文章编号:1674-8190(XXXX)XX-001-12

用于NPA阶段的北斗机载接收机完好性适航符合性技术研究

刘瑞华,余澜涛
(中国民航大学 电子信息与自动化学院,天津 300300)

摘　要: 全球导航卫星系统(GNSS)相关适航标准与完好性适航测试流程并不完全适用于北斗机载设备。根据所需导航性能(RNP)中不同空域的完好性要求,结合航空无线电委员会(RTCA)等相关适航标准和工业标准,对Beta类北斗机载接收机完好性适航符合技术进行研究。以加权奇偶矢量法作为接收机自主完好性监视(RAIM)理论基础,建立标准化测试环境,提出测试条件、测试方法、测试流程和适航符合性指标。测试使用检测和排除概率为10^{-3}的无故障接收机接收2024年2月4日北斗B1C信号广播星历,针对北斗三号系统并基于非精密进近(NPA)阶段,在全球范围内进行静态和动态场景下的RAIM性能评估,并给出无故障接收机测试结果和适航符合性判据。研究成果可以为适用于非精密进近及以下运行阶段的北斗机载接收机完好性适航验证提供相应的理论和方法支持。

关键词: 完好性;适航符合性;北斗机载接收机;所需导航性能;加权奇偶矢量法
中图分类号: V243.1　　**文献标识码:** A
DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Research on integrity and airworthiness compliance of BDS airborne receivers in NPA phase

LIU Ruihua, YU Lantao
(Civil Aviation University of China, College of Electronic Information and Automation, Tianjin 300300)

Abstract: The relevant airworthiness standards and integrity airworthiness test process of GNSS are not fully applicable to BDS airborne equipment. According to the integrity requirements of different airspace in the required navigation performance (RNP), and combining with the relevant airworthiness standards such as radio council for aeronautics (RTCA) and industrial standards, the integrity airworthiness compliance technology of Beta class BDS airborne receivers is investigated. The weighted parity vector method is used as the theoretical basis of receiver autonomous integrity monitoring (RAIM), a standardized test environment is established, and test conditions, test methods, test procedures and airworthiness compliance indicators are proposed. The test uses a fault-free receiver with a detection and elimination probability of 10^{-3} to receive the broadcast ephemeris of the BDS B1C signal on February 4, 2024, and evaluates the RAIM performance under static and dynamic scenarios globally for the BeiDou-3 system and based on the non-precision approach (NPA) phase, and gives the fault-free receiver test results and airworthiness compliance criteria. The research results can provide corresponding theoretical and methodological support for the airworthiness verification of the integrity of BDS airborne receivers applicable to the non-precision approach and the following operation phases.

Key words: integrity; airworthiness compliance; BDS airborne receiver; required navigation performance (RNP); weighted parity vector method

收稿日期: 2025-03-05;　**修回日期:** 2025-05-06
基金项目: 国家自然科学基金(U2233215)
通信作者: 刘瑞华(1965—),男,博士,教授。E-mail: rhliu_cauc@163.com
引用格式: 刘瑞华,余澜涛. 用于NPA阶段的北斗机载接收机完好性适航符合性技术研究[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-12.
LIU Ruihua, YU Lantao. Research on integrity and airworthiness compliance of BDS airborne receivers in NPA phase[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-12. (in Chinese)

0 引 言

完好性是指当导航系统的定位误差超出允许的限值而导致定位失效后，系统及时向用户提供告警的能力[1]。导航系统的完好性直接影响航空器的飞行安全。目前，独立式机载卫星导航接收机主要通过利用冗余卫星信号实现接收机自主完好性监测（Receiver Autonomous Integrity Monitoring，RAIM）功能。

现阶段对于RAIM的研究主要集中在RAIM算法的改进[2-3]、外部系统增强下RAIM服务性能的评估[4-5]以及多星座、多故障的复杂运行环境下RAIM功能的实现[6-7]。然而，对于机载接收机RAIM适航要求分析与测试的研究较少[8]。国际民航组织（International Civil Aviation Organization，ICAO）对机载设备有着严格适航法规要求[9]，所有设备在投入使用前都需要进行适航符合性验证，以证明其对于适航条款的符合性，确保设备在整个生命周期内的安全性与可靠性。因此，为保证北斗机载接收机在不同飞行条件和飞行阶段下具备良好的完好性监测能力，对设备进行完好性适航符合性测试是必要的。

根据国际民航界的研究结论[10-11]，核心星座机载卫星导航接收机最高只能满足非精密进近（Non-Precision Approach，NPA）阶段要求。若机载卫星导航接收机能满足NPA阶段的完好性要求，那么也必定满足洋区、航路、终端区的完好性运行要求[12]。

RTCA/DO-208是美国联邦航空局（Federal Aviation Administration，FAA）认可的，使用全球定位系统（Global Positioning System，GPS）作为机载辅助导航设备的适航要求和最低运行性能标准[13]，为机载接收机RAIM性能提供了详细的测试方法、测试环境、测试程序和鉴定标准[14]。

目前中国已建成北斗三号卫星导航系统，能够在全球范围内为用户提供导航定位服务[15]。但由于相关适航标准不完善，北斗系统还很少用于民航运输服务[16-17]。北斗三号系统采用自主研制的BDGIM电离层误差修正模型，与传统Klobuchar模型修正效果有较大区别，导致伪距残差和定位精度发生变化，从而影响机载接收机完好性能力。此外，RTCA/DO-208等标准仅给出接收机静态完好性测试流程，并未考虑接收机在动态环境下的完好性能力以及给出相应测试方法。

本文参考RTCA/DO-208建立一套适用于独立式北斗机载接收机的适航标准，以加权奇偶矢量RAIM算法作为理论依据研究不同运行环境下接收机完好性适航符合性验证技术。

1 完好性适航需求分析

1.1 机载接收机完好性适航性分析

完好性是所需导航性能（Required Navigation Performance，RNP）运行中一个重要的性能指标。ICAO在DOC-9613手册中提出，民用航空器实施RNP应用需具备区域导航和机载性能监视与告警功能[18]。机载性能监视与告警是决定导航系统能否满足RNP运行所需要安全等级的主要因素，同时能够帮助机组人员发现导航系统没有达到或无法保障导航完好性要求的情况。对于卫星导航系统，在没有外界增强系统支持的情况下，其性能监视与告警功能主要是在机载接收机上保证的，即RAIM功能。

