



编 号：CTSO-2C609
日 期：
局长授权
批 准：

中国民用航空技术标准规定

本技术标准规定根据中国民用航空规章《民用航空材料、零部件和机载设备技术标准规定》（CCAR37）颁发。中国民用航空技术标准规定是对用于民用航空器上的某些航空材料、零部件和机载设备接受适航审查时，必须遵守的准则。

独立式北斗机载导航设备

1. 目的

本技术标准规定（CTSO）适用于独立式北斗机载导航设备申请技术标准规定项目批准书（CTSOA）的制造人。本 CTSO 规定独立式北斗机载导航设备为获得批准和使用适用的 CTSO 标记进行标识所必须满足的最低性能标准。

2. 适用范围

本 CTSO 适用于自其生效之日起提交的申请。按本 CTSO 批准的设备，其设计大改应按 CCAR-21-R4 第 21.353 条要求重新申请 CTSOA。

3. 要求

在本 CTSO 生效之日或生效之后制造并欲使用本 CTSO 标记进行标识的设备必须满足本 CTSO 附录 1 至附录 2 中规定的最低性能标准。

a. 功能

本 CTSO 标准适用于依据 CCAR-23、CCAR-25、CCAR-27、CCAR-29 和 CCAR-31 审定的航空器在航路、终端区和水平导航（LNAV）阶段使用的北斗卫星导航系统（BDS）机载设备。本设备类型分为 Beta、Gamma 两类。

（1）Beta 类设备

由独立的 BDS 传感器构成，该类设备预期为其他终端设备提供位置/速度/时间（PVT）等信息。

（2）Gamma 类设备

由 BDS 传感器和导航能力构成的设备并具备显示功能。

（i）Gamma-1 类

具有航路、终端区和 LNAV 导航能力。

（ii）Gamma-2 类

仅具有航路和终端区导航能力。

注：对于已具有导航手段的飞行器，可将本类设备作为辅助导航装置；对于无其他导航手段的飞行器，可将本类设备显示的信息作为飞行器的主要位置参考。

b. 失效状态类别

（1）本 CTSO 第 3.a 节定义的功能，如果其失效而引起错误性信息，其为轻微失效状态；

（2）本 CTSO 第 3.a 节定义的功能丧失为无安全影响失效状态；

（3）设备的研制保证等级应至少与这些失效状态类别相对应。

c. 功能鉴定

应按本 CTSO 附录 1 及附录 2 中规定的试验条件,证明设备性能满足要求。

d. 环境鉴定

应按本 CTSO 附录 3 要求的试验条件,采用该设备适用的标准环境条件和试验程序,证明设备性能满足要求。除 RTCA/DO-160G 以外,申请人也可采用其它适用于独立式北斗机载导航设备的标准环境条件和试验程序。

注 1: 通常情况下, RTCA/DO-160D (包括 Change 1 和 Change 2) 或早期版本不再适用, 如果使用该版本则需按照本 CTSO 第 3.g 节中的偏离要求进行证明。

注 2: 附录 1 及附录 2 中的部分性能要求无需在 RTCA/DO-160G 中所含的所有条件下进行试验。如果经过判断和经验可以说明这些特定的性能参数不易受环境条件影响,且附录 1 及附录 2 中所规定的性能级别并不会因为暴露在此类特殊的环境条件下而发生明显削减,则此类试验可予以忽略。

e. 软件鉴定

如果设备包含软件,则软件应按照 RTCA/DO-178B《机载系统和设备合格审定中的软件考虑》(1992.12.1)或 RTCA/DO-178C《机载系统和设备合格审定中的软件考虑》(2011.12.13)的要求进行研制。软件的设计保证等级应与本 CTSO 第 3.b 节规定的失效状态类别一致。

f. 电子硬件鉴定

如果设备中包含复杂电子硬件，则应按照 RTCA/DO-254 《机载电子硬件设计保证指南》（2000.4.19）的要求进行研制。硬件的设计保证等级应与本 CTSO 第 3.b 节规定的失效状态类别一致。对于确定为简单的机载电子硬件，可按 RTCA/DO-254 中第 1.6 节的要求处理。

g. 偏离

如果采用替代或等效的符合性方法来满足本 CTSO 规定的最低性能标准要求，则申请人必须表明设备保持了等效的安全水平。申请人应按照 CCAR-21-R4 第 21.368 条（一）要求申请偏离。

4. 标记

a. 至少应为一个主要部件设置永久清晰的标记，标记应包括 CCAR-21-R4 第 21.423 条（二）规定的所有信息。标记必须包含设备序列号。

b. 应为以下部件设置永久清晰的标记，标记至少包括制造人名称、组件件号和 CTSO 标准号、类别和子类标识：

- （1）所有容易拆卸（无需手持工具）的部件；
- （2）制造人确定的设备中可互换的所有组件。

c. 如果设备中包含软件和/或机载电子硬件，则件号必须能够表明软件和硬件的构型。件号编排时，在件号中可为硬件、软件和机载电子硬件各划分一个单独区域。

d. 可以使用电子标记标识软件和机载电子硬件，此标记可通过软件写入硬件部件内部，而不用将其标识在设备铭牌中。如果使用电

子标记，则其必须容易读取，无需使用特殊工具或设备。

5. 申请资料要求

申请人必须向负责该项目审查的人员提交相关技术资料以支持设计和生产批准。提交资料包括 CCAR-21-R4 第 21.353 条（一）1 规定的符合性声明和以下资料副本。

a. 手册。包含以下内容：

（1）运行说明和设备限制，该内容应对设备运行能力进行充分描述。

（2）对所有偏离的详细描述。

（3）安装程序和限制。必须确保按照此安装程序安装设备后，设备仍符合本 CTSO 的要求。限制必须确定任何特殊的安装要求，还必须以注释的方式包含以下声明：

“本设备满足技术标准规定中要求的最低性能标准和质量控制标准。如欲安装此设备，必须获得单独的安装批准。”

（4）对于所有软件和机载电子硬件构型，包括如下内容：

（i）软件件号，包括版本和设计保证等级；

（ii）机载电子硬件件号，包括版本和设计保证等级；

（iii）功能描述。

（5）设备中每个部件进行环境鉴定的试验条件总结。例如，可采用 RTCA/DO-160G 《机载设备环境条件和试验程序》附录 A 的表格方式描述。

（6）原理图、布线图，以及设备安装所必需的其它文件。

(7) 设备的可更换部件清单（注明件号）。如适用，包括对供应商件号的交叉索引。

b. 持续适航文件，包含设备周期性维护、校准及修理要求，以保证设备的持续适航性。如适用，应包括建议的检查间隔和使用寿命。

c. 如果设备需要进行软件鉴定，则还应提供：软件合格审定计划（PSAC），软件构型索引和软件完结综述。

d. 如果设备包含简单的或复杂电子硬件，还应提供：硬件合格审定计划（PHAC）、硬件验证计划、顶层图纸和硬件完结综述（或相似文件，如适用）。

e. 铭牌图纸，规定设备如何标识本 CTSO 中第 4 节所要求的标记信息。

f. 确定设备中所包含而未按照本 CTSO 第 3 节进行评估的功能或性能（即：非 CTSO 功能）。在获得 CTSOA 的同时，非 CTSO 功能也一同被接受。接受这些非 CTSO 功能，申请人必须声明这些功能，并在 CTSO 申请时提供以下信息：

(1) 非 CTSO 功能的描述，如性能规范、失效状态类别、软件、硬件以及环境鉴定类别。还应包括一份确认非 CTSO 功能不会影响设备对本 CTSO 第 3 节要求符合性的声明。

(2) 安装程序和限制，能够确保非 CTSO 功能满足第 5.f.(1) 节所声明的功能和性能规范。

(3) 本 CTSO 第 5.f.(1) 节所描述的非 CTSO 功能的持续适航要求。

(4) 接口要求和相关安装试验程序，以确保对第 5.f.(1)节性能资料要求的符合性。

(5) (如适用) 试验大纲、试验分析和试验结果，以验证 CTSO 设备的性能不会受到非 CTSO 功能的影响。

(6) (如适用) 试验大纲、试验分析和试验结果，以验证本 CTSO 第 5.f.(1)节描述的非 CTSO 功能的功能和性能。

g. 按 CCAR-21-R4 第 21.358 条要求提供质量系统方面的说明资料，包括功能试验规范。质量系统应确保检测到可能会对 CTSO 最低性能标准符合性有不利影响的任何更改，并相应地拒收该产品。

h. 材料和工艺规范清单。

i. 定义设备设计的图纸和工艺清单（包括修订版次）。

j. 制造人的 CTSO 鉴定报告，表明按本 CTSO 第 3.c 节完成的试验结果。

6. 制造人资料要求

除直接提交给局方的资料外，还应准备如下技术资料供局方评审：

a. 功能鉴定规范，用于鉴定每件设备是否符合本 CTSO 要求的；

b. 设备校准程序；

c. 原理图；

d. 布线图；

e. 材料和工艺规范；

f. 按本 CTSO 第 3.d 节要求进行的环境鉴定试验结果；

g. 如果设备包含软件, 提供 RTCA/DO-178B 或 DO-178C 中规定的相关文档, 包括所有支持 RTCA/DO-178B 或 DO-178C 附件 A “软件等级的过程目标和输出” 中适用目标的资料;

h. 如果设备包含复杂电子硬件, 应提供 RTCA/DO-254 附录 A 表 A-1 中定义的与设计保证等级和硬件生命周期相关的资料。对于简单电子硬件, 应提供以下资料: 测试用例或程序, 测试结果, 测试覆盖率分析, 工具评估和鉴定资料, 构型管理记录并包含问题报告。

i. 如果设备包含非 CTSO 功能, 制造商必须提供本 CTSO 第 6.a 节至第 6.h 节与非 CTSO 功能相关的资料。

7. 随设备提交给用户的资料要求

a. 如欲向一个机构 (如运营人或修理站) 提交一件或多件按本 CTSO 制造的设备, 则应随设备提供本 CTSO 第 5.a 节和第 5.b 节的资料副本, 以及设备正确安装、审定、使用和持续适航所必需的资料。

b. 如果设备包含已声明的非 CTSO 功能, 则还应包括本 CTSO 第 5.f.(1)节至第 5.f.(4)节所规定资料的副本。

8. 引用文件

a. RTCA 文件可从以下地址订购:

Radio Technical Commission for Aeronautics, Inc.

1150 18th Street NW, Suite 910, Washington D.C. 20036

也可通过网站 www.rtca.org 订购副本。

b. BD 文件可通过 www.beidou.gov.cn 网站下载副本。

附录 1 Beta 类设备最低性能标准

1.0 目的和范围

1.1 引言

本文包含了独立式北斗机载导航设备中 Beta 类机载设备的最低性能标准。该设备由独立的 BDS 导航传感器构成，不与飞机上的其他航电系统交联，仅具备定位传感器功能，能够提供位置和完好性等数据，并通过 RAIM 算法保证完好性。本规范仅适用于那些未通过地基或星基系统增强的单频（B1C）机载独立式导航传感器设备。地基或星基增强下的北斗设备将在其他标准中规定。

因设备性能特性的测量值可能与测量方法有关，本文建议了标准的测试条件和测试方法。

1.2 系统特性

1.2.1 北斗信号特性

每颗北斗卫星发射的信号都调制了数据，这些数据定义了卫星位置、北斗系统时间、星钟误差以及传输数据和测距信号的健康状况和精度。用户设备通过卫星信号到达时间来计算到卫星的伪距。用户设备使用卫星的伪距来计算接收机内部钟差和三维坐标。

详细的北斗信号特性及服务信息见《北斗卫星导航系统公开服务性能规范》（3.0 版，2021 年 5 月）以及《北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件公开服务信号 B1C》（1.0 版，2017 年 12 月）。

注：凡是不注日期的引用文件，其最新版本适用于本规范；凡是注日期的引用文件，其随后所有修订版均不适用于本规范。

1.2.2 运行目标

运行目标是给远洋、偏远大陆和国内航路、终端区及 LNAV 进近阶段，为符合区域导航（RNAV）性能要求的机载独立式导航系统提供位置和完好性信息。在飞行的所有阶段，导航的完好性由 RAIM 算法提供。使用了符合本规范进行 IFR（仪表飞行规则）操作的设备的飞机还必须还配备有其他的导航设备。RNAV 性能规范可以参考 RTCA/DO-236C 文档《最低航空系统性能规范：区域导航所需导航性能》。

1.2.3 北斗传感器

北斗传感器的精度和完好性应符合附录 1 中的规定。

1.2.4 卫星选择

可以基于精度、几何分布、信号质量、数据质量、测量质量、飞行阶段或其它考虑来完成卫星选择。由于提供了卫星的自动选择，设备必须验证卫星数据的有效性。

1.3 完好性及关键术语定义

1.3.1 一般术语

系统完好性（System Integrity）：系统完好性是指当系统不能用于导航时向用户提供及时告警的能力。

可用性（Availability）：导航系统的可用性是指系统在预期运行时提供所需功能和性能的能力，反映系统在规定有效区域内提供可用服务的能力。信号可用性是指由外部源发射的导航信号可用时间所占百分比。可用性既是反映环境物理特性的函数，又是反映发射机设备

技术能力的函数。

连续性 (Continuity)：系统的连续性是指整个系统（包括所有能让飞机位置维持在指定空域里所需的部件）在预定操作期间不间断运行其功能的能力。更具体地说，假设系统在操作的某阶段的初始时刻是可用的，并且预计在整个操作过程中都能运行，那么连续性就是指在该操作阶段持续时间内维持所规定系统性能的概率。

水平品质因数 (Horizontal Figure of Merit, HFOM_P)：水平品质因数指的是水平面（WGS-84 椭球的当地切平面）内圆的半径，该圆的圆心位于真实位置，并描述了所围区域在适用时间无故障情况下以至少 95% 的概率包含所指示的水平位置的圆的半径。

误导信息 (Misleading Information)：在本规范中，误导信息被定义为输出到其他设备或显示给飞行员的任何数据，其误差大于水平告警限值 (HAL) 或当前水平保护级 (HPL)，而在适用飞行阶段的告警时间内没有错误指示（例如，flag 指示）。其包括所有水平位置输出数据。

1.3.2 告警限值与保护级

水平告警限值 (The Horizontal Alert Limit, HAL)：水平告警限值 (HAL) 指的是水平面（WGS-84 椭球的当地切平面）内圆的半径，该圆的圆心位于真实位置，并描述了所围区域以特定导航模式所要求的概率（例如航路中 10^{-7} /每飞行小时）包含所指示的水平位置，假设定位结果中存在卫星完好性故障的概率小于等于每小时 10^{-4} 。

水平保护级 (Horizontal Protection Level_{Fault Detection}, HPL_{FD})：

指的是水平面（WGS-84 椭球的当地切平面）内圆的半径，该圆的圆心位于真实位置，描述了保证所围区域包含所指示的水平位置。在该水平区域中，当采用自主故障检测时，所选的卫星组合满足漏警和虚警的要求。它是关于卫星与用户之间几何关系以及预期误差特性的函数，不受实际测量值的影响。在给定预期误差特性相关的合理假设后，它的值是可预测的。

水平不确定级别（The Horizontal Uncertainty Level, HUL）：

水平不确定级别（HUL）是对水平位置不确定度的估计，它基于观测量的不一致性，以较高的概率（至少 99.9%）确定了真误差的边界。该估计不适用于 4 个或小于 4 个观测量的情况（因为没有冗余）。

水平排除级别（Horizontal Exclusion Level_{Fault Detection}, HEL_{FD}）：

指的是水平面内圆的半径，在这个圆中，当采用自主故障检测与排除（即排除功能可用）时，能满足漏警以及排除失败的要求。它只是反应卫星与用户之间几何关系以及预期误差特性的函数，不受实际测量值的影响。因此，它的值是可预测的。

1.3.3 故障检测与排除（FDE）

接收机自主完好性监测（Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM）利用冗余的伪距观测量进行一致性检验，来对导航系统提供完好性保证。故障检测与排除（Fault Detection and exclusion, FDE）是一种接收机处理方案，其使用冗余的伪距观测量，自主为位置解提供完好性监测。FDE 由两个不同的部分组成：故障检测（FD）和故障排除（FE）。故障检测部分检测对于当前飞行阶段

不可接受的定位误差，在检测基础上，故障排除部分识别并排除导致定位误差的故障源，使导航服务性能正常而无需中断。

最初，RAIM 只包含故障检测的概念，后来包括了隔离和排除故障测距源的能力，以便使系统出现故障时仍能继续导航。实现故障检测至少需要 5 颗可见星，实现故障排除至少需要 6 颗。本规范中的 RAIM 与 FDE 的概念是等效的。

告警 (Alert)：为了给漏警、虚警和告警时间进行定义，在此，告警被定义为当设备定位性能不满足完好性要求时，由设备所提供的一种指示。该告警是可能造成导航告警的情况之一(参考 2.2.1.3.2)。

定位失效 (Positioning Failure)：当真实位置与定位结果之差超过适用的水平保护级时，即为定位失效。

注 1：在定位失效被检测到之后，可能输出 HUL。

漏检 (Missed Detection)：当没有检测到定位失效时，即为漏检。

注 2：术语漏检仅涉及 FDE 算法中的内部处理，与设备发布的告警无关。

告警时间 (Time of Alert)：告警时间指的是从定位失效开始到设备完成发布告警信息的最大允许时间。

排除失败 (Failed Exclusion, 即不可能排除)：当检测到一个真正的定位失效，但检测情况没有在告警时间（从定位失效开始起）内被消除时，即为排除失败。排除失败可能会导致导航告警。

错误排除 (Wrong Exclusion)：当检测到了定位失效，但在排

除后，定位失效依旧存在但未被检测到时，将导致漏警的发生，即为错误排除。

漏警 (Missed Alert)： 在告警时间内未被发布（告警）的定位失效被定义为漏警。漏检和错误排除都会在告警时间到了之后导致漏警。

误检 (False Detection)： 当定位失效未发生却检测到定位失效时，即为误检，其位于设备内部。

虚警 (False Alert)： 当定位失效未发生却指示存在定位失效时，即为虚警（误检的结果）。虚警将导致导航告警。

注 3：故障排除功能可排除设备内部的误检，但这不会影响虚警率（如果设备没有发布告警）。

检测可用性 (Availability of Detection)： 对于适用的告警限值和告警时间，当卫星星座所提供的几何构型能让漏警和虚警要求在所有卫星上都被满足时，检测功能被定义为可用。当卫星星座不足以满足完好性要求时，故障检测功能被定义为不可用。因此，对于特定位置、时间、卫星星座和水平告警限值（HAL），检测可用性的定义如下：

$$\text{检测可用性}(X, t, Const, HAL) = \prod_{i=1}^N D(i)$$

其中，N 为设备所使用的卫星数；

当由卫星 i 给定的误差能产生等于 HAL 的定位误差时并检测到的概率 \geq 检测要求，且虚警率 \leq 虚警率要求，那么 $D(i)=1$ ，否则 $D(i)=0$ 。注意，对于给定的几何构型和导航模式，检测功能要么可用要么不可

用。

注 4: 只要存在足够的冗余观测量, 检测功能就会运行, 无论根据上述定义对所选导航模式它是否“可用”。因此, 当漏警率大于适用告警所要求的值 (例如 $HPL > HAL$) 时, 检测功能可能暂时还能运行, 但虚警率必须继续满足要求。

排除可用性 (Availability of Exclusion) : 对于卫星星座所提供的几何构型, 当 FDE 算法能够满足排除失败 (Failed Exclusion) 的要求, 并且能防止出现定位失效或完好性监测功能丢失的情况时, 排除功能被定义为是可用的。因此, 排除必须在定位失效持续时间超出告警时间之前就开始运行, 并且根据上面的定义故障检测功能在排除执行之后必须是可用的。注意, 对于给定的几何构型和故障卫星, 排除功能能否成功阻止告警情况 (定位失效持续时间超出告警时间) 的发生是概率性的。例如: 给定一个排除算法、一种卫星几何构型和一颗故障卫星, 算法成功阻止告警情况的概率可能是 99%。然而, 当且仅当排除一颗卫星以及阻止告警 (假设卫星故障已发生并已被检测到) 发生的概率满足排除失败 (Failed Exclusion) 的要求时, 排除功能才被定义为是可用的。因此, 对于特定位置、时间、星座和 HAL, 排除可用性的定义如下:

$$\text{排除可用性}(X, t, Const, HAL) = \prod_{i=1}^N E(i)$$

其中 N 为设备所使用的卫星数;

给定卫星 i 发生故障, 如果排除失败的概率 $\leq 10^{-3}$, 且在排除后检测功能仍然可用, 那么 $E(i) = 1$; 给定卫星 i 发生故障, 如果排除

失败的概率 $>10^{-3}$ ，或检测功能不可用，那么 $E(i)=0$ 。

注意对于给定的几何构型和导航模式，排除功能要么可用要么不可用。

注 5：排除可用性的定义要求在排除执行后检测是可用的，这点仅被用作算法可用性的比较。若算法被设计成当排除后检测不可用时排除功能依旧能够执行，可能获得显著的操作增益。然而，这样的算法必须在每个故障基础上仍然满足漏警（包括错误排除）的要求。换句话说，必须有一种方法能证明，当在没有后续检测的情况下尝试排除时，设备能够排除正确的故障卫星的概率不低于 0.999（漏警率为 0.001）。

2.0 设备性能要求和测试程序

2.1 一般要求

所有设备应满足下列一般要求。

2.1.1 适航性

机载设备的设计和生产必须适合于安装，以便满足航空器的适航性。

2.1.2 一般性能

设备必须完成生产商所定义的预期功能。

2.1.3 阻燃性

除了不会显著有助于传播火情的小部件（如把手、紧固件、密封件、垫圈、小电气元件）等，所有使用的材料应是阻燃性材料。

2.1.4 传感器接口

设计与其他飞机设备接口，确保正常或异常的 BDS 机载设备运行不会对其他设备运行产生不利影响。相反，其他设备正常或异常运行，应不会对 BDS 机载设备产生不利影响，除非有明确允许。

2.1.5 测试影响

除非在本 MOPS 中明确允许，否则设备的设计应确保指定的测试程序不会对设备性能产生不利影响。

2.2 功能和性能要求

2.2.1 设备功能要求

设备应满足下列功能要求。

2.2.1.1 卫星选择

2.2.1.1.1 卫星完好性状态

设备应指示每颗卫星/信号是“健康的”、“不健康的”或是“边缘的”，具体定义分别在本节中给出。（该指示的潜在因素应该与 2.2.1.3 节一致。）

2.2.1.1.2 卫星/信号不健康

a. 设备应能识别北斗 B-CNAV1 电文中采用“卫星健康状态(HS)”、“信号完好性标识(SIF)”和“电文完好性标识(DIF)”表示的卫星/信号不健康状态。

空间信号状态	信号与电文类型的健康标识		
	BIC- (B-CNAV1)		
	HS	SIF	DIF
不健康	0 或 1 或 2 或 3	1	0 或 1
	1	0	0 或 1

b. 空间信号精度指数 SISAI 值超出一定范围，设备应能识别信号不健康状态，具体参考《北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件公开服务信号 B1C（1.0 版）》的后续更新版本。

卫星/信号的不健康状态仅当情况被消除后才能更改。

2.2.1.1.3 卫星/信号边缘状态

设备应能识别北斗 B-CNAV1 电文中采用“卫星健康状态（HS）”、“信号完好性标识（SIF）”和“电文完好性标识（DIF）”表示的卫星/信号边缘状态。

空间信号状态	信号与电文类型的健康标识		
	B1C-（B-CNAV1）		
	HS	SIF	DIF
边缘	0	0	1
	2 或 3	0	0

2.2.1.1.4 卫星/信号健康

设备应能识别北斗 B-CNAV1 电文中采用“卫星健康状态（HS）”、“信号完好性标识（SIF）”和“电文完好性标识（DIF）”表示的卫星/信号健康状态。

空间信号状态	信号与电文类型的健康标识		
	B1C-（B-CNAV1）		
	HS	SIF	DIF
健康	0	0	0

2.2.1.1.5 卫星选择

设备应提供下列能力：

a. 设备应在定位解算和完好性算法中自主选择所使用的卫星。

b. 设备应使用同一组卫星进行定位解算和完好性监测。

c. 在定位解算时，不应使用任何被指示为不健康状态的卫星的测距观测量。不建议使用任何被指示为边缘状态的卫星的测距观测量。

d. 当所选卫星组必须发生改变时（如 FDE 算法排除了故障卫星），设备应该在 2.2.1.2.2 定义的告警时间内完成更改。

建议设备不要提供人工取消选择卫星的功能，以避免发生飞行员错误取消选择卫星或者重新选择卫星失败的情况。在北斗使用环境中，飞行员知道北斗系统未标记的卫星故障的可能性很小。如果使用了人工取消选择功能，制造商应该说明这些问题。

