

INTERNATIONAL STANDARD

NORME INTERNATIONALE



**Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Global navigation satellite systems (GNSS) –
Part 3: Galileo receiver equipment – Performance requirements, methods of testing and required test results**

**Matériels et systèmes de navigation et de radiocommunication maritimes –
Système mondial de navigation par satellite (GNSS) –
Partie 3: Matériel de réception Galileo – Exigences d'exploitation et de fonctionnement, méthodes d'essai et résultats d'essai exigés**



THIS PUBLICATION IS COPYRIGHT PROTECTED

Copyright © 2010 IEC, Geneva, Switzerland

All rights reserved. Unless otherwise specified, no part of this publication may be reproduced or utilized in any form or by any means, electronic or mechanical, including photocopying and microfilm, without permission in writing from either IEC or IEC's member National Committee in the country of the requester. If you have any questions about IEC copyright or have an enquiry about obtaining additional rights to this publication, please contact the address below or your local IEC member National Committee for further information.

Droits de reproduction réservés. Sauf indication contraire, aucune partie de cette publication ne peut être reproduite ni utilisée sous quelque forme que ce soit et par aucun procédé, électronique ou mécanique, y compris la photocopie et les microfilms, sans l'accord écrit de l'IEC ou du Comité national de l'IEC du pays du demandeur. Si vous avez des questions sur le copyright de l'IEC ou si vous désirez obtenir des droits supplémentaires sur cette publication, utilisez les coordonnées ci-après ou contactez le Comité national de l'IEC de votre pays de résidence.

IEC Central Office
3, rue de Varembe
CH-1211 Geneva 20
Switzerland

Tel.: +41 22 919 02 11
Fax: +41 22 919 03 00
info@iec.ch
www.iec.ch

About the IEC

The International Electrotechnical Commission (IEC) is the leading global organization that prepares and publishes International Standards for all electrical, electronic and related technologies.

About IEC publications

The technical content of IEC publications is kept under constant review by the IEC. Please make sure that you have the latest edition, a corrigenda or an amendment might have been published.

IEC Catalogue - webstore.iec.ch/catalogue

The stand-alone application for consulting the entire bibliographical information on IEC International Standards, Technical Specifications, Technical Reports and other documents. Available for PC, Mac OS, Android Tablets and iPad.

IEC publications search - www.iec.ch/searchpub

The advanced search enables to find IEC publications by a variety of criteria (reference number, text, technical committee,...). It also gives information on projects, replaced and withdrawn publications.

IEC Just Published - webstore.iec.ch/justpublished

Stay up to date on all new IEC publications. Just Published details all new publications released. Available online and also once a month by email.

Electropedia - www.electropedia.org

The world's leading online dictionary of electronic and electrical terms containing 20 000 terms and definitions in English and French, with equivalent terms in 15 additional languages. Also known as the International Electrotechnical Vocabulary (IEV) online.

IEC Glossary - std.iec.ch/glossary

65 000 electrotechnical terminology entries in English and French extracted from the Terms and Definitions clause of IEC publications issued since 2002. Some entries have been collected from earlier publications of IEC TC 37, 77, 86 and CISPR.

IEC Customer Service Centre - webstore.iec.ch/csc

If you wish to give us your feedback on this publication or need further assistance, please contact the Customer Service Centre: csc@iec.ch.

A propos de l'IEC

La Commission Electrotechnique Internationale (IEC) est la première organisation mondiale qui élabore et publie des Normes internationales pour tout ce qui a trait à l'électricité, à l'électronique et aux technologies apparentées.

A propos des publications IEC

Le contenu technique des publications IEC est constamment revu. Veuillez vous assurer que vous possédez l'édition la plus récente, un corrigendum ou amendement peut avoir été publié.

Catalogue IEC - webstore.iec.ch/catalogue

Application autonome pour consulter tous les renseignements bibliographiques sur les Normes internationales, Spécifications techniques, Rapports techniques et autres documents de l'IEC. Disponible pour PC, Mac OS, tablettes Android et iPad.

Recherche de publications IEC - www.iec.ch/searchpub

La recherche avancée permet de trouver des publications IEC en utilisant différents critères (numéro de référence, texte, comité d'études,...). Elle donne aussi des informations sur les projets et les publications remplacées ou retirées.

IEC Just Published - webstore.iec.ch/justpublished

Restez informé sur les nouvelles publications IEC. Just Published détaille les nouvelles publications parues. Disponible en ligne et aussi une fois par mois par email.

Electropedia - www.electropedia.org

Le premier dictionnaire en ligne de termes électroniques et électriques. Il contient 20 000 termes et définitions en anglais et en français, ainsi que les termes équivalents dans 15 langues additionnelles. Egalement appelé Vocabulaire Electrotechnique International (IEV) en ligne.

Glossaire IEC - std.iec.ch/glossary

65 000 entrées terminologiques électrotechniques, en anglais et en français, extraites des articles Termes et Définitions des publications IEC parues depuis 2002. Plus certaines entrées antérieures extraites des publications des CE 37, 77, 86 et CISPR de l'IEC.

Service Clients - webstore.iec.ch/csc

Si vous désirez nous donner des commentaires sur cette publication ou si vous avez des questions contactez-nous: csc@iec.ch.

INTERNATIONAL STANDARD

NORME INTERNATIONALE



**Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Global navigation satellite systems (GNSS) –
Part 3: Galileo receiver equipment – Performance requirements, methods of testing and required test results**

**Matériels et systèmes de navigation et de radiocommunication maritimes –
Système mondial de navigation par satellite (GNSS) –
Partie 3: Matériel de réception Galileo – Exigences d'exploitation et de fonctionnement, méthodes d'essai et résultats d'essai exigés**

INTERNATIONAL
ELECTROTECHNICAL
COMMISSION

COMMISSION
ELECTROTECHNIQUE
INTERNATIONALE

ICS 47.020.70

ISBN 978-2-8322-3116-6

**Warning! Make sure that you obtained this publication from an authorized distributor.
Attention! Veuillez vous assurer que vous avez obtenu cette publication via un distributeur agréé.**

CONTENTS

FOREWORD.....	5
1 Scope.....	7
2 Normative references	7
3 Terms, definitions and abbreviations	8
3.1 Terms and definitions	8
3.2 Abbreviations	8
4 Minimum performances standards	9
4.1 Object	9
4.2 Galileo receiver equipment.....	10
4.2.1 Minimum facilities	10
4.2.2 Configuration.....	10
4.2.3 Quality assurance.....	10
4.3 Performance standards for Galileo receiver equipment.....	10
4.3.1 General	10
4.3.2 Equipment output	11
4.3.3 Accuracy	12
4.3.4 Acquisition.....	12
4.3.5 Antenna and input/output connections.....	13
4.3.6 Antenna design	13
4.3.7 Dynamic range	13
4.3.8 Protection from specific interfering signals.....	13
4.3.9 Position update	14
4.3.10 Differential Galileo input.....	14
4.3.11 Navigational warnings and status indications.....	14
4.3.12 Output of COG, SOG and UTC	18
4.3.13 Typical interference conditions	19
5 Methods of testing and required test results	19
5.1 Test sites	19
5.2 Test sequence.....	20
5.3 Test signals.....	20
5.4 Determination of accuracy	21
5.5 General requirements and presentation requirements.....	21
5.5.1 Normal conditions.....	21
5.5.2 General requirements	21
5.5.3 Presentation requirements.....	21
5.6 Receiver tests	21
5.6.1 Galileo receiver equipment.....	21
5.6.2 Position output	22
5.6.3 Equipment output	22
5.6.4 Accuracy	22
5.6.5 Acquisition.....	23
5.6.6 Antenna and input/output connections	24
5.6.7 Antenna design	24
5.6.8 Sensitivity and dynamic range	24
5.6.9 Protection from other shipborne transmitters	25

5.6.10	Position update	25
5.6.11	Differential Galileo input	26
5.6.12	Navigational warnings and status indications	26
5.6.13	Accuracy of COG and SOG	29
5.6.14	Validity of COG and SOG information	29
5.6.15	Output of UTC	30
5.7	Tests for typical RF interference conditions	30
5.7.1	Simulator conditions	30
5.7.2	Navigation solution accuracy test	30
5.7.3	Re-acquisition test	31
Annex A (informative)	Galileo navigation signals characteristics	33
Annex B (informative)	The Galileo integrity concept	35
Annex C (informative)	Receiver autonomous integrity monitoring (RAIM)	41
Annex D (normative)	Galileo standard received signals and interference environment	51
Annex E (informative)	Galileo RAIM testing	56
Bibliography		58
Figure B.1	– Graphical illustration of SISA and SISMA [GIC05]	37
Figure C.1	– Navigation alerts and FDE events	42
Figure C.2	– RNP parameters	43
Figure C.3	– Receiver autonomous integrity monitoring (RAIM)	44
Figure C.4	– Position errors	45
Figure C.5	– Decision threshold and minimum detectable bias for the (W)SSE statistic	46
Figure C.6	– Maximum residual test statistic	47
Figure C.7	– Geometry screening	48
Figure D.1	– E5 in-band and near-band maximum CW RFI levels	52
Figure D.2	– E1 in-band and near-band maximum CW RFI levels	53
Figure D.3	– E5 Maximum in-band CW/NBI RFI levels	54
Figure D.4	– E1 Maximum in-band CW/NBI RFI levels	54
Table 1	– Acquisition time limits	13
Table 2	– RAIM integrity states	17
Table 3	– Integrity states corresponding to the Galileo integrity message	18
Table 4	– Accuracy of COG	19
Table 5	– RF interference values	31
Table A.1	– General characteristics of the Galileo navigation signals	33
Table A.2	– General characteristics of Galileo observables	34
Table B.1	– Integrity flag values	38
Table C.1	– Galileo satellite failure [GIC05]	49
Table C.2	– RAIM-FDE parameters	50
Table D.1	– Minimum and maximum receiver power levels on ground	51
Table D.2	– Minimum and maximum levels at antenna port and receiver input	51
Table D.3	– Table of main characteristics of Figure D.1 above	52
Table D.4	– Table of main characteristics of Figure D.2	53