美国航空无线电委员会（Radio Technical Commission for Aeronautics，RTCA）先后颁布了RTCA/DO-208、RTCA/DO-229[19]和RTCA/DO-316[20]标准，提供了独立式机载卫星导航接收机、机载SBAS接收机和机载ABAS接收机最低运行性能要求，并被FAA认可为相关适航标准。上述标准中均对接收机的RAIM性能提出要求。对于符合RTCA/DO-208标准要求的设备，应在规定的时间内检测出系统故障并向机组人员发出告警信息；对于符合RTCA/DO-229和RTCA/DO-316标准要求的设备，应在规定的时间内检测到系统故障并剔除故障卫星，使导航服务功能正常而无需中断。

中国民用航空局颁布了CTSO-115d[21]、CTSO-2C609[22]技术标准规定，明确了机载导航设备最低运行性能要求。CSTO-115d提出，新设计和制造的基于多传感器输入的所需导航性能设备应满足RTCA/DO-283[23]中A类或B类RNP设备的功能或性能要求。其中，在完好性方面，A类和B类RNP设备均要求民用航空器安装具备RAIM功能的卫星导航接收机，并且规定设备漏警率和排除失败概率均为10^{-3}。CTSO-2C609规定了北斗机载接收机具备定位传感器功能，能够提供位置

和完好性等数据,以及通过加权RAIM算法保证完好性,并规定设备误警率为3.33×10^{-7}/采样,漏警率和排除失败概率为10^{-3}。CTSO-2C609规定仅适用于航路阶段,无法证明其满足NPA等其他运行阶段的完好性性能要求。根据以上分析,总结得到国内外对于机载接收机完好性适航要求,如表1所示。

表1　国内外机载接收机完好性需求分析

Table 1　Analysis of domestic and international demand for airborne receiver integrity

标准	适用设备	适用阶段	完好性风险要求/h	设备完好性功能要求
RTCA/DO-208	独立式GPS接收机	航路、终端区、NPA	1×10^{-7}/h	故障检测
RTCA/DO-229	机载SBAS接收机	航路、终端区、NPA	1×10^{-7}/h	故障检测、故障排除
RTCA/DO-316	机载ABAS接收机	航路、终端区、NPA	1×10^{-7}/h	故障检测、故障排除
CTSO-2C609	独立式BDS接收机	航路	1×10^{-7}/h	故障检查、故障排除

1.2　空域概念下完好性适航需求分析

根据运行区域,可以将空域划分为洋区/偏远陆地、陆地航路、终端区、非精密进近和精密进近五个阶段,不同空域的完好性要求各不相同。根据ICAO要求,应用于NPA及以下阶段的北斗机载接收机,需符合完好性要求,如表2所示。若北斗机载接收机满足表2中NPA阶段误警率、告警时限、漏警率和排除失败概率的要求,即表明设备同样满足其他运行阶段完好性要求。

表2　用于NPA及以下阶段北斗机载接收机完好性性能要求

Table 2　Performance requirements for integrity of BDS airborne receivers applied to NPA and below phases

飞行阶段	告警限/n mile	误警率	告警时限/s	漏警率	排除失败概率
航路	2.0	3.33×10^{-7}	30	10^{-3}	10^{-3}
终端区	1.0	3.33×10^{-7}	10	10^{-3}	10^{-3}
NPA	0.3	3.33×10^{-7}	10	10^{-3}	10^{-3}

2　加权奇偶矢量RAIM算法

2.1　RAIM算法流程

RAIM主要包括故障检测(Fault Detection,FD)和故障排除(Fault Exclusion,FE)功能。当接收机能够至少追踪到5颗可见卫星时,FD功能可用;当接收机能够至少追踪到6颗可见卫星时,FDE功能可用,否则RAIM功能将失效[24]。此外,接收机实现RAIM功能的前提是确定RAIM的可用性。一般通过比较HPL与相应运行阶段的告警门限。若HPL小于相应运行阶段的告警门限,表明该运行阶段的RAIM功能可用;反之,则表明RAIM失效。RAIM算法流程如图1所示,σ和d_i分别表示故障检测和故障排除的检验统计量;σ_d和T_d分别表示故障检测和故障排除的检测门限;N表示可见星数目。

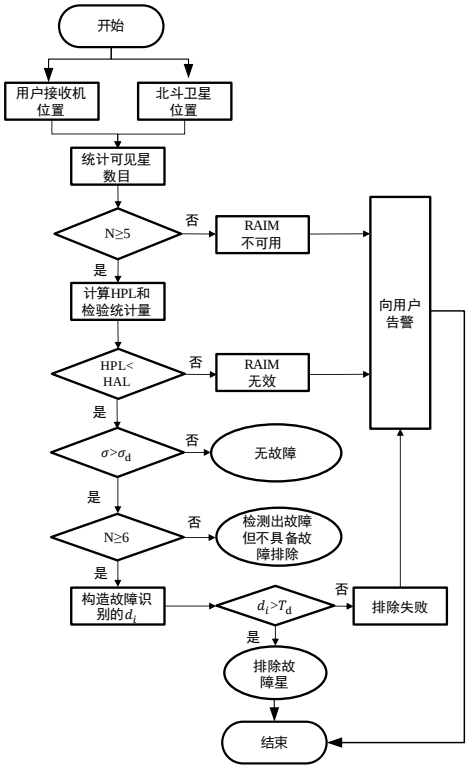


图1　RAIM算法流程图

Fig. 1　RAIM algorithm flow chart

2.2　HPL计算

针对于NPA阶段北斗机载接收机完好性能力适航符合性验证的测试,首先需要计算出所有测

试样本的HPL，以此来确定该测试条件下RAIM功能是否可用。HPL计算过程如下。

北斗机载接收机根据星历计算出卫星位置，再结合测量的伪距信息，列出北斗测量方程为

$$\boldsymbol{y}=\boldsymbol{G}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{\varepsilon} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{y}$为观测伪距与近似计算伪距差值的n维矢量，n为可见星数目；$\boldsymbol{G}$为$(n\times 4)$维观测矩阵，体现各颗卫星到接收机的集合位置关系；$\boldsymbol{x}$为线性化的四维位置向量；$\boldsymbol{\varepsilon}$为n维观测噪声矢量。

观测矩阵$\boldsymbol{G}$的第i行表达式如下，其中El_i表示卫星i的仰角，Az_i表示卫星i的方位角[25]。

$$\boldsymbol{G}_i=[-\cos El_i \sin Az_i \quad -\cos El_i \cos Az_i \quad -\sin El_i \quad 1] \tag{2}$$