应该考虑如下几点：

- 1) 提醒飞行员卫星被取消选择的通告；
- 2) 随时重新选择卫星的能力；
- 3) 合适的培训以保障适当的设备操作。

设备应该在开启电源后清除之前所有的人为取消选择。

应该禁止人为选择那些被指示为不健康的卫星。

2.2.1.2 完好性要求

2.2.1.2.1 一般告警要求

设备应有故障检测与排除（FDE）能力，即利用冗余的 BDS 伪距测量值来提供独立的完好性监测。无论使用任何保证完好性的方法，完好性应满足本章的要求。

2.2.1.2.2 由 FDE 提供的完好性监测

此设备应利用加权 FDE 算法计算水平保护级（HPL）。权值考

虑时钟/星历、电离层、对流层和机载等对伪距测量误差的影响。计算方法可以参考 RTCA DO-316 附录 J。

如果制造商选择使用不同的加权模型来计算定位解与 HPL, 那么制造商应证实 HPL_{FD} 以 0.999 的条件概率包络住水平位置误差的上限。

北斗设备生产商可以有选择地使用 RAIM 技术, 任何使用 BDS 测量值和气压辅助的验证位置输出完好性的算法都可认为是 RAIM 算法。气压辅助能够有效提高北斗在航路、终端区及 LNAV 阶段的可用性。对于气压高度辅助的 RAIM 功能在本规范中是可选项。

北斗传感器提供的 RAIM 算法, 应满足如下要求。

表附 1-1 北斗位置完好性性能要求

飞行阶段	性能指标				排除失败 概率	可用性
	告警 限制	虚警率	告 警 时 间	漏警率		
航路	2.0 海里	3.33×10^{-7} / 采样	8 秒	0.001	0.001	检测可用性 99.95% 排除可用性 99.30%
终端	1.0 海里	3.33×10^{-7} / 采样	8 秒	0.001	0.001	检测可用性 99.90% 排除可用性 98.45%
LNAV(非精密进近)	0.3 海里	3.33×10^{-7} / 采样	8 秒	0.001	0.001	检测可用性： 99.80% 排除可用性： 93.10%

注:

- a) 设备应对 FDE 提供的完好性监测在 8 秒内发出告警;
- b) 对每个空间构型与每个导航模式, 无论哪个卫星导致定位失

效，漏警概率应不大于0.001。

c) 虚警率应小于或等于每个样本 3.33×10^{-7} 。此要求应满足 2.2.1.1 节定义每个卫星几何。

d) 对每个卫星几何与导航模式，不管哪颗卫星导致定位失效，排除失败的概率应不大于0.001。

e) 在《北斗卫星导航系统公开服务性能规范（3.0 版）》定义的 BDS 服务范围内，若采用 2.2.1.1 节规定的星座和网格进行评估，并采用相同的选星算法和掩角，在满足以上完好性要求条件下，应满足表中的可用性要求。

f) RAIM 功能应在距出发和到达机场 30NM 范围内，提供表附 1-1 中规定的终端区完好性性能。此外，进近模式（Gamma-1 类设备）从距最后进近点（FAF）之前 2NM 至复飞点，应提供进近模式完好性性能。在其他情况下，应提供航路完好性性能。

g) 设备应自动选择适用于相应飞行阶段的 RAIM 完好性性能要求。

2.2.1.2.3 RAIM 预测

对于 Beta 类设备，应提供一种 RAIM 预测算法来使 LNAV 进近操作具备可行性。如果设备使用气压高度来提高可用性，则可以为此目的假定气压高度修正值的可用性（通过自动或手动高度计设定输入）。出于此计算的目的，可接受的气压高度误差标准偏差的值为 50 米。对于预计在目的地不可用的卫星（如 CAAC 航行通告中确定的例行维修），可以提供一种手动识别的方法。出于 RAIM 预测目的

(人工)识别此类卫星,不应该影响卫星选择过程,或取消该卫星在定位中的使用。

在距离目的地 30 海里内进行 RAIM 预测时,可以使用与加权 FDE 算法相同的加权算法。

2.2.1.2.4 阶跃检测 (Step detector)

设备应能检测出任何用于定位解算的卫星上的大于 700 米的伪距阶跃跳变,包括能造成小于 10 秒失锁的阶跃跳变。

伪距跳变是指测量到的卫星距离的突然变化。伪距阶跃可能由以下原因引起:

- a) 导航数据的变化;
- b) 码相位的突然变化。

如果检测到一颗卫星出现伪距跳变,则应从导航算法中排除该卫星,直到其完好性通过故障检测 (RAIM) 验证。

设备错误报告 (false declare) 伪距阶跃的频率应小于等于每次采样 3.33×10^{-7} 次。

如果设备有能力在报告阶跃故障后对卫星进行恢复,那么仅能在通过自主故障检测验证之后消除伪距阶跃报告。

注: 制造人可以自由选择检测跳变的方法。但是,任何使用的方法都应适当考虑卫星运动和飞机动态。

2.2.1.3 告警/输出

设备应能够输出位置和完好性数据,特别是完好性监测或导航失效。

2.2.1.3.1 保护级

设备应输出水平保护级。当不能计算出 HPL（健康的卫星数不够/故障检测不可用）时，设备应有所指示或输出相应信息。

注1：除了HPL以外，设备还可以输出HUL。

注2：当没有计算出HPL时，将不提供完好性监测。

2.2.1.3.2 导航告警

设备应在任何以下情况开始的 1 秒内提供失去导航能力的指示或输出：

- a.没有电源（功能缺失是个可接受的指示或输出）；
- b.设备失灵或故障；
- c.用于计算定位结果的可用卫星数不够的情况持续了 5 秒多（例如没有计算数据）；
- d.故障检测功能检测到了一个不能在 8 秒告警时间内被排除的定位失效。

当上述情况已经结束，告警要立即恢复到其正常状态。

注：这些失效/状态指示的出现应与操作人员的任何动作无关。

2.2.2 2D 精度要求（95%概率）

机载设备的总误差应不超过本段所列的任何误差值。由于 FTE（飞行技术误差）因素超出了设备制造人或安装人的控制，所以本节表附 1-2 不包括这些误差源。

当 HDOP 被规范化到 1.5 处时，95%置信度的水平径向位置定位误差应不超过 32 米。应在 2.2.3.1 节中定义的最小信号条件以及附录

6 中定义的干扰条件下满足该要求。

如果输出时间，其与 UTC 的误差应在 1 秒内。

表附 1-2 BDS RNAV 2D 精度要求（95%置信度）

误差类型	洋区 (海里)	航路		终端区 (海里)	非精密进近 (海里)
		随机航线 (海 里)	J&V航线 (海 里)		
定位误差*	0.017	0.017	0.017	0.017	0.017

*设备误差假设 HDOP 平均值为 1.5。定位误差为静态值。

2.2.3 信号处理要求

设备应该被设计成在 2.2.3.2 节所描述的干扰条件以及在 2.2.3.1 节所定义的最低信号条件下，能够处理在《北斗空间信号服务性能规范（3.0 版）》和《北斗系统空间信号接口控制文件公开服务信号 B1C（1.0 版）》中所描述的北斗卫星信号和所需数据。

设备应该能解码出北斗导航电文中的电离层参数，并且能使用在《北斗系统空间信号接口控制文件公开服务信号 B1C（1.0 版）》中所描述的电离层修正方法。设备应能使用对流层修正方法，可参考 RTCA DO-316 附录 J。

北斗卫星导航数据应不间断地进行解调除了 2.2.1.1.2 节定义的“不健康”信息外，新的时钟和星历数据应经过二次校验（再次接收到相同数据，并且 IODE 与 IODC 的 8 位最低有效位相匹配）后，才能使用。

电离层数据应经二次校验（再次接收到相同数据，可能来自不同卫星）后，才能使用。

设备对伪距观测量进行平滑化之后，应使用导航电文中的时钟参数，修正卫星时钟（包括相对论修正）。卫星时钟修正和相对论修正方法见《北斗系统空间信号接口控制文件公开服务信号 B1C（1.0 版）》。

在捕获或者重捕获期间，设备不应由于互相关干扰，而将一颗卫星误识别为另一颗（即发生误锁）。

2.2.3.1 灵敏度和动态范围

所有天线应遵守北斗辅助导航天线 CTSO 标准。如果使用非辅助导航标准的天线，该天线的性能应按照辅助导航天线 CTSO 标准所要求的测试和方法进行验证。

除非另有说明，本节（以及测试程序）中，信号和干扰功率级在前置放大器的输入处被定义。

设备若兼容符合辅助导航天线标准的有源天线，设备应能解调出输入信号功率最小为 -133dBm ，最大为 -115.5dBm 的北斗信号（尽管可能无法在这整个范围内获得可接受的捕获和跟踪性能）。设备应有能力在 -172.5dBm/Hz 的天空和天线热噪声密度（ $N_{\text{sky, antenna}}$ ）以及附录 6 干扰存在的条件下，跟踪输入信号功率最小为 -131dBm 的北斗卫星。

设备若兼容符合辅助导航天线标准的无源天线，设备应能解调出在无源天线口径面处信号功率最小为 -131dBm ，最大为 -119.5dBm 的北斗信号（尽管可能无法在这整个范围内获得可接受的捕获和跟踪性能）。设备要能够跟踪北斗卫星，即在特定的天空和天线热噪声密度

(Nsky, antenna) 以及附录 6 干扰存在的条件下, 跟踪输入信号功率最小为-128.5dBm 的北斗卫星。

2.2.3.2 干扰条件下的完好性

当干扰信号的功率高于附录 6 中所规定的值时, 设备在告警时间内输出误导信息应满足适用的完好性要求。这些极端条件下, 可以输出导航告警, 但不应输出误导信息。

对于初始捕获, 应在干扰条件回到附录 6 规定的条件后的 5 分钟内, 自主回到稳定状态准确度 (在 2.2.3.3 节、2.2.3.1 节和附录 6 的干扰条件下, 提供 2.2.1.2 节规定的完好性监测)

2.2.3.3 捕获时间

2.2.3.3.1 初始捕获时间

设备应能够在没有任何包括时间、位置和北斗历书数据等初始信息的情况下捕获到卫星并且进行定位。

在以下条件下, 从开启电源到产生第一次有效定位结果的时间应小于 5 分钟 (95%置信度):

- a) 在初始经纬度 60 海里内;
- b) 初始时间和日期 1 分钟内;
- c) 有效的历书数据, 没有障碍物影响卫星可见性;
- d) 在附录 6 中的干扰条件下;
- e) 在 2.2.3.1 节所定义的信号条件下。

有效定位结果的需满足以下两条:

- a) 定位结果满足 2.2.2 节的精度要求, 并在首次有效定位结果

后继续满足；

b) 按照 2.2.1.2.1 节的定义提供完好性监测；

2.2.3.3.2 北斗卫星捕获时间

当达到稳态精度（例如产生至少一分钟的准确导航结果）后，设备应该能够在 62 秒内将一颗新的可用北斗卫星信号加入定位。

此要求适用于在存在附录 6 中描述的干扰信号的情况下具有最小信号功率的卫星，并假设有有效的历书数据可用。注意：需要 48 秒才能确保收到两次新的星历消息，再加上 14 秒用于多普勒和距离区间搜索。62 秒从卫星可用时开始。

2.2.3.3.3 卫星重捕获时间

对于不超过 30 秒的卫星信号中断，当剩余卫星提供了小于等于 6 的 GDOP 时，设备应在重新接收到信号开始后的 20 秒内重新捕获到卫星。该要求适用于在附录 6 中所描述的干扰信号存在的条件下带有最低信号功率的卫星。

2.2.3.4 卫星跟踪能力

设备应能同时跟踪至少 8 颗北斗卫星。

2.2.3.5 动态跟踪

a. 正常的机动飞行：当航空器从正常的机动飞行返回到非加速的飞行时，对于所有飞行阶段设备应在 10 秒内满足表附 1-2 的 2D 精度要求，直到下面给出的最大地速。正常的机动飞行包括 180 度的航向变化，水平加速度高达并包括 0.58g，转弯高达并包括 1.3 倍标准速率（但不超过 0.58g），以及垂直加速度高达并包括 $\pm 0.5g$ 。

对于飞行器的正常动作，应满足精度、卫星捕获时间和卫星重捕要求。

飞行阶段	最大地速	水平加速度	垂直加速度	总冲击率
航路	800 kt	0.58g	0.5g	0.25g/s
终端	350 kt	0.58g	0.5g	0.25g/s
LNAV	250 kt	0.58g	0.5g	0.25g/s

b. 异常的机动飞行：当航空器从异常的机动飞行返回到非加速的飞行时，对于所有飞行阶段设备应在 60 秒内满足表附 1-2 的 2D 精度要求，直到下面给出的最大地速。异常的机动飞行包括水平加速度高达并包括 1.73g。

对于飞行器的异常动作，设备应不输出误导性的信息。

当飞行器从异常动作变回正操作时，设备应满足稳态重捕要求。

在异常操作期间，失去导航能力和失去完好性的监视警告和输出应按特定运行。

飞行阶段	最大地速	水平加速度	垂直加速度	总冲击率
航路	800 kt	2g	1.5g	0.74g/s
终端	350 kt	2g	1.5g	0.74g/s
LNAV	250 kt	2g	1.5g	0.74g/s

在 a 和 b 条规定的时间内，设备应满足表附 1-1 中适用的 BDS 位置完好性性能要求。

2.2.4 位置输出

设备应确定用于导航的位置。

此位置应代表在适用性时间里飞机天线（或导航的中心）的

WGS-84 位置。

设备应输出（通过电子数据接口）“位置输出数据”

此“位置输出数据”应至少包括时间、位置、速度、水平位置品质因数 HFOM 和 HPL。设备的最小输出可参见下表附 1-3。

表附 1-3 设备最小输出

序号	参数	单位	正向	范围**	有效位	最低有效位的分辨率
1	GNSS 纬度*	度	正南	±180	31	8.38E-8
2	GNSS 经度*	度	正东	±180	31	8.38E-8
3	水平品质因数	海里	***	16	15	4.88E-4
4	水平保护级	海里	***	16	15	4.88E-4
5	GNSS 高度(平均海平面)	英尺	向上	±131,072	20	0.125
6	垂直品质因数	英尺	***	32,768	15	1.0
7	垂直保护级	英尺	***	32,768	15	1.0
8	GNSS 真航迹角	度	顺时针-	±180	15	0.0055
9	GNSS 地速	节	***	4,096	15	0.125
10	GNSS 垂直速度	英尺/分	向上	±32,768	15	1.0
11	时间(UTC, UTC Fine)	秒	***	86,400	31	61.035μs
12	日期	日月年	***	N/A	6	1 天
13	GNSS 高度	英尺	向上	±131,072	20	0.125

*** 恒为正数

** 当无值或值无效时，默认值均为“1”

* 当某一位置的经度和纬度都无效时，两者都设置为-180E

2.2.4.1 位置输出数据更新率

位置输出数据的最小更新率应为每秒一次。

2.2.4.2 位置输出数据延迟

位置、速度和 HFOM 输出的延迟，定义为测量时间和位置及速度的适用性时间的间隔，应小于等于 500 毫秒。

2.2.4.3 位置解算

设备应使用加权定位解方法，参考 DO-316 的附录 J。

2.2.4.4 平滑

制造商可以考虑采取载波平滑。如采取载波平滑，相对于以下滤波器的稳态响应，当码载波发散率高达 0.018 米/秒时，在初始化后的 200 秒内，平滑滤波输出误差应小于 0.25 米。

$$P_{proj} = P_{n-1} + \frac{\lambda}{2\pi} (\phi_n - \phi_{n-1})$$

$$P_n = \alpha \rho_n + (1 - \alpha) P_{proj}$$

其中

P_n 为载波平滑后的伪距，单位为米；

P_{n-1} 为前一个载波平滑的伪距，单位为米；

P_{proj} 为预估的伪距，单位为米；

ρ_n 为原始伪距测量值，单位为米（码环路载波驱动，一阶或更高，单边带噪声带宽大于或等于 0.125Hz）；

λ 为波长，单位为米；

Φ_n 为累积载波相位测量值，单位为弧度；

Φ_{n-1} 为上一个累积载波相位测量值，单位为弧度；

α 是滤波加权函数（小于 1 的参数），等于以秒计的取样间隔除

以 100 秒的时间常数。

注 1：设备采用的平滑滤波器的稳态响应和上面所定义滤波器的稳态响应之间的差别包含在精度要求中。

注 2：码载波发散率假设为正态分布，均值为零，标准差为 0.012 米/秒。稳态运行是指平滑滤波连续操作 360 秒后的运行。

注 3：上面规定的滤波器就是机载平滑滤波器的一种可行的实现方法。平滑处理可以与其它捕获处理程序同时进行，使平滑处理后的伪距尽快可用。

2.2.4.4.1 平滑伪距精度

本要求仅适用于选择采用载波平滑的制造商。在信号电平处于最小时，稳态设备对于 BDS 卫星已修正的伪距的总的误差贡献的 RMS($RMS_{pr_air,BDS}$)应为：

最小信号电平：

$$RMS_{pr_air,BDS} \leq 0.36 \text{ 米。}$$

2.2.4.5 速度精度

当 HDOP 归一化为 1.5 时，设备的水平速度输出的误差，在 95 百分位处应小于 10 米/秒。

当 VDOP 归一化为 3 时，设备的垂直速度输出的误差，在 95 百分位处应小于 50 英尺/秒。

水平速度和垂直速度应满足附录 6 中定义的最小信号条件。

2.3 设备性能—环境条件

本设备环境测试和性能要求参照附录 3 执行。

2.4 设备测试程序

2.4.1 术语定义和测试条件

下列术语定义和测试条件适用于这里规范的设备测试：

a. 电源输入电压

除非有其他规定，应用调整到设计电压±2%的电源输入电压进行所有的测试。测试中输入电压应在设备的输入端进行测量。

b. 电源输入频率

(1) 在设备设计运行为恒定频率（例如，400Hz）的交流电源时，应调整输入频率到设计频率±2%。

(2) 在设备设计运行为可变频率（例如，300-1000 Hz）的交流电源时，除非有其他规定，应调整输入频率到选择频率 5%，并在设备设计的频率范围内进行测试。

c. 标准测试信号和模拟器要求

(1) 卫星信号模拟器应按照《北斗空间信号服务性能（3.0 版）》、《北斗系统空间信号接口控制文件公开服务信号 B1C（1.0 版）》等标准操作。

注：在开发符合 RTCA/DO-178B/C 的机载软件时，应该考虑卫星信号模拟器的工具鉴定。

(2) 除非特殊指定，所有的北斗信号将不指示不健康的、错误、失败、异常或边界情况。信号应包括由对流层、电离层、卫星时钟和卫星星历的公认模型计算的测距误差。

(3) 用来模拟天空和天线的热噪声密度 $N_{\text{sky,antenna}}$ ，GNSS 测试

噪声 $I_{GNSS,Test}$ 和外界干扰的宽带噪声 $I_{Ext,Test}$ ，其带宽应大于测试下设备的射频带宽。

CWI 发生器应精确到 1kHz。

(4) 提供给测试状态下的设备的测试信号，除非特殊指定，应说明前置放大器增益。

(5) 对所有卫星均处于最小电平值处的干扰测试，提供给测试状态下的设备的测试信号，应为在接收端口的最大值输入信号，并说明前置放大器增益最大值和天线端口和接收机端口间的最小固定损失。

(6) 测试设置必须将指定的总宽带噪声提供在测试放大器的输入处，此总噪声来自模拟器、一个噪声生成器（若适用）和测试放大器。仿真器的噪声 ($I_{Simulator}$) 包括所有由测试设备至测试放大器的输入所产生的噪声。测试放大器噪声表示为 NF_{Amp} ，以及由噪声生成器产生的宽带噪声 I_{NG} 。

d. 设备调整

测试中设备电路应根据生产商的建议，在进行规定的测试前进行校准和调整。CWI 发生器可以在 $\pm 10\text{Hz}$ 指示频率内调整，其目的是为了获得适当的同步/非同步关系。

e. 测试仪表预防措施

在测试期间应采取适当的预防措施来防止引入误差，该误差是由测试中，电压计、示波器和其他测试仪表在设备的输入和输出阻抗之间的连接造成的。

f. 环境条件

除非其他规定，所有测试都应在环境室温、气压和湿度的条件下进行。但是，室温不应低于 10 摄氏度。

g. 预热

除非有其他规定，所有测试都应在生产商规定的预热时间之后进行。

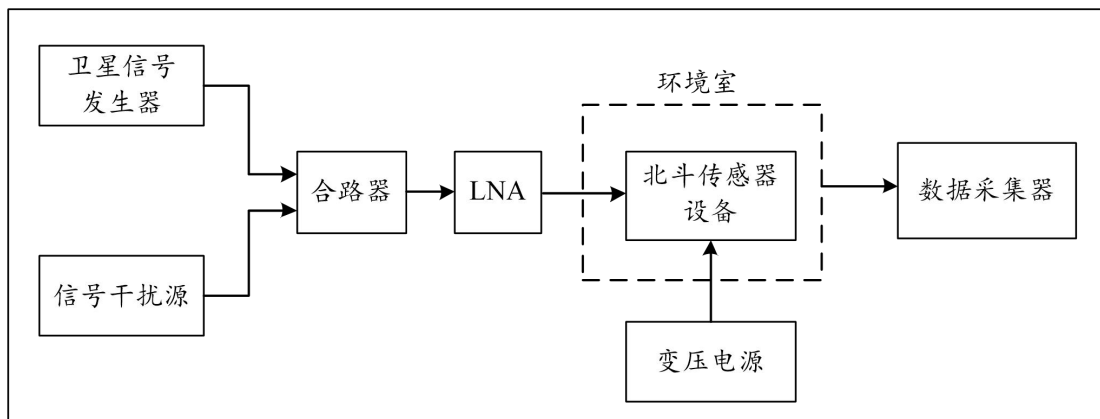
h. 连接负载

除非有其他规定，所有测试应在设备连接设定阻抗值的负载的情况下进行。

2.4.2 测试程序

表附 1-4 指明 2.2 节的要求与本节测试直接的对应性。

执行这些测试所需的测试设备的基本组成包含在图附 1-1 中。



图附 1-1 参考测试设置

表附 1-4 测试水平参照表

要求章节	主题	测试章节
2.2.1.1	卫星选择	2.4.2.1
2.2.1.2	完好性要求	2.4.2.2 2.4.2.7

2.2.2	2D 精度要求 (95%概率)	2.4.2.6
2.2.3.1	灵敏度和动态范围	2.4.2.3 2.4.2.4 2.4.2.8
2.2.3.2	干扰条件下的完好性	2.4.2.5
2.2.3.3.1	初始捕获时间	2.4.2.3
2.2.3.3.3	卫星重捕获时间	2.4.2.4
2.2.3.5	动态跟踪	2.4.2.8

2.4.2.1 卫星选择和指示

按照如图附 1-1 所示连接设备。使用模拟器产生以下地理位置。

序号	名称	纬度	经度
1	阿曼	20°N	56°E
2	路易港	20°S	57°E
3	喀什市	39°N	76°E
4	阿姆斯特丹岛	38°S	77°E
5	格尔木市	34°N	92°E
6	科科斯群岛	12°S	97°E
7	百色市	23°N	106°E
8	青岛市	36°N	120°E
9	肯达里	4°S	122°E
10	抚远市	48°N	134°E
11	乌德纳达塔	27°S	135°E
12	德文波特	41°S	146°E
13	择捉岛	45°N	149°E
14	乌斯季堪察斯克	56°N	162°E
15	努美阿	22°S	166°E
16	北岛	39°S	176°E
17	圣约翰	49°N	52°W

