation velocity error

航天器自主导航系统测定的速度与参考速度之差。

3.4 惯性导航模拟器 inertial navigation system simulator

一种用于模拟惯性导航系统测量特性的装置或系统，能够在惯性参考系下，根据航天器动力学模型，模拟产生在空间任务场景下给定历元时刻的标称运动参数，包括航天器的位置、速度、姿态、角速度、非保守力加速度等，并根据陀螺和加速度计误差特性，模拟产生惯性导航子系统中陀螺和加速度计的测量输出数

据。

3.5 恒星模拟器 star simulator

一种用于模拟产生恒星测量特性的装置或系统，能够在惯性参考系下，根据恒星星表，模拟产生在空间任务场景下给定历元时刻的恒星视线方向矢量的标称值，并根据星敏传感器误差特性，模拟产生天文导航子系统中星敏传感器的测量数据。

3.6 地球模拟器 Earth simulator

一种用于模拟地球测量特性的装置或系统。能够在惯性参考系下，根据地球星历，模拟产生在空间任务场景下给定历元时刻的地球中心矢量的标称值，并根据地球敏传感器误差特性，模拟产生天文导航子系统中地球敏传感器的测量数据。

3.7 遥测遥控系统 telemetry and command system

用于对航天器进行通信、跟踪、控制和数据传输的设施和系统，能够对航天器的运行状态、工作参数、轨道位置等进行远程测量和监控，并且能够通过电信手段向航天器传送命令和注入数据。

3.8 轨道确定系统 orbit determination system

在地面利用测量设备对航天器的观测数据，按照一定的轨道计算方法对航天器的位置和速度进行精确计算的技术体系和相关设施。

4 概述

航天器自主导航系统通过处理各类敏传感器提供的测量信息，利用导航定位算法确定自身的位置、速度等运动状态，为航天器控制系统提供参考输入信息，是实现航天器自主、稳定运行的基础，是支撑复杂任务实现和空间活动范围扩展的关键。

航天器自主导航系统主要由各类敏传感器测量、导航定位解算等环节组成，通常采用组合导航系统的方式实现，包含惯性导航子系统、天文导航子系统、GNSS导航子系统三类中的至少一类。图 1 为典型航天器自主导航系统原理框图。

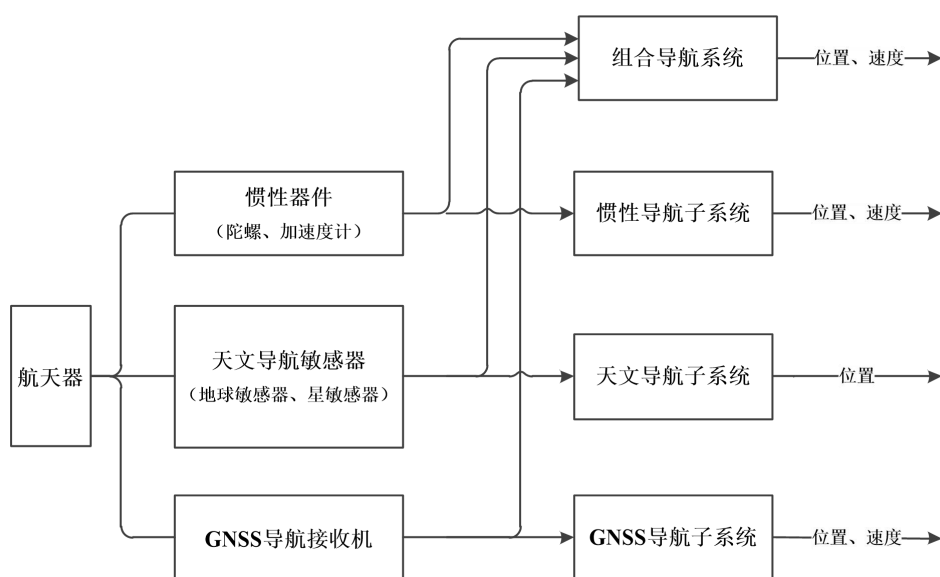


图 1 典型航天器自主导航系统原理框图

图 1 中所示的组合导航系统中同时包含惯性导航子系统、天文导航子系统和

GNSS 导航子系统, 其中, 惯性导航子系统根据惯性器件 (陀螺、加速度计) 测量的姿态角速度、非保守力加速度, 确定航天器在惯性参考系下的位置和速度; 天文导航子系统根据天文导航敏感器 (地球敏感器、星敏感器) 测量的恒星视线方向、地心矢量确定航天器在惯性参考系下的位置; GNSS 导航子系统通过 GNSS 导航接收机获取 GNSS 卫星信号, 测量 GNSS 卫星与航天器之间的伪距, 进而确定航天器在地球坐标系下的位置和速度; 组合导航系统在统一时间参考下进行各类敏感器测量信息采样处理, 通过组合导航定位算法计算并输出航天器的位置、速度等运动状态。航天器自主导航系统的输出数据可作为航天器控制系统的参考输入, 用于实现航天器的自主控制。

5 计量特性

5.1 组合导航系统

5.1.1 位置误差

位置误差: $\leq 100\text{m}$ 。

5.1.2 速度误差

速度误差: $\leq 0.5\text{m/s}$ 。

5.2 惯性导航子系统

5.2.1 位置误差

位置误差: $\leq 1\text{km}$ (导航系统运行时间 ≤ 1 小时)。

5.2.2 速度误差

速度误差: $\leq 1\text{ m/s}$ (导航系统运行时间 ≤ 1 小时)。

5.3 天文导航子系统

5.3.1 位置误差

位置误差: $\leq 5\text{km}$ 。

5.4 GNSS 导航子系统

5.4.1 位置误差

位置误差: $\leq 100\text{m}$ 。

5.4.2 速度误差

速度误差: $\leq 0.5\text{m/s}$ 。

注: 上述指标不做合格与否判定, 仅供参考。

6 校准条件

6.1 环境条件

环境温度: $15^{\circ}\text{C} \sim 30^{\circ}\text{C}$ (校准过程中温度变化小于 2°C/h)。

相对湿度: $30\% \sim 70\%$ 。

供电要求: 交流 $(220 \pm 22)\text{V}$, $(50 \pm 1)\text{Hz}$ 。

周围无影响正常工作的电磁干扰和机械振动。

6.2 测量标准及其他设备

6.2.1 一般要求

校准用的仪器、设备应按国家规定的有关标准或计量检定规程检定合格，并在计量检定的有效期内使用，设备的精度和量程应优于被校准对象。通常采用以下设备和系统，也可以使用满足测量精度和不确定度要求的其他仪器设备，如通用测试设备信号源。

注：通用测试设备信号源可用于实现惯性导航模拟器及天文导航模拟器的功能，通过地检接口等为传感器提供激励信号。信号源校准一般采用示波器、信号发生器、频率计等仪器设备，应满足中国空间技术研究院标准 Q/W 1278-2010 《航天器控制分系统地面测试设备校准规范》的要求。