根据加权最小二乘算法原理，可以得到加权最小二乘解为

$$\hat{\boldsymbol{x}}=(\boldsymbol{G}^T\boldsymbol{W}\boldsymbol{G})^{-1}\boldsymbol{G}^T\boldsymbol{W}\boldsymbol{y}=\boldsymbol{S}_w\boldsymbol{y} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{S}_w=(\boldsymbol{G}^T\boldsymbol{W}\boldsymbol{G})^{-1}\boldsymbol{G}^T\boldsymbol{W}$为观测矩阵$\boldsymbol{G}$的Moore-Penrose伪逆；$\boldsymbol{W}$为加权矩阵，令$\boldsymbol{W}=\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}$，其中$\boldsymbol{D}=diag\{1/\sigma_1 \ldots 1/\sigma_n\}$[26]，为卫星$i$的伪距误差标准差。

$$\sigma_i^2=\sigma_{i,URA}^2+\sigma_{i,iono}^2+\sigma_{i,trop}^2+\sigma_{i,mp}^2+\sigma_{i,rcvr}^2 \tag{4}$$

根据文献[20]附录J中，对卫星观测噪声的描述和已有的各种误差近似模型，式中各参数的定义和取值如表3所示。

表3 BDS卫星观测噪声各分量的定义和取值

Table 3 Definition and values of the components of BDS satellite observation noise

参数	定义	取值/m
$\sigma_{i,URA}$	卫星时钟和位置误差	修正参数包含在卫星播发的广播星历中
$\sigma_{i,iono}$	电离层延迟残差	$0.2\times\rho_{iono}$，ρ_{iono}表示BDGIM模型计算得出的电离层延迟误差
$\sigma_{i,trop}$	对流层延迟残差	$0.12\times 1.001/\sqrt{0.002001+\sin^2(El_i)}$，$El_i$表示卫星$i$的仰角
$\sigma_{i,mp}$	接收机多径	$0.13+0.53\mathrm{e}^{(-El_i/10)}$，$El_i$表示卫星$i$的仰角
$\sigma_{i,rcvr}$	接收机热噪声	0.1

北斗广播星历播发星历误差$\sigma_{i,URA}$一般取值为2 m，而GPS播发的星历误差一般为5.6 m。此外，GPS的电离层延迟残差$\sigma_{i,iono}$是通过用户地磁纬度经验误差值和穿刺点倾斜因子相乘得到的，而北斗$\sigma_{i,iono}$利用0.2倍的BDGIM模型修正值表示电离层延迟残差。

因此可以得到伪距残差矢量$\boldsymbol{v}$为

$$\boldsymbol{v}=\boldsymbol{y}-\boldsymbol{G}\hat{\boldsymbol{X}}=\left(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{G}(\boldsymbol{G}^T\boldsymbol{W}\boldsymbol{G})^{-1}\boldsymbol{G}^T\boldsymbol{W}\right)\boldsymbol{\varepsilon}=\boldsymbol{A}_w\boldsymbol{\varepsilon} \tag{5}$$

每颗卫星都有其误差特征斜率，斜率值越大表明卫星的故障越难被检测出来。用$Slope_i$表示第i颗卫星的误差特征斜率，其计算方法为

$$Slope_i=\sqrt{(S_{w,1i}^2+S_{w,2i}^2)(n-4)/A_{w,ii}W_{ii}} \tag{6}$$

HPL计算表达式[25]如式(7)所示，其中$\lambda_{\min}$是满足漏警概率要求的非中心χ^2分布的最小非中心参数。

$$\mathrm{HPL}=\max_i \sqrt{(S_{w,1i}^2+S_{w,2i}^2)/A_{w,ii}W_{ii}}\cdot\sqrt{\lambda_{\min}} \tag{7}$$

2.3 故障检测

为保证奇偶空间与估计子空间的正交性以及奇偶矢量的分量在统计上的独立性，对北斗测量方程进行如下处理：

$$\boldsymbol{D}\boldsymbol{y}=\boldsymbol{D}\boldsymbol{G}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{D}\boldsymbol{\varepsilon} \tag{8}$$

对加权后的观测矩阵进行QR分解，即令：

$$\boldsymbol{D}\boldsymbol{G}=\boldsymbol{Q}\boldsymbol{R} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{Q}$为n×n维正交矩阵；$\boldsymbol{R}$为n×4维上三角矩阵。由$\boldsymbol{Q}$可以得到奇偶空间矩阵$\boldsymbol{Q}_p$。奇偶矢量$\boldsymbol{p}$是观测误差在奇偶空间矩阵$\boldsymbol{Q}_p$上投影得到的，其表达式为

$$\boldsymbol{p}=\boldsymbol{Q}_p\boldsymbol{D}\boldsymbol{y} \tag{10}$$

由此可以得到伪距残差平方为

$$S_{WSSE}=\boldsymbol{v}^T\boldsymbol{v}=\boldsymbol{p}^T\boldsymbol{p} \tag{11}$$

当伪距测量不存在偏差时，加权奇偶矢量$\boldsymbol{p}$的各分量相互独立，且服从标准正态分布，那么S_{WSSE}服从自由度为$(n-4)$的χ^2分布。由此可以得到检验统计量为

$$r_w=\sqrt{S_{WSSE}/(n-4)} \tag{12}$$

比较r_w与检测门限T_D。若$r_w>T_D$,表明接收机检测到系统故障,开始进行故障卫星的识别和排除。T_D与卫星数量n、虚警率P_{FA}有关[27]。

$$P(S_{WSSE}<T_D^2)=\int_0^{T_D^2} f_{\chi^2(n-4)}(x)\,\mathrm{d}x=1-P_{FA} \tag{13}$$

2.4　故障识别

每颗卫星都有特征偏差线,其斜率由$\boldsymbol{Q}_p$各列的元素决定,即第i颗卫星的特征偏差线为q_{2i}/q_{1i}。由此可得故障识别准则:存在故障的卫星就是特征偏差线与观测奇偶向量$\boldsymbol{p}$重合的卫星[28]。

根据残差和观测误差的关系,可得故障识别的检验统计量为

$$d_i=\frac{|\boldsymbol{p}^T\cdot\boldsymbol{Q}_{p,i}|}{|\boldsymbol{p}^T|\cdot|\boldsymbol{Q}_{p,i}|} \tag{14}$$