序号	名称	纬度	经度
18	伦敦	52°N	0°W
19	布宜诺斯艾利斯	30° S	58° W
20	厄瓜多尔	3° S	80° W
21	洛杉矶	34° N	118°W
22	太平洋中心	5° S	135°W
23	北阿拉斯加	70°N	150°W
24	佛得角	35°S	18°E

设置时间为 2020 年 12 月 31 日。参考附录 7 的轨道参数，使用 BDS 卫星模拟器初始一个方案。在设备上使用 BDS 卫星模拟器上的仰角，测试设备应选择正在模拟的那些卫星。

确保当模拟卫星电文出现下列情况时，不选择该卫星。

a. 当 1bit 的“DIF”表示空间信号播发的电文参数误差超出播发的 SISA 值时；

b. 空间信号精度指数 SISAI 值超出范围；

注：在此情况下，生产商可以选择不自动标识，如果这样，生产商必须验证该条件下完好性监测的有效性。

c. 星历中奇偶错误

d. 健康状态

当 CNAV1 (B1C) 电文 2bit 的“HS”表示整星不健康时；

当 1bit 的“SIF”表示信号不正常时。

2.4.2.2 阶跃检测测试

阶跃检测需在四个场景下完成测试。如果制造商可以通过检测证明其设备的阶跃检测机制对阶跃类型（导航数据的变化或编码相位的

突然变化)不敏感,那么只有一种阶跃类型需要被测试。典型的卫星信号功率可以在这些测试中使用。

2.4.2.2.1 没有排除功能的阶跃检测运行的验证

仿真卫星的情况如下:

1) 只有 5 颗卫星可见并用于定位解算。

在设备达到稳态运行(即,在具备完好性的情况下利用了所有适用的卫星信号进行导航定位)之后,通过改变导航电文,在定位解算中使用的最难检测到的卫星上,模拟一个 750 米阶跃故障。通过码相位的阶跃变化再模拟一个 750 米阶跃故障,重复该测试。

为了通过该测试,设备必须做到以下几点:

- 2) 有阶跃故障的卫星应在引入伪距阶跃之后 10 秒内被从定位解算中移除;
- 3) 定位误差在整个实验中不超过 200 米;
- 4) HPL 将不可用,完好性监测的失效将被指示。

注:当通过改变广播星历数据引入一个阶跃时,伪距阶跃直到收到第二组广播星历之后(第 2.2.3 节)才会发生。

2.4.2.2.2 无干扰故障检测算法的验证

仿真卫星的情况如下:

- 1) 只有 5 颗卫星可见并用于定位解算;
- 2) HPL 小于 0.3nm。

在设备达到稳态运行之后,在用于定位解算的最难检测到的卫星上,模拟一个斜坡故障(10m/s)。

为了通过该测试，设备必须做到以下几点：

- 1) 在任何时候都不能有任何卫星被排除；
- 2) FD 算法应在定位失效发生后，在告警时间之内指示出定位失效。

2.4.2.2.3 有排除功能的阶跃检测运行的验证

仿真卫星的情况如下：

- 1) 6 颗或以上卫星可见并用于定位解算；
- 2) 对于 0.3nm 的告警限值，检测和排除功能可用。

在设备达到稳态运行（即，在具备完好性的情况下利用了所有适用的卫星信号进行导航定位）之后，通过改变导航电文，在定位解算中使用的最难检测到的卫星上，模拟一个 750 米阶跃故障。通过码相位的阶跃变化再模拟一个 750 米阶跃故障，重复该测试。为了通过该测试，设备必须做到以下几点：

- 1) 有阶跃故障的卫星应在引入阶跃故障之后 10 秒内被从定位解算中移除；
- 2) 在整个实验中，引入阶跃故障前后，定位误差不超过 200 米；并且，
- 3) HPL 值会变化。

注：当通过改变广播星历数据引入一个阶跃时，伪距阶跃直到收到第二组广播星历之后（第 2.2.3 节）才会发生。

2.4.2.2.4 无干扰 FDE 算法的验证

仿真卫星的情况如下：

- 1) 6 颗或以上卫星可见并用于定位解算；
- 2) 对于 0.3nm 的告警限值，检测和排除功能可用。

在设备达到稳态运行之后，在定位解算中使用的最难检测到的卫星上，模拟一个斜坡故障（10m/s）。

为了通过该测试，设备必须做到以下几点：

- 1) 排除功能应正常运行，消除定位失效导致的错误。

2.4.2.3 初始捕获测试

2.4.2.3.1 模拟器和干扰条件

验证初始捕获性能的测试应按照如下描述的 BDS 信号发生器（仿真器）场景运行。它并不旨在验证大气修正的准确性；这些修正不需要包括在测试中。

场景#1：初始捕获时间测试

- 1) 5 颗仅发送 C/A 码的 BDS 卫星。
- 2) 在天线端口处功率谱密度等于-172.7dBm/Hz 的宽带 GNSS 测试噪声（ $I_{GNSS,Test}$ ）（该噪声密度已去除模拟卫星的贡献）。
- 3) 在天线端口功率谱密度等于-176.5dBm/Hz 的宽带外界干扰（ $IE_{xt,Test}$ ）。
- 4) 由天空和天线贡献的热噪声（见 2.2.3.1 节的 $N_{sky,antenna}$ ）。
- 5) 一颗卫星处于最大功率（包括最大组合卫星（maximum combined satellite）和飞机天线增益），一颗卫星为最小功率，其余卫星比最小功率高 3dB（见 2.2.3.1 节）。
- 6) 平台动态：恒速 800kt，从 5000ft（平均海平面 MSL）开始，

执行 3° 的爬升。

验证异常干扰后的初始捕获性能的测试应可以在如下所述的 BDS 信号产生器（仿真器）场景中进行：

场景#2：异常干扰后的初始捕获时间测试

- 1) 5 颗仅发送 C/A 码的 BDS 卫星。
- 2) 在天线端口处功率谱密度等于 -172.7dBm/Hz 的宽带 GNSS 测试噪声 ($I_{GNSS,Test}$)（该噪声密度已去除模拟卫星的贡献）。
- 3) 在天线端口功率谱密度等于 -176.5dBm/Hz 的宽带外界干扰 ($IE_{xt,Test}$)。
- 4) 由天空和天线贡献的热噪声（见 2.2.3.1 节的 $N_{sky,antenna}$ ）。
- 5) 一颗卫星处于最大功率（包括最大组合卫星（maximum combined satellite）和飞机天线增益），一颗卫星为最小功率，其余卫星比最小功率高 3dB（见 2.2.3.1 节）。
- 6) 平台动态：恒速 800kt，在恒定的高度上。

在接收机上电或仿真器开始运行之前，GNSS 和外部干扰将被施加到接收机上。

2.4.2.3.2 测试程序（初始捕获）

场景#1

- 1) 宽带 GNSS 测试噪声，宽带外界干扰噪声，和 $N_{sky,antenna}$ 应被模拟。
- 2) 仿真器场景应被预设，并且卫星射频应被打开。
- 3) 机载设备应上电并初始化到相对于仿真器的起始位置总径向

误差等于 60 海里的位置，同时相对于仿真器的时间基准时间误差在 1 分钟内（60 秒）。假设接收机在进行这些测试之前已经获得了对仿真器场景有效的历书用以测试。

4) 首次有效定位时间 (TTFF)，定义为从设备上电开始直到输出第一个有效位置（具有完好性信息，即 HPL 可用）的时间，应被观测到。完好性应由传感器的 FDE 算法提供。与 TTFF 一起，还应记录初始定位后接下来至少 60 秒的连续定位（至少 60 个数据点）中，以验证精度要求。

5) 精确星历应在每次捕获尝试后被清除或被置无效。

6) 转到步骤 2，按要求重复。

2.4.2.3.3 通过/失败判据

精度统计数据应使用如下所示的 2drms 公式计算，来与第 2.2.2 节所述的 15 m(95%)水平精度要求进行比较。

$$2drms = 2\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \left(\frac{1.5d_i}{HDOP_i} \right)^2}{N}}$$

其中，

2drms=两倍的距离，（误差）均方根

d_i =瞬时二维水平位置误差（米），

N=（试验中）纳入考虑的采样点数，

$HDOP_i$ =（第 i 个采样时刻的）瞬时水平精度因子。

2drms 公式的使用提供了 95%误差的保守估计，并有效地加权了可能由不需要的干扰引起的大位置误差。

若传感器在 5 分钟后未能产生位置输出，表明故障模式，将导致宣告测试失败。

将瞬时二维位置误差(d_i)以 $1.5/HDOP_i$ 进行缩放，是考虑到由于几何构型变化而导致的卫星覆盖范围波动，而提供了一种将测试（数据）标准化为恒定 $HDOP = 1.5$ 的方法。 $HDOP_i$ 可从被测接收机获得或单独计算。只有在定位解算中使用的那些卫星才能包含在 $HDOP_i$ 计算中。制造商应证明为 $HDOP_i$ 选择的值的有效性。

初始捕获通过/失败准则，可以理解为单次试验中，被测传感器在所需时间（5 分钟）内提供有效定位，并至少在接下来的 60 秒内保持所需精度（15 m, 95%），则该传感器被认为已通过一(1)次试验。表附 1-5 显示了总的测试配置，代表了一种提前退出（quit-while-ahead）测试方法，旨在将测试时间保持在合理的长度。

表附 1-5 分级采样通过/失败准则

试验	在指定时间内的累计失败数	测试配置
前十（10）次试验	零（0）	通过
	一（1）	再进行十（10）更多
	二（2）或者更多	失败
第二组十（10）次试验	零（0）	通过
	一（1）或二（2）	再进行十（10）更多
	三（3）或者更多	失败
第三组十（10）次试验	零（0）	通过
	一（1）或者更多	失败

例如，如果在前 10 次试验中没有发生故障，则将宣布该模拟器和干扰情况成功并终止当前测试。第一组 10 次试验中发生单次失败，

则需要运行下一组 10 次试验。在前 10 次试验中出现两次或多次失败表明传感器未能通过该特定测试，依此类推。上述标准的理由可参见 DO-316 标准附录 M。

2.4.2.3.4 测试程序（异常干扰后的初始捕获测试）

（场景#2）

异常 CW 干扰频率为 1575.42MHz，之所以选择该功率电平是为了确保在该功率下无法跟踪 BDS 卫星。测试程序与初始捕获测试相同，但有以下例外：

1) 在设备输出有效位置一分钟前，为了方便完成捕获，可将信号功率调高，或将宽带噪声调低。

2) 在设备连续 1 分钟输出有效位置之后，施加异常连续波干扰。在第一轮测试中，施加 1 分钟后去除异常干扰；（重复测试中）第二轮试验施加 2 分钟，依此类推，第十轮试验施加 10 分钟。

3) 本次测试的首次有效定位时间（TTFF）定义为从异常 CW 干扰消除到输出第一个有效位置（具有完好性信息，即 HPL 可用）的时间。

4) 在（重复）试验之间重新初始化时，不需要清除精确的星历数据。

2.4.2.4 卫星重捕获测试

2.4.2.4.1 模拟器和干扰条件

应针对以下描述的每个 BDS 信号发生器（模拟器）场景运行验证重新捕获性能的测试：

稳态重捕获时间测试（BDS C/A 代码）

1) 在天线端口处功率谱密度等于-172.4 dBm/Hz 的宽带 GNSS 测试噪声 ($I_{GNSS,Test}$) (该噪声密度已去除模拟卫星的贡献)。

2) 由天空和天线贡献的热噪声 (见 2.2.3.1 节的 $N_{sky,antenna}$)。

3) 在天线端口处功率谱密度等于-170.5dBm/Hz 的宽带外部干扰噪声 ($IE_{xt,Test}$)。

4) 平台动态：恒速 800 节，从 5,000 英尺(MSL)开始并执行 3° 爬升。

5) 任意数量的任意功率的 BDS 卫星，直到传感器达到稳态导航。

6) 然后一颗卫星处于最大功率 (包括最大组合卫星 (maximum combined satellite) 和飞机天线增益)，一颗卫星为最小功率 (包括最小天线增益)，其余卫星比最小功率高 3dB (见 2.2.3.1)。

7) 然后，关闭最小功率卫星以保留恰好 4 颗 BDS 卫星提供 ≤ 6 的 GDOP，准备重新捕获丢失的 BDS 卫星，确保该卫星略高于掩角，且模拟器应可以控制其 RF 状态 (开或关)。

8) 最后，以最小功率开启第 5 颗待捕获的 BDS 卫星信号。

2.4.2.4.2 测试程序

1) 应模拟宽带 GNSS 测试噪声、宽带外界干扰噪声以及天空和天线热噪声 $N_{sky,antenna}$ 。

2) 应预设仿真器场景，并应打开卫星射频输出。

3) 机载设备应上电。假设接收器在进行测试之前已经获得了对仿真器场景有效的历书用以测试。

4) 在待重捕的卫星被打开或关闭之前（卫星重捕获测试前），传感器应被允许达到稳态精度。一旦进入稳态导航，仿真卫星和宽带噪声应被置为相应的稳态功率电平。

5) 应从传感器中移除待测试的重捕卫星（在 GNSS 信号模拟器上关闭待重捕获卫星的 RF 开关），至少直到传感器对这颗卫星的信号进入失锁状态，并将这颗卫星从定位解算中移除，然后在 30 秒内重新应用于传感器（重新打开这颗卫星的 RF 开关）。

6) 应记录重捕获时间，或卫星包含时间（time to satellite inclusion），其被定义为从待测卫星被重新应用于传感器开始，到卫星被加入定位解算并输出第一个有效位置（the first valid position）的时间。另外，在重捕获卫星被包含（加入定位解算）之后，也应记录接下来至少 60 秒的定位结果（position fixes）中（每秒至少一次采样），以验证 15 米（95%）的精度要求。

7) 重置场景（包括信号和噪声功率电平），转到步骤 2，按要求重复测试。

2.4.2.4.3 通过/失败判据

精度统计数据应使用 $2drms$ 公式计算，如第 2.4.2.3 节所示。

要确定重捕获时间通过/失败标准，请使用表附 1-5 的分级采样通过/失败标准。

当被测传感器在要求的时间（20 秒）内将重捕获的卫星纳入定位解算，并在接下来的 60 秒内保持所需的精度 15 m (95%) 时，单次试验成功。

重捕获时间测试的统计依据遵循初始捕获的统计依据，可参见 DO-316 标准附录 M。

2.4.2.5 抗干扰能力测试

2.4.2.5.1 模拟器和干扰条件

这些测试旨在验证传感器在带内连续波干扰条件下的性能，其中干扰状况处于或高于附录 6 中的水平。测试应针对以下描述的 BDS 信号发生器（模拟器）场景运行。抗干扰能力测试不必验证大气校正的准确性，本测试中不需要包含这些修正。

仿真器和干扰条件应符合以下两个要求：

1) PRN24 的模拟 BDS 射频（接收功率）应处于设备的最小功率电平（如第 2.2.3.1 节所述）。其他卫星应处于高功率电平，以尽量减少干扰对其伪距的影响。

2) 测试的 CWI 频率应在 PRN24 的接收载波频率以下的第 3 条谱线向下偏移 $20\text{Hz}\pm 5\text{Hz}$ 的频点（即，从载波频率向下偏移 3020Hz ）。初始 CW 功率应为 -120.5dBm （在初始捕获期间可以降低）。干信比将根据测试程序而变化。在整个测试过程中必须保持准确的频率关系。该场景应包括 PRN24，因为它用于 CWI 频率的定义。

注：此评估方法基于实现加权最小二乘定位算法、且使用基线完好性算法的假设。如果使用不同形式的定位或完好性方法，这种评估方法可能不合适。

2.4.2.5.2 测试程序

1) 应打开要应用的 CW 干扰并连接到传感器。请注意，初始捕

获期间的 CW 干扰功率低于稳态运行时的功率。本次测试不需要模拟宽带外部干扰和 GNSS 测试噪声。

2) 应启用模拟器场景并打开卫星射频。

3) 机载设备应通电并初始化。假设在进行这些测试之前，接收器已获得要测试的模拟器场景的有效历书。

4) 应使传感器达到稳定状态。当传感器达到稳定状态时，CW 干扰功率应调整为-120.5dBm。

5) 在精度达到稳态前，CW 干扰功率应保持不变。在此间隔期间，应记录所有卫星的伪距测量和伪距有效性指示（**validity indications**）（例如，**isolation bit**）。

6) CW 干扰信号的功率应增加 1 dB 并保持 200 秒。在此间隔期间，应记录所有卫星的伪距测量和伪距有效性指示（例如，**isolation bit**）。

7) 转到步骤 6 并重复直到 PRN24 已从导航解算中被排除。将 CW 干扰信号再增加 3 dB，并验证 PRN24 仍能够被排除。需要确保 PRN 24 被排除时的仰角始终大于卫星掩角。

2.4.2.5.3 通过/失败判据

对于每个采样点，当声明 PRN24 伪距有效时，将评估如下误差准则：

$$Z_j \leq 5.33 \frac{N_j - 1}{N_j} \sigma_{noise, PRN6, j}$$

其中：

$$Z_j = PR_{PRN6, j} - R_{PRN6, j} - (c\Delta t)_j$$

$$(c\Delta t)_j = \frac{1}{N_j} \sum_{i=1}^{N_j} (PR_{ij} - R_{ij})$$

PR_{ij} = 时间 j, 卫星 i 的伪距

R_{ij} = 时间 j, 卫星 i 的真实距离 (包括外推法)

N_j = 时间 j 的卫星个数

$\sigma_{noise,ij}$ = 时间 j, 卫星 i 的接收机输出 (跟踪性能的残差) 或等效,

(可参见 DO-316 标准附录 J.3)

如果误差准则超过了合理的告警时间, 测试失败。

2.4.2.6 精度测试

2.4.2.6.1 测量精度测试

精度测试的目的是验证设备在规定的干扰条件下是否满足 2.2.2 节的精度要求。此外, 还将验证在保护级方程中使用的参数 σ_{noise} 是分配给接收机跟踪性能的残余误差的适当界限。

精度测试不必验证大气校正的准确性; 本测试中不需要包含这些修正。

注: 此评估方法基于实现最小二乘定位算法的假设。如果使用不同形式的定位方法, 这种评估方法可能不适用。

接收机伪距测量精度的门限等于 5 米 (σ_{air}) 减去制造商分配给的多径效应的误差值 (σ_{mp})。制造商需要确定热噪声和多径误差之间的分配, 并适当地调整这个门限。

2.4.2.6.2 模拟器及干扰条件

仿真模拟及其干扰条件应遵照如下要求:

1) 对于所有测试场景, 应模拟宽带 GNSS 测试噪声和 $N_{sky, antenna}$ 。

干扰测试场景共有三组：宽带外部干扰噪声、连续波干扰和脉冲干扰。

a) 天线端口处的宽带外部干扰噪声 ($IE_{xt,Test}$) 的功率谱密度等于 -170.5 dBm/Hz。

b) CW 功率和频率见表附 1-6。

c) 对于脉冲干扰测试，应使用 1575.42MHz 的脉冲调制载波，信号带宽为 1 MHz，峰值载波功率为+10 dBm，脉冲宽度为 125 微秒，占空比为 1%。这对应于 BDS 卫星+144 dB 的干信比。

2) GNSS 测试噪声功率取决于测试时的卫星数量、功率和类型。

总的 GNSS 噪声功率： $I_{GNSS} = -171.9\text{dBm}$ （见附录 6 第 2.3 节）

模拟器场景中的卫星有效噪声功率谱密度 (I_{Test}) 可以从总 GNSS 噪声中去掉；为此，对于当前的每个卫星，表附 1-6 中指定的卫星等效功率谱密度 (I_{GH} 、 I_{GL} 、 I_{SH} 、 I_{SL}) 都要被去掉。

N_{GH} ：具有最大功率的 BDS 卫星个数。

N_{GL} ：具有最小功率的 BDS 卫星个数。

N_{SH} ：具有最大功率的 SBAS 卫星个数。

N_{SL} ：具有最小功率的 SBAS 卫星个数。

GNSS 测试噪声功率 ($I_{GNSS,Test}$) 通过从 (总 GNSS 噪声功率) I_{GNSS} 中将 (卫星有效噪声功率) I_{Test} 去掉来确定，计算公式如下：

$$I_{GNSS,Test} = 10 \log_{10} \left[10^{\frac{171.9}{10}} - 10^{\frac{I_{Test}}{10}} \right]$$

其中 (卫星有效噪声功率)

$$I_{Test} = 10 \log_{10} \left[(N_{GL}) 10^{\frac{I_{GL}}{10}} + (N_{GH}) 10^{\frac{I_{GH}}{10}} + (N_{SL}) 10^{\frac{I_{SL}}{10}} + (N_{SH}) 10^{\frac{I_{SH}}{10}} \right]$$

(I_{GH} 、 I_{GL} 、 I_{SH} 、 I_{SL} 分别表示等效卫星的功率谱密度，见下表)。

注：指示的功率电平(包含信号和噪声)适用于稳态部分测试；一旦达到稳态导航 (*steady-state navigation*)，将功率水平设置为需要的值。关于 I_{Test} 具体推导的证明和 $I_{GNSS,Test}$ 的计算实例及其应用可参见 DO-316 标准中附件 M。

3) 模拟的 BDS 和 SBAS 射频测试场景应在设备的最小功率级下(进行测试)，“宽带外部干扰噪声”情况除外，应在最大功率级和最小功率级下（的性能）进行测试。

对于需要在最小功率电平的测试案例，应将一颗 BDS 卫星设置为最大功率电平（包括最大发射功率和最大组合卫星与飞机天线增益）。对于这些情况，在评估中不使用最大功率下的卫星伪距样本。该场景应包括 PRN24，因为它用于 CWI 频率的定义。对于所有条件，在评估精度的测试部分期间，至少应使用两颗 SBAS 卫星。

注 1：稳态精度试验要包括总计 9 种情形（如果是安装在采用 SATCOM 的飞机上，则是 10 种）

4) 每个测试用例测试的总持续时间应基于获得统计独立样本所需的采样间隔。接收机在初始捕获中和达到稳态导航之前的采集的独立样本被用于测试 σ_{noise} 边界。稳态运行前采集的样本不应被用于稳态 RMS 精度的评估和 $(\sigma_{noise}^2[i] + \sigma_{div}^2[i])^{\frac{1}{2}}$ 的稳态评估。

表附 1-6 稳态精度测试 CW 连续波功率和频率

频率(MHz)	功率(dBm)	干信比(dB)
1525.0	-12.0	122.0
1555.42	-89.5	44.5
1575.42**	-120.5	13.5

1595.42	-89.5	44.5
1610.0	-30.0	104.0
1618.0	-12.0	122.0
1626.0***	8	142.0

*规定了天线端口的 CWI 功率。在测试期间使用的实际电平可以根据有源天线的最小频率选择而减小，会根据试验装备自身的滤波而进行调整。在证明与最低标准有源天线的兼容性时，附录 6 第 3 节规定了频率选择性（由 RTCA/DO-301 推导出）。使用无源天线时，应考虑附录 6 第 2.1 节的干扰电平和用户设备的总频率敏选择性。使用特定天线时，根据 RTCA/DO-301 文件确定的最小频率选择性可以被使用。

**CWI 试验频率应在 PRN24 载波频率第三阶谱线以下偏离 $20\text{Hz}\pm 5\text{Hz}$ （即偏离载波频率 3020Hz ）。CWI 必须与提供的卫星信号同步。但在整个试验过程中，必须保持精确的频率关系。

***仅适用于装配有 SATCOM 的飞机。

注：采用非 L1 的连续波频率时应注意，应该注意不超过 L1 CW 和宽频带规定。

表附 1-7 卫星等效功率谱密度

卫星类型	最大功率卫星	最小功率卫星
BDS	$I_{GH} = -183.5 \text{ dBm/Hz}$	$I_{GL} = -196.5 \text{ dBm/Hz}$
SBAS	$I_{SH} = -179.8 \text{ dBm/Hz}$	$I_{SL} = -198.3 \text{ dBm/Hz}$

注：这些等效功率谱线密度值的计算假设与附录 6 中用于确定总 GNSS 噪声的假设相同。

2.4.2.6.2.1 测试规程

1) 将测试单元连接到射频信号和干扰源。

2) 应采用模拟器场景，卫星射频应打开。

3) 应启动和初始化被测设备。假设进行这些测试之前，接收机已获得一个被测模拟器场景的有效历书。

4) 如果单元正在导航，所用的干扰应施加于被测设备，且应将信号和干扰功率调至要求的电平。当卫星被纳入导航解算并用于下面 8) 中描述 σ_{noise} 超限评估之后，应该立即开始对该卫星进行采样。