6.2.2 惯性导航模拟器

惯性导航模拟器的主要技术指标：

- a) 角速度测量精度模拟：(0.001~1)°/h；
- b) 非保守力加速度测量精度模拟：(1~100)μg；
- c) 数据更新率：不低于 10Hz。

注：惯性导航模拟器应满足 GJB 10014-2021《弹道导弹惯性星光复合制导系统精度试验方法》的要求。

6.2.3 天文导航模拟器

6.2.3.1. 恒星模拟器

恒星模拟器的主要技术指标：

- a) 恒星视线方向测量精度模拟：(0.1~10)角秒；
- b) 航天器姿态测量精度模拟：(0.1~10)角秒；
- c) 恒星星等模拟：(0~10)星等；
- d) 数据更新率：不低于 1Hz。

注：恒星模拟器应满足 GB/T 30111-2013《星敏感器通用规范》的要求。

6.2.3.2. 地球模拟器

地球模拟器的主要技术指标：

- a) 地球中心方向测量精度模拟：(0.01~1)°；
- b) 数据更新率：不低于 1Hz。

注：地球模拟器应满足 QJ 1892-90《红外地球敏感器通用技术条件》的要求。

6.2.4 GNSS 信号模拟器

GNSS 信号模拟器的主要技术指标：

- a) 伪距测量精度模拟：(0.05~5)m；
- b) 伪距变化率测量精度模拟：(0.005~0.5) m/s；
- c) 载体速度范围：(0~16000)m/s；
- d) 每频点卫星信道模拟数：不低于 12 颗；
- e) 时钟信号：提供 1PPS 脉冲信号和 10MHz 时钟信号输出；
- f) 数据更新率：不低于 1Hz。

注：GNSS 信号模拟器应满足 JJF 1471-2024《全球导航卫星系统(GNSS)信号模拟器校准规范》的要求。

6.2.5 遥测遥控系统

遥测遥控系统的主要技术指标：

- a) 数据采样率：不低于 1Hz；
- b) 数据传输速率：不低于 4kbps；
- c) 数据收集、存储与分析时限：不低于被测航天器的一个轨道周期时长。

注：遥测遥控系统应满足 GJB 383《遥测系统及分系统测试方法》的要求。

6.2.6 轨道确定系统

轨道确定系统的主要技术指标：

- a) 实时轨道确定精度：位置误差不大于 100m，速度误差不大于 0.5m/s。
- b) 事后处理轨道确定精度：位置误差不大于 10m，速度误差不大于 0.05m/s。

注：轨道确定系统应满足 GJB 4006B-2019《航天器轨道确定精度评定方法》的要求。

6.2.7 航天器高精度轨道动力学模型

航天器高精度轨道动力学模型的主要技术指标：

- a) 地球引力场带谐摄动项阶数不低于 15，考虑田谐摄动地球自转项、田谐共振项；
- b) 考虑潮汐力摄动项，包含固体潮、极潮、海潮模型；
- c) 考虑大气阻力摄动项，包含实时太阳辐射和地磁活动对大气密度的影响；
- d) 考虑太阳、月球、木星引力摄动项；
- e) 考虑太阳辐射压摄动项；
- f) 考虑地球反照辐射压摄动项，包括短波可见光辐射和长波红外辐射；
- g) 考虑相对论效应摄动项。

注：航天器高精度轨道动力学模型应满足 GJB 6776.6-2009《空间目标测轨编目方法 第 6 部分：轨道预报方法》的要求。

6.2.8 同步时钟

同步时钟的主要技术指标：

- a) 校时精度：优于 1 微秒。

注：同步时钟应满足 GJB 2242-1994《时统设备通用规范》的要求。

7 校准项目和校准方法

7.1 校准项目

航天器自主导航系统校准项目见表 1。

表 1 校准项目一览表

序号	校准项目名称	
1	组合导航系统	位置误差
2		速度误差
3	惯性导航子系统	位置误差
4		速度误差
6	天文导航子系统	位置误差
7	GNSS 导航子系统	位置误差
8		速度误差

7.2 校准方法

航天器自主导航系统的校准项目为导航误差，包括惯性参考系下的位置误差和速度误差。根据比较参考基准的不同，校准方法分为如下两类，根据自主导航系统的不同研制应用阶段选用。

(1) 仿真比较法，适用于自主导航系统的地面研制测试阶段，以实验室航天器高精度动力学模型仿真参考轨道为基准，分别对应组合导航系统、惯性导航子系统、天文导航子系统和 GNSS 导航子系统，采用相应的校准方法；

(2) 测轨比较法，适用于自主导航系统的在轨运行阶段，以轨道确定系统的精密测定轨为基准。

仿真比较法和测轨比较法分别对应航天器地面研制测试和在轨运行阶段，是处于不同阶段但又相互联系的。针对不同阶段，采用其中之一，将自主导航系统作为被测系统进行校准。以下对组合导航系统、惯性导航子系统、天文导航子系统和 GNSS 导航子系统的校准方法进行说明。