Table D.5 – E5 maximum in-band RFI levels versus bandwidth.....	54
Table D.6 – E5 maximum in-band RFI levels versus bandwidth.....	55
Table E.1 – Scenario overview.....	57

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61108-3:2010

INTERNATIONAL ELECTROTECHNICAL COMMISSION

**MARITIME NAVIGATION AND
RADIOCOMMUNICATION EQUIPMENT AND SYSTEMS –
GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS (GNSS) –****Part 3: Galileo receiver equipment –
Performance requirements, methods
of testing and required test results**

FOREWORD

- 1) The International Electrotechnical Commission (IEC) is a worldwide organization for standardization comprising all national electrotechnical committees (IEC National Committees). The object of IEC is to promote international co-operation on all questions concerning standardization in the electrical and electronic fields. To this end and in addition to other activities, IEC publishes International Standards, Technical Specifications, Technical Reports, Publicly Available Specifications (PAS) and Guides (hereafter referred to as "IEC Publication(s)"). Their preparation is entrusted to technical committees; any IEC National Committee interested in the subject dealt with may participate in this preparatory work. International, governmental and non-governmental organizations liaising with the IEC also participate in this preparation. IEC collaborates closely with the International Organization for Standardization (ISO) in accordance with conditions determined by agreement between the two organizations.
- 2) The formal decisions or agreements of IEC on technical matters express, as nearly as possible, an international consensus of opinion on the relevant subjects since each technical committee has representation from all interested IEC National Committees.
- 3) IEC Publications have the form of recommendations for international use and are accepted by IEC National Committees in that sense. While all reasonable efforts are made to ensure that the technical content of IEC Publications is accurate, IEC cannot be held responsible for the way in which they are used or for any misinterpretation by any end user.
- 4) In order to promote international uniformity, IEC National Committees undertake to apply IEC Publications transparently to the maximum extent possible in their national and regional publications. Any divergence between any IEC Publication and the corresponding national or regional publication shall be clearly indicated in the latter.
- 5) IEC itself does not provide any attestation of conformity. Independent certification bodies provide conformity assessment services and, in some areas, access to IEC marks of conformity. IEC is not responsible for any services carried out by independent certification bodies.
- 6) All users should ensure that they have the latest edition of this publication.
- 7) No liability shall attach to IEC or its directors, employees, servants or agents including individual experts and members of its technical committees and IEC National Committees for any personal injury, property damage or other damage of any nature whatsoever, whether direct or indirect, or for costs (including legal fees) and expenses arising out of the publication, use of, or reliance upon, this IEC Publication or any other IEC Publications.
- 8) Attention is drawn to the Normative references cited in this publication. Use of the referenced publications is indispensable for the correct application of this publication.
- 9) Attention is drawn to the possibility that some of the elements of this IEC Publication may be the subject of patent rights. IEC shall not be held responsible for identifying any or all such patent rights.

International Standard IEC 61108-3 has been prepared by IEC technical committee 80: Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems.

This bilingual version (2016-01) corresponds to the monolingual English version, published in 2010-05.

The text of this standard is based on the following documents:

FDIS	Report on voting
80/590/FDIS	80/595/RVD

Full information on the voting for the approval of this standard can be found in the report on voting indicated in the above table.

The French version of this standard has not been voted upon.

This publication has been drafted in accordance with the ISO/IEC Directives, Part 2.

A list of all the parts in the IEC 61108 series, under the general title: *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Global navigation satellite systems (GNSS)*, can be found on the IEC website.

The committee has decided that the contents of this publication will remain unchanged until the stability date indicated on the IEC web site under "<http://webstore.iec.ch>" in the data related to the specific publication. At this date, the publication will be

- reconfirmed,
- withdrawn,
- replaced by a revised edition, or
- amended.

IMPORTANT – The 'colour inside' logo on the cover page of this publication indicates that it contains colours which are considered to be useful for the correct understanding of its contents. Users should therefore print this document using a colour printer.

MARITIME NAVIGATION AND RADIOCOMMUNICATION EQUIPMENT AND SYSTEMS – GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS (GNSS) –

Part 3: Galileo receiver equipment – Performance requirements, methods of testing and required test results

1 Scope

This part of IEC 61108 specifies the minimum performance standards, methods of testing and required test results for Galileo shipborne receiver equipment, based on IMO resolution MSC.233(82), which uses the signals from the Galileo Global Navigation Satellite System in order to determine position. It takes account of the general requirements given in IMO resolution A.694(17) and is associated with IEC 60945. When a requirement in this standard is different from IEC 60945, the requirement in this standard takes precedence. It also takes account, as appropriate, of requirements for the presentation of navigation-related information on shipborne navigational displays given in IMO resolution MSC.191(79) and is associated with IEC 62288.

A description of the Galileo Open Service and Safety of Life Service is given in the Galileo interface control documents (see Bibliography). This receiver standard applies to navigation in ocean waters for the open service and harbour entrances, harbour approaches and coastal waters for the Safety of Life service, as defined in IMO resolution A.953(23).

All text of this standard, whose meaning is identical to that in IMO resolution MSC.233(82), is printed in *italics* and the resolution and paragraph numbers are indicated in brackets i.e. (M.233/A1.2).

The requirements in Clause 4 are cross-referenced to the tests in Clause 5 and vice versa.

2 Normative references

The following referenced documents are indispensable for the application of this document. For dated references, only the edition cited applies. For undated references, the latest edition of the referenced document (including any amendments) applies.

IEC 60721-3-6:1987, *Classification of environmental conditions – Part 3-6: Classification of groups of environmental parameters and their severities – Ship environment*

IEC 60945, *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – General requirements – Methods of testing and required test results*

IEC 61108-1:2003, *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Global navigation satellite systems (GNSS) – Part 1: Global positioning system (GPS) – Receiver equipment – Performance standards, methods of testing and required test results*

IEC 61108-4, *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Global navigation satellite systems (GNSS) – Part 4: Shipborne DGPS and DGLONASS maritime radio beacon receiver equipment – Performance requirements, methods of testing and required test results*

IEC 61162 (all parts), *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Digital interfaces*

IEC 61162-1, *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Digital interfaces – Part 1: Single talker and multiple listeners*

IEC 62288, *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Presentation of navigation-related information on shipborne navigational displays – General requirements – Methods of testing and required test results*

IMO resolution A.694(17), *General requirements for shipborne radio equipment forming part of the Global maritime distress and safety system (GMDSS) and for electronic navigational aids*

IMO resolution A.915(22), *Revised maritime policy and requirements for a future Global Navigation Satellite System (GNSS)*

IMO resolution A.953(23), *World-wide radionavigation system*

IMO resolution MSC.233(82), *Adoption of the Performance Standards for Shipborne GALILEO Receiver Equipment*

ITU-R Recommendation M.823-3, *Technical characteristics of differential transmissions for Global Navigation Satellite Systems from maritime radio beacons in the frequency band 283.5-315 kHz in Region 1 and 285-325 kHz in Regions 2 and 3*

RTCM 10402 RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, Version 2.4

3 Terms, definitions and abbreviations

For the purposes of this document, the following terms, definitions and abbreviations apply.

NOTE All definitions and abbreviations used are the same as those used in the Galileo performance signal specification.

3.1 Terms and definitions

3.1.1

integrity

ability of the system to provide users with warnings within a specified time when the system should not be used for navigation

3.2 Abbreviations

Compass	Beidou-2 GNSS (China)
COG	Course Over Ground
CW	Continuous Wave
dGalileo, dGPS, dGLONASS	Differential Galileo, GPS, GLONASS
EUT	Equipment Under Test
FDE	Fault Detection and Exclusion
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
GLONASS	GLOBAL Navigation Satellite System
GTRF	Galileo Terrestrial Reference Frame

ITRF	International Terrestrial Frame
HAL	Horizontal Alert Limit
HDOP	Horizontal Dilution Of Precision
HPL	Horizontal Protection Limit
HMI	Hazardous Misleading Information
MDE	Marginally Detectable Error
NB	Narrow Band
pdf	Probability distribution function
PDOP	Position Dilution Of Precision
P_{HMI}	Probability of hazardous misleading error
PVT	Position, Velocity, Time
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitor
RF	Radio Frequency
RFCS	Radio Frequency Constellation Simulator
RFI	Radio Frequency Interference
SDME	Speed and Distance Measuring Equipment
SIS	Signal in space
SOG	Speed Over Ground
SV	Space Vehicle
TTA	Time-to-alarm
ULS	Up-Link Station
UTC	Universal Time Coordinated
VAL	Vertical Alert Limit
VPL	Vertical Protection Limit
WB	Wide Band

4 Minimum performances standards

4.1 Object

Galileo provides two different services of use for the maritime community.