5) 达到稳态精度 (steady-state accuracy) 后，按如下方式记录数据：

6) 最初，按照要求的采样间隔（参见下面的注解）记录 50 个伪距数据的独立样本。

注：该采样间隔将是伪距载波相位平滑处理中所用积分间隔的两倍。例如，如果用于伪距载波平滑处理的积分间隔是 100 秒，那么该采样间隔将是 200 秒。如果每个样本间隔采集了 10 颗卫星的伪距测量值，就会产生 9 个独立样本，因为一个等效测量值必须用于估计该间隔的接收机时钟偏差 $c\Delta t$ 。那么，起始数据采集期的时长将大约是 18.5 分钟，【计算方式如下：(50 个独立样本) × 1 采样间隔 / 9 个独立样本 × (200 秒 / 1 采样间隔) × (1 分钟 / 60 秒)】。如本试验采用未平滑伪距，则独立样本之间的间隔时间一般是 1 秒。

7) 按照下列公式，使用所有采集到的样本（包括稳态运行之前的样本）计算归一化的测距误差 RMS 统计量，即 RMS_PR：

$$RMS_PR(M) = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^M \left\{ \sum_{i=1}^{N_j} \left(\frac{Z_{ij}^2}{\sigma_{norm,ij}^2 N_j} \right)^2 \right\}}{M}}$$

其中：

$$Z_{ij} = PR_{ij} - R_{ij} - (c\Delta t)_j$$

$$(c\Delta t)_j = \frac{1}{N_j} \sum_{i=1}^{N_j} (PR_{ij} - R_{ij})$$

$$\sigma_{norm,ij}^2 = \frac{\left[(N_j - 1)^2 \sigma_{noise,ij}^2 + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq i}}^{N_j} \sigma_{noise,kj}^2 \right]}{N_j}$$

PR_{ij} = 第 j 个采样时刻通道 i 上测量的伪距，

R_{ij} = 第 j 个采样时刻卫星 i 到接收机的真实距离，

N_j = 第 j 个采样时刻的卫星数，

M = 采样间隔数量

$\sigma_{noise,ij}$ = 卫星 i ，时刻 j （参见 DO-316 附录 J.3）

注 1：模拟器上的信道间偏差可能妨碍此处规定的精度试验。可能需要确定该偏差，然后根据设备校准提高试验阈值。如果使用了两个接收机来消除该偏差(通过双差分)，那么试验必须考虑接收机本身潜在的信道间偏差，而且不能只是去除所有的偏差分量。

注 2：由于在本试验中没有模拟码载波发散（code-carrier divergence），本归一化公式没有考虑 σ_{divg} 。应该通过分析完成对 σ_{divg} 的验证。

（三个需要验证的性能指标，以及对应的判据：）

8) σ_{noise} 边界超限验证：根据独立样本数量（NIS），将误差统计

量 RMS_{PR} 与表附 1-8 的 110% 通过门限进行比较。NIS 计算如下：

$$NIS(M) = \sum_{j=1}^M (N_j - 1)$$

如果 RMS_{PR} 低于该通过门限，那么测试通过。如果 RMS_{PR} 不低于该通过门限，可以采集额外的数据。在这一例子当中 RMS_{PR} 应包括初始独立样本加上所有额外的数据；并且要使用本节的公式和通过测试标准（适用于任意数量的样本）。

注：预计起始数据采集可能无法满足通过测试标准（由于样本数量有限，只有初始捕获和 50 个稳态运行的独立样本）。本试验标准的制定和相关的通过测试概率参见 DO-316 附录 M。

9) $(\sigma_{noise}^2[i] + \sigma_{divg}^2[i])^{\frac{1}{2}}$ 稳态值：只利用稳态期间的采样数据计算每颗卫星 $(\sigma_{noise}^2[i] + \sigma_{divg}^2[i])^{\frac{1}{2}}$ 的平均值，将其与 DO-316 附件 J.3 的要求值 (0.36m) 进行比较，不超过要求值则设备通过测试。

10) RMS 精度的验证：重复第 6) 和 7) 中定义的步骤，仅使用稳态运行期间采集的样本，且计算 $\sigma_{norm,ij}$ 时，用要求的 RMS 精度（用第 2.2.2 节减去 σ_{divg} 的任何稳态值，再减去制造商的多径误差分配量）替代 $\sigma_{noise,ij}$ 输出值。8) 的通过标准适用。

$$\sigma_{required,ij}^2 = \sigma_{air,ij}^2 - \sigma_{divg,ij}^2 - \sigma_{multipath,ij}^2$$

$$\sigma_{norm,ij}^2 = \frac{\left[(N_j - 1)^2 \sigma_{required,ij}^2 + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq i}}^{N_j} \sigma_{required,kj}^2 \right]}{N_j}$$

表附 1-8 通过门限表

NIS	110% 通过门限	125% 通过门限
25-50	N/A	1.084

50-75	0.954	1.137
75-100	0.981	1.159
100-150	0.998	1.172
150-200	1.017	1.187
200-300	1.028	1.196
300-400	1.042	1.206
400-500	1.050	1.212
500-750	1.055	1.216
750-1000	1.063	1.222
1000-1250	1.068	1.226
1250-1500	1.072	1.229
1500-2000	1.074	1.231
> 2000	1.078	1.233

注 1: 110%的通过阈值可以获得 10%通过概率设备, 真实精度为要求精度的 110%。125%的通过阈值精度可以获得 80%的未通过概率设备, 真实精度为要求精度的 125%。

注 2: 第 2.2.2 节的精度要求包括分配给机载设备的热噪声 (*thermal noise*) 和多径误差。制造商必须将此要求的一部分分配给可能因设计选择而导致的多径误差。尽管本不测试要求模拟多径误差, 但有必要降低计算 $\sigma_{norm,i,j}$ 时使用的门限。例如, 选择在位置解算中平滑伪距的制造商可能会希望 $\sigma_{multipath}$ 小于或等于 0.45 米。那么用于计算 $\sigma_{norm,i,j}$ 的数值 (σ_{noise}) 为 $\sqrt{5^2 - 0.45^2} = 4.98m$ (不平滑低仰角卫星伪距的接收机多径可达 10 倍以上)。

2.4.2.6.3 基于真实卫星信号的 24 小时精度测试

2.4.2.6.3.1 测试规程

应基于实际（真实）的 BDS 卫星信号进行 24 小时的测试。用 $1.1d_{\text{major}}$ 对水平位置误差进行归一化，并计算归一化的误差的均方根 RMS，与表附 1-8 中的通过门限进行对比。 d_{major} 定义如下：

$$d_{\text{major}} = \sqrt{\frac{d_{\text{east}}^2 + d_{\text{north}}^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_{\text{east}}^2 - d_{\text{north}}^2}{2}\right)^2 + d_{\text{EN}}^2}}$$

其中，

$$\begin{bmatrix} d_{\text{east}}^2 & d_{\text{EN}} & d_{\text{EU}} & d_{\text{ET}} \\ d_{\text{EN}} & d_{\text{north}}^2 & d_{\text{NU}} & d_{\text{NT}} \\ d_{\text{EU}} & d_{\text{NU}} & d_{\text{U}}^2 & d_{\text{UT}} \\ d_{\text{ET}} & d_{\text{NT}} & d_{\text{UT}} & d_{\text{T}}^2 \end{bmatrix} = (G^T W G)^{-1}$$

几何矩阵 G 的第 i 行是 $G_i = [-\cos El_i \sin Az_i, -\cos El_i \cos Az_i, -\sin El_i, 1]$

当正方位角顺时针向北时。

注：所用的标记和坐标系惯例与 RTCA/DO-253 文件 GBAS 及 ICAO 标准不同。然而，这些标准所采用的 G 矩阵定义在数学上等价。

$W = \text{diag}(w_1, \dots, w_N)$ 为加权矩阵。

权重 $w_i = 1/\sigma_i^2$ 的可接受值见 DO-316 附件 J 第 J.1 节，但以下两种情况除外：

- 用地面测试环境中的多径误差代替多径效应引起的误差项

$$\sigma_{i,\text{air}}^2。$$

- 用测试地点的电离层误差代替电离层延迟的误差项 $\sigma_{i,\text{UIRE}}^2$ 。

如果使用其他替代的误差模型，应当给出数据或理论分析证明。

2.4.2.6.3.2 通过/失败判据

在 24 小时的测试期间，如果精度和完好性均符合要求（即符合 RMS 条件且误差从未超过 HPL），则设备通过测试。

2.4.2.7 完好性监测测试

该设备的 FDE 算法的验证应由四个测试组成。第一个测试（第 2.4.2.7.2 节）应表明 FDE 算法提供正确的故障检测和故障排除的可用性，并将离线计算。第二个测试（第 2.4.2.7.3 节）是验证漏告警的离线测试，且满足排除失败的要求。第三个测试（第 2.4.2.7.4 节）是验证虚误警率的离线测试。最后一个测试（第 2.4.2.7.5 节）是验证设备采用是算法与离线测试时采用的算法相一致的离线测试。请注意，在线测试指定几个额外的离线方案用于与在线计算结果相比较。

2.4.2.7.1 一般测试条件

2.4.2.7.1.1 测试原理

这些测试指定证明符合第 2.2.1.2 节的 FDE 要求和标准的设备的程序和通过/失败标准。除了可用性的第一个测试外，测试是不受导航模式影响，且不必为不同的模式进行重复测试。

2.4.2.7.1.2 BDS 星座

在模拟中使用的 BDS 卫星星座应参考附录 7 中定义的卫星星座。在所有的测试中，卫星选择算法和信道数目必须与设备使用的相同。截止角应为 5 度，无论测试中的特定设备的截止角是多少。

2.4.2.7.1.3 工具鉴定考虑

用于测试是否符合 FDE 要求的离线 FDE 软件应考虑 RTCA/DO-178B/C 标准对于工具鉴定的要求。该软件可设计成：在设

备和离线软件中采用相同的定位解算、FDE 和卫星选择算法。

2.4.2.7.1.4 重复测试

如果设备不能连续进行两次随机过程的数字集的测试（第 2.4.2.7.3 或 2.4.2.7.4 节），必须修改完整性算法，前纠正问题后重新测试。重新测试时，必须重新所有的 FDE 测试。

2.4.2.7.1.5 保护级/告警限

为了减少测试时间，测试基于设备内部使用的 HPL_{FD} 。通过预测 HPL_{FD} 上的测试，这些测试与导航模式无关，且可以只进行一次。此外，卫星几何构型不应该是一个主要因素，因为设备是以最坏情况下的卫星进行测试。用于此测试的离线 HPL_{FD} 不包括任何额外的一种导航模式功能的范围。例如，如果 HPL_{FD} 为 0.2nm，但设备膨胀该值到进近（区域导航）HAL 的 0.3nm 来提高误警率，设备必须进行以 $HPL_{FD} = 0.2 \text{ nm}$ 进行测试。因此，这些测试中，定位故障是参照 HPL_{FD} 而非 HAL。同样的，可进行排除时，测试还是参照 HPL_{FD} 而非 HAL。

2.4.2.7.1.6 定时告警

设备进行测试时，这些测试应采用适当定时告警。根据上文，位置输出的定时告警总时间是 8 秒，不管 HPL_{FD} 值是多少。

在这些测试中所使用定时告警应适应设备在故障检测后的波潜伏期并提供时间在指示故障前试图排除故障。例如，如果一个传感器有 200 毫秒的延迟时间，当由于位置解算失败导致导航告警时，这些测试的告警时间应该为（8 秒- 0.2 秒）=7.8 秒。

2.4.2.7.2 可用性测试

本段所述的离线试验用于证明符合第 2.2.1.2 节的可用性要求。为下文分析网（在 12 个小时内（从 00:00:00 到 12:00:00 协调世界时）每 5 分钟取样一次，共 144 个时间点）的每一个空间点确定故障检测和故障排除的可用性。误差模型由下文进行确定：

注：由于第 2.4.2.7.5 节要求在线和离线算法具备相同性能；而且，第 2.4.2.7.2 节需要使用特定的权重计算 HPL，故用户设备应使用下文权重来计算 HPL。

分析网格：从 0 度纬度到北纬 90 度，每 3 度采样一次时空点。每一个纬度圈都会有点平均分离在经度，定义如下：

$$long.step = \frac{360}{ROUND\left(\frac{360}{\min(3 \text{ deg rees} / \cos(latitude), 360)}\right)}$$

该网格产生 2353 个点。

注意，时空点的总数是 $2353 \times 144 = 338832$ 点

按照第 1.3.3 节的规定确定每一个时空点的故障检测可用性应（BDS 216）。检测的可用性应（BDS 217）用终端和 LNAV 的 HAL 确定。

同样的，应为每个时空点计算排除可用性，规定见第 1.3.3 节。排除可用性应用终端和 LNAV 的 HAL 确定。

每一个时空点的可用性计算基于设备将使用的相同的卫星星座。故需要用卫星选择算法来选择卫星，用于 FDE 算法。此外，截止角应为 5 度。

故障检测可用的总数 N_d 和故障排除可用的总数 N_a ，故可用性确定为：

检测可用性 = $N_d / 338832$

排除可用性 = $N_a / 338832$ 。

如果使用额外扩增来提高系统的可用性，必须完全模拟这些扩增的影响。特别是应当模拟使用这些扩增而对设备逻辑产生的影响。对于不会在一个给定的几何构型、位置和时间导致在可预见的 HPL_{FD} 's 的扩增，必须考虑 HPL_{FD} 的统计性质且所抽取的抽样总数也相应增加。

如果 FDE 算法使用飞机外部其他导航信号，如 Loran 和 VOR/DME，其必须满足可用性要求且没有使用其他导航信号。制造商必须测试和分析方法以证明代替的 FDE 算法合规。请注意，使用外部导航信号时，这些算法也必须证明满足漏警、虚警和排除失败概率的要求。

2.4.2.7.3 离线 FDE 测试

2.4.2.7.3.1 离线测试计划

对于 BDS 信号，上述噪声模型适用于伪距测量。设备跟踪环路噪声效果应与装备的代表 RMS 值的单一白噪声项以最小的信噪比 (C/N_0) 进行建模。该噪声应以时间不相关的高斯白噪声序列样本产生。

模拟试验中所用的取样间隔时间不得超过 1 秒。BDS 卫星故障应模拟为 5 米/秒坡度的伪距测量斜坡误差。

不同的噪声样本应可用于每个 FDE 算法正在使用的 BDS 卫星，且每次运行都会产生和使用新的噪声样本集。

在所有离线仿真测试的运行中，卫星速度设置为零且卫星位置固定在选定的几何构型的值。这确保了 HPL 不会在运行过程中发生变化。

本节中的所有测试基于这样的假设：所有的卫星伪距测量都有相同的误差模型，设备应根据预期误差残差对每个伪距测量进行加权。在这种情况下，设备必须证明其满足所有 FDE 要求并结合预期误差特性。用于各种校正方案的测量残差性能界限可参见 DO-316 附件 J。

2.4.2.7.3.2 几何构型的选择

检验第 2.4.2.7.2 节中的时空点分析以产生以下点集。如果点集没有发现对应的几何构型，取消选择卫星以找到可接受的几何构型。

集合 1：选择 20 个几何图形，以提供从 0.1nm 到设备支持的最大 HAL（如 4nm）的 HPL_{FD} 的大致均匀范围。请注意，在这种情况下，只有漏警和误警的概率是必需满足的。

集合 2：选择 20 个几何图形以提供从 0.1 nm 到设备支持的最大 HAL（如 4 nm）的 HPL_{FD} 的大致均匀范围。请注意，在这种情况下，本集中必须满足所有的要求（漏警、误警和排除失败概率）。

2.4.2.7.3.3 测试程序

最难测试的问题之一是排除和检测功能的集成。特别是排除要求表明设备必须在径向误差变得不可接受之前排除故障而不提醒用户。

由于设备不知道 HAL，在此情况下由导航管理单元（通常是一个飞行管理系统）决定何时显示故障给用户。因此，可以接受设备在一旦发生检测和 HUL 输出后立即指示告警。在这种情况下，导航管

理单元必须决定并宣布故障何时变得不可接受。

如果排除功能可用，集成系统（接收机和导航管理单元）预期保留故障指示直到故障变成不可接受。

除了专门记录用于测试的数据之外，应为几次运行记录定位跟踪和告警状态支持在线测试程序。关于该保留哪个运行的讨论见第 2.4.2.7.5 节。

对于上述选择的 40 个几何构型，应引入速度为 5 米/秒的斜坡型故障。对于集合 1，应将故障引入最难检测卫星。对于集合 2，应将故障引入最难排除卫星。然后在所选几何构型初始时刻（定义为 $t=0$ ）加入斜坡故障，启动蒙特卡洛（随机）试验运行。

对于集合 1，运行要持续到发生以下三个事件中的一个（1-3）：

1) **正确排除**：当定位误差超过 HAL（此测试中为 HPL_{FD} ）之后，在告警时间之内正确地排除了有故障的卫星。

2) **排除失败**：由于检测到（故障无法排除而导致）定位失效，输出导航告警。

3) **漏警**：定位误差超过 HAL（此测试中为 HPL_{FD} ）的持续时间超过了告警时间，但未发出导航告警（这可能是由于漏检或排除错误导致的）。

对于集合 2，运行要持续到发生以下三个事件中的一个（4-6）：

4) **正确排除**：当定位误差超过 HAL（此测试中为 HEL_{FD} ）之后，在告警时间之内正确地排除了有故障的卫星。

5) **排除失败**：当定位误差超出 HEL_{FD} 的持续时间超过告警时间，

输出导航告警。

6) **漏警**: 定位误差超过 HAL (此测试中为 HEL_{FD}) 的持续时间超过了告警时间, 但未发出导航告警 (这可能是由于漏检或排除错误导致的)。

由于接收设备可能不知道 HAL, 排除前可输出导航告警。运行应持续到发生以上三个事件 (4-6) 中的一个的结果。

为集 1 和集 2 的各 20 几何构型运行共 1650 个试验。记录第 2.4.2.7.3.2 定义的每个几何构型集的每种结果的出现次数。

2.4.2.7.3.4 通过/失败标准

设备要通过测试, 每个卫星几何的事件总数应小于或等于表附 1-9 所示的数值。

表附 1-9 排除失败和漏警发生次数的最大值

出现的结果	集合 1	集合 2
排除失败 (true alert)	N/A	47
漏警 (漏检或错误排除的结果)	47	47

注: 设计的试运行次数必须确保高测试通过率, 并尽量降低错误通过测试的概率。正确设计的设备通过漏警和排除失败测试的概率是 99%, 而漏警或错误排除概率为 0.002 的设备通过测试的概率只有 1%。

2.4.2.7.4 误警率测试

误警率是指, 设备指示外界其位置在 HPL 之外, 但其实际位置仍在 HPL 之内 (无定位故障) 的概率。误警率不取决于可见卫星的几何构型, 而是由电离层误差或接收机噪声导致。该测试使用第

2.4.2.7.3 节中 40 个相同的几何构型。

这些测试分为两类并取决于算法实现。在快照算法测试中，电离层误差或接收机噪声的单个样本可以建模为简单的高斯分布。在非快照算法测试中，相关时间对误差源产生相关影响。

2.4.2.7.4.1 快照算法的虚警率测试

第 2.4.2.7.3 节中定义的每个几何构型，共仿真了 $N=2475000$ 个独立样本。通过所需的样本总数（99000000）除以 40 个几何构型，得到每个几何构型需要 $N = 2475000$ 个采样点。对于每个样本，选择用于定位的卫星，计算所选卫星的伪距，执行 FDE 算法并记录结果。如果告警门限的设置不是基于几何构型，则几何构型数量必须更多。在这种情况下，应根据对于每个样本的真实误警率等于 6.66×10^{-7} 的算法有 0.01 的通过率来选择几何构型的数量。

对于每个几何构型，计算误警数量。要通过误警测试，必须满足以下两条准则：

- (1) 对于所有可用的几何构型，总告警数应小于等于 47。
- (2) 对于每个卫星几何构形，告警数不得超过 3 次。

第一个准则确保整体上符合误警率要求。第二个准则确保不会在任何位置出现大量异常告警聚集点。

注：要测试具有统计置信度的误警概率，必须收集 99000000 个统计独立样本。其中，可允许最多 47 个样本处发生误警。

2.4.2.7.4.2 非快照算法的虚警率测试

对于第 2.4.2.7.3 节中定义的每个几何构型，总共要模拟

N=82,500 小时的运行时间。将所需的模拟总小时数(3,300,000)除以 40 个几何构型，每个几何构型需要 N=82,500 小时。在每次 82,500 小时的模拟运行期间，将卫星速度设置为零，卫星位置将被冻结在所选的边缘几何值上。这可确保 HAL/HPL 在运行期间不会发生变化。

出于该测试的目的，误警被定义为在未出现实际定位失效的情况下出现告警指示，无论告警指示持续多长时间。应计算告警总数。仅计算指示出现的次数，而不计算指示的持续时间。要通过误警测试，应满足以下准则：

- 1) 所有可接受的几何构型的告警总数应小于或等于 47。
- 2) 每个可接受的几何构型应不超过 3 个告警。

第一个准则确保符合总体误警率要求。第二个标准确保在任何一个位置都不会出现异常的告警聚集点。

注：非快照算法的误警率不能轻易转换为误警概率。对于这些算法，必须模拟总共 3,300,000 小时的运行时间才能获得统计置信度。在此模拟过程中，设备通过测试的误警数不得超过 47 次。

2.4.2.7.5 在线测试

在线验证测试的目的是确保离线算法和在线实现的算法在功能、性能和计算（逻辑和算术）上结果完全相同。该要求源于所有统计性能结果均由离线测试确定的事实。

由于离线和在线测试使用从根本上不同的数据生成器，所以无法确保在相同的场景下，任何离线和在线测试将产生相同的结果。因此，应该有两个单独的测试：目标计算测试和在线行为测试。

2.4.2.7.5.1 目标计算测试

目标测试的目的是：对于相同的输入数据，确保（在 BDS 设备中）目标处理器的软件产生与离线算法等效的输出数据。如果在目标处理器上执行的第 2.4.2.7.3 和 2.4.2.7.4 节中描述的离线测试，和 BDS 设备中使用相同的 FDE 软件和参数值，则不必进行此测试。

就本测试的目的而言，等效意味着（目标软件测试输出的）算术变量值与离线（输出结果）值相差在 0.1 米以内，并且所有逻辑变量（包括逻辑计数器等）都严格一致。

目标测试要求目标软件进行 40 个卫星场景演练；分别为第 2.4.2.7.3.2 节中定义的集合 1 和集合 2 中的每个星座。在每个场景下中，应按照第 2.4.2.7.3.2 节中的定义生成斜坡故障。

1) 对于每个卫星静态场景，应记录离线导航/FDE 算法的输入数据和计算结果。计算结果至少应包括 HPL_{FD} 、水平径向位置误差、告警标志和完好性丧失标志。导航/FDE 算法任何附加的内部变量也可以被记录。

2) 将上述输入数据复制到目标软件中，并用于运行目标导航/FDE 软件。记录目标软件的计算结果并与离线结果进行比较。等效的严格含义如上定义。在线和目标实现的计算结果必须是等效的。

2.4.2.7.5.2 在线行为测试

测试应从 2.4.2.7.5.1 节中使用的 40 个星座中选出 5 个星座运行，这些星座在测试期间具有相对恒定的 HPL_{FD} 和 HEL_{FD} 。在每种情况下都应按照第 2.4.2.7.3.3 节中的定义生成斜坡故障。所有测试场景都

将在设备静止（非动态）的情况下进行。

要通过行为测试：

- 1) 设备定位结果差异应仅在 2 秒或更短的时间内超过 5 米。
- 2) 设备 HPL_{FD} 差异应仅在 10 秒或更短的时间内超过 50 米。

如果超过这些阈值，则应确定差异的原因，并且该原因必须在算法的预期特性范围内。

2.4.2.8 动态跟踪

如图附 1-1 所示准备设备。BDS 信号发生器应能模拟在附录 5 中定义的飞行高度、卫星接收效果、地速和轨道参数。

在 2.2.3.5 节确定的功能应由设备进行下列的测试来验证。

a. 正常机动飞行

1. 允许测试设备获得模拟卫星信号，并验证满足表附 1-2 的 2D 精度要求。在以下所示的规定地速中，模拟一个 0.58 g 沿航迹的加速度。把加速度降低到 0（非加速飞行），并观察在 10 秒内满足表附 1-2 的 2D 精度要求。