7.2.1 仿真比较法

7.2.1.1 组合导航系统

组合导航系统仿真比较法校准原理示意图如图 2 所示。

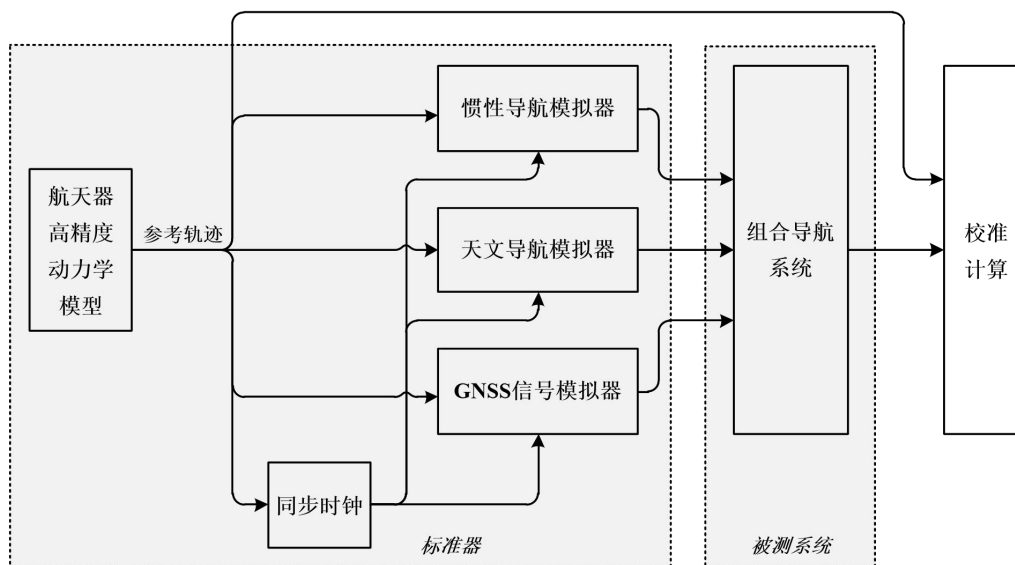


图 2 组合导航系统仿真比较法校准原理示意图

a) 根据航天器任务轨道设置航天器动力学模型参数和航天器初始运动状态，包括位置、速度等，通过航天器动力学模型递推计算产生航天器的仿真参考轨道数据序列。

b) 根据航天器仿真参考轨道，驱动惯性导航模拟器产生惯性导航子系统测量仿真模拟数据序列。

c) 根据航天器仿真参考轨道，驱动天文导航模拟器产生天文导航子系统测量仿真模拟数据序列。

d) 将 GNSS 信号模拟器连接到待测 GNSS 导航接收机输入端口，根据 GNSS 导航接收机的要求设置频点、灵敏度参数，根据航天器动力学模型仿真参考轨道，

驱动 GNSS 信号模拟器及 GNSS 导航接收机产生 GNSS 导航子系统测量仿真模拟数据序列。

e) 根据敏感器采样频率设置组合导航系统输出的采样间隔, 收到导航系统有效标志后, 记录采样时刻组合导航系统输出的位置、速度信息。

f) 在每个采样时刻, 将组合导航系统输出的位置和航天器仿真参考轨道的位置进行比较, 按照公式 (1)、(2)、(3) 得到组合导航系统在规定时间内的位置误差。

$$\Delta r_{Fxi} = r_{xi} - \hat{r}_{Fxi} \quad (1)$$

$$\Delta r_{Fyi} = r_{yi} - \hat{r}_{Fyi} \quad (2)$$

$$\Delta r_{Fzi} = r_{zi} - \hat{r}_{Fzi} \quad (3)$$

式中,

$(\Delta r_{Fxi}, \Delta r_{Fyi}, \Delta r_{Fzi})$ – 组合导航系统的位置误差, 单位为 m;

(r_{xi}, r_{yi}, r_{zi}) – 航天器仿真参考轨道对应的位置三维坐标值, 单位为 m;

$(\hat{r}_{Fxi}, \hat{r}_{Fyi}, \hat{r}_{Fzi})$ – 组合导航系统输出的航天器位置三维坐标值, 单位为 m;

i – 采样点数。

g) 在每个采样时刻, 将组合导航系统输出的速度和航天器仿真参考轨道的速度进行比较, 按照公式 (4)、(5)、(6) 得到组合导航系统在规定时间内的速度误差。

$$\Delta v_{Fxi} = v_{xi} - \hat{v}_{Fxi} \quad (4)$$

$$\Delta v_{Fyi} = v_{yi} - \hat{v}_{Fyi} \quad (5)$$

$$\Delta v_{Fzi} = v_{zi} - \hat{v}_{Fzi} \quad (6)$$

式中,

$(\Delta v_{Fxi}, \Delta v_{Fyi}, \Delta v_{Fzi})$ – 组合导航系统的速度误差, 单位为 m/s;

(v_{xi}, v_{yi}, v_{zi}) – 航天器仿真参考轨道对应的航天器速度, 单位为 m/s;

$(\hat{v}_{Fxi}, \hat{v}_{Fyi}, \hat{v}_{Fzi})$ – 组合导航系统输出的航天器速度, 单位为 m/s。

h) 重复上述步骤 f) 至步骤 g), 直至达到规定的数据采集时间, 得到 n 组组合导航系统的位置误差和速度误差数据。数据采集时间一般不低于被测航天器的一个轨道周期时长。

i) 组合导航系统的位置校准结果可表示为位置误差的标准差, 按照公式 (7)、(8)、(9) 计算组合导航系统位置误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{FrX} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Fxi})^2} \quad (7)$$

$$\hat{\sigma}_{FrY} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Fyi})^2} \quad (8)$$

$$\hat{\sigma}_{FrZ} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Fzi})^2} \quad (9)$$

式中,

$(\hat{\sigma}_{FrX}, \hat{\sigma}_{FrY}, \hat{\sigma}_{FrZ})$ – 组合导航系统位置误差标准差的估计值, 单位为 m;

n – 试验中的采样数据总数, $n \geq 3$ 。

j) 组合导航系统的速度校准结果可表示为速度误差的标准差, 按照公式 (10)、(11)、(12) 计算组合导航系统速度误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{FvX} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{Fxi})^2} \quad (10)$$

$$\hat{\sigma}_{FvY} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{Fyi})^2} \quad (11)$$

$$\hat{\sigma}_{Fvz} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{Fzi})^2} \quad (12)$$

式中,

$(\hat{\sigma}_{Fvx}, \hat{\sigma}_{Fvy}, \hat{\sigma}_{Fvz})$ – 组合导航系统速度误差标准差的估计值, 单位为 m/s。

7.2.1.2 惯性导航子系统

惯性导航子系统仿真比较法校准原理示意图如图 3 所示。

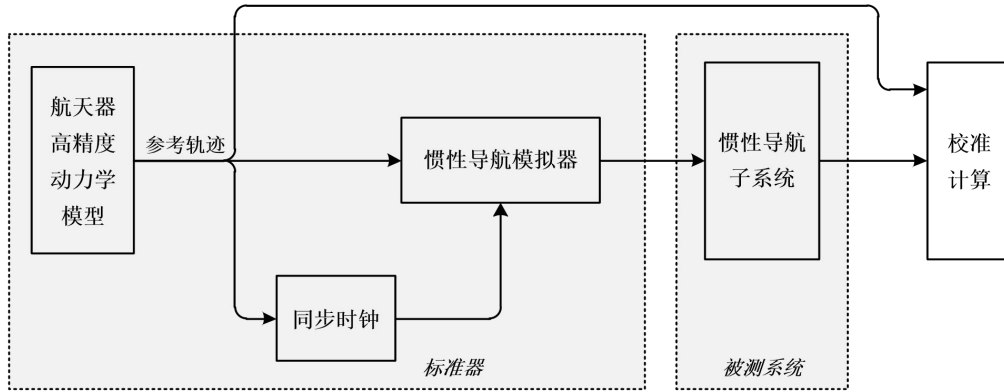


图 3 惯性导航子系统仿真比较法校准原理示意图

a) 根据航天器任务轨道设置航天器动力学模型参数和航天器初始运动状态, 包括位置、速度等, 通过航天器动力学模型递推计算产生航天器的仿真参考轨道数据序列。

b) 根据航天器仿真参考轨道, 驱动惯性导航模拟器, 模拟产生惯性导航子系统中陀螺和加速度计的测量输出数据。

c) 惯性导航子系统根据模拟产生的陀螺和加速度计的测量输出数据, 通过惯性导航算法, 得到航天器的位置和速度等运动状态。

d) 根据传感器采样频率设置惯性导航子系统输出的采样间隔, 收到导航系统有效标志后, 记录采样时刻惯性导航子系统输出的位置、速度信息。

e) 在每个采样时刻, 将惯性导航子系统输出的位置和航天器仿真参考轨道的位置进行比较, 按照公式 (13)、(14)、(15) 得到惯性导航子系统在规定时间内的位置误差。

$$\Delta r_{lxi} = r_{xi} - \hat{r}_{lxi} \quad (13)$$

$$\Delta r_{lyi} = r_{yi} - \hat{r}_{lyi} \quad (14)$$

$$\Delta r_{lzi} = r_{zi} - \hat{r}_{lzi} \quad (15)$$

式中,

$(\Delta r_{lxi}, \Delta r_{lyi}, \Delta r_{lzi})$ – 惯性导航子系统的位置误差, 单位为 m;