当无观测偏差时,d_i服从零均值的正态分布,其方差与观测误差的方差相同。根据整体的虚警率P_{FA}可以得到故障识别的检测门限T_d:

$$P(d_i>T_d)=\frac{2}{\sqrt{2\pi}}\int_{T_d}^{\infty} e^{-x^2/2}\,\mathrm{d}x=P_{FA}/n \tag{15}$$

将每个检验统计量d_i与T_d进行比较。若$d_i>T_d$,则表明第i颗卫星存在故障,应将其剔除在导航解算中。

3　北斗机载接收机完好性适航测试流程设计

接收机定位误差的大小、分布随时间、地点、飞机运动状态等其他因素而变化,从而影响接收机完好性监测能力。文献[13,19-20]仅给出接收机在静态下的完好性适航符合性测试方法。为更加真实地模拟接收机运行环境,根据飞机的运动状态将北斗机载接收机完好性适航符合性测试分为静态测试和动态测试。测试使用无故障北斗机载收机接收B1C信号广播星历,并采用BDGIM模型对电离层误差进行修正。设定无故障接收机出现漏警、排除失败的概率为10^{-3},出现误警的概率为0.002/h。

若机载设备在最差运行条件下都满足相应适航标准,那么表明设备在其他任意环境下均能够通过适航验证。因此,对于北斗机载接收机完好性适航符合性的测试,需要在最难检测卫星的伪距测量上添加不同类型、不同大小的故障,记录无故障接收机最早检测、最晚检测、最早排除和最晚排除的时间[29]。若被测试的北斗机载接收机满足10^{-3}的漏警、排除失败概率,以及3.33×10^{-7}采样误警率要求,即证明设备符合NPA阶段完好性适航要求。北斗机载接收机完好性适航符合性测试流程如图2所示。

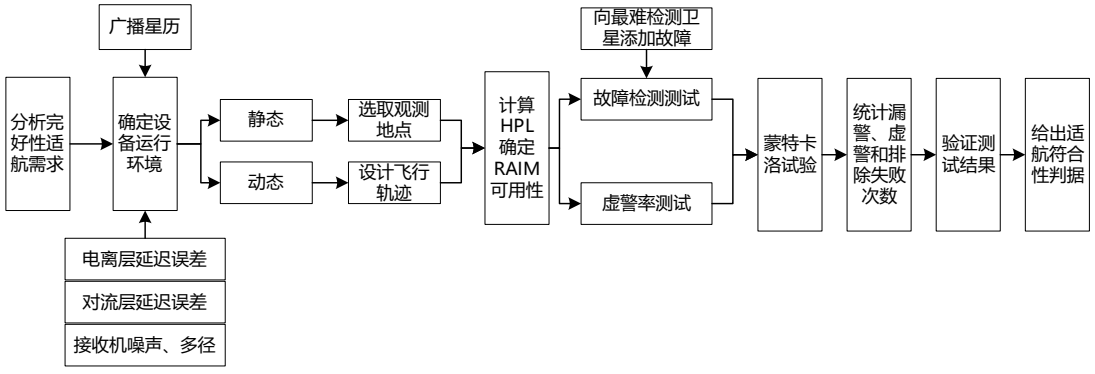


图2　完好性适航符合性测试流程

Fig. 2　Integrity airworthiness conformity verification process

3.1　故障检测测试

1) 静态测试

在全球选择24个地点进行静态故障检测,其中北半球14个,南半球10个,如表4所示。设定测试时间为2024年2月4日00:00:00-23:59:59,采样间隔为300 s,接收机截止高度角为5°,共构成6 912个时空样本点。计算每个时空样本点的HPL并与NPA阶段的告警限(Horizontal Alert Limit, HAL)进行比较,如图3所示。

表 4 静态测试地点设置
Table 4 Static Test Location Setup

序号	名称	位置坐标
1	阿曼	20N/56E
2	路易港	20S/57E
3	喀什市	39N/76E
4	阿姆斯特丹岛	38S/77E
5	格尔木市	34N/92E
6	科科斯群岛	12S/97E
7	百色市	23N/106E
8	青岛市	36N/120E
9	肯达里	4S/122E
10	抚远市	48N/134E
11	乌德纳达塔	27S/135E
12	德文波特	41S/146E
13	择捉岛	45N/149E
14	乌斯季堪察斯克	56N/162E
15	努美阿	22S/166E
16	北岛	39S/176E
17	圣约翰	49N/52W
18	伦敦	52N/0W
19	布宜诺斯艾利斯	30S/58W
20	厄瓜多尔	3S 80W
21	洛杉矶	34N/118W
22	太平洋中心	5S/135W
23	北阿拉斯加	70N/150W
24	佛得角	35S/18E

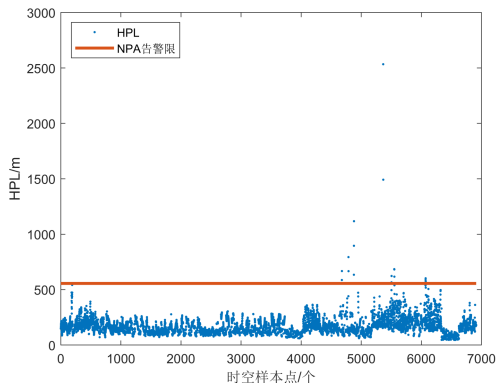


图 3 HPL 计算结果
Fig. 3 HPL calculation results

剔除超出 NPA 阶段 HAL 的时空样本点，并从剩余可用的时空样本点中选取每个测试地点最大的 HPL 作为测试样本点。HPL 的值越大，表明该时空样本点的卫星几何构型越不理想。若设备能检测出最差几何构型条件下最难检测卫星的故障，那么必定也能检测出其他卫星发生的故障。

向最难检测的北斗卫星添加 5 m/s 的斜坡故障，并以 1Hz 进行采样，运行持续到发生正确排除、排除失败或漏警三个事件中的一个。对每个样本点进行 1 375 次蒙特卡洛试验，并记录每种结果出现的次数，如表 5 所示。

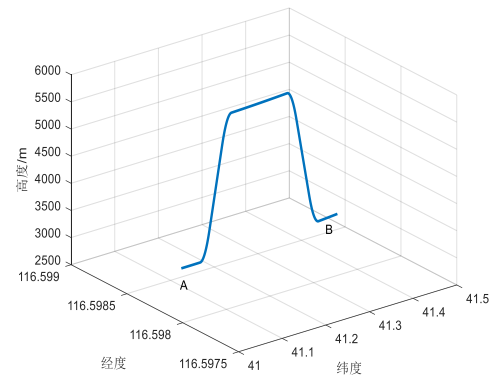
表 5 静态故障检测测试初始条件设置
Table 5 Static fault detection test initial condition setting