(M.233/A1.3) *The Galileo Open Service provides positioning, navigation and timing services, free of direct user charges. The Open Service can be used on one (L1, E5a, E5b), two (L1 and E5a or L1 and E5b) or three (L1, E5a and E5b) frequencies.*

(M.233/A1.4) *The Galileo Safety of Life Service can be used on one (L1 or E5b) or two (L1 and E5b) frequencies. Each of the L1 and E5b frequencies carries a navigation data message that includes integrity information. The E5a frequency does not include integrity data.*

(M.233/A1.5) *Galileo receiver equipment intended for navigation purposes on ships of speeds not exceeding 70 knots, in addition to the general requirements specified in IEC 60945, shall comply with the following minimum performance requirements.*

(M.233/A1.6) *These standards cover the basic requirements of position fixing, determination of course over ground (COG), speed over ground (SOG) and timing, either for navigation purposes or as input to other functions. The standards do not cover the other computational facilities which may be in the equipment nor cover the requirements for any other systems that may take input from the Galileo receiver. Other computational activity, input/output*

activity or extra display functions which may be provided shall not degrade the performance of the equipment below the minimum performance standards set out in this standard.

4.2 Galileo receiver equipment

(See 5.6.1)

4.2.1 Minimum facilities

(M.233/A2.1) The words “Galileo receiver equipment” as used in these performance standards include all the components and units necessary for the system properly to perform its intended functions. The Galileo receiver equipment shall include the following minimum facilities:

- .1 antenna capable of receiving Galileo signals;*
- .2 Galileo receiver and processor;*
- .3 means of accessing the computed latitude/longitude position;*
- .4 data control and interface; and*
- .5 position display and, if required, other forms of output.*

NOTE If Galileo forms part of an approved Integrated Navigation System (INS), requirements of .3, .4 and .5 may be provided within the INS.

4.2.2 Configuration

The Galileo receiver equipment may be supplied in one of several configurations to provide the necessary position information. Examples are as follows:

- stand-alone receiver with means of accessing computed position via a keyboard with the positional information suitably displayed;
- Galileo black box receiver fed with operational parameters from external devices/remote locations and feeding an integrated system with means of access to the computed position via an appropriate interface, and the positional information available to at least one remote location.

The above examples should not be implied as limiting the scope of future development.

4.2.3 Quality assurance

The equipment shall be designed, produced and documented by companies complying with approved quality systems as applicable.

4.3 Performance standards for Galileo receiver equipment

4.3.1 General

(See 5.6.2)

(M.233/A3.1) The Galileo receiver equipment shall be capable of receiving and processing the Galileo positioning and velocity, and timing signals on:

- i) for a single frequency receiver, the L1 frequency alone. The receiver shall use the ionospheric model broadcast to the receiver by the constellation to generate ionospheric corrections;*
- ii) for a dual frequency receiver, either the L1 and E5b frequencies or the L1 and E5a frequencies. The receiver shall use dual frequency processing to generate ionospheric corrections;*

A detailed description of the Galileo Navigation Signal Characteristics is given in Annex A.

(M.233/A3.2) The Galileo receiver equipment shall provide position information in latitude and longitude in degrees, minutes and thousandths of minutes;

NOTE Galileo uses Galileo Terrestrial Reference Frame System (GTRF) datum which is a realization of the International Terrestrial Reference Frame (ITRF) system and differs from WGS 84 by less than 5 cm worldwide.

(M.233/A3.3) The Galileo receiver equipment shall provide time referenced to universal time coordinated UTC (Bureau International des Poids et Mesures).

4.3.2 Equipment output

(See 5.6.3)

(M.233/A3.4) The Galileo receiver equipment shall be provided with at least two outputs from which position information, UTC, course over ground (COG), speed over ground (SOG) and alarms can be supplied to other equipment. The output of position information shall be based on the WGS84 datum and shall be in accordance with IEC 61162. The output of UTC, course over ground (COG), speed over ground (SOG) and alarms shall be consistent with the requirements of M.233/A3.16 and M.233/A3.18;

(M.233/A3.17) The Galileo receiver equipment shall have at least one normally closed contact which shall indicate failure of the Galileo receiver equipment;

(M.233/A3.18) The Galileo receiver equipment shall have a bidirectional interface to facilitate communication so that alarms can be transferred to external systems and so that audible alarms from the Galileo receiver can be acknowledged from external systems; the interface shall comply with IEC 61162.

For reporting purposes the following sentences shall be available in any combination.

DTM – Datum reference (see IEC 61162-1)
GBS – GNSS Satellite fault detection (see IEC 61162-1)
GFA – GNSS Fix Accuracy and integrity (see IEC 61162-1)
GNS – GNSS fix data (see IEC 61162-1)
RMC – Recommended minimum specific GNSS data (see IEC 61162-1)
ZDA – Time and date (see IEC 61162-1)

If a sentence uses a datum other than WGS-84 then the DTM sentence shall be used in compliance with IEC 61162-1.

For alarm reporting purposes the following sentences shall be available.

ALR – Set Alarm State (see IEC 61162-1)
ACK – Acknowledge Alarm (see IEC 61162-1)

In addition, for integrating with other navigational aids, the following sentences may be available in any combination.

GRS – GNSS range residuals (see IEC 61162-1)
GSA – GNSS DOP and active satellites (see IEC 61162-1)
GST – GNSS pseudo-range error statistics (see IEC 61162-1)
GSV – GNSS satellites in view (see IEC 61162-1)

NOTE GBS, GRS, GSA, GST, GSV are required to support external integrity checking. They are to be synchronized with corresponding fix data (GNS).

4.3.3 Accuracy

(See 5.6.4)

4.3.3.1 Static position accuracy

(M.233/A3.5) *The Galileo receiver equipment shall have static accuracy such that the position of the antenna is determined to within:*

- i) *15 m horizontal (95 %) and 35 m vertical (95 %) for single frequency operations on the L1 frequency;*
- ii) *10 m horizontal (95 %) and 10 m vertical (95 %) for dual frequency operations on L1 and E5a or L1 and E5b frequencies.*

NOTE The minimum accuracy requirements specified for dual frequency processing are based on the performance requirements established in IMO resolution A.915(22) and IMO resolution A.953(23) for navigation in harbour entrances, harbour approaches and coastal waters. The Galileo Safety of Life service is expected to be able to provide better accuracy (4 m horizontal 95 % and 8 m vertical 95 %).

4.3.3.2 Dynamic position accuracy

(M.233/A3.6) *The Galileo receiver equipment shall have dynamic accuracy equivalent to the static accuracy specified in 4.3.3.1 above under the sea states and motion experienced in ships as described in IMO resolution A.694(17), IEC 60721-3-6 and IEC 60945.*

4.3.4 Acquisition

(See 5.6.5)

(M.233/A3.9) *The Galileo receiver equipment shall be capable of selecting automatically the appropriate satellite-transmitted signals to determine the ship's position and velocity, and time with the required accuracy and update rate;*

(M.233/A3.12) *The Galileo receiver equipment shall be capable of acquiring position, velocity and time to the required accuracy within 5 min when there is no valid almanac data (cold start);*

(M.233/A3.13) *The Galileo receiver equipment shall be capable of acquiring position, velocity and time to the required accuracy within 1 min when there is valid almanac data (warm start);*

(M.233/A3.14) *The Galileo receiver equipment shall be capable of re-acquiring position, velocity and time to the required accuracy within 1 min when there has been a service interruption of 60 s or less;*

Acquisition is defined as the processing of Galileo satellite signals to obtain a position fix within the required accuracies.

Three conditions of the Galileo receiver equipment are set out under which the minimum performance standards shall be met.

Condition A

Initialization (cold start) – the equipment has

- been transported over large distances (>1 000 km to <10 000 km) without power or Galileo signals or by the deletion of the current almanac; or
- not been powered for >7 days.

Condition B

Warm start – the equipment has a valid almanac (Power outage and/or interruption of Galileo signal reception for at least 24 h).

Condition C

Brief interruption of power for 60 s.

No user action other than applying power and providing a clear view from the antenna for the Galileo signals shall be necessary, from any of the initial conditions above, in order to achieve the required acquisition time limits in Table 1.

Table 1 – Acquisition time limits

Equipment condition	A	B	C
Acquisition time limits (min)	5	1	1

4.3.5 Antenna and input/output connections

(See 5.6.6)

(M.233/A5) *Precautions shall be taken to ensure that no permanent damage can result from an accidental short circuit or grounding of the antenna or any of its input or output connections or any of the Galileo receiver equipment inputs or outputs for a duration of 5 min.*

4.3.6 Antenna design

(See 5.6.7)

(M.233/A2.2) *The antenna design shall be suitable for fitting at a position on the ship which ensures a clear view of the satellite constellation, taking into consideration any obstruction that might exist on the ship.*

4.3.7 Dynamic range

(See 5.6.8)

(M.233/A3.10) *The Galileo receiver equipment shall be capable of acquiring satellite signals with input signals having carrier levels in the range of -128 dBm to -118 dBm. Once the satellite signals have been acquired, the equipment shall continue to operate satisfactorily with satellite signals having carrier levels down to -131 dBm.*

4.3.8 Protection from specific interfering signals

(See 5.6.9)

The Galileo receiver equipment shall meet the following requirements:

- a) in a normal operating mode, i.e. switched on and with antenna attached, it is subject to radiation of 3 W/m^2 at a frequency of $1636,5 \text{ MHz}$ for 10 min. When the unwanted signal is removed and the Galileo receiver antenna is exposed to the normal Galileo satellite signals, the Galileo receiver equipment shall calculate valid position fixes within 5 min without further operator intervention;

NOTE 1 This is equivalent to exposing a Galileo antenna to radiation from an Inmarsat Fleet77 antenna at 10 m distance along the bore sight.