(r_{xi}, r_{yi}, r_{zi}) – 航天器仿真参考轨道对应的位置三维坐标值, 单位为 m;

$(\hat{r}_{lxi}, \hat{r}_{lyi}, \hat{r}_{lzi})$ – 惯性导航子系统输出的航天器位置三维坐标值, 单位为 m;

i – 采样点数。

f) 在每个采样时刻, 将惯性导航子系统输出的速度和航天器仿真参考轨道的速度进行比较, 按照公式 (16)、(17)、(18) 得到惯性导航子系统在规定时间内速度误差。

$$\Delta v_{lxi} = v_{xi} - \hat{v}_{lxi} \quad (16)$$

$$\Delta v_{lyi} = v_{yi} - \hat{v}_{lyi} \quad (17)$$

$$\Delta v_{lzi} = v_{zi} - \hat{v}_{lzi} \quad (18)$$

式中,

$(\Delta v_{lxi}, \Delta v_{lyi}, \Delta v_{lzi})$ – 惯性导航子系统的速度误差, 单位为 m/s;

(v_{xi}, v_{yi}, v_{zi}) – 航天器仿真参考轨道对应的航天器速度, 单位为 m/s;

$(\hat{v}_{lxi}, \hat{v}_{lyi}, \hat{v}_{lzi})$ – 惯性导航子系统输出的航天器速度, 单位为 m/s。

g) 重复上述步骤 e) 至步骤 f), 直至达到规定的数据采集时间, 得到 n 组惯性导航子系统的位置误差和速度误差数据。数据采集时间一般不低于被测航天器的一个轨道周期时长。

h) 惯性导航子系统的位置校准结果可表示为位置误差的标准差, 按照公式 (19)、(20)、(21) 计算惯性导航子系统位置误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{lrx} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{lxi})^2} \quad (19)$$

$$\hat{\sigma}_{lry} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{lyi})^2} \quad (20)$$

$$\hat{\sigma}_{lrz} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{lzi})^2} \quad (21)$$

式中,

$(\hat{\sigma}_{lrx}, \hat{\sigma}_{lry}, \hat{\sigma}_{lrz})$ – 惯性导航子系统位置误差标准差的估计值, 单位为 m;

n – 试验中的采样数据总数, $n \geq 3$ 。

i) 惯性导航子系统的速度校准结果可表示为速度误差的标准差, 按照公式 (22)、(23)、(24) 计算惯性导航子系统速度误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{lvx} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{lxi})^2} \quad (22)$$

$$\hat{\sigma}_{lvy} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{lyi})^2} \quad (23)$$

$$\hat{\sigma}_{lvz} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{lzi})^2} \quad (24)$$

式中,

$(\hat{\sigma}_{lvx}, \hat{\sigma}_{lvy}, \hat{\sigma}_{lvz})$ – 惯性导航子系统速度误差标准差的估计值, 单位为 m/s。

7.2.1.3 天文导航子系统

天文导航子系统仿真比较法校准原理示意图如图 4 所示。

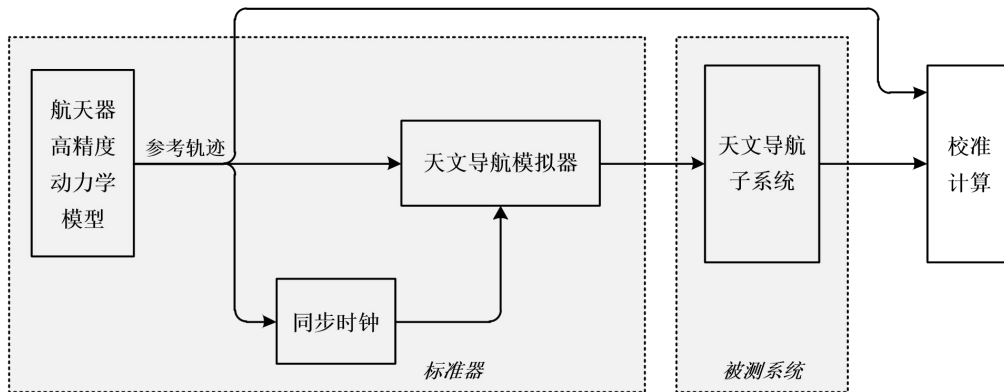


图4 天文导航子系统仿真比较法校准原理示意图

a) 根据航天器任务轨道设置航天器动力学模型参数和航天器初始运动状态,包括位置、速度、姿态等,通过航天器动力学模型递推计算产生航天器的仿真参考轨道及参考姿态数据序列。

b) 根据航天器仿真参考轨道及参考姿态,驱动恒星模拟器和地球模拟器,模拟产生天文导航子系统中地球传感器和星传感器的测量输出数据。

c) 天文导航子系统根据模拟产生的地球传感器和星传感器的恒星视线方向、地心矢量测量数据,通过天文导航算法,计算得到航天器的位置信息。

d) 根据传感器采样频率设置天文导航子系统输出的采样间隔,收到导航系统有效标志后,记录采样时刻天文导航子系统输出的位置信息。

e) 在每个采样时刻,将天文导航子系统输出的位置和航天器仿真参考轨道的位置进行比较,按照公式(25)、(26)、(27)得到天文导航子系统在规定时间内的位置误差。

$$\Delta r_{Cxi} = r_{xi} - \hat{r}_{Cxi} \quad (25)$$

$$\Delta r_{Cyi} = r_{yi} - \hat{r}_{Cyi} \quad (26)$$

$$\Delta r_{Czi} = r_{zi} - \hat{r}_{Czi} \quad (27)$$

式中,

$(\Delta r_{Cxi}, \Delta r_{Cyi}, \Delta r_{Czi})$ – 天文导航子系统的位置误差,单位为 m;

(r_{xi}, r_{yi}, r_{zi}) – 航天器仿真参考轨道对应的位置三维坐标值,单位为 m;

$(\hat{r}_{Cxi}, \hat{r}_{Cyi}, \hat{r}_{Czi})$ – 天文导航子系统输出的航天器位置三维坐标值,单位为 m;

i – 采样点数。

f) 重复上述步骤 e), 直至达到规定的数据采集时间,得到 n 组天文导航子系统的位置误差数据。数据采集时间一般不低于被测航天器的一个轨道周期时长。

g) 天文导航子系统的位置校准结果可表示为位置误差的标准差,按照公式(28)、(29)、(30)计算天文导航子系统位置误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{Crx} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Cxi})^2} \quad (28)$$

$$\hat{\sigma}_{Cry} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Cyi})^2} \quad (29)$$

$$\hat{\sigma}_{Crz} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Czi})^2} \quad (30)$$