测试序号	HPL	可见星数	HDOP	最难检测卫星	时刻
1	542.03	9	2.86	C20	15:45
2	391.65	10	1.96	C19	17:00
3	303.41	9	1.85	C20	16:00
4	253.43	9	1.78	C37	12:10
5	266.91	9	2.24	C34	07:05
6	213.39	11	1.68	C37	11:55
7	277.67	9	2.26	C23	09:00
8	268.08	9	2.32	C21	00:15
9	199.79	11	1.62	C21	00:50
10	304.35	8	1.98	C41	15:30
11	285.08	11	1.96	C41	12:00
12	280.25	8	2.19	C22	02:50
13	283.81	8	2.04	C25	04:00
14	176.51	9	1.75	C37	08:15
15	363.92	10	2.35	C43	13:05
16	282.61	9	1.85	C26	05:40
17	440.75	8	2.24	C26	14:45
18	472.31	8	2.22	C32	04:15
19	438.58	8	2.05	C45	10:00
20	539.26	8	2.00	C29	06:35
21	372.91	7	2.77	C37	19:00
22	538.12	8	2.26	C36	01:40
23	150.71	9	2.15	C29	02:55
24	380.23	8	2.18	C36	14:55

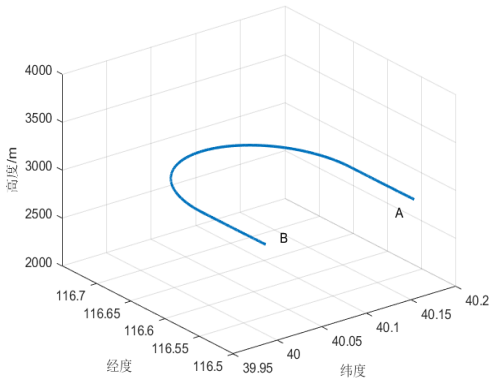
2)动态测试

为简化飞机的运动状态，动态故障检测测试不考虑飞机姿态的变化，并设定飞机在水平和垂直方向上加速度变化率为零。

选取南北半球各 5 个地点，以折线和圆弧两种飞行方式进行动态故障检测测试。折线飞行分为平飞、爬升和下降三种状态如图 4(a)所示；圆弧飞行模拟飞机进行 180 度转弯操作，其中转弯半径为 5NM，分为匀速圆周运动和匀变速圆周运动，如图 4(b)所示。



(a) 折线飞行轨迹



(b) 圆弧飞行轨迹

图4　动态故障检测测试飞行轨迹

Fig. 4　Dynamic Fault Detection Test Flight Path

对于动态故障检测测试,设定无故障接收机接收2024年2月4日北斗B1C信号广播星历,采样频率为1 Hz,截止高度角为5°。在全球范围内选取6个地点作为动态故障检测测试起点,并假设飞机具有不同的初始高度和初始地速。

折线飞行轨迹测试初始条件如表6所示,飞机在相应时刻进行爬升、下降或平飞操作,并对故障卫星添加不同类型、不同大小的故障,测试其故障检测与排除的能力。

圆弧飞行轨迹测试初始条件如表7所示,飞机在相应时刻进行加速、减速或匀速运动,并对故障卫星添加不同类型、不同大小的故障,测试其故障检测与排除的能力。其中g表示重力加速度,取值为9.8 m/s^2。对测试样本中的故障卫星伪距测量上添加相应大小的故障,并对每个样本进行1 650次蒙特卡洛试验,运行持续到发生正确排除、排除失败或漏警。

表6　动态故障检测测试折线飞行轨迹初始条件

Table 6　Dynamic Fault Detection Test Folded Flight Trace Initial Conditions

测试序号	初始位置	测试周期	故障开始时刻	故障卫星编号	故障类型	故障大小	爬升/下降开始时刻	爬升/下降结束时刻	垂直加速度/(m•s^{-2})	初始高度/m	初始地速/(m•s^{-1})
25	N20.05/E56.59	08:30—08:50	08:35	C28	阶跃	300m	无	无	0	3 000	80
26	S20.05/E57.80	08:30—08:50	08:35	C20	斜坡	3.6 m/s	无	无	0	3 000	80
27	N34.66/E92.21	12:00—12:15	12:06	C36	阶跃	300 m	12:08:00	12:08:30	0.2g	800	100
28	S12.36/E96.26	18:35—18:55	18:42	C22	阶跃	750 m	18:42:30	18:43:00	0.5g	800	100
29	N49.83/W52.11	22:50—23:05	23:00	C46	斜坡	3.6 m/s	22:52:40	22:53:10	0.2g	1 500	120
30	S3.09/W80.73	02:00—02:20	02:12	C37	斜坡	5 m/s	02:13:00	02:13:30	0.5g	1 500	120
31	N34.66/E92.21	12:00—12:15	12:06	C36	阶跃	300 m	12:08:00	12:08:30	−0.2g	6 000	100
32	S12.36/E96.26	18:35—18:55	18:42	C22	阶跃	750 m	18:42:30	18:43:00	−0.5g	6 000	100
33	N49.83/W52.11	22:50—23:05	23:00	C46	斜坡	3.6 m/s	22:52:40	22:53:10	−0.2g	3 500	120
34	S3.09/W80.73	02:00—02:20	02:12	C37	斜坡	5 m/s	02:13:00	02:13:30	−0.5g	3 500	120