2. 允许测试设备获得模拟卫星信号，并验证满足表附 1-2 的 2D 精度要求。在以下所示的规定地速中，模拟一个 180 度的转弯，直到并包括 1.3 倍的标准速率（沿航迹加速度不超过 0.58 g）。返回到高度层，非加速飞行，并观察在 10 秒内满足表附 1-2 的 2D 精度要求。

3. 允许测试设备获得模拟卫星信号，并验证满足表附 1-2 的水平和附录 2 表 2-1 的垂直精度要求。在以下所示的规定地速中，

模拟一个 0.5g 垂直加速度。把加速度降低到 0，并观察在 10 秒内满足表附 1-2 的水平和附录 2 表 2-1 的垂直精度要求。使用一个 -0.5g 的垂直加速度重复测试。

飞行阶段	最大地速
航路	800 节
终端	350 节
LNAV	250 节

b. 异常机动飞行

允许测试设备获得模拟卫星信号，并验证满足表附 1-2 的 2D 精度要求。在以下所示的规定地速中，模拟一个 1.73g 沿航迹的加速度。把加速度降低到 0（非加速飞行），并观察在 60 秒内满足表附 1-2 的 2D 精度要求。

飞行阶段	最大地速
航路	800 节
终端	350 节
LNAV	250 节

附录 2 Gamma 类设备最低性能标准

1.0 目的和范围

1.1 引言

本文包含了独立式北斗机载导航设备中 Gamma 类机载设备的最低性能标准。Gamma 类设备可以基于 BDS 传感器与显示、控制器或飞行管理系统（FMS）集成，提供经度、纬度信息，并包含航路点导航计算功能，从而提供导航功能。北斗传感器的组合精度和完好性应符合附录 1 中的规定。由于 Gamma 类设备由 BDS 传感器和导航能力构成，因此 Gamma 类设备最低性能标准是在满足附录 1 Beta 类设备最低性能标准的基础上，增加了导航能力的相关功能及测试程序等内容。

1.2 系统特性

在附录 1 基础上，增加了如下特性。

1.2.1 航路点定义

一个航路点可以几种方式来识别，如名称、数字或位置。在计算导航信息以及在时间紧急的飞行阶段，最小化飞行员工作负担需要航路点位置。作为最低要求，应提供足够的航路点来定义航路飞行阶段的当前和下序两个航段，并定义进近和复飞。如果设备只是设计为长距离航路导航，可以省略进近和复飞的航路点定义。

在一些设备中，要把航路点的经纬度输入到设备里。在其他设备中，航路点的位置可以用和 RNAV 设备已知的任何位置之间的方位和距离来规定。

从根本上来说，执行水平导航的 RNAV 设备在一个时刻只需要一个或最多二个航路点提供导航信息。必须存储的航路点个数与设备机理（TO-FROM 或 TO-TO）和飞行阶段（航路、终端区、进近）有关。

RNAV 设备应存储的航路点个数与将使用的运行类别有关。为了减小非精密进近阶段飞行员的工作负担，进近里所有的航路点（包括起始复飞航路点）应在进近程序开始前存储。本附录 2.2.1.6 节中，对于进近所需的航路点个数就反映了这个观点。这意味着使用北斗系统的进近将按照先前已经设计好了的 RNAV 进近来进行设计，即最多几个引进航路点，最后进近上 1-3 个航路点，1 个复飞点。应该注意的是，通过存储大量航路点，不仅可以存储复杂进近，还可存储复杂的标准终端进场航路（STAR），将进一步降低工作负担。

注：当 RNAV 设备能存储多个航路点并允许复杂的飞行程序时，运行程序复杂性的增加，可能会由于机组工作负荷提高而导致导航误差增加。简单的程序会提高飞行安全性。RNAV 航路灵活性的一个主要优点是可以简化程序和绝大多数“直接”的进近。

1.2.2 航向选择

为了执行 RNAV 设备预期的一个最根本功能，即提供相对于 TO 或 FROM 激活航路点的航向指引信息，有必要定义该航路的方位。

1.2.2.1 TO-FROM 设备

在一些设备中，飞行员必须使用航向选择器或键盘输入期望的航向。一旦输入，该航向就适用于当前激活航路点，设备必须指示在现

有给定的几何条件下，该航向是否去往（TO）或来自（FROM）那个航路点。能存储超过一个航路点的 TO-FROM 设备，也经常能够存储这些保存航路点的进出航向。

1.2.2.2 TO-TO 设备

在其他机理的设备中，一般不要求飞行员输入期望航向。航向由飞行计划中保存的连续航路点间的大圆来确定。这种机理的设备总是在计算的航向上飞向激活航路点。一旦到达航路点，不是飞离该航路点，而是把设备排序到随后的下一个点，该点变为一个激活航路点。于是，飞行沿着新计算的航迹飞向那个航路点。

1.2.3 路径计算

设备应根据相对于一个航路点的选择航向，或是通过两个航路点间的一条直接路径（大圆），来计算一条期望的路径。计算方法在附录 3 中描述。

1.2.4 坐标系

根据 RNAV 设备的参考坐标系，可分为两种通用类型。最简单的是 VOR/DME 或“基准站”设备的系统，即极坐标系，其坐标系中心是所联接的 VOR/DME 站。这种设备的位置仅相对于该站点，通常以到一个相对于基准 VOR/DME 的位置已知的航路点的方位和距离来表示。另一种是北斗系统提供的北斗坐标系（BDCS）或 WGS-84 坐标系，可以采用任意一种坐标系输出相关信息。要确定到任何航路点的方位和距离，当前位置和航路点必须在统一的参考系内。

通常，VOR 系统的站北向（电子）靠近地磁北向。出于有效的

历史、技术和运行原因，电子 VOR 径向和磁径向之间的角度差可能会达到 4-6 度。由于 NAS 使用的所有航图以电子 VOR 径向来显示航线和点位，当航空器工作在 VOR 环境下时不会产生很大的运行问题。然而，当一些航空器工作在 RNAV（经纬度）环境时，角度差引起的导航系统问题就会很明显。该问题适用于所有使用磁航向作为 VOR 航线导航的 RNAV 系统，该磁航向在航图上用磁变来补偿。同时，由于相关的 VOR 站没有更新也会出现问题。

1.2.5 水平和垂直控制输出

对 RNAV 指引的基本要求，通常是以水平航迹偏差、航路点距离和期望航迹的显示来提供。某种与飞行指引计算机组合的 RNAV 设备，可以水平和/或垂直控制信号的形式提供附加的指引和控制，并可与飞行指引仪共同使用，或用作自动驾驶仪的输入。这个方案可以减少因飞行计算机提供改进的预期、机动飞行和控制造成的水平和垂直面的飞行技术误差（FTE）。为了实现旅客舒适性所需的控制和稳定性，可以对设备的输出进行过滤或“松弛”，以满足 FTE 要求。

当提供控制信号输出时，应在速率和幅度上受到限制，以满足飞行控制和性能的限制。

2.0 设备性能要求和测试程序

2.1 一般要求

在附录 1 基础上，增加了如下要求。

2.1.1 控制器操作

应设计飞行期间预计使用的控制来减小误差，并且在所有可能的

组合和序列运行时，应产生一种有利于设备持续性能存在或继续的条件。

控制器设计应最大限度地提高操作适宜性，并最大限度地减少飞行员的工作负荷。尽量减少操作程序中对飞行员记忆的依赖。

2.1.2 控制器可达性

操作人员应不易接近通常在飞行中不能调整的控制。

飞行中常用的调整控制应随时可达，且应适当标记其功能。

2.1.3 控制/显示能力

应提供适当的接口以允许数据输入、数据输出和对设备运行的控制。操作人员应能手动选择航路点。控制/显示应具有单手可操作性。

2.1.4 控制/显示器可读性

设备的设计必须确保，在所有正常驾驶舱条件及预期环境光照条件（从全暗到明亮的阳光反射）下，所有显示器和控制器均可读。所有显示器和控制器的布局应便于设备使用。

注：确保显示可读的设备安装限制应包含在安装说明中。

2.1.5 机动预测

机动飞行，例如转弯切入新航向；过渡到一条建立的直接航段；爬升、下降、稳定的改变；上升/下降角度的改变，必须在运行空域中可以预测。这种预测可以通过设备、运行程序或两者结合的计算技术来实现。无论选择哪一种方法实现机动飞行预测，航空器性能范围会直接影响本要求的有效性。

对于进行非精密进近的系统，不应在复飞定位点或复飞定位等待

点实施机动预测（在“TO”航路点之前转弯）。

2.1.6 显示更新率

用于显示的导航信息的更新间隔应小于等于 1.0 秒。

2.2 2D RNAV 功能和精度要求—标准条件

2.2.1 设备功能要求

在附录 1 基础上，增加了如下功能要求。

2.2.1.1 水平航迹偏差

2.2.1.1.1 数字式显示信息

(1) 进行 Gamma-2 类审定的设备，应按照以下要求连续提供显示或电信号输出：

a. 显示精度应与当前满量程显示范围所需的分辨率一致，参见中央 CDI 显示器（见“2.2.1.1.2 非数字式显示信息”（1）中的表）。

b. 设备至少应在 $\pm 20\text{NM}$ （左和右）范围内提供侧向航道偏离的数字显示或电信号输出。 $0.1\text{NM}^{\sim}9.9\text{NM}$ 之内应至少提供 0.1NM 分辨率，之外应提供 1.0NM 分辨率。该显示可以由飞行员选择。

(2) 进行 Gamma-1 类审定的设备，除了满足 Gamma-2 类设备的要求外，还应满足下列要求：

a. 侧向航道偏离小于 1.0NM 时，以 0.01NM 分辨率提供偏差的数值（数字）显示或电信号输出。

b. 计算并显示航迹角偏差（TAE），精确到 1 度。航迹角偏差是预期航迹与实际航迹（磁或真）之间的偏差。如果显示能提供等效的态势感知，则可以不提供数字式 TAE 显示，而是同时提供非数字式

TAE 与非数字式航道偏离显示。

注 1: 尽管不要求数字式显示出现在非数字式航道偏离显示中 (2.2.1.1.2 节), 或在飞行员的主视野范围内, 但数字式显示与非数字式显示集成在一起或位于飞行员主视野范围内可以降低飞行技术误差 (FTE)。已经证明, 数字式航道偏离和航迹角偏差均可以降低 FTE。为获得更好的跟踪性能, 这些信息应同时显示 (在 CDU 中, 或靠近非数字式显示的远读显示上)。

注 2: 非数字式航迹角偏差数据与非数字式航道偏离数据集成到一个显示器上, 可以为最佳全局跟踪性能提供优化的态势和控制信息。

2.2.1.1.2 非数字式显示信息

(1) 设备应根据下列要求, 连续提供显示或电信号输出:

	航路	终端区	非精密进近
满刻度偏转 (\pm NM)	5.0	1.0	0.3
可读性 (仅用于显示, NM)	≤ 1.0	≤ 0.1	≤ 0.03
最小可辨运动 (仅用于显示, NM)	≤ 0.1	≤ 0.01	≤ 0.01
电信号输出分辨率占满量程百分比 (\pm)	1%	1%	1%
中央显示精度 (\pm NM)	0.2	0.1	0.01
显示或电信号输出线性度 (\pm)	20%	20%	20%

(2) 一旦本附录第 2.2.1.12 节中所描述的适用运行模式或条件被激活, 相应的非数字式显示信息应自动显示。

(3) 必须提供一种手动选择 (1) 中适当显示灵敏度的方法。此外, 设备应显示非数字刻度灵敏度, 或给外部显示器提供电信号来显示此信息。

(4) 对于 Gamma-1 类设备, 手动选择不同的刻度灵敏度, 将会导致进近模式选择被取消。必须提供恰当的说明。

(5) 最后进近航段 (从最后进近定位点到复飞点) 的线性水平偏离刻度, 可以采用类似常规 ILS 航向信标/MLS 方位显示分辨率的角度偏离显示来代替, 满刻度航道偏离从最后进近点的 $\pm 0.3\text{NM}$ 减小到跑道入口处的 $\pm 0.0576\text{NM}$ (± 350 英尺)。

2.2.1.2 航路点距离显示

与航路点的距离应按要求显示, 在距航路点直到 99.9 海里范围内分辨率为 0.1 海里或更高, 在超过 99.9 海里的范围内分辨率是 1.0 海里或更高。对于 TO-FROM 设备应能显示到航路点至少 150 海里的距离值, 对 TO-TO 设备是至少 260 海里。

注: 对有随机航线放行的航路运行来说, 预计航路点间可以有一个更远的距离。

2.2.1.3 TO-FROM 指示

对于 TO-FROM 设备应提供持续的显示或电子输出, 来表示航空器是否在工作航路点之前或之后, 且正在穿越这个工作的航路点。该航路点是在相对于一条与期望路径的虚构垂直线上。

对于允许飞越工作航路点的 TO-TO 设备, 应提供持续的显示或电子输出来表示当航空器穿过了垂直于期望路径的一条虚构线, 并正在穿越工作的 TO 航路点。

2.2.1.4 飞行路径选择

设备应提供一种选择和显示由 2 个航路点确定的飞行路径的手

段。此外，如果提供 TO-FROM 模式，设备应提供一种选择和显示一个工作航路点，和一条穿过该航路点的期望航向的方法。如此选择的航向其输入和显示分辨率应该是小于 1 度。

注：这里假设所选择的航向是数字输入。如果使用模拟技术，应验证选择航向的误差不超过 0.5 度。

2.2.1.5 航路点输入

(1) 进行 Gamma-2 类审定的设备，至少应提供以 0.1 角分或更佳的分辨率手动输入并显示航路点（在飞行计划使用该航路点之前）纬度和经度坐标的能力。如果设备提供以相对另一航路点的距离和方位输入航路点的功能，则航路点的输入分辨率应为 0.1NM 和 1° 或者更高。

(2) 进行 Gamma-1 类审定的设备，至少应提供以 0.01 角分或更佳的分辨率手动输入并显示航路点（在飞行计划使用该航路点之前）纬度和经度坐标的能力。如果设备提供以相对另一航路点的距离和方位输入航路点的功能，则航路点的输入分辨率应为 0.1NM 和 0.1° 或者更高。

2.2.1.6 航路点存储

(1) 设备必须提供适用的、可更新的导航数据库，且至少包含 IFR 运行批准区域内的下列位置信息（以经纬度描述，分辨率为 0.01 角分或更高）：所有机场、VORs（及 VORTACs）、NDBs，以及航路和终端区航图、标准仪表离场（SIDs）、标准终端进场航路（STARs）中所显示的所有已命名航路点和交叉点。

注：不允许手动输入/更新导航数据库中的数据（本要求不妨碍设备中“用户自定义数据”的存储）。

(2) 进行 Gamma-1 类审定的设备，除了本节 (1) 中的要求，还应满足下列要求：

a. 设备导航数据库还应包括非精密仪表进近（LOC、LDA 和 SDF 除外）程序中公布的所有航路点和交叉点。

b. 设备应存储所有的航路点、交叉点和/或导航设施，并按照已公布的非精密仪表进近程序航图中的描述，为所选择的进近按正确顺序进行显示。航路点排序应至少包括：所选择的初始进近点（IAF）、中间进近点（如适用）、最后进近定位点、复飞点以及复飞等待点。对于具有多个 IAF 的程序，系统应显示所有 IAF，并提供飞行员选择期望 IAF 的能力。期望选择的 IAF，必须自动地以合适的顺序插入该进近程序的剩余航路点中。

c. 用作非精密进近程序中最后进近点或复飞点的航路点，其标识应唯一，以提供正确的进近模式运行。

d. 与已公布的仪表进近程序相关联的数据，不允许用户进行修改。

e. 用于非精密进近程序中的航路点数据，应以纬度和经度描述，而不能表示为到达/离开某个基准点的距离和方位（径向）。

f. 在进近模式下，除了等待模式和程序转弯之外，设备必须在已定义的终点和复飞点之间建立期望的飞行路径。

(3) 设备应具备输入、存储和指定至少 9 个离散航路点（包括

激活航路点) 并作为激活飞行计划一部分的能力。此外, Gamma-1 类设备应当存储并指定来自导航数据库、完成所选择进近(包括复飞) 所必需的完整航路点序列, 作为激活飞行计划的一部分。

(4) 导航数据库中的航路点需要进行编码, 以标识其在仪表进近程序、SID 或 STAR 要求中是“旁切点”(允许提前转弯) 还是“飞越点”(不允许提前转弯)。定义仪表进近程序中复飞点和复飞等待点的航路点, 应编码为“飞越点”。

(5) 导航数据库应满足 RTCA/DO-200B (《用户可选导航数据库的准备、验证和颁发》) 第 3、4 和 5 节, 及 RTCA/DO-201A (《航空情报服务用户建议》) 第 2 至 7 节中的标准规定。

2.2.1.7 航路点或航段排序

应提供手动或自动的手段, 以任何选择的顺序利用存储的航路点系列。应准备显示工作航路点的识别, 并预示可用于工作的下一个航路点或航段。工作和存储的航路点不必同时显示。应提供指示显示的航路点是否是工作航路点的方法。

(1) 设备应具备从当前位置直飞到任意指定航路点的能力, 该功能应由飞行员单步操作完成。选择预期“TO”航路点, 可能需要附加操作。

(2) 设备应具备完成等待模式和程序转弯的能力。激活该功能后, 应至少:

- a. 将自动航路点排序更改为手动。
- b. 允许飞行员随时指定航路点, 并选择飞向或飞离所指定航路

点（TO/FROM 运行模式为可选择）的期望路径（通过数字键盘输入、HSI 航道指针、CDI 全方位选择器等）。

c. 保持激活飞行计划中所有后续航路点的原有顺序。

d. 允许飞行员在到达指定定位点（“TO”航路点）之前的任意时间，可随时返回自动航路点排序，并继续执行当前飞行计划。

（3）除非与合适的态势感知显示（例如电子地图）共同使用或具有接口，Gamma-1 类设备的设计应防止从复飞航路点到复飞等待航路点之间的自动航路点排序。除了带有获批认证的电子地图显示的设备之外，航路引导应显示从复飞航路点到手动选择的下一个期望航路点之间的延伸航迹及距离。MAP 后的下一个航路点的手动排序，应由飞行员通过最多两个操作（例如，确认下一航路点以及激活“DIRECT TO”）来完成。

2.2.1.8 位置显示

对于与工作的或原始航路点的距离和方位显示，计算出的航空器位置应是可用的。距离和方位的分辨率在 99.9 海里内应至少是 0.1 海里和 1.0 度，超出 99.9 海里后应至少是 1.0 海里和 1.0 度。一些设备也可以使用经纬度来显示信息。如果显示的话，应具备至少 0.1 角分的分辨率。

2.2.1.9 输入数据观测值

设备应具备观测和修订飞行计划/导航数据的能力，在使用之前应达到 2.2.1.5 节中规定的分辨率。出于校验的目的，从存储中调用数据时，数据也应在存储中保留。在多个航路点设备中，数据检测或

观测不应中断，或以任何形式影响导航指引。

2.2.1.10 失效/状态指示

设备应不依赖任何人员操作，指示如下内容：

(1) 在导航显示器上，通过导航警告标志显示：

- a. 导航功能所需的电源缺失。
- b. 任意可能影响导航功能的设备故障或失效。
- c. 导航功能失效。
- d. 进行 Gamma-1 类审定的设备，根据附录 1 表附 1-1 和第

2.2.1.2.3 节，在进近模式中检测出不充分或者无效的导航数据。

e. 进行 Gamma-1 类审定的设备，在通过最后进近点之后，进近模式下 RAIM 检测功能损失。但是，允许导航警告标志在 RAIM 检测功能失效超过 5 分钟后出现。

(2) 通过安装在合适位置的告警器，来通告下列情况：

a. 当 RAIM 不可用时，由于空间卫星几何构型较差而造成导航数据不充分，导致导航误差超出附录 1 表附 1-1 BDS 位置完好性性能要求的概率大于或等于 0.05。

b. RAIM 功能检测出超过附录 1 表附 1-1 BDS 位置完好性性能要求的位置误差。

c. RAIM 功能丢失。允许完好性通告的显示延迟一段时间（应符合附录 1 2.2.1.2 节中的要求）。

d. 进行 Gamma-1 类审定的设备，进近模式中到达或位于最后进近点之前 RAIM 检测功能丢失。

e. 进行 Gamma-1 类审定的设备，启用附录 1 第 2.2.1.2 节所描述的进近模式失效。

f. 进行 Gamma-1 类审定的设备，当运行在没有 RAIM 的进近模式下且导航性能由于水平精度因子（HDOP）超过 4.0 而降低时。

(3) 当附加导航数据（如待飞距离、待飞时间、地速等）所依赖的导航信息充分性无法保证时，应删除或标注这些数据。

注 1：出现失效/状态通告显示时，不要求从导航显示中移除导航信息。如果条件允许，应考虑与失效/状态通告同时继续显示导航信息。

注 2：在没有辅助手段时，由飞行员监测影响精度的变化参数是不切实际的。因此，设备应监测来自传播、接收、空间几何或其他可能因素而导致性能降低的参数，并自动补偿、取消或手动取消选择下述与附录 1 第 2.2.1.2.3 节一致的性能降低通告。

(4) 进近模式状态/通告。进行 Gamma-1 类审定的设备应提供：

- a. 以合适的指示或消息出现的“进近模式已启动”通告。
- b. “系统处于进近模式”通告（RAIM 处于 RNAV（非精密）进近完好性性能，非数字式显示为进近灵敏度）。
- c. 自动非数字式显示灵敏度即将变为进近灵敏度的通告。
- d. 提醒飞行员需要手动输入气压（除非使用气压修正高度数据的自动高度输入是可用的）的通告。
- e. 提醒飞行员启动进近模式的通告。

2.2.1.11 航路点输入后设备计算响应时间

航路点数据输入时间和从数据推算的导航指引的显示时间延迟不应超过 5 秒。

注：可以过滤或“松弛”设备的输出，以满足期望的航空器动态和运行条件。

2.2.1.12 进近模式选择和排序

(1) 当激活的飞行计划中包含进近时，为完成非精密进近，Gamma 类设备应提供下列功能：

a. 在距到达机场 30NM 径向距离（并非沿计划飞行路径的距离）时，设备应立即切换到附录 1 表附 1-1 中规定的终端区完好性性能。

b. 设备可以手动或自动启动进近。

(i) 如果进近是手动启动的，则设备应在距到达机场 30NM 的径向距离时提供一个进近启动警示。该警示显示后，应提供飞行员通过单次操作启动进近模式的方法。进近启动警示的同时，要有合适的方法提醒飞行员需要进行手动输入气压设定（除非自动高度输入采用气压修正高度数据）。

(ii) 如果进近是自动启动的，则设备应在距离最后进近点 3NM 之前激活进近模式。在距离到达机场 30NM 之外不应自动启动进近。应提供进近已启动的标志。显示此标志的同时，需要有合适的方法来提醒飞行员需要进行手动输入气压设定（除非自动高度输入采用气压修正高度数据）。

c. 当启动进近时（不论是手动还是自动），设备应实现非数

字显示灵敏度从 5NM 到 1NM 的平滑过渡。灵敏度的变化无需特定指示。

d. 在距最后进近点 3NM 处，设备应提供一个告示，指示自动非数字式显示灵敏度将发生变化。如果之前没有启动进近，则应重复进近启动警示（仅限手动系统）。

e. 在距最后进近点 2NM 处，如果进近已经启动，则设备应自动验证卫星几何在进近期间是合适的。必须使用附录 1 第 2.2.1.2 节中定义的 RAIM 预测功能来完成此功能，包括 FAF 和 MAP。如果预测 RAIM 功能是可用的，则设备应切换到进近模式，并且：

(i) 立即根据附录 1 表附 1-1 的规定，从终端区完好性性能转换到进近完好性性能。

(ii) 在最后进近点，实现非数字式显示灵敏度从 1NM 到 0.3NM 的平滑过渡。

f. 在进近期间，如果预测 RAIM 功能是不可用的，或者在距最后进近点 2NM 处没有启动进近，则设备应提供“不提供进近导航”的标志。该标志必须足以保证，飞行员不会使用终端区刻度灵敏度来执行进近。