式中,

$(\hat{\sigma}_{Crx}, \hat{\sigma}_{Cry}, \hat{\sigma}_{Crz})$ – 天文导航子系统位置误差标准差的估计值,单位为 m;

n – 试验中的采样数据总数, $n \geq 3$ 。

7.2.1.4 GNSS 导航子系统

GNSS 导航子系统仿真比较法校准原理示意图如图 5 所示。

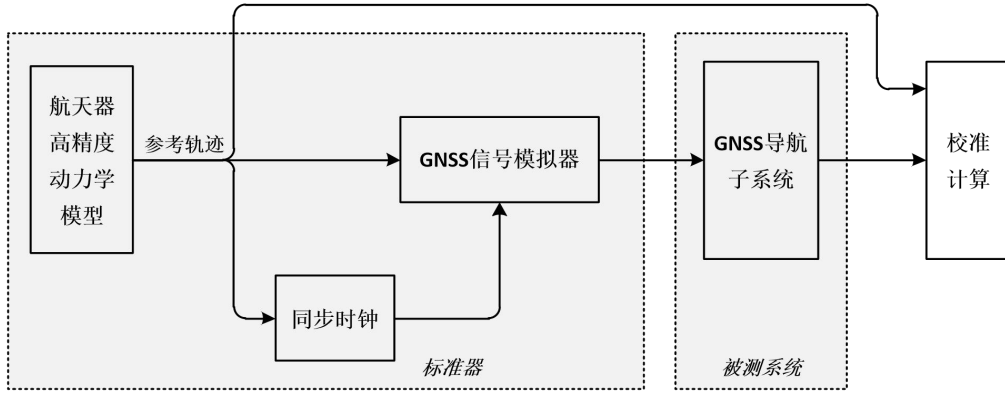


图 5 GNSS 导航子系统仿真比较法校准原理示意图

a) 根据航天器任务轨道设置航天器动力学模型参数和航天器初始位置、速度状态，生成仿真参考轨道数据序列。

b) 将 GNSS 信号模拟器连接到待测 GNSS 导航接收机输入端口，根据 GNSS 导航接收机的要求设置频点、灵敏度参数，并将航天器动力学仿真参考轨道数据输入 GNSS 信号模拟器。

c) 根据采样频率设置 GNSS 导航接收机的采样间隔，收到导航数据有效标识后，记录采样时刻 GNSS 导航接收机输出的位置、速度信息，并将其转换到惯性参考系下。

d) 将每个采样时刻 GNSS 导航接收机记录的位置、速度信息与该时刻 GNSS 卫星导航信号模拟器给出的参考位置、速度信息进行时间对齐和数值比较，分别得到每个采样时刻 GNSS 导航子系统的位置误差和速度误差。

e) 在每个采样时刻，将 GNSS 导航接收机记录的位置和 GNSS 卫星导航信号模拟器给出的参考位置进行比较，按照公式 (31)、(32)、(33) 得到 GNSS 导航子系统在规定时间内的位置误差。

$$\Delta r_{Gxi} = r_{xi} - \hat{r}_{Gxi} \quad (31)$$

$$\Delta r_{Gyi} = r_{yi} - \hat{r}_{Gyi} \quad (32)$$

$$\Delta r_{Gzi} = r_{zi} - \hat{r}_{Gzi} \quad (33)$$

式中，

$(\Delta r_{Gxi}, \Delta r_{Gyi}, \Delta r_{Gzi})$ – GNSS 导航子系统的位置误差，单位为 m；

(r_{xi}, r_{yi}, r_{zi}) – GNSS 卫星导航信号模拟器给出的参考位置三维坐标值，单位为 m；

$(\hat{r}_{Gxi}, \hat{r}_{Gyi}, \hat{r}_{Gzi})$ – GNSS 导航接收机记录的位置三维坐标值，单位为 m；

i – 采样点数。

f) 在每个采样时刻，将 GNSS 导航接收机记录的速度和 GNSS 卫星导航信号模拟器给出的参考速度进行比较，按照公式 (34)、(35)、(36) 得到 GNSS 导航子系统在规定时间内速度误差。

$$\Delta v_{Gxi} = v_{xi} - \hat{v}_{Gxi} \quad (34)$$

$$\Delta v_{Gyi} = v_{yi} - \hat{v}_{Gyi} \quad (35)$$

$$\Delta v_{Gzi} = v_{zi} - \hat{v}_{Gzi} \quad (36)$$

式中，

$(\Delta v_{Gxi}, \Delta v_{Gyi}, \Delta v_{Gzi})$ – GNSS 导航子系统的速度误差，单位为 m/s；

(v_{xi}, v_{yi}, v_{zi}) – GNSS 卫星导航信号模拟器给出的参考速度，单位为 m/s；

$(\hat{v}_{Gxi}, \hat{v}_{Gyi}, \hat{v}_{Gzi})$ —GNSS 导航接收机记录的航天器速度，单位为 m/s。

g) 重复上述步骤 e) 至步骤 f)，直至达到规定的数据采集时间，得到 n 组 GNSS 导航子系统的位置误差和速度误差数据。数据采集时间一般不低于被测航天器的一个轨道周期时长。

h) GNSS 导航子系统的位置校准结果可表示为位置误差的标准差，按照公式 (37)、(38)、(39) 计算 GNSS 导航子系统位置误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{Grx} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Gxi})^2} \quad (37)$$

$$\hat{\sigma}_{Gry} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Gyi})^2} \quad (38)$$

$$\hat{\sigma}_{Grz} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{Gzi})^2} \quad (39)$$

式中，

$(\hat{\sigma}_{Grx}, \hat{\sigma}_{Gry}, \hat{\sigma}_{Grz})$ —GNSS 导航子系统位置误差标准差的估计值，单位为 m；

n —试验中的采样数据总数， $n \geq 3$ 。

i) GNSS 导航子系统的速度校准结果可表示为速度误差的标准差，按照公式 (40)、(41)、(42) 计算 GNSS 导航子系统速度误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{Gvx} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{Gxi})^2} \quad (40)$$

$$\hat{\sigma}_{Gvy} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{Gyi})^2} \quad (41)$$

$$\hat{\sigma}_{Gvz} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{Gzi})^2} \quad (42)$$

式中，

$(\hat{\sigma}_{Gvx}, \hat{\sigma}_{Gvy}, \hat{\sigma}_{Gvz})$ —GNSS 导航子系统速度误差标准差的估计值，单位为 m/s。