表 7 动态故障检测测试圆弧飞行轨迹初始条件

Table 7 Dynamic Fault Detection Tests Circle Flight Trace Initial Conditions

测试序号	初始位置	测试周期	故障开始时刻	故障卫星编号	故障类型	故障大小	加速/减速开始时刻	加速/减速结束时刻	水平加速度/(m·s^{-2})	初始高度/m	初始地速/(m·s^{-1})
35	N20.05/E56.59	08:30—08:50	08:35	C28	阶跃	300 m	无	无	0	3 000	80
36	S20.05/E57.80	08:30—08:50	08:35	C20	斜坡	3.6 m/s	无	无	0	3 000	80
37	N34.66/E92.21	12:00—12:15	12:06	C36	阶跃	300 m	12:08:00	12:08:30	0.3g	800	100
38	S12.36/E96.26	18:35—18:55	18:42	C22	阶跃	750 m	18:42:30	18:43:00	0.58g	800	100
39	N49.83/W52.11	22:50—23:05	23:00	C46	斜坡	3.6 m/s	22:52:40	22:53:10	0.3g	1 500	120
40	S3.09/W80.73	02:00—02:20	02:12	C37	斜坡	5 m/s	02:13:00	02:13:30	0.58g	1 500	120
41	N34.66/E92.21	12:00—12:15	12:06	C36	阶跃	300 m	12:08:00	12:08:30	−0.3g	6 000	100
42	S12.36/E96.26	18:35—18:55	18:42	C22	阶跃	750 m	18:42:30	18:43:00	−0.58g	6 000	100
43	N49.83/W52.11	22:50—23:05	23:00	C46	斜坡	3.6 m/s	22:52:40	22:53:10	−0.3g	3 500	120
44	S3.09/W80.73	02:00—02:20	02:12	C37	斜坡	5 m/s	02:13:00	02:13:30	−0.58g	3 500	120

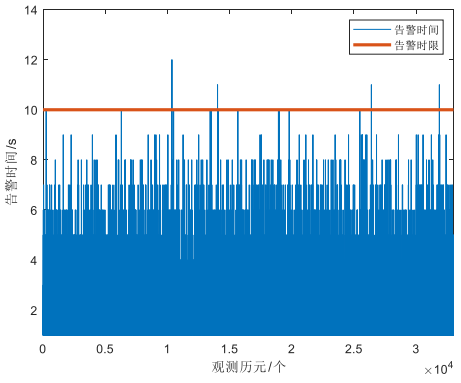
3.2 误警率测试

误警率是指,接收机解算出的位置误差超过相应飞行阶段的告警限,即设备检测到系统故障并发出告警信息,但实际上卫星并未发生故障,且飞机位置误差仍在告警限之内的概率。误警事件与可见卫星的几何构型不相关,而是由电离层延迟误差或接收机噪声等因素导致的。

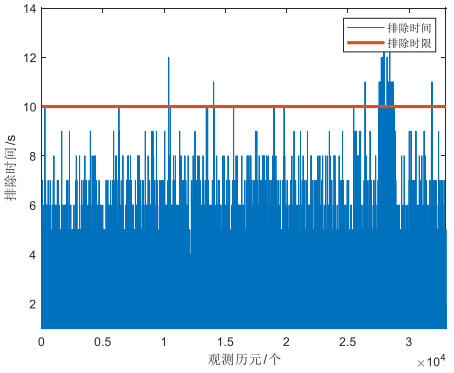
被测试的北斗机载接收机接收 2024 年 2 月 4 日北斗 B1C 信号广播星历,设置采样频率为 1 Hz,截止高度角为 5°。误警率测试使用表 5～表 7 中的位置坐标、测试时间、测试环境和运动状态作为误警率测试初始条件,在标准运行条件下对每个样本进行 2 250 000 次蒙特卡洛试验,并记录告警次数。

3.3 测试结果分析

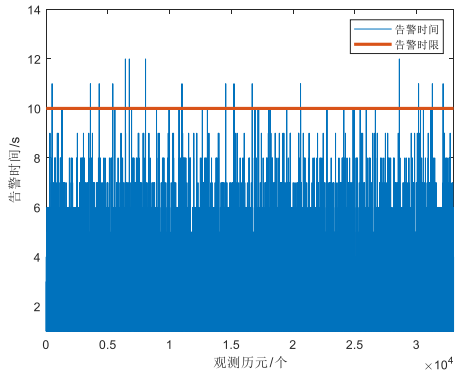
故障检测测试结果如图 5 所示。从图 5(a)可以看出:共有 4 次告警时间超限,即发生 4 次漏警事件;从图 5(b)可以看出:有 20 次排除时间超限,表明发生 20 次排除故障卫星失败事件;从图 5(c)可以看出:共有 16 次告警时间超限,即发生 16 次漏警事件;从图 5(d)可以看出:有 17 次排除时间超限,表明发生 17 次排除故障卫星失败事件。



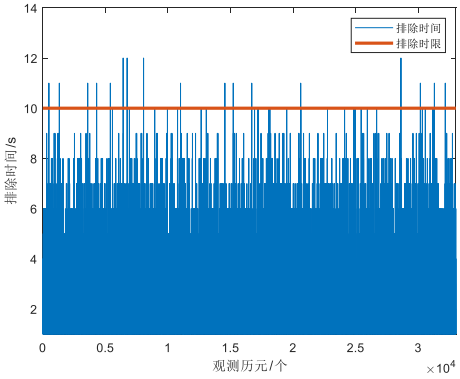
(a) 静态故障检测测试告警时间



(b) 静态故障检测测试排除时间



(c) 动态故障检测测试告警时间



(d) 动态故障检测测试排除时间

图5　接收机故障检测测试结果

Fig. 5　Receiver failure detection test results

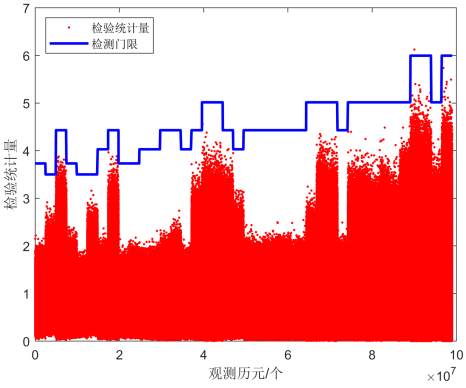


图6　接收机误警率测试结果

Fig. 6　Receiver false alarm rate test results

误警率测试结果如图6所示,可以看出“当卫星未出现故障时,误警率测试中仅出现1次检验统计量大于检测门限的情况,即发生1次误警事。

根据上述测试方法及测试结果,可以计算得到漏警率、误警率和排除失败概率,如表8所示。

表8　接收机完好性适航符合性测试结果

Table 8　Receiver integrity airworthiness compliance test results

运行环境	漏警率	排除失败概率	误警率
静态	1.21×10^{-4}	6.06×10^{-4}	1.01×10^{-8}
动态	4.85×10^{-4}	5.15×10^{-4}	