(2) 如果飞行员手动排序到复飞等待点，则设备应：

a. 根据附录 1 表附 1-1 的规定，从终端区完好性性能转换到进近完好性性能。

b. 实现非数字式显示灵敏度从 0.3NM 到 0.1NM 的平滑过渡。

(3) 应提供通过飞行员单次操作就可取消进近模式的方法，例

如，单次按压按钮。取消进近模式应：

a. 根据附录 1 表附 1-1 的规定，从 RNAV（非精密）进近完好性性能转换到终端区完好性性能。

b. 实现非数字式显示灵敏度从 0.3NM 到 1NM 的平滑过渡。

(4) 如果设备提供执行 DME 弧的能力，则应允许飞行员随时按照已公布的非精密进近程序，采用类似于以 DME 设施为基准的驾驶技术来完成这些程序。

2.2.1.13 飞行计划能力

设备应提供创建、显示以及编辑包含至少 9 个航路点的飞行计划的能力。为便于审核，应提供可随时单独或一起显示激活飞行计划（按顺序）的每个航路点的方法。

2.2.1.14 完好性要求

Gamma 类设备应满足附录 1 中 2.2.1.2 节的完好性要求，应为预计的飞行阶段提供与完好性要求一致的告警。对于 Gamma-1 类设备，在附录 1 的 2.2.1.2.3 节 RAIM 预测的基础上，应增加以下要求：

a. 在距最后进近点 2NM 处时，本功能必须自动预测激活进近的最后进近点和复飞点处的 RAIM 可用性。

b. 当飞行员发出请求时，本功能应立即为其提供计划目的地、预计到达时间（ETA）RAIM 是否可用（至少在 $ETA \pm 15$ 分钟范围内计算并显示，间隔为 5 分钟或更短）。一旦接收到完整的历书数据，在目的地及目的地预计到达时间确定后，该功能应任意时刻都可用。

c. 当飞行员发出请求时，本功能应立即指示在 ETA 点及至少

ETA±15 分钟时间段内的 RAIM 可用性，计算间隔为 5 分钟或更短。

2.2.2 2D 精度要求（95%概率）

机载设备的总误差应不超过本段所列的任何误差值。参考椭球应使用与北斗坐标系椭球一致的经纬度值。由于 FTE 因素超出了设备制造人或安装人的控制，所以本节表附 2-1 不包括这些误差源。当满足本 CTSO 中显示特性要求的设备正确安装到航空器上时，将提供可接受的 FTE 值。

表附 2-1 BDS RNAV 2D 精度要求（95%置信度）

误差类型	洋区 (海里)	航路		终端区 (海里)	非精密进近 (海里)
		随机航线 (海 里)	J&V航线 (海 里)		
定位误差*	0.017	0.017	0.017	0.017	0.017
CDI 居中**	0.2	0.2	0.2	0.2	0.01

*设备误差假设 HDOP 平均值为 1.5。BDS 设备的航路点输入输出分辨率，进近时为 0.01 角分，其他为 0.1 角分。定位误差为静态值。

**显示航迹偏离与计算航迹偏离之间的最大偏差。

2.3 设备性能—环境条件

本设备环境测试和性能要求参照附录 3 执行。

2.4 设备测试程序

在附录 1 的基础上增加如下内容：

2.4.1 测试程序

a. 概述

在附录 1 的基础上增加如下内容：

a. 概述

应在所有工作模式下测试设备，从而允许传感器输入的不同组合，来表示设备满足功能和精度的标准。

应进行两种截然不同的试验台测试类型，分别是指静态和动态测试。静态测试使用精密输入，来验证输入信号和数据处理是在指定范围、分辨率和尺度因子限制内的输出方式来完成。动态测试提供与 RNAV 设备性能有关的定量数据，使用一种简化的飞行条件模拟。如果完成和记录了这个测试，该测试可用于减少飞行测试要求。

设备生产商应确定“传感器”输入到 RNAV 设备时，将执行与附录一的 2.2.2 节相称的精度要求。可以选择性的提供附加的传感器输入，以增强 RNAV 功能和/或性能。

如果把原始的 FMS 或 RNAV 设计成与其适当性能所需的航空器数据输入共同工作，那么，应在相应的测试期间模拟这些输入。同时，测试期间其他的导航系统输入（VOR/DME，Omega 等）都不能工作。

需要执行这些测试的设备应由设备生产商来定义，其定义与设备特定传感器配置有关。这里执行全部测试所需的测试设备的基本组成如图附 2-1 所示。由于这些测试可以一种以上的方式来完成，在能完成等效测试功能的地方，可以使用备选的测试设备设置。在适合的地方可以使用综合测试。不能由物理测试评估的系统特性，必须通过分析来证实。

测试设备信号源在测试时应提供恰当的信号格式输入给特定的系统，而没有增加测量误差。

除非其他说明，测试只需进行一次。

b. 水平参照

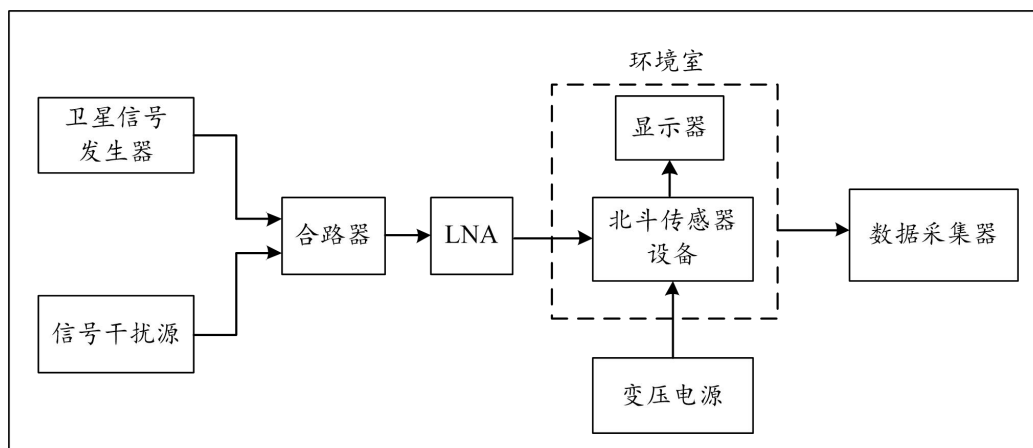
表附 2-2 指明 2.2 和 2.3 节的要求与本节测试直接的对应性。在附录 1 基础上增加如下内容：

表附 2-2 测试水平参照表

要求章节	主题	测试章节
2.2.1.1	水平航迹偏差	2.4.1.7
2.2.1.2	航路点距离显示	2.4.1.2
2.2.1.3	TO-FROM 指示	2.4.1.3
2.2.1.4	飞行路径选择	2.4.1.7
2.2.1.5	航路点输入	2.4.1.4
2.2.1.6	航路点存储	2.4.1.4
2.2.1.7	航路点或航段序列	2.4.1.4
2.2.1.8	位置显示	附录 1 2.4.2.2
2.2.1.9	输入数据观测值	2.4.1.4
2.2.1.10	失效/状态指示	2.4.1.6
2.2.1.11	设备计算响应时间	2.4.1.4

c. 测试设置

执行这些测试所需的测试设备的基本组成包含在图附 2-1 中：



图附 2-1 参考测试设置

2.4.1.1 2D 功能性能

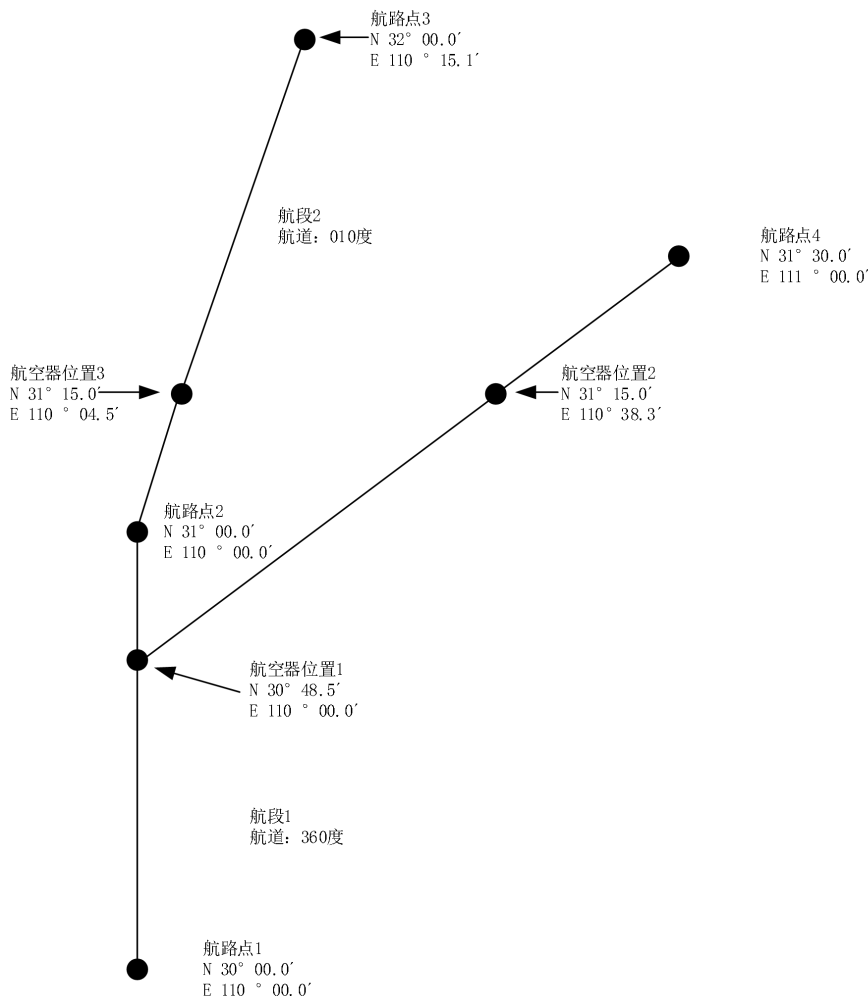
应验证 2.2.1.1 到 2.2.1.13 节给出的每一个功能，并应使用校验或结合 2.4.1 节描述的测试共同来评估这些功能。

2.4.1.2 航路点距离显示

按照 2.4.1 节为静态试验台测试配置设备。把工作航路点的位置设置在距离航空器 99.0 海里处，并验证读出距离。然后，把位置从 99.0 海里按 0.1 海里的步长增加到 99.3 海里，确认显示分辨率为 0.1 海里。对于 TO-FROM 设备，把工作航路点的位置设在 140 海里（对于 TO-TO 设备是 250 海里），验证读出距离。然后，把位置按 1 海里的步长增加到 143 海里（对于 TO-TO 设备是 253 海里），确认显示分辨率至少为 1 海里。

2.4.1.3 TO-FROM 指示

在图附 2-2 航空器位置 1 处设置模拟航空器位置。输入航路点和航向并选择航段 1 为飞行航线。验证没有给出一个 FROM 指示。把模拟航空器位置改成航空器位置 3。验证给出了一个 FROM 指示，或一个航线更新需要的告警。



图附 2-2 航路点或航段控制测试

2.4.1.4 航路点输入，航路点存储，航路点或航段排序，输入观测数据和设备计算响应时间

在图附 2-2 航空器位置 1 处设置模拟航空器位置。输入航路点和航道来描述并选择航段 1 作为飞行航线。验证在 5 秒内提供偏离飞行航道的指引。验证系统指示恰当的工作航路点。输入附加的航路点来描述航段 2。验证系统指示的航段 2 不是工作的航段。选择航段 2 为工作的航段（对 TO-FROM 系统输入航道），并验证系统指示恰当的工作航路点。调用并验证航路点 1 的坐标。把航路点 1 的坐标修改成航路点 4 的坐标。验证没有影响相对于航段 2 的导航指引。

选择直接到航路点 4 的航道。把航空器的位置改成航空器位置 2。
验证给出在航道上指示。

2.4.1.5 BDS 设备完好性告警

对于 Gamma 类设备，可选择进行气压高度辅助的要求和测试对附录 1 进行补充。

2.4.1.6 2D 失效指示

如图附 2-1 连接设备。

- a. 移除设备的电源输入。设备应该有一个告警指示。
- b. 导航信号的完好性测试在 2.4.1.5 节规定。
- c. 确保当选择进近模式时，能发布进近模式。

2.4.1.7 2D 交叉航迹偏差显示

如图附 2-1 连接设备。

a. 使用航路模式的设备，调整 BDS 信号模拟器，在 BDS 接收机上生成指示航空器位置。使用相同的 BDS 信号模拟器条件，建立表附 2-3 中测试的每个航路点条件，并验证数字和非数字交叉航迹指示器的恰当指示。

表附 2-3 交叉航迹偏差测试

	航路线:	航路点 1	纬度: N 30 00.0'			
		航路点 2	纬度: N 31 00.0'			
	航空器位置:		纬度: N 31 30.0'		经度: E110 00.0'	
			非数字显示		数字显示	
测试序号	模式	航路点 1 和 2 的经度	偏差	容差	偏差 (海里)	容差 (海里)
1	航路	E 110 07.0	>f. s. L	1/4 f. s.	6.0 L	0.3

2	航路	E 110 05.8	f. s. L	1/4 f. s.	5.0 L	0.3
3	航路	E 110.02.9	.5 f. s. L	.1 f. s.	2.5 L	0.3
4	航路	E 110 00.0	居中	.1 f. s.	0.0	0.3
5	航路	E 109 57.1	.5 f. s. R	.1 f. s.	2.5R	0.3
6	航路	E 109 54.2	f. s. R	1/4 f. s.	5.0 R	0.3
7	航路	E 109 53.0	>f. s. R	1/4 f. s.	6.0 R	0.3
8	航路	E 109 48.4	>f. s. R	1/4 f. s.	10.0 R	1.0
9	航路	E 110 11.6	>f. s. L	1/4 f. s.	10.0 L	1.0
10	航路	E 109 36.8	>f. s. R	1/4 f. s.	20.0 R	1.0
11	航路	E 110 23.2	>f. s. L	1/4 f. s.	20.0 L	1.0
12	进近	E 110 01.5	f. s. L	1/4 f. s.	1.29 L	0.1
13	进近	E 109 58.5	f. s. R	1/4 f. s.	1.29 R	0.1
14	进近	E 110 00.7	.48 f. s. L	1/4 f. s.	0.6 L	0.1
15	进近	E 109 59.3	.48 f. s. R	1/4 f. s.	0.6 R	0.1
16	进近	E 110 00.0	居中	.1 f. s.	0.0	0.1

f. s. =从中心到全刻度距离

b. 再次建立第 4 个测试条件。使用航路模式设备，把航路点 1 的经度改成 E 109 59.8。验证全部交叉航迹偏差的显示/输出，对测试例 1 到 11，表示了一个可识别的移动/改变。

c. 再次建立第 4 个测试条件。使用进近模式设备，把航路点 1 的经度改成 E 109 59.9。验证全部交叉航迹偏差的显示/输出，对测试例 12 到 16，表示了一个可识别的移动/改变。

附录 3 设备性能-环境条件

本附录所描述的环境试验和性能要求的目的是为了提供一种试验方法,用于在实际航空运行中可能会遇到的典型条件下判定设备的综合性能特征。对于独立式北斗机载导航设备中所有的部件来说,本附录所明确的环境性能要求必须得到满足。

表附 3-1 定义了设备测试的矩阵图。该表提供了 RTCA/DO-160G 中描述各环境试验的段落编号。这些试验必须按照表中规定的试验条款进行。

在附录 1 和附录 2 中的一些性能要求不需要在 RTCA/DO-160G 包含的所有条件下进行测试。如果根据经验判断这些特殊的性能参数不易受到某些环境条件的影响,并且暴露于这些特殊的环境条件后,附录 1 和附录 2 规定的性能水平不会显著下降,则可忽略这些试验。

附录 4 计算 WGS-84 椭球体上的测地线

1.0 概论

ICAO 建议 WGS-84 应是机载导航系统的世界标准。但是，如果不公布与 WGS-84 坐标兼容的 AIP 数据，导航精度将会受限。航路运行不会受到精度的限制，但进近的精度将受到严重限制。在所有空中导航类别采用地球参考系统之前，需要一个国际接受的共同的导航基准系统。

采纳 WGS-84 作为空中导航系统的世界标准，机载引导系统将会面临实时计算航向指令的任务。航向指令将会引导航空器沿着 WGS-84 椭球上的最短距离，从当前航空器的位置开始直到期望的目的地为止。这个问题比在球体表面上相应的问题更困难。因此，本文提供一个讨论。本附录描述 WGS-84 椭球的几何形状，定义椭球上一个点的大地纬度和经度。然后，给出一个解决下列问题的算法，称之为大地测量的反演。

给定 WGS-84 椭球上两个点的大地纬度和经度，找到两点之间最短路径的距离和方位。这个路径称为测地线。

球体表面相应的问题有如下众所周知的基本算法。假设在球面上给定一对区别明显的，非对映的两点。（回想如果椭球面上的两点相对椭球中心位置对称，那么就称之为对映点。）于是，这两点和球心确定了一个平面。这个平面和球面相交得到两段圆弧，这两段圆弧共同构成一个被称为大圆的圆。其中最短的那段圆弧就是球面上连接那两点的最短路径。

对于球面上对映的两点，有无穷多个平面包含这两个点，以及球心。任何一个平面与球面相交得到的所有圆弧都将是一条测地线。因此，在这种情况下，该问题没有唯一解。

在一个非球体的椭球上，情况就非常不同。（因此把非球体的椭球上的测地线称为“大圆”就不太合适）。尤其那些是平面曲线的测地线，他们的位置仅是沿着子午线或者沿着赤道。此外，测地线通常只有借助迭代才可以计算到任意精度等级。如果终止条件是 ϵ 为 10^{-12} ，则可以产生1毫米以内的精度（除非是对映的两点，或近似对映。在那种情况下，测地线分别是非唯一的，或对问题数据里的细小变化都高度敏感）。通常不超过6次迭代就可以得到该精度。同“封闭形式”的近似算法相比，本文提出的算法更容易在软件上实现。

2.0 术语的定义

在本附录中，术语椭球特指一个旋转椭球，通过绕着其短轴旋转可以得到这个椭球。短轴上与椭球表面相交的两点称为北极和南极。穿过椭球中心并与短轴正交的平面称为赤道平面。赤道平面和椭球面相交成一个圆，称为赤道。

椭球上一点的大地纬度是指椭球上该点向外的正交矢量与赤道平面的夹角。这个角在北半球认为是正的，在南半球认为是负的。

任何正交于赤道平面并经过椭球中心的平面，与椭球相交得到一个椭圆，称为子午线。任意选择一条子午线作为基准，称之为格林尼治子午线。椭球上一点的经度是包含经过该点的子午线的平面，与包含格林尼治子午线平面之间的夹角。（两极的经度是无定义的）。经

度习惯上用度表示，从格林尼治子午线向东测量。

按一个规定方向穿过的曲线被称为定向的曲线。椭球一条定向光滑曲线的方位角描述了该曲线某个特殊点上，与该曲线正切的矢量方向。方位角通常用度表示，从北极顺时针测量。（椭球上一点的当地北向（真北）是指为该点与子午线正切的矢量方向。注意，当地北向在两极没有定义，所以那里不适用方位角的描述。）

3.0 命名

B1: 出发地的大地纬度，单位：度

L1: 出发地的经度，单位：度

B2: 目的地的大地纬度，单位：度

L2: 目的地的经度，单位：度

α_1 : 出发地的大地方位，单位：度

α_2 : 目的地的大地方位，单位：度

s: 出发地到目的地的距离（大地测量的弧度长度），单位：米

4.0 WGS-84 参数

a=6378137m（WGS-84 长半轴）

b=6356752.3142m（WGS-84 短半轴）

$e^2=6.69437991013*10^{-3}$ （WGS-84 第一偏心率的平方）

$(e')^2=6.73949674227*10^{-3}$ （WGS-84 第二偏心率的平方）

f=3.35281066474*10⁻³（WGS-84 扁率）

5.0 计算测地线

1. 把大地纬度从度转换成弧度

$$\phi_1 = \pi B_1 / 180$$

$$\phi_2 = \pi B_2 / 180$$

2. 计算经度差，单位：弧度

$$\Delta L = (\pi / 180)(L_2 - L_1)$$

3. 计算减少的纬度，单位：弧度

$$\beta_1 = \tan^{-1}[(1-f)\tan(\phi_1)]$$

$$\beta_2 = \tan^{-1}[(1-f)\tan(\phi_2)]$$

4. 初始迭代

$$\lambda_0 = \Delta L$$

5. 执行以下迭代，直到

$$|\lambda_{k+1} - \lambda_k| < \varepsilon$$

其中 ε 是终止条件：

$$\sin \sigma = \left[(\cos \beta_2 \sin \lambda_k)^2 + (\cos \beta_1 \sin \beta_2 - \sin \beta_1 \cos \beta_2 \cos \lambda_k)^2 \right]^{1/2}$$

$$\cos \sigma = \sin \beta_1 \sin \beta_2 + \cos \beta_1 \cos \beta_2 \cos \lambda_k ,$$

$$\sigma = a \tan 2(\sin \sigma, \cos \sigma) ,$$

$$\sin \alpha = \frac{\cos \beta_1 \cos \beta_2 \sin \lambda_k}{\sin \sigma} ,$$

$$\cos^2 \alpha = 1 - \sin^2 \alpha ,$$

$$\cos 2\sigma_m = \begin{cases} \cos \sigma - \frac{2 \sin \beta_1 \sin \beta_2}{\cos^2 \alpha} & \cos^2 \alpha \neq 0 \\ 0 & \text{其它} \end{cases}$$

$$C = \frac{f}{16} \cos^2 \alpha [4 + f(4 - 3 \cos^2 \alpha)] ,$$

$$\lambda_{k+1} = \Delta L - (1-C)f \sin \alpha \left\{ \sigma + C \sin \sigma \left[\cos 2\sigma_m + C \cos \sigma (-1 + 2 \cos^2 2\sigma_m) \right] \right\} ,$$

其中函数 atan2 定义如下，按 FORTRAN:

$$\text{atan2}(Y,X)=\begin{cases} \tan^{-1}(Y/X), & X>0 \\ \tan^{-1}(Y/X)+\pi, & X<0 \\ \pi/2 & X=0 \text{ 且 } Y>0 \\ -\pi/2 & X=0 \text{ 且 } Y<0 \end{cases}$$

6. 距离 s , 出发地和目的地各自的方位 α_1 和 α_2 , 可以按照如下公式计算:

$$u^2 = (e')^2 \cos^2 \alpha,$$

$$A = 1 + \frac{u^2}{16384} \left\{ 4096 + u^2 \left[-768 + u^2 (320 - 175u^2) \right] \right\}$$

$$B = 1 + \frac{u^2}{1024} \left\{ 256 + u^2 \left[-128 + u^2 (74 - 47u^2) \right] \right\}$$

$$\Delta\sigma = B \sin \sigma \left\{ \cos 2\sigma_m + \frac{1}{4} B \left[(-1 + 2 \cos^2 2\sigma_m) \cos \sigma - \frac{1}{6} B (-3 + 4 \sin^2 \sigma) (-3 - 4 \cos^2 2\sigma_m) \cos 2\sigma_m \right] \right\}$$

$$s = bA(\sigma - \Delta\sigma)$$

$$\alpha_1 = \frac{180}{\pi} a \tan 2(\cos \beta_2 \sin \lambda_{k+1}, \cos \beta_1 \sin \beta_2 - \sin \beta_1 \cos \beta_2 \cos \lambda_{k+1})$$

$$\alpha_2 = \frac{180}{\pi} a \tan 2(\cos \beta_1 \sin \lambda_{k+1}, -\sin \beta_1 \cos \beta_2 - \cos \beta_1 \sin \beta_2 \cos \lambda_{k+1})$$

注意, α_2 是测地线到达目的地的方位, 测地线的起始点在出发地。

所谓后方位或者测地线的起始方位, 是指离开目的地并返回到出发地的测地线, $\alpha_2 = \pm 180$ 。

6.0 验证

通过计算上面附录 1 中 2.4.2.1 节里给出的所有明显区分的位置对列之间的距离和方位, 来验证上述算法。使用的终止条件 ϵ 取值为 10^{-12} 。在所有 552 个情况中, 迭代最大次数是 8, 平均值是 4.92, 中