7.2.2 测轨比较法

航天器自主导航系统测轨比较法校准原理示意图如图 6 所示。

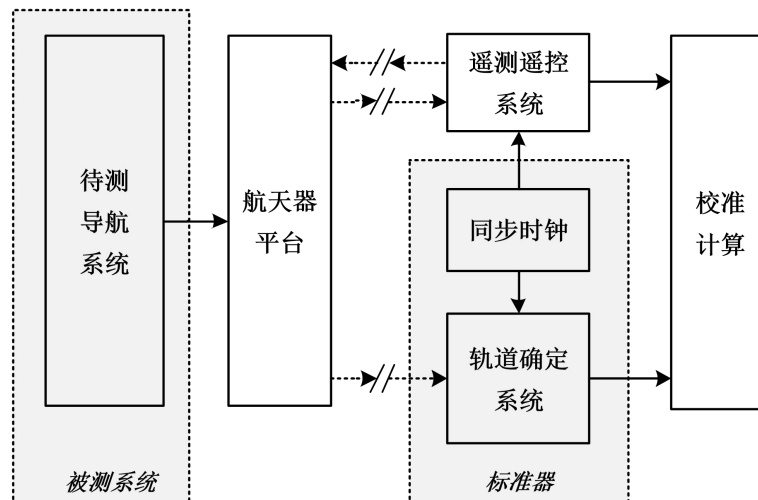


图 6 航天器自主导航系统测轨比较法校准原理示意图

a) 确认自主导航系统所属的航天器在轨运行正常，航天器与地面之间的遥测遥控链路运行正常，各类导航传感器工作正常，导航信息的测量、采集和处理不受干扰，测量完好性良好。

b) 航天器自主导航系统校准前，通过同步时钟、遥测遥控系统进行星上精密校时，校时后星地时间同步精度优于 1 微秒。

c) 根据自主导航系统的数据更新频率设置校准采样间隔时间，自主导航系统输出有效数据后，开始校准数据采集，通过遥测遥控系统获取并记录自主导航系统的位置、速度的遥测数据，同时通过轨道确定系统获取并记录航天器位置和速度的精密测定轨数据。

d) 在每个采样时刻，将自主导航系统遥测数据和精密测定轨数据进行比较，按照公式 (43)、(44)、(45) 得到自主导航系统在规定时间内的位置误差。

$$\Delta r_{xi} = r_{xi} - \hat{r}_{xi} \quad (43)$$

$$\Delta r_{yi} = r_{yi} - \hat{r}_{yi} \quad (44)$$

$$\Delta r_{zi} = r_{zi} - \hat{r}_{zi} \quad (45)$$

式中，

$(\Delta r_{xi}, \Delta r_{yi}, \Delta r_{zi})$ – 自主导航系统的位置误差，单位为 m；

(r_{xi}, r_{yi}, r_{zi}) – 通过精密测定轨得到的航天器位置三维坐标值，单位为 m；

$(\hat{r}_{xi}, \hat{r}_{yi}, \hat{r}_{zi})$ – 自主导航系统输出的航天器位置三维坐标值，单位为 m；

i – 采样点数。

e) 在每个采样时刻，将自主导航系统遥测数据和精密测定轨数据进行比较，按照公式 (46)、(47)、(48) 得到自主导航系统在规定时间内的速度误差。

$$\Delta v_{xi} = v_{xi} - \hat{v}_{xi} \quad (46)$$

$$\Delta v_{yi} = v_{yi} - \hat{v}_{yi} \quad (47)$$

$$\Delta v_{zi} = v_{zi} - \hat{v}_{zi} \quad (48)$$

式中，

$(\Delta v_{xi}, \Delta v_{yi}, \Delta v_{zi})$ – 自主导航系统的速度误差，单位为 m/s；

(v_{xi}, v_{yi}, v_{zi}) – 通过精密测定轨得到的航天器速度，单位为 m/s；

$(\hat{v}_{xi}, \hat{v}_{yi}, \hat{v}_{zi})$ – 自主导航系统输出的航天器速度，单位为 m/s。

f) 重复上述步骤 c) 至步骤 e)，直至达到规定的数据采集时间，得到 n 组自主导航系统的位置误差和速度误差数据。数据采集时间一般不低于被测航天器的一个轨道周期时长。

g) 自主导航系统的位置校准结果可表示为位置误差的标准差，按照公式 (49)、(50)、(51) 计算自主导航系统位置误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{rx} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{xi})^2} \quad (49)$$

$$\hat{\sigma}_{ry} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{yi})^2} \quad (50)$$

$$\hat{\sigma}_{rz} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta r_{zi})^2} \quad (51)$$

式中，

$(\hat{\sigma}_{rx}, \hat{\sigma}_{ry}, \hat{\sigma}_{rz})$ – 自主导航系统位置误差标准差的估计值，单位为 m；

n – 试验中的采样数据总数， $n \geq 3$ 。

h) 自主导航系统的速度校准结果可表示为速度误差的标准差，按照公式 (52)、(53)、(54) 计算自主导航系统速度误差标准差的估计值。

$$\hat{\sigma}_{vx} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{xi})^2} \quad (52)$$

$$\hat{\sigma}_{vy} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{yi})^2} \quad (53)$$

$$\hat{\sigma}_{vz} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta v_{zi})^2} \quad (54)$$

式中,

$(\hat{\sigma}_{vx}, \hat{\sigma}_{vy}, \hat{\sigma}_{vz})$ – 自主导航系统速度误差标准差的估计值, 单位为 m/s。

8 校准结果表达

由校准方出具校准证书或校准报告 (校准证书内页格式参见附录 B), 应包含信息如下:

- a) 标题: “校准证书” (或“校准报告”);
- b) 实验室名称和地址;
- c) 进行校准的地点 (如果与实验室的地址不同);
- d) 证书的唯一性标识 (如编号), 每页及总页数的标识;
- e) 客户的名称和地址;
- f) 被校对象的描述和明确标识;
- g) 进行校准的日期;
- h) 校准所依据的技术规范的标识, 包括名称及代号;
- i) 本次校准所用测量标准的溯源性及有效性说明;
- j) 校准环境的描述;
- k) 校准结果及其不确定度的说明;
- l) 对校准规范的偏离的说明;
- m) 校准证书或校准报告签发人的姓名、职务或等效标识;
- n) 校准结果仅对被校准对象有效的声明;
- o) 未经实验室书面批准, 不得部分复制证书的声明。

9 复校时间间隔

复校时间间隔一般为 1 年。由于复校时间间隔与航天器自主导航系统的使用情况、空间任务场景变化、敏感器及配套设备本身质量等因素相关, 因此, 用户可根据实际使用情况自主决定航天器自主导航系统复校时间间隔。

附录 A

原始记录参考格式

校准地点	
校准时间	
校准方式	
被校对象	
校准人员	
校准环境条件	
校准项目	<input type="checkbox"/> 组合导航位置误差 <input type="checkbox"/> 组合导航速度误差 <input type="checkbox"/> 惯性导航位置误差 <input type="checkbox"/> 惯性导航速度误差 <input type="checkbox"/> 天文导航位置误差 <input type="checkbox"/> GNSS 导航位置误差 <input type="checkbox"/> GNSS 导航速度误差