- b) in a normal operating mode, i.e. switched on, and with antenna attached, it is subject to radiation consisting of a burst of 10 pulses, each $1,0 \mu\text{s}$ to $1,5 \mu\text{s}$ long on a duty cycle of 1 600:1 at a frequency lying between $2,9 \text{ GHz}$ and $3,1 \text{ GHz}$ at power density of about $7,5 \text{ kW/m}^2$. The condition shall be maintained for 10 min with the bursts of pulses repeated every 3 s. When the unwanted signal is removed and the Galileo receiver antenna is exposed to the normal Galileo satellite signals, the receiver shall calculate valid position fixes within 5 min without further operator intervention.

NOTE 2 This condition is approximately equivalent to exposing the antenna to radiation from a 60 kW "S" Band marine radar operating at a nominal $1,2 \mu\text{s}$ pulse width at 600 pulses/s using a 4 m slot antenna rotating at

20 r/min with the Galileo antenna placed in the plane of the bore site of the radar antenna at a distance of 10 m from the centre of rotation.

Advice shall be given in the manual for adequate installation of the antenna unit, to minimize interference with other radio equipment such as marine radars, Inmarsat ship earth stations, etc.

4.3.9 Position update

(See 5.6.10)

(M.233/A3.15) The Galileo receiver equipment shall generate and output to a display and digital interface (conforming to IEC 61162) a new position solution at least once every 1 s for conventional craft and at least once every 0,5 s for high speed craft;

NOTE For high speed craft purposes the equipment should provide an IEC 61162-2 interface with a position update rate of 2 Hz.

(M.233/A3.7) The Galileo receiver equipment shall have position resolution equal or better than 0,001 minutes of latitude and longitude;¹

4.3.10 Differential Galileo input

(See 5.6.11)

(M.233/A3.19) The Galileo receiver equipment shall have the facilities to process differential Galileo (dGalileo) data fed to it in accordance with the standards of Recommendation ITU-R M.823 and an appropriate RTCM standard, and provide indication of the reception of dGalileo signals and whether they are being applied to the ship's position.

When a dual frequency Galileo receiver is equipped with a differential receiver, performance standards for static and dynamic accuracies (4.3.3.1 and 4.3.3.2) shall be 10 m (95 %) together with integrity monitoring.

When a single frequency Galileo receiver is equipped with a differential receiver, performance standards for static and dynamic accuracies (4.3.3.1 and 4.3.3.2) shall be 10 m (95 %).

An integrated dGalileo receiver shall have an ITU-R M.823 compliant asynchronous full duplex serial input/output port for testing in compliance with IEC 61108-4. The data input/output port shall be supplied for testing purposes only.

NOTE It is intended that the standard for the differential Galileo receiver will be contained in a future revision of IEC 61108-4.

4.3.11 Navigational warnings and status indications

(See 5.6.12)

4.3.11.1 Position

(M.233/A4.1) The Galileo receiver equipment shall also indicate whether the performance of Galileo is outside the bounds of requirements for general navigation in the ocean, coastal, port approach and restricted waters, and inland waterway phases of the voyage as specified in either IMO resolution A.953(23) or Appendix 2 to IMO resolution A.915(22) and any subsequent amendments as appropriate.

The Galileo receiver equipment shall as a minimum:

¹ It should be noted that AIS receivers require 0,0001 minutes of latitude and longitude.

- a) (M.233/A4.1.1) *provide a warning within 5 s of loss of position or if a new position based on the information provided by the Galileo constellation has not been calculated for more than 1 s for conventional craft and 0,5 s for high speed craft. Under such conditions the last known position and time of last valid fix, with the explicit indication of the state so that no ambiguity can exist, shall be output until normal operation is resumed;*
- b) (M.233/A3.19) *provide differential Galileo status indication of:*
 - 1) *the receipt of dGalileo signals; and*
 - 2) *whether they are being applied to the indicated ship's position;*
- c) display dGalileo text messages. The Galileo receiver either shall have as a minimum the capability of displaying appropriate dGalileo text messages or forwarding those messages for display on a remote system;
- d) provide an indication of the navigational status.

(M.233/A4.2) For receivers having the capability to process the Galileo Safety of Life Service, integrity monitoring and alerting algorithms shall be based on a suitable combination of the Galileo integrity message and receiver autonomous integrity monitoring (RAIM). The receiver shall provide an alarm within 10 s Time to Alarm (TTA) of the start of an event if an alert limit of 25 m Horizontal Alert Limit (HAL) is exceeded for a period of at least 3 s. The probability of detection of the event shall be better than 99,999 % over 3-hour period (integrity risk $\leq 10^{-5}$ /3 h.

The navigational status for different position accuracy levels shall be expressed in three navigational states

safe,
caution and
unsafe.

The conditions for a “Safe” navigational state are as follows:

- a) the estimated error (95 % confidence) along the major axis of the error ellipse is less than the selected accuracy level corresponding to the actual navigation mode, and
- b) integrity is available and within the requirements for the actual navigation mode, and
- c) a new position has been calculated within 1 s for a conventional craft and 0,5 s for a high speed craft

The conditions for a “Caution” navigational state is that integrity has not been available for a period of at least 3 s.

The conditions for an “Unsafe” navigational state are as follows:

- a) the estimated error (95 % confidence) along the major axis of the error ellipse is greater than the selected accuracy level corresponding to the actual navigation mode, and/or
- b) integrity is available but exceeds the requirements for the actual navigation mode for a period of at least 3 s, and/or
- c) a new valid position has not been calculated for more than 1 s for a conventional craft and 0,5 s for a high speed craft.

The navigational status shall be continuously displayed along with an indication of the accuracy level selected. The navigational status and the accuracy level selected shall be provided to other equipment in accordance with the equipment output requirements.

The manufacturers may use colours for navigational status indication and if so the following colours shall be used:

“Safe” shall be green,
 “Caution” shall be yellow, and
 “Unsafe” shall be red.

A change in the navigational status shall be indicated within 10 s.

For receiver equipment which does not provide information by a dedicated display, the provision of the navigational status indication and the selected accuracy level with an appropriate output interface is mandatory.

4.3.11.2 Integrity monitoring

The Galileo receiver equipment shall incorporate integrity monitoring to determine if the probability of an undetected position failure exceeds the integrity risk limit for the actual navigation mode and provide an integrity indication.

NOTE 1 The Galileo integrity concept is explained in Annex B.

Integrity calculations shall be expressed either in terms of the integrity risk (P_{HMI}) at HAL or the horizontal protection limit (HPL), which is the radius of a circle in the horizontal plane with its centre in the true position which is assured to contain the indicated horizontal position with a probability consistent with the integrity risk level.

NOTE 2 In the RAIM literature this is also referred to as the marginally detectable error (MDE). The protection level is equivalent to the maximum MDE for the satellites used in the position solution.

A receiver capable of receiving the Safety of Life service shall use the Galileo integrity message to determine the integrity status. The accuracy levels shall be user selectable for 10 m and 100 m for general navigation (see IMO resolution A.953(23)), and the corresponding protection levels are 25 m and 250 m respectively. Additional accuracy levels for user selection may be provided.

The integrity monitoring shall be based on the following sources:

- a) Galileo Safety of Life integrity message when available, and
- b) Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM).

An integrity indication shall be used to present the result of the integrity calculation with reference to the selected accuracy level appropriate for the vessel's operational mode. The integrity indication refers to the “Safe”, “Caution” and “Unsafe” states of the navigational warning indicator.

As a minimum, the source of the integrity status indication, other than for the safe state, should be displayed.

4.3.11.3 Integrity monitoring using RAIM

4.3.11.3.1 General

(M.233/A4.1.2) The Galileo receiver equipment shall as a minimum use receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) to provide integrity performance appropriate to the operation being undertaken;

RAIM calculations are undertaken through a combination of failure detection and integrity monitoring, and the RAIM algorithm employed shall be capable of detecting and excluding a faulty range signal from the position solution.

NOTE 1 RAIM is described in Annex C.

The decision thresholds used to detect and exclude a faulty range signal shall be consistent with the IMO integrity and continuity requirements as stated in IMO resolutions A.953(23) and A.915(22).

NOTE 2 dGalileo integrity information should be used to assist RAIM calculations when available.

4.3.11.3.2 Conditions for the safe integrity state

The result of integrity calculation (see Table 2) shall be stated as "safe", if the calculated horizontal protection level (HPL) is less than or equal to the horizontal alert limit (HAL).

This generally requires at least 5 "healthy" satellites available and in a robust geometry, i.e. the worst 4 satellite geometry is still suitable for navigation.

4.3.11.3.3 Conditions for the caution integrity state

The "caution" status indication shall be used when insufficient information is available to calculate HPL for more than 3 s.

Such conditions may occur if an insufficient number of satellites are available. Note that the resulting accuracy based on 4 satellites in use may be within the selected accuracy level, but the RAIM algorithm cannot verify it.

4.3.11.3.4 Conditions for the unsafe integrity state

The "unsafe" status indication shall be used when the calculated HPL exceeds the HAL for more than 3 s.

Table 2 – RAIM integrity states

Nav Status	No. of range signals	Protection level
Safe	≥ 5	and $HPL \leq HAL$
Caution	< 5	-
Unsafe	≥ 5	and $HPL > HAL$ >

Note that Table 2 represents the theoretical results of RAIM calculations, but with certain satellite geometries and RAIM algorithms, the receiver may not be able to calculate a RAIM status with certainty.

4.3.11.4 Integrity monitoring using Galileo Safety of Life service

4.3.11.4.1 General

(M.233/A4.2) For receivers having the capability to process the Galileo Safety of Life Service, integrity monitoring and alerting algorithms shall be based on a suitable combination of the Galileo integrity message and receiver autonomous integrity monitoring (RAIM)). The receiver shall provide an alarm within 10 s Time to Alarm (TTA) of the start of an event if an alert limit of 25 m Horizontal Alert Limit (HAL) is exceeded for a period of at least 3 s. The probability of detection of the event shall be better than 99,999 % over a 3-h period (integrity risk $\leq 10^{-5}/3$ h).