值是 5。

椭球上大地曲线可以通过求解如下系统的非线性普通微分方程得到，其中未知量是测地线上每个点的大地纬度 B ，经度 L ，方位角 α ，其中独立变量 t 是沿着测地线的弧长，并除以 α 。

$$\begin{aligned}\frac{dB}{dt} &= \frac{(1-e^2 \sin^2 B)^{3/2} \cos \alpha}{1-e^2} \\ \frac{dL}{dt} &= \frac{\sqrt{1-e^2 \sin^2 B} \sin \alpha}{\cos B} \\ \frac{d\alpha}{dt} &= \sqrt{1-e^2 \sin^2 B} \sin \alpha \tan B\end{aligned}$$

对于每个出发点、距离和方位角（在出发点上），相应大地曲线的实际终止点可以通过使用 Runge-Kutta-Fehlberg 算法的（4，5）阶，以及 10^{-14} 的局部截短误差容差，把这些公式进行数字集成而计算出来。然后，计算实际目的地点和期望目的地点的距离。在每种情况下，这个距离要小于十分之二毫米。

为了希望从软件上实现上述算法的方便性，这里提供了 7 个测试例子。下面的表附 4-1 列举了出发点的大地纬度，和目的地的大地纬度和经度（出发点都是在格林尼治子午线上。）

表附 4-1 测试示例输入

示例	出发点纬度	目的地纬度	目的地经度
1	37.331931575000	26.128566516667	41.4765298027778
2	35.269791283333	67.370771216667	137.791198430556
3	1.0	-0.9982863222222	179.296674991667
4	1.0	1.02885977777778	179.771622900000
5	41.696077777778	41.6961666666667	0.00015555555555
6	30.0	37.8923516222222	116.321302341667

7	37.0	28.2601931527778	-2.6276469944444
---	------	------------------	------------------

下面的表附 4-2 给出了每种示例的测试结果。(终止条件 ε 为 10^{-12})

表附 4-2 测试示例输出

示例	出发方位角 α_1	达到方位角 α_2	距离 s
1	95.4669065012712	118.100037749533	4085797.71045745
2	15.7398635998781	144.927624307827	8084459.01281178
3	89.0255041313847	90.9762395789926	19959214.6261821
4	5.00474503898775	174.995222917504	19779362.8384626
5	52.6771685463032	52.6772720298999	16.2833273117916
6	45.0000844826718	129.136526168938	10.002067.6833720
7	-165.000275690672	-166.421458799296	999975.508415485

下面的表附 4-3 表示每个测试情况下所需的迭代次数, 误差(期望目的地和实际目的地点之间的距离)。

表附 4-3 每个测试情况下所需的迭代次数

示例	迭代次数	误差	有效小数		
			α_1	α_2	s
1	5	$1.38189930304136 \times 10^{-5}$	10	10	5
2	4	$5.62351088062680 \times 10^{-5}$	7	9	4
3	5	$1.42575492953545 \times 10^{-4}$	6	5	4
4	18	$1.41770874909204 \times 10^{-4}$	8	7	4
5	3	$6.87589522482552 \times 10^{-8}$	7	6	7
6	4	$4.84762978049413 \times 10^{-5}$	9	9	4
7	5	$7.19785012259682 \times 10^{-6}$	9	9	5

注意, 表附 4-2 中显示的数据是在特定平台上通过运行算法得到的最初输出, 不是所有的数字都是有效的。表附 4-3 中最后 3 列给出小数点右侧数字的个数, 对于表附 4-2 中的每个数据都认为都是有效的。

反过来，通过对每种情况的出发点方位角、到达方位角和距离进行不同精度级别的四舍五入，以及计算相应测地线的实际终止点，可以获得这些数据。（对于到达方位角，出发点和目的地是互换的。起始方位角可以用到达方位角减去 180 度替代）。有效小数的个数是由最小精度等级决定的。该精度引起实际终止点和期望目标点之间的误差，在表 3 给出的 50%数值之内。

附录 5 导航系统误差及误差预算

1.0 引言

本附录主要用于审查误差预算假设，提供误差预算示例来估算 RNAV 系统使用精度，定义误差预算计算方法以及提供误差成分的统计解释。一个误差预算应该：

- a. 考虑到设备生产和安装。
- b. 允许用户确定期望的航空器跟踪性能是否与其运行要求一致。
- c. 协助空域程序设计。

因为可以证实可用的数据库通常不会超过基本的统计程序，所以误差预算必须简单。

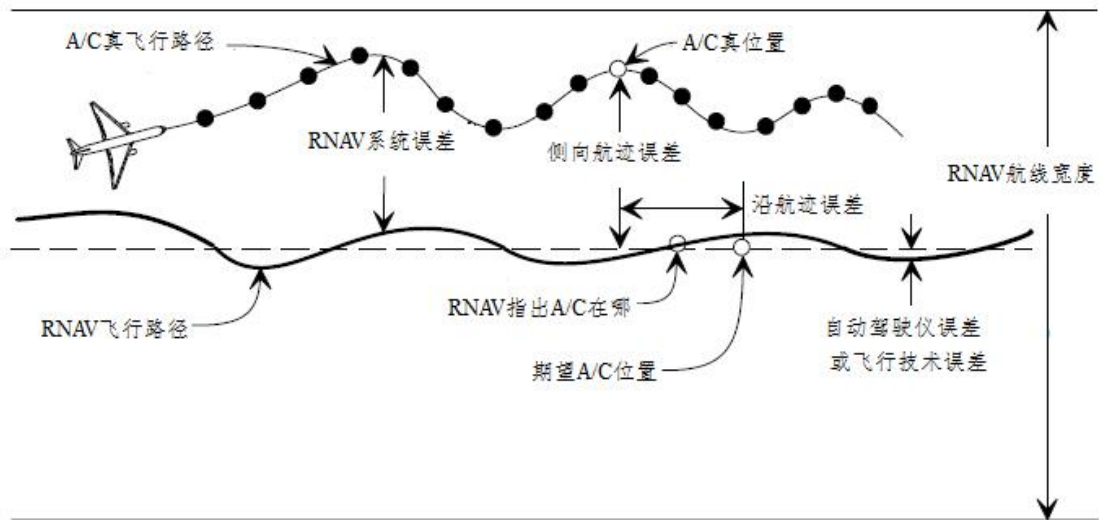
同样，数据库的缺乏是整个导航辅助工业界在估算系统性能时，统计平方公差法（RSS）计算的原因。

对于二维（2D）期望飞行路径，RNAV 误差通常是用侧向航迹和纵向航迹误差来定义（见图附 5-1）。三维（3D）期望飞行路径包括垂直坐标。把 RNAV 输出的位置测量值，以及给航空器飞行控制系统（AFCS）的侧向和垂直通道的引导输入，规定为特殊误差。

每一种误差的来源如下所示：

- a. 导航系统错误。
- b. RNAV 计算误差。
- c. 显示系统错误。
- d. 航向选择错误（CSE）。

e. 飞行技术误差 (FTE)。



图附 5-1 RNAV 系统误差

导航系统误差和 RNAV 计算误差的组合被称为系统的精度 (误差) 或定位误差。带有显示误差的定位误差、CSE 和 FTE 的组合被称为系统使用精度。

2.0 导航误差特性

2.1 导航系统误差

导航系统误差是在 NAV 接收机的输出端来定义, 因此, 它既包括空间信号还包括机载设备误差。导航系统独特的信号特征可以有很多的误差成分, 包括传播误差、地理选址时产生的传输信号误差、地面站的磁校准误差和接收机误差, 例如接收机噪声。必须考虑误差的分布和速率变化, 以及大小。误差的分布可包含偏离和随机分量。通常当偏离分量的特性恒定和已知时, 则易于补偿。

随机的或不可预测的变化误差分量的分布成为导航系统的设计中需要考虑的关键因素。误差分布中的变化率也是一个重要的因素, 特别是当该系统用于进近和着陆时。较高频率变化的误差在机载设备

上能很容易地集成或滤除。但是，低速误差会非常麻烦，能给飞行员造成困惑的指示。这种类型误差的一个示例是一个引起 CDI 变化的“扇贝形” VOR 信号。如果飞行员试图紧跟 CDI，航空器将开始频繁“S-转”。机动飞行将引起不必要的飞行员的工作负载，并降低飞行员对导航系统的信任。在不同的飞行阶段，或当航空器作机动飞行时，如果导航系统表现出不同的误差特性，可进一步加重指示误差。

总之，必须考虑误差的大小、本质和分布随时间、地形、航空电子设备、航空器类型、航空器机动飞行和其它因素的变化。误差评估是一个复杂的过程，基于单个误差量的系统比较将会产生误导。

2.2 RNAV 计算误差

导航系统误差中的机载设备误差分量，按照通常的规则，可以包括接收机输出误差和转换器的误差。在 RNAV 设备直接从 NAV 接收机接受输入的情况下，通常不会引起转换器包含的误差分量；因此，能相应减小机载设备的对应误差值。就可把 RNAV 计算误差估算为 RNAV 设备的输出分辨率。

2.3 显示系统误差

由于显示器显示的是航空器位置或引导命令（例如，航向偏离或命令航向），所以显示系统误差可以包括显示器使用的所有输入、输出、或信号转换设备引起的误差分量，还包括所使用的所有航向定义输入设备所引起的误差分量。对于把航图作为显示器完整部分的系统来说，显示系统误差必须在一定程度上包括航图误差，因为实际上航图误差会造成在控制相对于地面上一条期望航迹的航空器位置时的

误差。为了获得一致性，在显示器没有采用完整航图的情况下，航路点定义的误差会直接导致确定航路点位置所使用的基准航图的误差，也应作为该误差的分量包含进来。该误差类型实际上不可能处理，并且按照通常的做法，在设置这样的系统时，要尽可能多地使用高精度公布的航路点位置，以避免此类误差（并减小工作负载）。

2.4 航向选择误差

航向选择误差是期望航向设置与实际设置的航向之差。

2.5 飞行技术误差

飞行技术误差是指控制航空器的精度，通过相对于指示命令或期望位置的指示航空器位置来测量。它不包括程序上的大错误，即引起飞行员严重偏离导航飞行计划的人为判断或疏忽的总体误差。

很难完全表征 FTE。设备设计和周围环境的变量通过影响基本显示输入的处理，可直接地和可测定地影响 FTE。这包括确定影响引导信息如何显示的比例因子，和其他显示配置变量。对航空器控制动力和空气湍流的补偿是影响 FTE 环境变量的例子。在达到系统使用精度中 FTE 的经验值时，必须考虑这些因素。引导信号可以三种模式之一耦合到航空器：手动（最初 CDI 偏离），飞行指引仪或自动驾驶仪。

- a. 手动 FTE - 与手动模式相关的 FTE，会随着下列因素呈现很大的变化，诸如风力条件、经验、工作量、飞行员的疲劳度和动机。基于 1978 FAA 的 VOR/DME 测试，对于不同的飞行阶段，目前使用的 95% 手动 FTE 如下：

洋区 2.0 海里

航路 1.0 海里

终端 1.0 海里

进近 0.5 海里

但是经验表明，FTE 和导航系统与航向灵敏度有关。在不同的风况和航空器类型下，对于 MLS RNAV 直线航段从飞行测试和飞行模拟最新采集的数据指示，一个 0.216 海里的数值可能适合于 95% 的进近阶段。弯曲进近路径数据指示更大的 FTE。VOR/ DME 值和 MLS RNAV 值之间的差异指示，目前 95% 的手动值可能过于保守。

- b. 耦合 FTE - RNAV 系统可与自动飞行控制系统 (AFCS) 或飞行指引仪耦合。当 RNAV 与 AFCS 耦合时，跟踪精度 (FTE) 是自动驾驶仪增益和 AFCS 引导环路带宽的函数。自动驾驶仪的增益和带宽又反过来与飞行阶段有关。当 RNAV 与飞行指引仪耦合时，必须考虑附加的飞行指引仪指针灵敏度的误差源。

有关 AFCS 耦合的 FTE 几乎没有公开的数据。EUROCONTROL 实验中心报告第 216 号，1988 年 6 月，题为《装备先进导航系统的航空器的导航精度》，决定航路 AFCS 耦合系统使用精度约为 0.66 海里 (95% 概率)。其建议 AFCS 耦合的 FTE 可能高达 0.22 海里，此数据是基于 RNAV-DME-DME 0.5 海里的计算误差，其中包括由于 DME 台站的几何分布的不精确性，以及模拟和数字 DME 传感器精度的 1 个 50-50 的权重组合 (0.37 海里 [2σ])。

AFCS 耦合 FTE 的第二个值可以从生产商的规范中获取。对生产商规范有限的审阅指示，设备的航迹精度要求为 0.25 海里（95% 概率）。

进近中 AFCS 耦合的 FTE 值可以从 MLS RNAV 飞行试验和直线段仿真来获取。这些指示 AFCS 耦合的 FTE 对进近来说，可以低至 0.016 海里。

有关飞行指引仪自动耦合的 FTE，可以从 MLS RNAV 直线航段的飞行试验和模拟中得到有限的的数据。这些数据指示，0.033 海里的 FTE 值在 95% 的概率下适合于进近阶段。这个数值是在不同的风况和航空器类型下来决定的。

- c. RNAV FTE - 此时对所有三个航空器模式还不能完全表征 RNAV FTE，因为在定义一个完整的统计表示之前，必须获得多种传感器和条件下的大量数据。本文的目的是在充分认识到数据库的不完整性下，基于各种数据源，利用初步的研究结果建立一个假设的系统误差预算。这个假设的 FTE 应满足系统用户和系统规划者的要求。

- d. 假设的 RNAV FTE - 表附 5-1 给出三个飞行阶段假设的 FTE 值。

表附 5-1 FTE 假设（95% 概率）

飞行阶段	手动（海里）	耦合	
		飞行指引仪（海里）	自动驾驶仪（海里）
洋区	2.0	0.50	0.25
航路	1.0	0.50	0.25
终端	1.0	0.50	0.25
进近	0.5	0.25	0.125

(1) 表附 5-1 中的手动 FTE 数字目前正在 FAA、RTCA 和 ICAO 文件中使用。

(2) EUROCONTROL 数据和生产商的规范似乎可以证实航路阶段 0.25 海里的 AFCS 耦合 FTE。表附 5-1 中对于手动和耦合自动驾驶的航路和终端区的 FTE 的比较指示,耦合自动驾驶的 FTE 数据的精度是手动 FTE 数据的四倍。从而产生如下假设,即在进近阶段或 0.125 海里,耦合自动驾驶的 FTE 将比手动 FTE 的精度至少高四倍。这意味着进近阶段耦合自动驾驶的 FTE 至少比航路阶段耦合自动驾驶的 FTE 的精度高两倍。这个假设的 0.125 海里的自动驾驶耦合的 FTE 值,可以与 0.016 海里的 MLS RNAV 自动驾驶耦合的 FTE 测试数据直接比较。

(3) 飞行指引仪耦合的 FTE 是从手动的和 AFCS 耦合的 FTE,以及 MLS RNAV 的数据衍生出来的。基于 MLS RNAV 测试,假设在 FTE 精度上飞行指引仪比手动飞行至少高六倍,但是误差是自动驾驶仪的两倍。由于 AFCS 耦合的 FTE 值相对于现有数据是合理的,因此假设飞行指引仪的 FTE 将至少是 AFCS 耦合飞行误差的两倍。进近阶段所产生的 0.25 海里的飞行指引仪 FTE,可以直接与 MLS RNAV 的 0.016 值相比。在假设的 FTE 值与测量的 FTE 值之间大致数量级差异指示出假设的值可能是保守值。

2.6 RNAV 误差预算

本 MOPS 中假设,北斗系统在其服务区内所发射的信号,均满足中国卫星导航系统管理办公室发布的《北斗卫星导航系统公开服务性能规范(3.0 版)》中有关北斗发射信号的规定。

BDS 系统总定位误差应该等于或小于表附 5-2a 列举的误差。

注：导航精度与 HDOP 和用户等效测距误差 (UERE) 有关。UERE 由用户测距误差 URE、空间控制段或用户设备误差 UEE 组成。HDOP, URE 和 UEE 的变化将影响系统的总精度。

为制定一个总体定位误差预算，表附 5-2b 提供了北斗位置计算的组成误差分配事例。组成误差是作为均衡的候选，但定位误差的均衡必须在表附 5-2a 和表附 5-2b 的限制之内。

把定位误差、航向选择误差、显示误差和 FTE 的 RSS 混合定义成系统使用精度。总系统使用精度（包括所有误差分布）必须满足空域规划者在建立的保护空域中，为仪表飞行运行所使用的精度，这一点很重要。同时还必须承认，影响总系统使用误差的许多因素超出了设备生产商或安装人员的控制。来自于机载接收设备外部的误差分布，是以公布时的基于可用的最佳数据事例来提供的，可能会随着技术的改进而变化。

表附 5-2a BDS 定位误差预算 (1)

误差源	误差 (米)
空间	6*
控制	0*
用户	
电离层延迟补偿	7*
对流层延迟补偿	0.25*
接收机噪声和分辨率	5*
多路径	0.45*
其他	0*

系统 UERE	10.5**
定位 (2drms) (HDOP × σ × 2) = (1.5 × 10.5 × 2)	31.5*

*参考 DO-316 的 2.1.2.1 节

**参考 DO-236C 的附录 C.2.4

表附 5-2b BDS RNAV 误差预算 (2) (95%置信度)

误差源	误差 (海里)
BDS 定位	0.017 (31.5 米)
RNAV 计算	
输入分辨率 (3)	0*
计算输出分辨率 (4) (5)	0*
位置点误差 (6)	0.017**

*RNAV 计算误差 (输入输出分辨率) 是可忽略的, DO-283B 表 2-3 给出了 RNAV 下的输入输出分辨率, 必要时可供参考。

**参考 DO-316 的 2.1.2.1 节, 对水平位置点误差的要求为 32m。

注:

(1) 使用 1.5 的 HDOP 计算 BDS 误差预算。应该注意如果改进了 URE, 即使 HDOP 比 1.5 差, 也可能实现 100 米精度。如果满足了 UERE, DOD 只能保证一个总体 100 米精度值而不是 URE 或 HDOP 的数值。为了满足其要求, 或者出现不同的 HDOP, DOD 可能改变 URE。

(2) 位置点误差与运行使用无关。

(3) 输入分辨率是 0.1 分钟, 但是, 假设实际的位置边界四周的增量是 0.05 分钟。

(4) RNAV 设备输出分辨率。

(5) 这适用于非加速的飞行, 不允许动态误差。估计动态误差

是在 200 米或 0.11 海里的数量级上。

(6) 不允许制图误差。

在使用北斗 RNAV 时必须考虑两种类型的操作，一种是在飞行员使用显示信息手动驾驶航空器时的“手动飞行”，另一种是把导航指引与飞行控制系统或飞行指引仪耦合时的“耦合飞行”。

当使用手动飞行时，北斗 RNAV 的系统使用精度是北斗定位精度、与航路点输入分辨率有关的航向选择误差、与 RNAV 设备有关的航向计算误差、显示分辨率和手动 FTE 的函数。在不同飞行阶段，经过测试，2-sigma（95%概率）手动 FTE 如下所示：

洋区	2.0 海里
航路	1.0 海里
终端	1.0 海里
进近	0.5 海里

表附 5-2c 列举了 TO-T0 运行的北斗 RNAV 手动飞行的系统使用精度要求。

表附 5-2c 手动飞行时系统使用误差（95%置信度）

误差源	洋区（海里）	航路		终端区（海里）	非精密进近（海里）
		随机航线（海里）	V&J 航线（海里）		
位置点误差	0.017	0.017	0.017	0.017	0.017
CDI 居中（7）*	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1
飞行技术误差	2.0	1.0	1.0	1.0	0.5
系统使用精度**	2.01	1.02	1.02	1.02	0.51

表附 5-2d 耦合自动飞行控制时系统使用误差（95%置信度）

误差源	洋区（海里）	航路		终端区（海里）	非精密进近（海里）
		随机航线（海里）	V&J 航线（海里）		
位置点误差	0.017	0.017	0.017	0.017	0.017
CDI 居中（8）*	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
飞行技术误差（9）	0.25	0.25	0.25	0.25	0.125（10）
系统使用精度	0.25	0.25	0.25	0.25	0.17

注：（7）这是显示水平航迹偏差和计算航迹偏差之间的最大差别。

（8）假设飞行控制系统不使用 CDI 作为输入。

（9）仅自动驾驶仪。

（10）参见其他技术文件中的推算。

当使用自动耦合飞行时，北斗 RNAV 的系统使用精度是北斗定位精度、与航路点输入分辨率有关的航向选择误差、航向计算误差、飞行管理系统输入分辨率（2.47 弧度秒）的函数。耦合自动飞行控制预计为系统用户精度增加少于 0.25 海里的 FTE。表附 5-2d 列举了 TO-T0 运行所需的北斗 RNAV 2-sigma 耦合飞行系统使用精度。附录 E 提供了耦合飞行指引仪数据。

对于设备生产商和安装人员来说，在没有充分的统计数据下提供 FTE 数据的难度，使得 FTE 不能作为一个系统许可的要求。相应地，系统使用精度不是一个已确定的要求，而系统误差或定位精度则是一个已确定的要求。但是，已经制定了系统用户和空域规划者可以使用的 FTE 数值。

注：在规定或描述系统精度时，因为一些误差组成（例如，FTE）呈线性（一维）而其他误差提供 2 维或 3 维的精度（如，北斗位置），所以就会变得复杂。当规定线性精度时，通常使用 95%的置信度。当使用 2 维精度时，就使用 *drms* 不确定性估算，以及 *2drms*，即 2 倍水平径向误差。

水平径向误差的定义是指真实位置点到一组观测值中的位置点之间距离的均方根值，它在第一次定义一组任意方向的垂直坐标轴，且原点在真实位置点时经常使用。然后，每个坐标轴的方差再求和并计算平方根。当误差是椭圆分布时，这在静态、地基系统里经常出现，简便起见可以把这些轴当作误差椭圆的长轴和短轴。于是，置信度就与误差椭圆的延伸率有关。当误差椭圆变扁成一条线时，*2drms* 测量值的置信度接近 95%；当误差椭圆成为圆形时，置信度接近 98%。由于假设 95%的置信度，相对于实际可获得的精度，所有的误差预算都是保守的。只要不超过总误差预算，为了减少和均衡误差就可以使用该误差预算。传感器或其他组件的最佳性能在这种均衡下使用的程度会在生产商提供的安装指令中反映。这些指令预期包括将要形成的由均衡引起的使用设备的限制基础。超过这些的 FTE 数值必须由其他系统误差的相应减小来补偿。可见附录 E 对 FTE 的讨论。在确定沿航迹精度时不使用 FTE。

2.6.1 TO-FROM 航向计算效应

除了影响计算北斗设备位置精度的上述因素，还有在使用角度基准时，该位置与期望航向的联系好坏有关的计算误差。由于该误差是

和角度输入（1 度）有关，在靠近期望航向定义的航路点时这些误差会相当小，但随着远离航路点则会增加。由于使用北斗作为传感器的 TO-FROM 导航数值受到局限，并且只期望在短距离引导上使用，对于 TO-FROM 北斗 RNAV 导航就不会出现误差。

2.6.2 北向参考效应

北斗定位精度与所确定的飞越航线的航路点距离无关。然而，当把北斗用在只是由去到或来自一个航路点的一个径向（选择成 1.0 度）确定的航线上（TO-FROM 运行）时，在航向设定角度误差中，全部的系统水平航迹精度就和北斗位置精度，以及与航路点的距离有关。任何 TO-FROM 应用应该：

- a. 具有技术规范来保证航向使用恰当的北向参考。
- b. 在距离上受到适当的限制，以便在公布航线的完整航向中分辨率误差保持在误差预算内。

注：相对于 VOR/DME 定义航路点的航向导航的要求，在那些航向是由距离 VOR 北向的度数给出时，会引起最大的导航误差。这个“站北”可能与当前的本地磁北有大于 2 度的差异。