比较表8与表2中的漏警率、排除失败概率和误警率,可以看出测试得到的结果均满足完好性相关指标适航要求。

4　适航符合性判据

4.1　故障检测测试适航符合性判据

故障检测测试适航符合性判据如表9所示,是根据符合检测和排除时间的无故障北斗机载接收机故测试结果得到的。若被测试的北斗机载接收机能在表9最晚检测时刻内检测到故障,即表明设备的告警时间满足表2中NPA阶段告警时限的要求;若检测时间超出表9最晚检测时刻,即表明设备发生漏警事件;若排除时间超出最晚排除时刻,即表明设备出现排除失败事件。

若被测试的北斗机载接收机在连续2次的故障检测测试中发生排除失败和漏警事件的次数小于48次,即漏警和排除失败的概率小于10^{-3},表明设备符合NPA阶段完好性最低运行性能指标要求。

表9 故障检测测试符合判据

Table 9 Fault detection test compliance criteria

测试序号	最早检测时刻	最晚检测时刻	最早排除时刻	最晚排除时刻	测试序号	最早检测时刻	最晚检测时刻	最早排除时刻	最晚排除时刻
1	15:46:12	15:46:30	15:46:12	15:46:30	23	02:56:00	02:56:18	02:56:00	02:56:18
2	17:00:59	17:01:13	17:00:59	17:01:13	24	14:55:37	14:55:49	14:55:37	14:55:49
3	16:00:38	16:00:53	16:00:38	16:00:53	25	08:35:01	08:35:07	08:35:01	08:35:07
4	12:10:37	12:10:51	12:10:37	12:10:51	26	08:37:07	08:37:34	08:37:07	08:37:34
5	07:05:40	07:05:51	07:05:40	07:05:51	27	12:06:01	12:06:23	12:06:01	12:06:23
6	11:56:11	11:56:26	11:56:11	11:56:26	28	18:42:01	18:42:16	18:42:01	18:42:16
7	09:00:36	09:00:47	09:00:36	09:00:47	29	23:01:17	23:01:36	23:01:17	23:01:36
8	00:15:35	00:15:48	00:15:35	00:15:48	30	02:13:20	02:13:36	02:13:20	02:13:36
9	00:50:54	00:51:06	00:50:54	00:51:06	31	12:06:01	12:06:23	12:06:01	12:06:23
10	15:30:48	15:31:03	15:30:48	15:31:03	32	18:42:01	18:42:16	18:42:01	18:42:16
11	12:00:50	12:01:03	12:00:50	12:01:03	33	23:01:17	23:01:36	23:01:17	23:01:36
12	02:50:53	02:51:09	02:50:53	02:51:09	34	02:13:20	02:13:36	02:13:20	02:13:36
13	04:00:52	04:01:12	04:00:52	04:01:12	35	08:35:01	08:35:15	08:35:01	08:35:15
14	08:15:59	08:16:14	08:15:59	08:16:14	36	08:37:05	08:37:32	08:37:05	08:37:32
15	13:05:43	13:05:56	13:05:43	13:05:56	37	12:06:01	12:06:39	12:06:01	12:06:39
16	05:40:40	05:40:52	05:40:40	05:40:52	38	18:42:01	18:42:12	18:42:01	18:42:12
17	14:45:45	14:46:01	14:45:45	14:46:01	39	23:01:13	23:01:38	23:01:13	23:01:38
18	04:15:51	04:16:05	04:15:51	04:16:05	40	02:13:17	02:13:37	02:13:17	02:13:37
19	10:00:42	10:00:54	10:00:42	10:00:54	41	12:06:01	12:06:39	12:06:01	12:06:39
20	06:36:26	06:36:42	06:36:26	06:36:42	42	18:42:01	18:42:14	18:42:01	18:42:14
21	19:00:46	19:01:00	19:00:48	19:01:06	43	23:01:13	23:01:38	23:01:13	23:01:38
22	01:41:09	01:41:23	01:41:09	01:41:23	44	02:13:17	02:13:37	02:13:17	02:13:37

4.2 误警率测试适航符合性判据

若被测试的北斗机载接收机在连续2次的误警率测试中出现总告警的次数小于48次，并且每个测试样本出现告警的次数小于4次，即误警概率小于3.33×10^{-7}，表明设备符合NPA阶段完好性最低运行性能指标要求。

5 结 论

1）本文基于北斗系统特性、适航安全性的一般要求、适用的工业标准以及RAIM算法，提出了一套标准化、规范化的北斗机载接收机完好性适航符合性验证流程，并给出相应的测试方法和测试要求及符合性判据。该研究为相关适航标准的制定提供了理论基础和实践标准。

2）利用无故障接收机对完好性适航测试方法进行验证，得到静止状态下的漏警率为1.21×10^{-4}，排除失败概率为6.06×10^{-4}；运动状态下的漏警率为4.85×10^{-4}，排除失败概率为5.15×10^{-4}，均满足适航测试所要求的10^{-3}。误警率为1.01×10^{-8}，满足适航测试所要求的3.33×10^{-7}。

参 考 文 献

[1] 徐肖豪，杨传森，刘瑞华. GNSS用户端自主完好性监测研究综述[J]. 航空学报，2013，34(3)：451-463.
XU Xiaohao，YANG Chuansen，LIU Ruihua. Review and prospect of GNSS receiver autonomous integrity monitoring [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2013，34(3)：451-463.(in Chinese)

[2] 孔龙涛, 王文丽. GNSS接收机加权RAIM算法研究[J]. 遥测遥控, 2021, 42(6): 71-77.
KONG Longtao, WANG Wenli. Research on algorithm of weighted RAIM for GNSS receiver[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2021, 42(6): 71-77. (in Chinese)

[3] 吴霖易, 徐韶光, 熊永良, 等. 基于内符合精度改进的接收机自主完好性监测算法[J]. 大地测量与地球动力学, 2023, 43(11): 1188-1192.
WU Linyi, XU Shaoguang, XIONG Yongliang, et al. Improved receiver autonomous integrity monitoring algorithm based on internal coincidence accuracy[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2023, 43(11): 1188-1192. (in Chinese)

[4] 金彪, 李锐, 王盾, 等. 星基增强系统单频服务性能评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(10): 3062-3073.
JIN Biao, LI Rui, WANG Dun, et al. Service performance assessment method of single frequency SBAS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(10): 3062-3073. (in Chinese)

[5] 匡杉. BDS/INS组合导航系统完好性监视性能测试评估平台仿真[D]. 天津: 中国民航大学, 2017.
KUANG Shan. The test platform simulation for BDS/INS integrated navigation system integrity monitoring performance evaluation[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017. (in Chinese)