Galileo integrity does not assume the use of local failure detection by the user and the use of the integrity information does not protect against such local failures.

4.3.11.4.2 Conditions for the safe integrity state

The result of integrity calculation (see Table 3) shall be stated as "safe", if there is a minimum of one connected satellite, and the calculated horizontal protection level (HPL) is less than or equal to the horizontal alert limit (HAL) or the calculated P_{HMI} at the HAL is less than or equal to the integrity risk level.

NOTE Connected satellites are subsets of satellites which are connected to an up-link station (ULS) at any one time to provide real time integrity, see Annex B.

4.3.11.4.3 Conditions for the caution integrity state

The "caution" status indication shall be used when there are no connected satellites for more than 3 s.

4.3.11.4.4 Conditions for the unsafe integrity state

The "unsafe" status indication shall be used when there is a minimum of one connected satellites and the calculated horizontal protection level (HPL) exceeds the horizontal alert limit (HAL) or the calculated P_{HMI} at the HAL is greater than the integrity risk level for more than 3 s.

Table 3 – Integrity states corresponding to the Galileo integrity message

Navigational Status	No. of connected satellites	Protection level/ P_{HMI} calculation
Safe	≥ 1	and/or $HPL \leq HAL$ or and/or $P_{HMI} \leq \text{Integrity risk limit}$
Caution	0	
Unsafe	≥ 1	and/or $HPL > HAL$ or and/or $P_{HMI} > \text{Integrity risk limit}$

4.3.11.5 Self test

(M.233/A4.1.3) The Galileo receiver equipment shall provide a self test function.

4.3.12 Output of COG, SOG and UTC

(See 5.6.13)

4.3.12.1 Accuracy of COG

(M.233/A3.16) The COG, SOG and UTC outputs shall have a validity mark aligned with that on the position output. The accuracy requirements for COG and SOG shall not be inferior to the relevant performance standards for heading (IMO resolution A.424(XI) for convention craft and IMO resolution A.821(19) for high speed craft) and speed and distance measuring equipment (SDME) (IMO resolution A.824(19)) and the accuracy shall be obtained under the various dynamic conditions that could be experienced onboard ships.

The error in the COG (the path of the antenna position over ground) due to the actual ship's speed over ground shall not exceed the values in Table 4.

Table 4 – Accuracy of COG

Speed range (knots)	Accuracy of COG output to user
0 to ≤1 knot	Unreliable or not available
>1 to ≤17 knots	±3°
>17 knots	±1°

Due to the limitations of Galileo receivers to this standard, it is not appropriate to include requirements for COG errors attributed to high dynamic movement. Such limitations shall be stated in the manufacturer's operational manual.

4.3.12.2 Accuracy of SOG information

Errors in the SOG (velocity of the antenna position over ground) shall not exceed 2 % of the actual speed or 0,2 knots, whichever is greater.

4.3.12.3 Availability and validity of time information

The Galileo receiver equipment shall provide UTC with resolution of 0,01 s on the digital interface. The validity mark of the digital interface for position contained in GNS message shall be used for interpretation of validity of digital interface for UTC contained in the ZDA message.

4.3.13 Typical interference conditions

(See 5.7)

(M.233/A3.11) The Galileo receiver equipment shall be capable of operating satisfactorily under normal interference conditions consistent with the requirements of resolution A.694(17).

Operational situations include static accuracy and reacquisition within 30 s after satellite signals have been masked for 60 s or less by an obstruction, for example a bridge.

The typical Galileo RF interference environment can be characterized as being continuous wave (CW) in-band and near-band RFI, in-band CW/NB/WB RFI and in-band and near-band pulse interference.

NOTE Much work has been done in the aviation community to define interference levels in these three categories as reported in the Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System (GPS/WAAS) Airborne Equipment (RTCA/DO-229D December 13, 2006). The terminology and maximum RF interference levels defined in this subclause are based upon the terminology and RF interference masks developed within RTCA. These masks are also described in ITU-R Recommendation M.1477.

Except when explicitly stated, all the minimum performance requirements shall be achieved within the environment defined in Annex D.

5 Methods of testing and required test results

5.1 Test sites

The manufacturer shall, unless otherwise agreed, set up the Galileo receiver equipment to be tested and ensure that it is operating normally before testing commences.

During performance of all tests contained in the test clauses the following information shall be recorded for later evaluation:

- position;
- course over ground;

- speed over ground;
- time;
- indications and warnings.

Indications and warnings shall be appropriate to the conditions being experienced by the EUT at the time of their display.

5.2 Test sequence

The sequence of tests is not specified. Before commencement of testing, the sequence shall be agreed between the test laboratory and the supplier of the equipment.

Where appropriate, tests against different clauses of this standard may be carried out simultaneously. The manufacturer shall provide sufficient technical documentation to permit the Galileo receiver equipment to be operated correctly.

Additional data shall be provided by the manufacturer to cover specific tests which do not form part of the normal user operations, for example means to remove the almanac data, when applicable, for the purpose of testing according to 5.6.5.

5.3 Test signals

The static tests (5.6.4.1) shall be based upon using Galileo signals in compliance with the appropriate Galileo SIS-ICD, either the real Galileo signals or signals from a Galileo RF Constellation Simulator (RFCS).

The Galileo RFCS shall generate signals which have the same characteristics as the satellites, and produce signal delays due to normally occurring ionospheric and atmospheric conditions as well as multipath.

The Galileo RFCS shall operate in accordance with the Galileo signal specification, the Galileo Signal in Space (SIS) interface control document, as given for the E5a, E5b, and E1-BC signals (OS and SoL services).

The interference test generator shall be able to generate the broadband, CW and pulsed interference conditions typical for the marine environment as specified in 5.7.

A performance check is defined as a shortened version of the static accuracy test described in 5.6.4.1, that is a minimum of 100 position measurements shall be taken over a period of not <5 min and not >10 min, discarding any measurements with HDOP ≥ 2 . The position of the antenna of the EUT shall not be in error compared with the known position >10 m (95 %) using WGS 84 as the reference datum.

The Galileo RFCS shall also be capable of generating differential corrections at a virtual reference station placed in any position using a geodetic class receiver and antenna.

The EUT shall have an ITU-R M.823 compliant asynchronous full duplex serial input/output port in compliance with IEC 61108-4 for input of differential correction signals. For integrated receivers the data input/output port may be supplied for testing purposes only.

Test signal A shall be a sequence of RTCM Version 2 messages for Galileo² type 41 or 42-3 (equivalent to ITU-R M.823 message 9 type 9-3 for GPS) and one message type 27 that form a continuous parity loop. The station ID of test signal A shall be an ID of a station that is stored in the almanac. The type 27 message shall give data for station B.

² RTCM 10402 RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, Version 2.4.

Test signal B shall contain RTCM Version 2 messages type 41 or 42-3 for station B. The station ID of test signal B shall not be an ID of a station that is stored in the almanac.

5.4 Determination of accuracy

In the determination of the accuracy of position being calculated by the Galileo receiver equipment, note should be taken of the geometry of the satellites in use. The HDOP measurement is an indication of the suitability of the constellation in view for use in receiver equipment testing. If the HDOP is ≤ 2 , the test conditions can be considered as suitable. For $\text{HDOP} > 2$, testing shall be delayed until better geometry is established. The aim of the accuracy tests is to establish that the measurement of position calculated by the EUT under static and dynamic conditions is as good as, or better than, the performance levels set out in this standard.

If a Galileo RFCS is used, the simulator scenario should be chosen such that $\text{HDOP} \leq 2$ and $\text{PDOP} \leq 3,5$ for the duration of the test.

5.5 General requirements and presentation requirements

5.5.1 Normal conditions

Normal environmental conditions shall be a convenient combination of $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$ to $+30\text{ }^{\circ}\text{C}$ temperature and 20 % to 75 % relative humidity.

When it is impractical to carry out the test under the conditions stated above, a note to this effect, stating the actual temperature and relative humidity during the tests, shall be added to the test report.

5.5.2 General requirements

All the general requirements of IEC 60945 appropriate to the category of the EUT, that is protected or exposed, shall be carried out. The manufacturer shall declare any preconditioning required before environmental checks. For the purposes of this standard, the following definitions for performance check and performance test, required by IEC 60945, shall apply.

Performance check – a shortened version of the static accuracy test described in 5.6.4.1, that is a minimum of 100 position measurements shall be taken over a period of not <5 min and not >10 min, discarding any measurements with $\text{HDOP} \geq 2$. The position of the antenna of the EUT shall not be in error compared with the known position >10 m (95 %) using WGS 84 as the reference datum.

Performance test – the static accuracy test described in 5.6.4.1.

5.5.3 Presentation requirements

All the presentation requirements of IEC 62288 shall be carried out as appropriate to the facilities provided with the EUT.

5.6 Receiver tests

NOTE The number in brackets is the subclause of the relevant performance standard.

5.6.1 Galileo receiver equipment

(See 4.2.1)

The equipment under test (EUT) shall be checked for composition by inspection of the equipment and the manufacturer's documentation.

5.6.2 Position output

(See 4.3.1)

The EUT shall be checked for the form of the position output by inspection of the manufacturer's documentation.

5.6.3 Equipment output

(See 4.3.2)

The EUT shall be checked for conformity to IEC 61162 by inspection of the manufacturer's documentation and protocol tests.