3.2 飞行技术误差

飞行技术误差包括飞行员对垂直引导仪表的解读误差，对航空器垂直控制的手动或自动驾驶启动误差，以及航空器响应特性引起的偏差。尚未建立垂直方向上 FTE 值。

4.0 试验台测试和飞行校验测试的统计意义

跟踪误差性能（见图附 5-1），或总系统使用精度，是 FTE 和系

统定位精度的组合。RNAV 导航系统的精度性能是按照 95%的概率规定的。这意味着，对于沿限定飞行路径的一条单一航程（例如，在两个航路点之间），在适当窗口里 95%的全部位置测量数据必须在规定的侧向航迹误差允许范围内。这说明 100 个飞行中有 95 个必须满足规定的侧向航迹容许误差。测量数据定义了一个置信间隔，其置信门限与精度标准进行比较。之所以是一个置信间隔是因为，期望的飞行路径是导航辅助设备正在估算的一个未知的固定的参数。计算的 95% 置信间隔是一个随机变量，覆盖了平均 95%的期望路径。

误差预算是以 95%的置信门限而不是 2σ 门限来定义是因为对于高斯随机过程，这两种规范基本上是相同的。一个给定事件将发生的概率是重要的参量，而不是 2σ 值。超过规定门限的概率仅仅是一个有意义的测量，是用来确定飞行中的航线宽度、决策窗、触地点和超障面。

虽然每个误差成分可以用一个样本方差 S_N^2 给出，但 95% 置信间隔的计算需要知道通常未知的潜在的概率分布函数。实际上，通过使用由测量数据确定的 2.5%和 97.5%的门限值，估算出置信间隔，以避免这种信息的匮乏。于是，总系统误差就由各个误差分量值的 95% 的 RSS 来确定。然后，混合测量误差样本的置信门限与适当的精度标准进行比较。

基于上述定义，应强调术语“95%概率的偏离”是指在全部导航辅助设备中，95%的设备偏离测量是介于 2.5%和 97.5%限制之间。规定的偏离误差值是最高和最低的百分比限制。

文献中几乎普遍采用基于 RSS 的混合误差分量。其中暗含的假设是误差分量满足一个线性模型，以及误差是不相关、均值为 0 的随机变量。线性模型的假设进一步暗示，导航系统定位误差和 FTE 之间没有耦合。

非相关误差分量假设的有效性取决于几个因素。很明显，误差分量在所有航线整体上都是不相关的。对于同一航线上的重复飞行，站点有关的误差可能是相关的，同时，设备偏差与漂移机制的特性有关。在单个飞行任务期间假设偏离是固定不变的。

附录 6 标准接收信号及干扰条件

1.0 引言

本附录规定了北斗接收机（导航天线）在 B1C 波段及其周围的射频干扰环境。它还描述了最小标准天线的频率选择性。本附录中的所有信号电平均以在天线端口测量的 dBm 为单位指定。测试中应按照本附录的要求施加干扰信号。

2.0 操作干扰环境

本附录中规定的干扰电平是在天线端口处定义的，与天线辐射图无关。

图附 6-1 表示操作干扰环境。该图中表示，对 CW 以外的带宽有干扰的区域被认为代表了带内和邻带干扰，其接收功率电平在图附 6-2 中定义为带宽的函数。图附 6-3 表示最低标准天线的频率选择性，以定义使用此类天线的设备的操作环境。

2.1 带内和邻带干扰

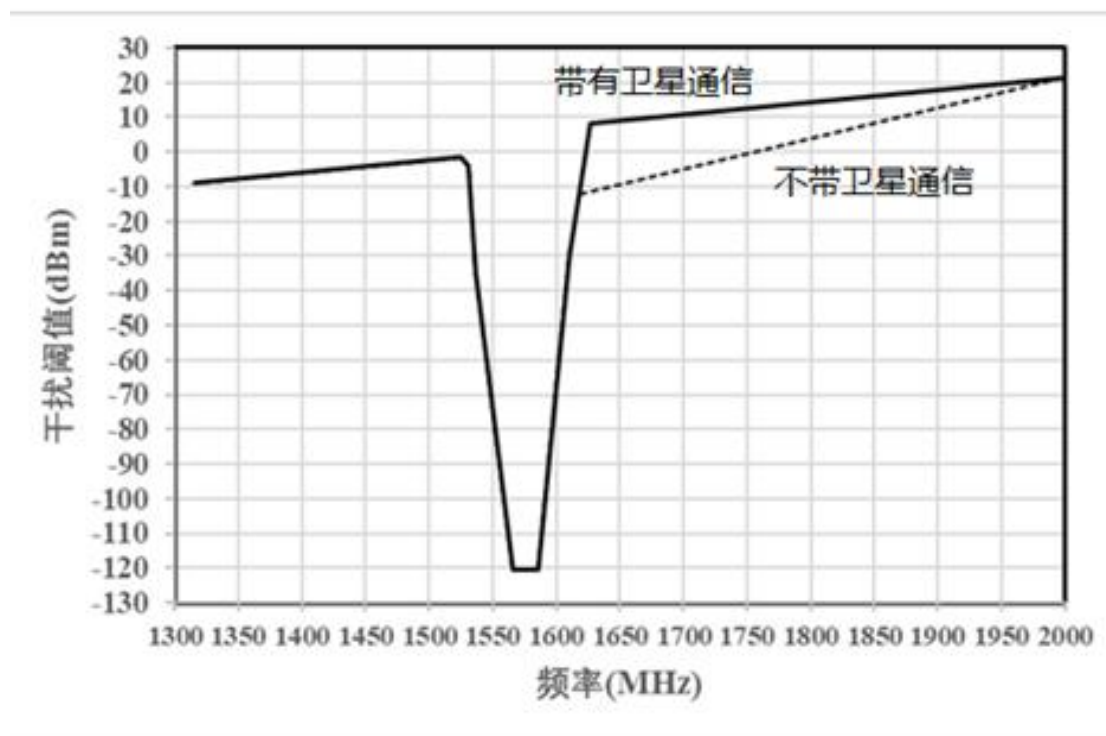
带内和邻带干扰环境适用于稳态运行。建立稳态导航后，当天线端口的干扰功率电平等于表附 6-1 和图附 6-1 规定的干扰门限，在天线端口的 BDS B1C 信号电平为 -133.5 dBm 时，接收机应满足性能目标。对于稳态导航之前的 BDS B1C 信号的初始捕获，带内和邻带干扰电平比稳态运行的限值低 6dB 时，接收机应满足性能目标。干扰带宽为 3dB 带宽。

表附 6-1 北斗 B1C 接收机稳态导航 CW 干扰门限

干扰信号频率范围 f_i	干扰电平
$1315\text{MHz} < f_i \leq 1525\text{MHz}$	从-9 dBm 线性增加至-1.5 dBm
$1525\text{MHz} < f_i \leq 1531\text{MHz}$	从-1.5 dBm 线性降低至-4 dBm
$1531\text{MHz} < f_i \leq 1536\text{MHz}$	从-4 dBm 线性降低至-35 dBm
$1536\text{MHz} < f_i \leq 1565.42\text{MHz}$	从-35 dBm 线性降低至-120.5 dBm
$1565.42\text{MHz} < f_i \leq 1585.42\text{MHz}$	-120.5 dBm
$1585.42\text{MHz} < f_i \leq 1610\text{MHz}$	从-120.5 dBm 线性增加至-30 dBm
$1610\text{MHz} < f_i \leq 1618\text{MHz}$	从-30 dBm 线性增加至-12 dBm*
$1618\text{MHz} < f_i \leq 2000\text{MHz}$	从-12 dBm 线性增加至 21.5 dBm*
$1618\text{MHz} < f_i \leq 1626.5\text{MHz}$	从-30 dBm 线性增加至 8 dBm**
$1626.5\text{MHz} < f_i \leq 2000\text{MHz}$	从 8 dBm 线性增加至 21.5 dBm**
$f_i > 2000\text{MHz}$	21.5 dBm

*适用于没有机载卫星通信的飞行器

**适用于有机载卫星通信的飞行器



图附 6-1 天线端口处的干扰功率

建立稳态导航后，当 $1575.42 \pm BW_1/2$ MHz 的频率范围存在带限类噪声干扰（Band-limited Noise-like Interference）信号，并且天线端口处该干扰信号的功率电平等于表附 6-2（功率为干扰信号带宽 BW_1 的函数）和图附 6-2 规定的干扰门限，并且在天线输出端 BDS B1C 信号电平为 -133.5 dBm 时，接收机应满足性能目标。在稳态导航之前初始捕获北斗 B1C 信号期间，干扰门限比表附 6-2 中规定的低 6 dB 时，接收机应满足性能目标。

注： BW_1 是干扰信号的等效噪声带宽。

表附 6-2 北斗 B1C 接收机稳态导航带限类噪声干扰门限

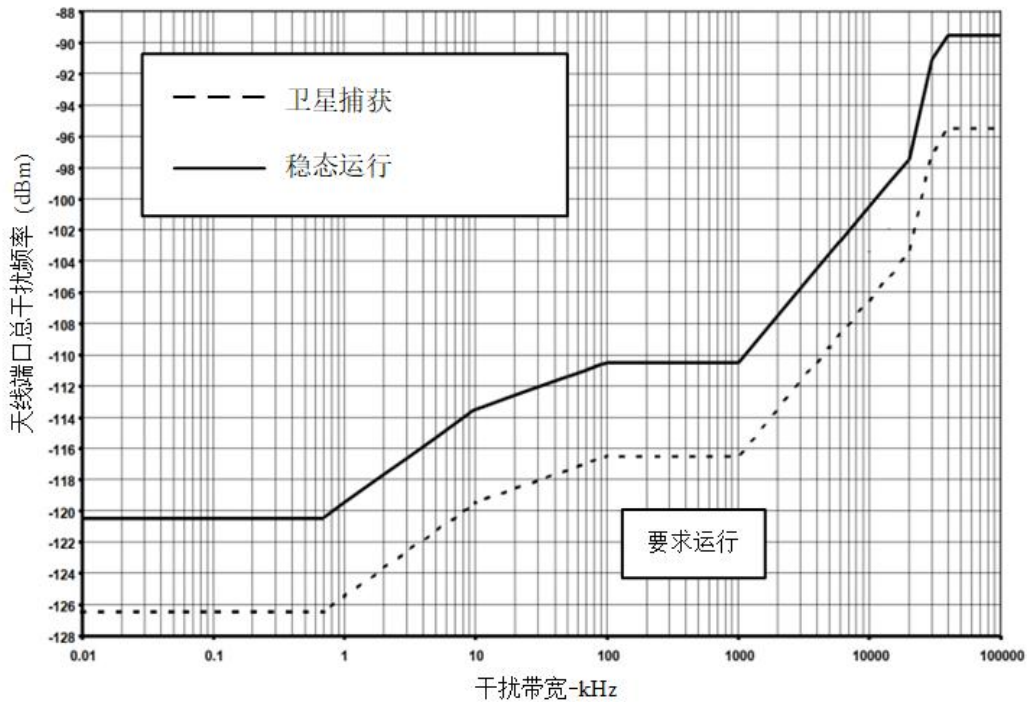
带宽	干扰功率
$0 \leq BW_1 \leq 700$ Hz	-120.5 dBm
$700 \text{ Hz} < BW_1 \leq 10$ kHz	从-120.5 dBm 线性增加至 -113.5 dBm
$10 \text{ kHz} < BW_1 \leq 100$ kHz	从-113.5 dBm 线性增加至 -110.5 dBm
$100 \text{ kHz} < BW_1 \leq 1$ MHz	-110.5 dBm
$1 \text{ MHz} < BW_1 \leq 20$ MHz	从-110.5 线性增加至 -97.5 dBm*
$20 \text{ MHz} < BW_1 \leq 30$ MHz	从-97.5 线性增加至 -91.1 dBm*
$30 \text{ MHz} < BW_1 \leq 40$ MHz	从-91.1 线性增加至 -89.5 dBm*
$40 \text{ MHz} < BW_1$	-89.5 dBm*

*在 1575.42 ± 10 MHz 的频率范围内，干扰电平不会超过 -110.5 dBm/MHz。

图附 6-1 和图附 6-2 的关系如下：在 $1575.42 \text{ MHz} \pm \frac{700}{2}$ Hz，图附 6-1 中的门限（该门限随带宽变化）与图附 6-2 中 0 到 700 Hz 带宽之间的干扰功率电平有关。对于带宽超出该范围的干扰，图附 6-1 中的门限电平（the level of mask）根据图附 6-2 的电平向上或向下调整。例如，对于图附 6-2 的上方曲线，带宽为 0.1kHz 的干扰将门限降低

到 1575.42MHz(-120.5 dBm)处的 CW 干扰门限，而带宽为 20MHz 的干扰将门限提高到 1575.42MHz，电平为-97.5dBm。

对于干扰中心频率偏离 1575.42MHz 的干扰信号，其干扰门限的描述将在本规范的后续版本中更新。



图附 6-2 带内和邻带干扰环境

2.1.1 带内和邻带脉冲干扰

进入稳定导航状态后，在所有飞行阶段运行的设备都可能在上述规定的带内频率范围内遭受如下所述特性的带外脉冲干扰：

表附 6-3 带内和邻带脉冲干扰

	BDS
峰值功率	+10 dBm
脉宽	125us
占空比	1%
信号带宽	1MHz

2.1.2 GNSS 噪声

GNSS 噪声是一种宽带噪声，其频谱密度对设备的影响与来自预期未来 GNSS 环境的总功率相同。由于不同的信号耦合和操作要求，表附 6-4 中指定了不同接收机功能的值。

表附 6-4 所有 GNSS 源的有效噪声密度

接收机功能	有效噪声密度 (dBm/Hz)
初始捕获 (仅 BDS)	-172.2
BDS 跟踪和重捕获	-171.9

2.2 带外干扰

带外连续波(CW)干扰信号可能高达表附 6-1 和图附 6-1 规定的电平。

2.2.1 带外脉冲干扰

进入稳定导航状态后，在所有飞行阶段运行的设备都可能在上述规定的带外频率范围内遭受如下所述特性的带外脉冲干扰：

表附 6-1 带外脉冲干扰

	BDS
峰值功率	+30 dBm
脉宽	125us
占空比	1%

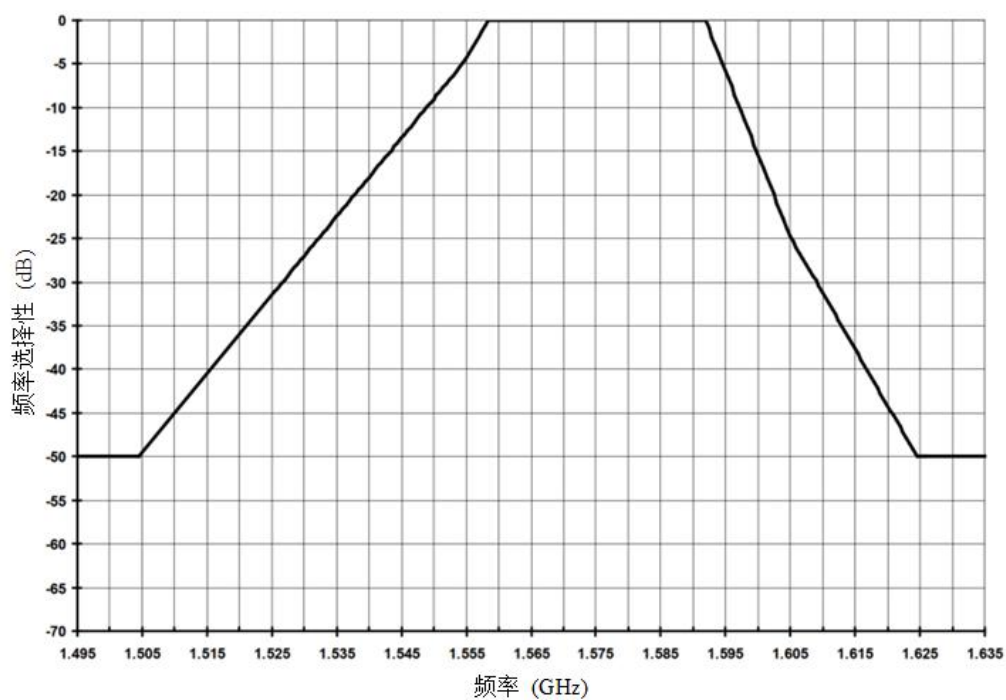
3.0 最低标准天线频率选择性

当由最低标准天线接收时，干扰信号至少会根据表附 6-5 和图附 6-3 中所示的频率选择性进行衰减。

表附 6-5 频率选择性

频率 (MHz)	选择性 (dB)
$1315 \leq f < 1504.42$	-50 dB
$1504.42 \leq f < 1554.42$	从 -50 dB 线性增加到 -5 dB

$1554.42 \leq f < 1558.42$	从 -5 dB 线性增加
$1558.42 \leq f \leq 1591.92$	0 dB
$1591.92 < f \leq 1605.42$	线性下降到 -25.35 dB
$1605.42 < f \leq 1625.42$	从 -25.35 dB 线性下降到 -50 dB
$1625.42 < f \leq 2000$	-50 dB



图附 6-3 频率选择性

附录 7 轨道参数

27 颗 BDS 卫星星座历书表:

历元: 2020 年 12 月 31 日 00:00:00

数据来源: <http://www.csno-tarc.cn/system/almanac>

PR N	偏心率	参考时 间(s)	轨道倾角偏 差(rad)	升交点赤经变 化率(r/s)	半长轴平方根 (m ^{1/2})	升交点赤经 (rad)	近地点角 距(rad)	平近点角 (rad)	钟偏(s)	钟漂(s/s)	北斗 周
19	5.875563947 5E-004	345600	0.96516057 58	-6.323477683-0 09	5282.628511	5.875109756 9-001	-1.1960600 29	2.448142681 9+000	6.7326391 -004	1.365574 -011	782
20	5.326757673 2E-004	345600	0.96515691 12	-6.405981120-0 09	5282.627695	5.881322828 5-001	-0.5234068 86	2.537369039 9+000	-9.096421 9-004	1.031175 -012	782
21	4.359731683 5E-004	345600	0.96443801 57	-6.420267429-0 09	5282.628443	5.899024956 5-001	-0.8002871 54	4.800819815 2-001	-7.736426 7-004	-1.44195 7-011	782
22	4.595498321 6E-004	345600	0.96444763 88	-6.379194290-0 09	5282.629004	5.898162142 0-001	0.2218349 56	2.399290731 4-001	-8.298751 1-004	-1.11910 4-011	782
23	1.964333932 9E-004	345600	0.95087128 21	-6.677063840-0 09	5282.618404	2.696063733 6+000	-0.2439724 43	1.762210341 9+000	-8.866824 2-004	4.715339 -012	782
24	7.018701871 9E-004	345600	0.95086277 82	-6.647062591-0 09	5282.614874	2.695882751 6+000	0.3840538 88	2.725634167 8+000	-7.350937 2-004	-4.77040 6-012	782

PR N	偏心率	参考时 间(s)	轨道倾角偏 差(rad)	升交点赤经变 化率(r/s)	半长轴平方根 (m 1/2)	升交点赤经 (rad)	近地点角 距(rad)	平近点角 (rad)	钟偏(s)	钟漂(s/s)	北斗 周
25	5.004487466 1E-004	345600	0.95206814 66	-6.682421206-0 09	5282.621058	2.670349405 1+000	0.3327319 00	1.957017523 9+000	-8.803677 0-004	-1.33164 5-011	782
26	7.859580218 8E-004	345600	0.95212307 77	-6.661348900-0 09	5282.621683	2.670910233 8+000	0.2949894 87	-2.72630482 06+000	9.6114119 -004	1.416289 -011	782
27	4.836942534 9E-004	345600	0.96625521 01	-7.237801483-0 09	5282.621870	-1.48427996 02+000	0.8169881 94	-2.19237536 42+000	4.5826181 -004	6.393996 -012	782
28	2.713522408 2E-004	345600	0.96615145 12	-7.202085710-0 09	5282.616467	-1.48444157 31+000	-2.1059749 15	1.519153703 5+000	-1.276255 3-004	4.570566 -012	782
29	4.468450788 4E-005	345600	0.96519894 09	-7.250302004-0 09	5282.616772	-1.52269348 11+000	0.8143459 47	2.524644969 1+000	3.3193733 -004	5.197620 -012	782
30	4.089267458 8E-004	345600	0.96513942 35	-7.279588938-0 09	5282.617266	-1.52215076 19+000	-0.1456863 59	-1.99469093 40+000	4.2460812 -004	5.417000 -012	782
32	2.547119511 3E-004	345600	0.96382465 81	-6.483841506-0 09	5282.629107	5.823899607 3-001	-1.2879523 32	-2.17268811 20+000	-8.814287 1-004	-7.81597 0-013	782
33	2.274304861 2E-004	345600	0.96385620 74	-6.385265972-0 09	5282.625898	5.822372116 0-001	0.0444763 13	-1.93021657 79+000	-8.928911 9-004	-1.65165 6-011	782
34	4.467407707 1E-004	345600	0.96325904 57	-7.383164681-0 09	5282.622993	-1.51899105 34+000	0.1236506 17	8.500584549 3-001	-7.742824 9-004	8.604672 -012	782

PR N	偏心率	参考时 间(s)	轨道倾角偏 差(rad)	升交点赤经变 化率(r/s)	半长轴平方根 (m 1/2)	升交点赤经 (rad)	近地点角 距(rad)	平近点角 (rad)	钟偏(s)	钟漂(s/s)	北斗 周
35	6.425650790 3E-004	345600	0.96332937 98	-7.289946512-0 09	5282.618286	-1.51912631 62+000	-0.0966608 23	2.663034890 8+000	-4.885492 3-004	1.782041 -011	782
36	6.514814449 5E-004	345600	0.95226541 23	-6.665991951-0 09	5282.616556	2.693381430 8+000	-1.3566692 72	5.180909573 0-001	-7.895721 3-004	1.023359 -011	782
37	6.526369834 3E-004	345600	0.95227852 45	-6.671706474-0 09	5282.615540	2.693219367 3+000	-0.7412497 87	1.485639378 2+000	-8.615033 0-004	1.297628 -012	782
38	1.711517456 0E-003	345600	0.97377553 22	-2.243664886-0 09	6493.043236	-6.47887429 08-001	-2.8325359 70	-7.59195403 19-001	1.2100161 -004	2.253308 -012	782
39	1.668391865 7E-003	345600	0.96027683 16	-2.016512567-0 09	6493.159714	1.406454917 1+000	3.1274046 27	-2.59180856 80+000	2.6906607 -005	6.137312 -013	782
40	1.947401091 5E-003	345600	1.01482848 06	-1.414701785-0 09	6493.401602	-2.68897699 26+000	-2.9470021 63	1.308907741 5+000	1.1631473 -004	3.544720 -012	782
41	1.228618086 3E-003	345600	0.96269409 30	-6.447054260-0 09	5282.624773	5.865696581 2-001	-1.7721400 33	-8.97115884 78-001	-9.346486 7-004	-5.59863 2-011	782
42	1.085469033 6E-003	345600	0.96273205 28	-6.441696894-0 09	5282.630098	5.871034125 6-001	-1.4196090 52	3.199146867 4-001	-7.688996 8-004	-2.24193 9-011	782
43	4.319656873 1E-004	345600	0.96023553 34	-7.338877122-0 09	5282.614906	-1.51757424 94+000	-0.0184381 67	2.340852318 2-001	-5.301907 6-004	-1.70778 9-011	782

PR N	偏心率	参考时 间(s)	轨道倾角偏 差(rad)	升交点赤经变 化率(r/s)	半长轴平方根 (m ^{1/2})	升交点赤经 (rad)	近地点角 距(rad)	平近点角 (rad)	钟偏(s)	钟漂(s/s)	北斗 周
44	6.324645364 7E-004	345600	0.96068860 35	-7.383164681-0 09	5282.620522	-1.51762245 40+000	0.0301274 65	1.744854954 8+000	-3.839051 3-005	1.960032 -011	782
45	5.463530542 3E-004	345600	0.95615248 08	-6.634919228-0 09	5282.616070	2.693509368 9+000	-0.1013324 51	-1.52412745 24+000	3.2230466 -004	1.008881 -011	782
46	8.385491091 8E-004	345600	0.95618504 24	-6.649562695-0 09	5282.622826	2.694025407 4+000	-0.1506909 33	8.503788895 8-002	4.7460873 -004	-1.71791 4-011	782