[6] 王尔申, 杨福霞, 庞涛, 等. BDS/GPS组合导航接收机自主完好性监测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(4): 684-690.
WANG Ershen, YANG Fuxia, PANG Tao, et al. BDS/GPS combined navigation receiver autonomous integrity monitoring algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(4): 684-690. (in Chinese)

[7] 李瑞杰, 李亮, 蒋家昌, 等. 基于多星最差故障搜索的RAIM完好性风险估计方法[J]. 航空学报, 2024, 45(2): 328684.
LI Ruijie, LI Liang, JIANG Jiachang, et al. RAIM integrity risk estimation method based on worst multi-satellite faults searching[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(2): 328684. (in Chinese)

[8] 马振洋, 周中华, 张帆, 等. 北斗三号仅用作追踪的机载设备适航要求分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(4): 1162-1175.
MA Zhenyang, ZHOU Zhonghua, ZHANG Fan, et al. Analysis of airworthiness requirements of Beidou-3 airborne equipment only used for tracking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(4): 1162-1175. (in Chinese)

[9] ICAO. Aeronautical telecommunications volume I radio navigation aids (8th ed): Annex 10 [S]. Montreal, Canada: ICAO, 2023.

[10] GRAHAM J D, ENG ANDREW P. The use of raw GPS for vertical navigation[C]// The 14th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation. Salt Lake City: IEEE, 2001: 591-599.

[11] 田先才, 张龙平, 徐君毅, 等. 北斗三号观测数据质量及定位服务性能分析[C]// 第十一届中国卫星导航年会论文集——S08 测试评估技术. 成都, 2020: 39-44.

[12] 刘磊磊, 张鹏飞, 马振华, 等. 飞机进近阶段的接收机自主完好性监测研究综述[J]. 中北大学学报(自然科学版), 2023, 44(6): 605-615.
LIU Leilei, ZHANG Pengfei, MA Zhenhua, et al. Review of receiver autonomous integrity monitoring in aircraft approach phase[J]. Journal of North University of China (Natural Science Edition), 2023, 44(6): 605-615. (in Chinese)

[13] RTCA. Minimum operational performance standards for airborne supplemental navigation equipment using global positioning system (GPS): RTCA DO-208[S]. Washington, D.C.: Radio Technical Commission Aeronautics, 1991.

[14] 殷时军, 孙建红, 王大蕴. 适航审定“三性”理念与模型分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 843-850.
YIN Shijun, SUN Jianhong, WANG Dayun. Concept and model analysis of airworthiness certification “three principles”[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 843-850. (in Chinese)

[15] 陈忠贵, 武向军. 北斗三号卫星系统总体设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(6): 835-845.
CHEN Zhonggui, WU Xiangjun. General design of the third generation BeiDou navigation satellite system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(6): 835-845. (in Chinese)

[16] 马赞, 周中华, 王鹏, 等. 仅用作航空器追踪的北斗机载设备适航要求分析[J]. 航空学报, 2019, 40(11): 323155.
MA Zan, ZHOU Zhonghua, WANG Peng, et al. Analysis of airworthiness requirements of BDS airborne equipment for aircraft tracking only[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(11): 323155. (in Chinese)

[17] 岳富占, 孟斌, 周中华, 等. 北斗在民用航空器领域的应用和发展[J]. 卫星应用, 2020(7): 17-21.
YUE Fuzhan, MENG Bin, ZHOU Zhonghua, et al. Application and development of Beidou in the field of civil aircraft[J]. Satellite Application, 2020(7): 17-21. (in Chinese)

[18] ICAO. Performance-based navigation (PBN) manual (4th ed): DOC-9613[S]. Montreal, Canada: ICAO, 2013.

[19] RTCA. Minimum operational performance standards for global positioning system/satellite-based augmentation system airborne equipment: RTCA DO-229[S]. Washington, D.C.: Radio Technical Commission Aeronautics, 2016.

[20] RTCA. Minimum operational performance standards for global positioning system/aircraft-based augmentation system airborne equipment: RTCA DO-316[S]. Washington, D.C.: Radio Technical Commission Aeronautics, 2009.

[21] 中国民用航空器适航审定司. 基于多传感器输入的所需导航性能(RNP)装备: CTSO-115d[S]. 北京: 中国民用航空局, 2019.
Civil Aircraft Airworthiness Certification Department of China. Required navigation performance (RNP) equipment based on multi-sensor input: CTSO-115d[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2019.

[22] 中国民用航空器适航审定司. 独立式北斗机载导航设备: CTSO-2c609[S]. 北京: 中国民用航空局, 2023.
Civil Aircraft Airworthiness Certification Department of China. Stand-alone BeiDou airborne navigation equipment: CTSO-2c609[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2023.

[23] RTCA. Minimum operational performance standards for required navigate-on performance for area navigation: RTCA DO-283[S]. Washington, D.C.: Radio Technical Commission Aeronautics, 2015.

[24] 孙淑光. 飞机导航系统[M]. 北京: 科学出版社, 2023: 360-363.

[25] 朱衍波, 张淼艳, 张军. 加权RAIM可用性预测方法研究[J]. 遥测遥控, 2009, 30(1): 1-6.
ZHU Yanbo, ZHANG Miaoyan, ZHANG Jun. Research on weighted algorithm to predict RAIM availability[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2009, 30(1): 1-6. (in Chinese)

[26] 陈柯勋, 张雪英, 邱伟. 一种改进的GNSS接收机完好性监测算法[J]. 哈尔滨理工大学学报, 2021, 26(3): 103-107.
CHEN Kexun, ZHANG Xueying, QIU Wei. An improved integrity monitoring algorithm for GNSS receiver[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology, 2021, 26(3): 103-107. (in Chinese)

[27] BROWN R G. A baseline GPS RAIM scheme and a note on the equivalence of three RAIM methods[J]. NAVIGATION, 1992, 39(3): 301-316.

[28] 柳敏, 赖际舟, 黄凯, 等. 基于加权奇偶矢量的机载自主完好性监测算法[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(1): 43-48.
LIU Min, LAI Jizhou, HUANG Kai, et al. Aircraft autonomous integrity monitoring algorithm based on weighted parity vector[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(1): 43-48. (in Chinese)

[29] 丁其金. 北斗机载设备RAIM性能符合性验证技术研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2019.
DING Qijin. Research on RAIM performance compliance verification technology for Beidou airborne equipment[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)