5.6.4 Accuracy

5.6.4.1 General

(See 4.3.3)

The sampling interval will be two times the integration interval used for carrier phase smoothing of pseudoranges. For example, if the integration interval used for carrier phase smoothing of pseudoranges is 100 s, the sampling interval will be 200 s.

5.6.4.2 Static accuracy

(See 4.3.3.1)

5.6.4.2.1 Static test site

The antenna shall be mounted according to the manufacturer's instructions at a height of between 1 m and 1,5 m above the electrical ground in an area providing clear line of sight to the satellites from zenith through to an angle of $+5^\circ$ above horizontal. The position of the antenna shall be known, with reference to WGS 84 to an accuracy of better than 0,1 m in (x, y, z). Maximum cable lengths as specified by the manufacturer shall be used during testing.

If a Galileo RFCS is used, the simulator scenario shall be chosen such that clear line of sight views to all satellites above a $+5^\circ$ mask angle is ensured for the duration of the test.

5.6.4.2.2 Galileo

Position fix measurements shall be taken at the required sampling interval over a period of not <24 h. The absolute horizontal position accuracy shall be within 15 m (95 %) for a single frequency receiver and within 10 m (95 %) for a dual frequency receiver, having discarded measurements taken in conditions of $\text{HDOP} \geq 2$ and $\text{PDOP} \geq 3,5$. The horizontal position of the antenna shall be known to within 0,1 m in the datum used for position fixing.

5.6.4.2.3 Differential Galileo

Position fix measurements shall be taken at the required sampling interval over a period of not <24 h. The distribution of the horizontal error shall be within 10 m (95 %) for a single frequency receiver and within 10 m (95 %) for a dual frequency receiver, having discarded measurements taken in conditions of $\text{HDOP} \geq 2$ and $\text{PDOP} \geq 3,5$. The horizontal position of the antenna shall be known to within 0,1 m in the datum used for position fixing and for the generation of the corrections.

5.6.4.3 Angular movement of the antenna

The static tests specified in 5.6.4.2.1 and 5.6.4.2.3 shall be repeated with the antenna performing an angular displacement of $\pm 22,5^\circ$ (simulating roll) in a period of about 8 s (see IEC 60721-3-6) during the duration of the tests.

The results shall be as in 5.6.4.2.2 and 5.6.4.2.3.

5.6.4.4 Dynamic accuracy

(See 4.3.3.2)

5.6.4.4.1 Galileo

The tests for dynamic accuracy are a practical interpretation of the conditions set out in IEC 60721-3-6, Table V, item e), X – direction (surge) and Y – direction (sway). These are stated as surge 5 m/s² and sway 6 m/s² for all classes of environment.

The accuracy tests shall be performed using a Galileo RFCS and the simulator characteristics shall accurately represent the signals required.

The Galileo RFCS shall generate the correct signal in space associated with the following dynamic situations:

- a) a fully locked and settled EUT travelling in a straight line at 48 knots $\pm$ 2 knots for a minimum of 1,2 min which is reduced to 0 knots in the same straight line in 5 s;
- b) a fully locked and settled EUT travelling at least 100 m at 24 knots $\pm$ 1 knot in a straight line then subjected, for at least 2 min, to smooth deviations either side of the straight line of approximately 2 m at a period of 11 s to 12 s.

For both dynamic situations, the receiver shall remain in lock and the deviation from the programmed simulator positions shall be within the accuracies stated in 5.6.4.2.2.

5.6.4.4.2 Differential Galileo

The tests for dynamic accuracy are a practical interpretation of the conditions set out in IEC 60721-3-6, Table V, item e), X – direction (surge) and Y – direction (sway). These are stated as surge 5 m/s² and sway 6 m/s² for all classes of environment.

The accuracy tests shall be performed using a Galileo RF signal simulator and the RFCS characteristics shall accurately represent the dGalileo data signals broadcast in accordance with RTCM 10402 and ITU-R M.823.

The RFCS shall generate the correct signal in space associated with the following dynamic situations:

- a) a fully locked and settled EUT travelling in a straight line at 48 knots $\pm$ 2 knots for a minimum of 1,2 min which is reduced to 0 knots in the same straight line in 5 s;
- b) a fully locked and settled EUT travelling at least 100 m at 24 knots $\pm$ 1 knot in a straight line then subjected, for at least 2 min, to smooth deviations either side of the straight line of approximately 2 m at a period of 11 s to 12 s.

For both dynamic situations, the receiver shall remain in lock and the deviation from the programmed simulator positions shall be within the accuracies stated in 5.6.4.2.3.

5.6.5 Acquisition

(See 4.3.4)

5.6.5.1 Condition A – Initialization

The EUT shall be initialized by one of the following:

- a) initialized to a false position at least 1 000 km from the test position, or alternatively, by deletion of the current almanac; or

- b) isolated from a power source for >7 days; or
- c) when using a Galileo RFCS, simulator scenario date and position should be changed by a large amount; the date by more than 7 days and position by more than 1 000 km.

A performance check shall be carried out after the time limit contained in Table 1.

5.6.5.2 Condition B – No valid almanac

- a) The EUT shall be isolated from the power source for a period within 24 h to 25 h.

At the end of the period, a performance check shall be carried out after the time limit contained in Table 1.

- b) During normal operation of the EUT, the antenna shall be completely masked for a period between 24 h and 25 h.

At the end of the period, a performance check shall be carried out after the time limit contained in Table 1.

5.6.5.3 Condition C – Brief interruption of power

During normal operation of the EUT, the power shall be removed for a period of 60 s. At the end of this period, the power shall be restored.

A performance check shall be carried out after the time limit contained in Table 1.

5.6.6 Antenna and input/output connections

(See 4.3.5)

The antenna input of the receiver, if provided, shall be connected to ground for 5 min. After completion of the test and reset of the EUT, if required, the antenna or input/output connections shall be connected normally, and a performance check shall be carried out to ensure that no permanent damage has resulted.

5.6.7 Antenna design

(See 4.3.6)

The antenna of the EUT shall be checked by inspection of the documentation provided by the manufacturer, to confirm that it is suitable for shipborne installation to ensure a clear view of the satellite constellation.

5.6.8 Sensitivity and dynamic range

(See 4.3.7)

5.6.8.1 Acquisition

This is tested by using a Galileo RFCS as follows:

- a) transmit the simulator signal over a suitable antenna;
- b) adjust the signal power by use of a calibrated test receiver to $-123 \text{ dBm} \pm 5 \text{ dBm}$;
- c) replace the antenna of the calibrated test receiver by the receiving unit of the EUT;
- d) a performance check shall be carried out.

The EUT shall meet the requirements of this check, within this signal range.

5.6.8.2 Tracking

The received satellite signals shall be monitored by a suitable test receiver. These signals shall be attenuated down to -131 dBm. Under these conditions, the performance requirements shall be met.

This is tested by using a Galileo RFCS as follows:

- a) transmit the simulator signal over a suitable antenna;
- b) adjust the signal power by use of a calibrated test receiver to -123 dBm ± 5 dBm;
- c) replace the antenna of the calibrated test receiver by the receiving unit of the EUT;
- d) after the start of transmission and tracking with the nominal transmission level condition, gradually reduce transmission level down to -131 dBm.

The EUT shall continue tracking at least 4 satellites and provide a valid position solution.

5.6.9 Protection from other shipborne transmitters

(See 4.3.8)

5.6.9.1 L band interference

(See 4.3.8 a)

In a normal operating mode, using an appropriate signal source, the EUT shall be subjected to radiation of 3 W/m^2 at a frequency of $1636,5 \text{ MHz}$ for 10 min .

The signal shall be removed and a successful performance check shall be carried out within 5 min .

5.6.9.2 S band interference

(See 4.3.8 b)

In a normal operating mode, using an appropriate signal source, the EUT shall be subjected to radiation consisting of a burst of 10 pulses, each $1,0 \mu\text{s}$ to $1,5 \mu\text{s}$ long on a duty cycle of $1\ 600:1$ at a frequency in the range of $2,9 \text{ GHz}$ to $3,1 \text{ GHz}$ at power density of approximately $7,5 \text{ kW/m}^2$. This condition shall be maintained for 10 min with the bursts of pulses repeated every 3 s .

NOTE The peak power density is $7,5 \text{ kW/m}^2$ to be measured at the EUT; this is approximately $4,7 \text{ W/m}^2$ average power at a fixed transmitting antenna.

The signal shall be removed and a successful performance check shall be carried out within 5 min .

5.6.10 Position update

(See 4.3.9)

5.6.10.1 Slow speed update rate

The EUT shall be placed upon a platform, moving in approximately a straight line, at a speed of $5 \text{ knots} \pm 1 \text{ knot}$. The position output of the EUT shall be checked at intervals of 10 s , over a period of 10 min . The output position shall be observed to be updated on each occasion.

This test may be carried out by using a Galileo RFCS.

5.6.10.2 High speed update rate

The EUT shall be placed upon a platform, moving in approximately a straight line, at a speed of 50 knots $\pm$ 5 knots. The position output of the EUT shall be checked at intervals of 1 s, over a period of 10 min. The output position shall be observed to be updated on each occasion.

This test may be carried out by using a Galileo RFCS with a speed of 70 knots at intervals of 0,5 s.

The minimum resolution of position, that is latitude and longitude, shall be checked by observation during 5.6.10.1 and 5.6.10.2 above.

Record the output of the EUT during this test and confirm that received positions at the end of each interval are in compliance with the real or simulated reference position.