1. 组合导航位置误差及不确定度

采样数据序号	参考值	系统位置测定值
1		
2		
3		
⋮		
组合导航位置误差：		
组合导航校准不确定度：		

2. 组合导航速度误差及不确定度

采样数据序号	参考值	系统速度测定值
1		
2		
3		
⋮		
组合导航速度误差：		
组合导航校准不确定度：		

3. 惯性导航位置误差及不确定度

采样数据序号	参考值	系统位置测定值
1		
2		
3		
⋮		
惯性导航位置误差：		
惯性导航校准不确定度：		

4. 惯性导航速度误差及不确定度

采样数据序号	参考值	系统速度测定值
1		
2		
3		
⋮		
惯性导航速度误差：		
惯性导航校准不确定度：		

5. 天文导航位置误差及不确定度

采样数据序号	参考值	系统位置测定值
1		
2		
3		
⋮		
天文导航位置误差：		
天文导航校准不确定度：		

6. GNSS 导航位置误差及不确定度

采样数据序号	参考值	系统位置测定值
1		
2		
3		
⋮		
GNSS 导航位置误差：		
GNSS 导航校准不确定度：		

7. GNSS 导航速度误差及不确定度

采样数据序号	参考值	系统速度测定值
1		
2		
3		
⋮		
GNSS 导航速度误差：		
GNSS 导航校准不确定度：		

附录 B

校准证书(内页)参考格式

证书编号：

校准时间		
校准地点		
校准环境条件		
校准方式		
被校对象		
校准所依据的技术文件：		
校准所使用的主要测量标准：		
名称	校准结果	不确定度
校准有效期至		
备注	1. 地面精密测定轨： 2. 参考动力学模型： 3. 导航模拟器及配套设备：	

附录 C

校准不确定度评定示例

航天器自主导航系统的校准不确定度为表征航天器自主导航系统测定值分散性的非负参数。航天器自主导航系统校准结果可分为导航位置校准结果和导航速度校准结果。本示例以航天器自主导航系统校准的测轨比较法为范例，进行航天器自主导航系统位置、速度校准不确定度的评定。

C.1 导航位置校准不确定度评定

用 A 类方法评定的自主导航系统位置校准不确定度的计算公式为：

$$u_A(\Delta r_x) = \sqrt{\frac{1}{m(m-1)} \sum_{j=1}^m (\Delta r_{xj} - \bar{\Delta r}_x)^2} \quad (C.1)$$

$$u_A(\Delta r_y) = \sqrt{\frac{1}{m(m-1)} \sum_{j=1}^m (\Delta r_{yj} - \bar{\Delta r}_y)^2} \quad (C.2)$$

$$u_A(\Delta r_z) = \sqrt{\frac{1}{m(m-1)} \sum_{j=1}^m (\Delta r_{zj} - \bar{\Delta r}_z)^2} \quad (C.3)$$

式中，

$(u_A(\Delta r_x), u_A(\Delta r_y), u_A(\Delta r_z))$ – 导航位置校准的 A 类标准不确定度，单位为 m；

$(\Delta r_{xj}, \Delta r_{yj}, \Delta r_{zj})$ – 通过第 j 次试验得到的自主导航系统位置误差，单位为 m；

$(\bar{\Delta r}_x, \bar{\Delta r}_y, \bar{\Delta r}_z)$ – 通过 m 次试验得到的自主导航系统位置误差的平均值，单位为 m；

m – 采样数据组数， $m \geq 3$ 。

航天器自主导航系统位置误差的平均值的计算方法如下：

$$\bar{\Delta r}_x = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta r_{xj} \quad (C.4)$$

$$\bar{\Delta r}_y = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta r_{yj} \quad (C.5)$$

$$\bar{\Delta r}_z = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta r_{zj} \quad (C.6)$$

航天器自主导航系统的位置误差为：

$$\Delta r_{xi} = r_{xi} - \hat{r}_{xi} \quad (C.7)$$

$$\Delta r_{yi} = r_{yi} - \hat{r}_{yi} \quad (C.8)$$

$$\Delta r_{zi} = r_{zi} - \hat{r}_{zi} \quad (C.9)$$

则用 B 类方法评定的自主导航系统位置校准不确定度的计算公式为：

$$u_B(\Delta r_x) = \sqrt{u^2(r_x) + u^2(\hat{r}_x)} \quad (C.10)$$

$$u_B(\Delta r_y) = \sqrt{u^2(r_y) + u^2(\hat{r}_y)} \quad (C.11)$$

$$u_B(\Delta r_z) = \sqrt{u^2(r_z) + u^2(\hat{r}_z)} \quad (C.12)$$

式中：

$(u_B(\Delta r_x), u_B(\Delta r_y), u_B(\Delta r_z))$ – 导航位置校准的 B 类标准不确定度，单位为 m；

$(u(r_x), u(r_y), u(r_z))$ – 轨道确定系统引入的不确定度，单位为 m；

$(u(\hat{r}_x), u(\hat{r}_y), u(\hat{r}_z))$ – 自主导航系统引入的不确定度，单位为 m。

根据导航位置校准的 A 类和 B 类标准不确定度计算导航位置校准的合成标准不确定度，计算公式为：

$$u_C(\Delta r_x) = \sqrt{u_A^2(\Delta r_x) + u_B^2(\Delta r_x)} \quad (C.13)$$

$$u_C(\Delta r_y) = \sqrt{u_A^2(\Delta r_y) + u_B^2(\Delta r_y)} \quad (C.14)$$

$$u_C(\Delta r_z) = \sqrt{u_A^2(\Delta r_z) + u_B^2(\Delta r_z)} \quad (C.15)$$

$(u_C(\Delta r_x), u_C(\Delta r_y), u_C(\Delta r_z))$ – 导航位置校准的合成标准不确定度，单位为 m。

某自主导航系统位置校准结果见表 C.1。

表 C.1 自主导航系统位置校准结果

采样数据组序号	自主导航系统位置校准结果 (m)		
	X 轴	Y 轴	Z 轴
1	57.64	51.73	134.69
2	128.32	112.59	47.21
3	137.13	78.46	86.27

根据自主导航系统位置校准结果表 C.1，自主导航系统 X 轴位置校准 A 类标准不确定度为 25.16m，Y 轴位置校准 A 类标准不确定度为 17.61m，Z 轴位置校准 A 类标准不确定度为 25.30m。

基于测轨比较法的自主导航系统位置校准主要不确定度分析见表 C.2。

表 C.2 导航位置校准（测轨比较法）主要不确定度分析

不确定度来源		区间半宽度 (m)	分布	包含因子	标准不确定度 (m)
A 类标准不确定度	$u_A(\Delta r_x)$	-	-	-	25.16
	$u_A(\Delta r_y)$	-	-	-	17.61
	$u_A(\Delta r_z)$	-	-	-	25.30
B 类标准不确定度	$u(r_x)$	10	均匀	$\sqrt{3}$	5.77
	$u(r_y)$	10	均匀	$\sqrt{3}$	5.77
	$u(r_z)$	10	均匀	$\sqrt{3}$	5.77