5.6.11 Differential Galileo input

(See 4.3.10)

The manufacturer's documentation shall be inspected to

- a) verify that the EUT will correctly process the message protocol of
 - 1) the RTCM recommended standards for differential Galileo service, or
 - 2) in the case where maritime radiobeacons are used as the means of communication of the differential corrections, the standards contained in ITU-R M.823, and
- b) confirm that
 - 1) receipt of dGalileo signals will be indicated,
 - 2) the application of dGalileo signals to the output ship's position is indicated.

5.6.12 Navigational warnings and status indications

(See 4.3.11)

5.6.12.1 General alarm tests

5.6.12.1.1 Position alarm test

This is tested using a Galileo RFCS as follows:

- a) set up the EUT in a simulation environment with HDOP <2;
- b) switch off transmission of simulated signals and observe that the EUT releases an appropriate indication within 5 s;
- c) verify that the navigational warning indicator is set to Unsafe;
- d) verify that the last known position and its time stamp are being displayed indicating the loss of position condition. Verify that this mode is provided constantly on display and output interface until removal of the error condition at the simulation environment;
- e) switch on transmission of simulated signals and observe that the EUT resumes normal operation.

5.6.12.1.2 Differential Galileo status indication test

This is tested using a Galileo RFCS as follows:

- a) set up the EUT in a simulation environment providing an HDOP <2. Observe that the status of EUT operation is Galileo without using dGalileo corrections;
- b) set the EUT differential correction age mask to 30 s;
- c) start transmission of test signal A (5.3). Observe that the indication for dGalileo status of EUT operation is given within 40 s;

- d) stop transmission of test signal A (5.3). Observe that the status of EUT operation resumes to Galileo without using dGalileo corrections within 40 s.

5.6.12.1.3 Test of integrity monitoring using RAIM

(See 4.3.11)

NOTE For the purpose of testing of the RAIM functionality, it is recommended that means are provided for real-time display of the actual position error with reference to the simulated position. A description of this testing is given in Annex E.

5.6.12.1.3.1 Testing of "safe" and "caution" status

The EUT shall be set up under simulated conditions using a Galileo RFCS, providing 6 healthy satellites available, acquired and tracked, as follows.

- a) Select an accuracy level of 100 m.
- b) Observe that
 - 1) RAIM is indicated as in operation, and
 - 2) the safe status is indicated.
- c) Reduce the number of healthy satellites to 4. Observe that
 - 1) RAIM is still indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to caution within 10 s of the satellite change that caused it.
- d) Increase the number of healthy satellites until the RAIM state returns to safe state. Observe that
 - 1) RAIM is still indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to safe within 10 s of the satellite change that prompted it.

For each step of the above test sequence, observe if the appropriate interface output is provided.

Repeat the above test sequence for a selected accuracy level of 10 m and, if provided, for another accuracy level.

5.6.12.1.3.2 Testing of unsafe status

The EUT shall be set up under simulated conditions using a Galileo RFCS, providing 6 healthy satellites available, acquired and tracked.

- a) Select an accuracy level of 100 m.
- b) Observe that
 - 1) RAIM is indicated as in operation, and
 - 2) the safe status is indicated.
- c) Reduce the number of healthy satellites to 5 and apply an unsafe simulated test constellation. This can be accomplished in a controlled manner by adding a suitable ramp to the pseudorange signal and/or adding a satellite clock error. Observe that
 - 1) RAIM is indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to unsafe within 10 s of the time of the unsafe simulated test constellation.
- d) Restore the pseudorange signals and/or remove the satellite clock error until the RAIM state returns to safe state. Observe that
 - 1) RAIM is still indicated as in operation, and

- 2) the status indication switches to safe within 10 s of the satellite change that prompted it.
- e) Reduce the number of healthy satellites to 5 and apply a safe simulated test constellation. Change the behaviour of at least 1 satellite by varying the satellite clocks with the result that a satellite is detected as failed. Observe that
 - 1) RAIM is still indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to unsafe within 10 s of the time of the satellite failure.
- f) Change the behaviour of the satellites back to regular behaviour where no satellites are detected as failed. Observe that
 - 1) RAIM is still indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to safe within 10 s.

For each step of the above test sequence, observe if the appropriate interface output is provided.

Repeat the above test sequence for a selected accuracy level of 10 m and, if provided, for another accuracy level.

5.6.12.1.4 Test of integrity monitoring using Galileo Integrity

5.6.12.1.4.1 General

(See 4.3.11)

For the purpose of testing of the Galileo integrity functionality, it is recommended that means are provided for real-time display of the actual position error with reference to the simulated position.

5.6.12.1.4.2 Testing of safe and caution status

The EUT shall be set up under simulated conditions using a Galileo RFCS, providing 6 healthy satellites available including 2 connected satellites that provide a valid integrity message with an independent connection status. The EUT shall acquire and track all satellites and use the connected satellite providing the better service as the source of integrity.

NOTE This can be done by retrieving and checking the connection status origin (COSO) parameters from the Galileo satellites navigation data. Satellites whose COSO value is set to 15 are not valid as the integrity source. The receiver should also check every second if the connection status counter (COSc) parameter is incremented by at least 1, which verifies that the satellite broadcasting the integrity information is actually connected.

Proceed as follows.

- a) Select an accuracy level of 10 m.
- b) Observe that
 - 1) Galileo integrity is indicated as in operation, and
 - 2) the safe status is indicated.
- c) Consecutively reduce the number of connected satellites to 0. Observe that
 - 1) Galileo integrity is still indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to caution within 10 s of the satellite change that caused it.
- d) Increase the number of connected satellites to 1. Observe that
 - 1) Galileo integrity is still indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to safe within 10 s of the satellite change that prompted it.

For each step of the above test sequence observe if the appropriate interface output is provided.

5.6.12.1.4.3 Testing of unsafe status

The EUT shall be set up under simulated conditions using a Galileo RFCS, providing 8 healthy satellites available including 2 connected satellites, acquired and tracked. Proceed as follows.

- a) Select an accuracy level of 10 m.
- b) Observe that
 - 1) Galileo Integrity is indicated as in operation, and
 - 2) the safe status is indicated.
- c) Apply an unsafe simulated test constellation to the EUT such that the protection level is exceeding the HAL or the P_{HMI} is exceeding the integrity risk limit. Observe that
 - 1) Galileo integrity is still indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to unsafe within 10 s of the satellite changes that caused it.
- d) Remove the unsafe condition and restore the safe operation state. Observe that
 - 1) Galileo integrity is still indicated as in operation, and
 - 2) the status indication switches to safe within 10 s of the satellite change that prompted it.

For each step of the above test sequence observe if the appropriate interface output is provided.

5.6.12.2 Self test

The EUT shall be checked for provision of a self check function by inspection of the manufacturer's documentation.

5.6.13 Accuracy of COG and SOG

(See 4.3.12.1)

The EUT shall be set up on an appropriate mobile unit or use a Galileo RFCS, and all outputs indicating course over ground shall be monitored.

At a constant forward direction, the forward speed shall be within 0 knots to 1 knot. Ten seconds after being in the range, measurements shall be made for a duration of 2 min. This cycle shall be repeated for all speed ranges of the Table 4.

The test results shall be observed on the display and the approved interface.

For SOG tests, no reading of the speed indicator shall differ from the constant speed being applied at the time by more than 2 % of that speed or 0,2 knots, whichever is the greater.

For COG tests, the differences between the reference direction and measured course over ground in each test cycle shall not exceed the limits of Table 4.

5.6.14 Validity of COG and SOG information

NOTE The quality indicator of the GNS and VTG sentences should be used for interpretation of validity of COG and SOG.

With the EUT normally operating, preclude invalid position data by reducing the number of received satellites. Investigate the content of the resultant GNS and VTG sentences.

Observe that the quality indicators of GNS and VTG messages turn to invalid.

Observe that the COG and SOG information contained in VTG message is replaced by null fields.

5.6.15 Output of UTC

While the EUT is navigating, provoke an invalid position by reducing the number of received satellites to two. Investigate the content of the GNS and ZDA sentences provided.

Observe that the resolution of UTC information is contained in the ZDA sentence. Observe that the validity flag of GNS sentence turns to invalid. Observe that the ZDA sentence remains transmitted carrying complete UTC information.

5.7 Tests for typical RF interference conditions

(See 4.3.13)

5.7.1 Simulator conditions

The Galileo RFCS setup should be as follows:

- six Galileo satellites;
- one satellite at a maximum level of –118 dBm plus antenna gain at 90° elevation;
- one satellite at a minimum level of –128 dBm plus antenna gain at 5° elevation;
- four satellites at a level of –125 dBm plus antenna gain at 45° elevation.

5.7.2 Navigation solution accuracy test

Interference conditions, including narrow band and wide band RF noise, CW interference, and pulsed interference, centred at 1 575,42 MHz for E1 receivers, 1 176,45 MHz for E5a receivers and 1 207,14 MHz for E5b receivers shall be simulated using a RF noise generator. For the pulsed interference tests, a pulse-modulated carrier (CW) with peak carrier level of –20 dBm and duty factor of 10 % shall be used. The interference values are shown in Table 5.

Table 5 – RF interference values

Narrow band/Wide band interference (NBI/WBI) values		
Frequency MHz	Noise bandwidth MHz	Total RMS power dBm
1 176,45	1	–93,0
1 207,14	1	–93,0
1 575,42	1	–101,0

Pulsed interference values 10% duty factor		
Frequency MHz	Pulse width ms	Peak carrier level dBm
1 176,45	1	–20
1 207,14	1	–20
1 575,42	1	–20

Continuous wave interference (CWI) values	
Frequency MHz	Power dBm
1 176,45	–102,5
1 207,14	–102,5
1 575,42	–115,0 (–120,5 GPS)
1 605,0	–50,0

The method of test is as follows:

- the equipment under test is subjected to one of the interference sources;
- the simulator scenario shall be engaged and the satellite signals turned on;
- the equipment under test shall be powered and initialized;
- while the EUT is providing position solutions, the interference shall be applied to the equipment under test, and the level of the interference shall be adjusted to the required value;
- when steady-state accuracy is reached, record a minimum of 20 position and HDOP values as reported by the EUT at a rate of one sample every 2 min;
- repeat this cycle for any remaining interference source and receiver frequency.