B 类标准不确定度	$u(\hat{r}_x)$	1	均匀	$\sqrt{3}$	0.58
	$u(\hat{r}_y)$	1	均匀	$\sqrt{3}$	0.58
	$u(\hat{r}_z)$	1	均匀	$\sqrt{3}$	0.58

根据导航位置校准主要不确定度分析表 C.2，航天器自主导航系统 X 轴位置校准合成标准不确定度为 25.82m，Y 轴位置校准合成标准不确定度为 18.54m，Z 轴位置校准合成标准不确定度为 25.96m。

取包含因子 $k = 2$ ，则航天器自主导航系统 X 轴位置校准扩展不确定度为 51.64m，Y 轴位置校准扩展不确定度为 37.08m，Z 轴位置校准扩展不确定度为 51.92m。

C.2 导航速度校准不确定度评定

用 A 类方法评定的自主导航系统速度校准不确定度的计算公式为：

$$u_A(\Delta v_x) = \sqrt{\frac{1}{m(m-1)} \sum_{j=1}^m (\Delta v_{xj} - \bar{\Delta v}_x)^2} \quad (C.16)$$

$$u_A(\Delta v_y) = \sqrt{\frac{1}{m(m-1)} \sum_{j=1}^m (\Delta v_{yj} - \bar{\Delta v}_y)^2} \quad (C.17)$$

$$u_A(\Delta v_z) = \sqrt{\frac{1}{m(m-1)} \sum_{j=1}^m (\Delta v_{zj} - \bar{\Delta v}_z)^2} \quad (C.18)$$

式中，

$(u_A(\Delta v_x), u_A(\Delta v_y), u_A(\Delta v_z))$ – 导航速度校准的 A 类标准不确定度，单位为 m/s；

$(\Delta v_{xj}, \Delta v_{yj}, \Delta v_{zj})$ – 通过第 j 次试验得到的自主导航系统速度误差，单位为 m/s；

$(\bar{\Delta v}_x, \bar{\Delta v}_y, \bar{\Delta v}_z)$ – 通过 m 次试验得到的自主导航系统速度误差的平均值，单位为 m/s；

m – 采样数据组数， $m \geq 3$ 。

航天器自主导航系统速度误差的平均值的计算方法如下：

$$\bar{\Delta v}_x = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta v_{xj} \quad (C.19)$$

$$\bar{\Delta v}_y = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta v_{yj} \quad (C.20)$$

$$\bar{\Delta v}_z = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \Delta v_{zj} \quad (C.21)$$

航天器自主导航系统的速度误差为：

$$\Delta v_{xi} = v_{xi} - \hat{v}_{xi} \quad (C.22)$$

$$\Delta v_{yi} = v_{yi} - \hat{v}_{yi} \quad (C.23)$$

$$\Delta v_{zi} = v_{zi} - \hat{v}_{zi} \quad (C.24)$$

则用 B 类方法评定的自主导航系统速度校准不确定度的计算公式为：

$$u_B(\Delta v_x) = \sqrt{u^2(v_x) + u^2(\hat{v}_x)} \quad (C.25)$$

$$u_B(\Delta v_y) = \sqrt{u^2(v_y) + u^2(\hat{v}_y)} \quad (C.26)$$

$$u_B(\Delta v_z) = \sqrt{u^2(v_z) + u^2(\hat{v}_z)} \quad (C.27)$$

式中：

$(u_B(\Delta v_x), u_B(\Delta v_y), u_B(\Delta v_z))$ – 导航速度校准的 B 类标准不确定度，单位为 m/s；

$(u(v_x), u(v_y), u(v_z))$ – 轨道确定系统引入的不确定度，单位为 m/s；

$(u(\hat{v}_x), u(\hat{v}_y), u(\hat{v}_z))$ – 自主导航系统引入的不确定度，单位为 m/s。

根据导航速度校准的 A 类和 B 类标准不确定度计算导航速度校准的合成标准不确定度，计算公式为：

$$u_C(\Delta v_x) = \sqrt{u_A^2(\Delta v_x) + u_B^2(\Delta v_x)} \quad (C.28)$$

$$u_C(\Delta v_y) = \sqrt{u_A^2(\Delta v_y) + u_B^2(\Delta v_y)} \quad (C.29)$$

$$u_C(\Delta v_z) = \sqrt{u_A^2(\Delta v_z) + u_B^2(\Delta v_z)} \quad (C.30)$$

$(u_C(\Delta v_x), u_C(\Delta v_y), u_C(\Delta v_z))$ – 导航速度校准的合成标准不确定度，单位为 m/s。

某自主导航系统速度校准结果见表 C.3。

表 C.3 自主导航系统速度校准结果

采样数据组序号	自主导航系统速度校准结果 (m/s)		
	X 轴	Y 轴	Z 轴
1	0.461	0.635	0.364
2	0.608	0.428	0.599
3	0.363	0.387	0.439

根据自主导航系统速度校准结果表 C.3，自主导航系统 X 轴速度校准 A 类标准不确定度为 0.071m/s，Y 轴速度校准 A 类标准不确定度为 0.077m/s，Z 轴速度校准 A 类标准不确定度为 0.069m/s。

基于测轨比较法的自主导航系统速度校准主要不确定度分析见表 C.4。

表 C.4 导航速度校准（测轨比较法）主要不确定度分析

不确定度来源		区间半宽度 (m/s)	分布	包含因子	标准不确定度 (m/s)
A 类标准不确定度	$u_A(\Delta v_x)$	-	-	-	0.071
	$u_A(\Delta v_y)$	-	-	-	0.077
	$u_A(\Delta v_z)$	-	-	-	0.069
B 类标准不确定度	$u(v_x)$	0.05	均匀	$\sqrt{3}$	0.029
	$u(v_y)$	0.05	均匀	$\sqrt{3}$	0.029

	$u(v_z)$	0.05	均匀	$\sqrt{3}$	0.029
B 类标准不确定度	$u(\hat{v}_x)$	0.01	均匀	$\sqrt{3}$	0.0058
	$u(\hat{v}_y)$	0.01	均匀	$\sqrt{3}$	0.0058
	$u(\hat{v}_z)$	0.01	均匀	$\sqrt{3}$	0.0058

根据导航速度校准主要不确定度分析表 C.4，航天器自主导航系统 X 轴速度校准合成标准不确定度为 0.077m/s，Y 轴速度校准合成标准不确定度为 0.083m/s，Z 轴速度校准合成标准不确定度为 0.075m/s。

取包含因子 $k = 2$ ，则航天器自主导航系统 X 轴速度校准扩展不确定度为 0.15m/s，Y 轴速度校准扩展不确定度为 0.17m/s，Z 轴速度校准扩展不确定度为 0.15m/s。