If the EUT reports a position outside the given boundaries (at the 95 % confidence level) for the positioning service mode (see 4.3.3.1) in use, or fails to report a position in more than 5 % of the samples, a test failure is declared.

5.7.3 Re-acquisition test

The re-acquisition test is designed to simulate a temporary loss of signal, such as passing under a bridge. To determine the re-acquisition pass/fail criteria, consider a single trial where the EUT provides a valid position fix that is within required accuracy at 30 s from restoration of the satellite signals, and maintains a tracking status for at least the next 60 s. This unit is considered to have passed one trial.

The interference condition to be tested includes Narrow band and Wide band interference (NBI/WBI) as shown in Table 5.

The method of test is as follows:

- a) the equipment under test is subjected to the Narrow band/Wide band interference source;
- b) the simulator scenario shall be engaged and the satellite signals turned on;
- c) the equipment under test shall be powered and initialized;
- d) the EUT shall be allowed to reach steady-state accuracy before the satellites are to be switched off;
- e) the simulator RF output shall be removed for 30 s;
- f) the simulator RF output shall be restored to the EUT;
- g) after 30 s record a position and HDOP value as reported by the EUT. If after 30 s, no position report has been sent from the receiver, record a trial failure and go to step i);
- h) ensure that the receiver continues position reporting for the next 60 s;
- i) go to Step d) and repeat as required. (Note that if the simulator scenario is reset, some receivers may require purging of all previous data to enable proper operation. This is due to the persistence of time data in the receiver and the inability of the receiver's software to deal with a backward transition in time);
- j) repeat this cycle for any remaining receiver frequency.

A failure by the EUT to provide a position output after 30 s, reporting a position outside the given boundaries (at the 95 % confidence level) for the positioning service mode (see 4.3.3.1) in use or failing to continue position reporting for 60 s after sampling indicates a failure mode, will result in the trial being declared a failure.

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61108-3:2010

Annex A (informative)

Galileo navigation signals characteristics

Galileo provides 10 signals in three frequency ranges 1 164 – 1 215 MHz (E5), 1 215 – 1 300 MHz (E6) and 1 559 – 1 591 MHz (E1), in the Radio-Navigation Satellite Service (RNSS) allocated frequency bands. Table A.1 and Table A.2 show the main characteristics of the various signals and range codes as well as allocations with respect to the basic navigation services ³.

Table A.1 – General characteristics of the Galileo navigation signals

Signal No.	Signal	Carrier frequency M Hz	Channel designation	Symbol rate Navdata symbols/s)	Notes ^a
1	Data signal in E5a	1 176,450	E5a-I	50	OS; open, no encryption
2	Pilot signal in E5a	1 176,450	E5a-Q	–	No data
3	Data signal in E5b	1 207,140	E5b-I	250	OS, SoL; open, no encryption
4	Pilot signal in E5b	1 207,140	E5b-Q	–	No data
5	Data signal in E6	1 278,750	E6-A	Classified	PRS; encrypted code and data
6	Data signal in E6	1 278,750	E6-B	1 000	CS, encrypted code and data
7	Pilot signal in E6	1 278,750	E6-C	–	Encrypted code; No data
8	Data signal in E1 (L1 band)	1 575,420	E1-A	Classified	PRS; encrypted code and data
9	Data signal in E1 (L1 band)	1 575,420	E1-B	250	OS, SoL; open, no encryption
10	Pilot signal in E1 (L1 band)	1 575,420	E1-C	–	No data
^a OS: Open Service, CS: Commercial service, SoL: Safety of Life service, PRS: Public Regulated service.					

Out of the 10 Galileo signals, 4 are pilot signals which do not carry navigation data and which are intended to increase the tracking robustness at receiver level. This leaves 6 navigation signals, of which 3 are open (free of charge) for use in the Open and Safety of Life services. The two PRS signals and the commercial service have both code and navdata encrypted.

³ Galileo Open Service Signal in Space Interface Control Document, OS SIS ICD, Draft 1, February 2008, ESA/GSA.

Table A.2 – General characteristics of Galileo observables

No.	Observable name	Carrier frequency M Hz	Chipping rate Mchip/s	Notes
1	E5a	1 176,450	10,230	Open code and data
2	E5b	1 207,140	10,230	Open code and data
3	E5a+b (AltBOC)	1 191,795	10,230	High performance signal
4	E6-A	1 278,750	-	Classified
5	E6-BC	1 278,750	5,115	CS, code and data encrypted
6	E1-A	1 575,420	-	Classified
7	E1-BC	1 575,420	1,023	Open code and data

It should be noted that the E5a and E5b signals will be transmitted coherently as a wide-band Alternative (Alt) BOC(15,10) modulated signal having a side-band sub-carrier rate equal to 15,345 MHz ($15 \times 1,023$ MHz) and code rate equal to 10,230 MHz ($10 \times 1,023$ MHz). This signal is then amplified and transmitted at the 1 191,795 MHz carrier frequency.

The wide-band AltBOC signal allows the receivers to track the E5a and E5b bands in two modes:

- E5a and E5b separately, on their respective carriers.
- E5a+b together, as one single wide-band signal centred at 1191,795 MHz. Tracking the E5a+b signal coherently offers enhanced performances in terms of code tracking noise and multipath.

In practice, one could say that the introduction of AltBOC adds a fifth carrier frequency to the Galileo spectrum: a fully-featured Galileo receiver could produce code and carrier phase observables from the carriers given in Table A.2 (although most receivers will probably only support a subset of these carriers).

Galileo observables are user measurements provided by Galileo receivers. Each Galileo observable is a set of 4 measurements, which includes a code pseudorange, a carrier phase measurement, a Doppler (or range rate), and an SNR (signal-to-noise ratio). The difference between Table A.1 and Table A.2 is due to the fact that according to the design concept of the Galileo signals, the data and pilot components of each signal are tracked together and result in one measurement. Due to the AltBOC modulation scheme, the E5a and E5b signals can also be tracked co-operatively, which leads to a high performance AltBOC observable.

Annex B (informative)

The Galileo integrity concept

B.1 General

B.1.1 Integrity concept

Integrity is a system quality metric which is related to the safe use of the system, and quantifies the probability of using erroneous data. For safety critical applications, such erroneous data are often termed Hazardous Misleading Information (HMI).

The error of the position determination using a GNSS is the combination of the following two factors [GIC05]:

- errors on individual satellite range measurements;
- deterministic geometry of the satellites as seen by a given user receiver.

The purpose of the integrity mechanism for Galileo is to ensure that each individual user receiver is provided with signals which are safe for its intended operation and is warned in due time if this condition cannot be met at any one point in time.

B.1.2 Definition of integrity

The definition of integrity varies in various standardisation organisations. IMO defines integrity as (IMO Res. A.915(22):2001):

The ability to provide users with warnings within a specified time when the system should not be used for navigation

A more complete definition is provided by the ICAO SARPs⁴:

A measure of trust which can be placed in the correctness of the information supplied by the total system. Integrity includes the ability of the system to provide timely warnings to the user when the system should not be used for the intended operation.

B.1.3 Quantifying integrity

Position calculation using GNSS is typically performed at a fixed number of discrete samples per unit time (frequency). For each calculated position (fix) there is a small, but not always negligible, probability that the fix has an undetected error and that trusting such erroneous fixes may lead to hazardous situations.

Both IMO and ICAO use the word **risk** to indicate the probability of undesirable events (such as undetected errors) within a time interval. This unfortunately is not compliant with the general definition of risk which also includes the notion of the consequences (loss) related to the event.

So, when IMO and ICAO state their maximum integrity risk levels for various operational conditions, they refer to the probability of occurrence of an undetected position error in a given normalizing time interval, which for maritime is chosen to be 3 h (IMO Res.

⁴ International Civil Aviation Organisation (ICAO) - Standards and Recommended Practises (SARPs).

A.915(22):2001) and for aviation is either 1 h or 150 s, depending on the mode of operation (ICAO SARPs).

B.2 Galileo integrity concept

B.2.1 Monitoring ground network

The Galileo ground segment includes a global network of Sensor Stations (GSS), collecting navigation data from the Galileo satellites and Up-link Stations (ULS) both for Tracking, Telemetry and Command (TT&C) and specific mission related up-links for dissemination of integrity related and other information.

B.2.2 Connected satellites

Real-time integrity information is provided by a subset of satellites, which are connected (to a ULS) at any one time, and a minimum of 2 connected satellites are in view at all possible user locations world-wide.

B.2.3 SISA, SISMA, IF threshold

Galileo will monitor the signal-in-space (SIS) within the ground segment using the measurements of the GSSs. With the known positions of the GSSs, the actual position of the SV and the error on the range (the signal-in-space-error, SISE) can be estimated.

Looking at the predicted SISE distribution for all different user receiver locations it is assumed that these distributions, which are not necessarily Gaussian, can be conservatively represented (overbounded) by a zero-mean Gaussian distribution of which the standard deviation is broadcast as the Signal-In-Space-Accuracy (SISA) as shown in Figure B.1.

NOTE Overbounding is a statistical technique whereby an unknown probability distribution (pdf, cdf) is represented by another (typically Gaussian) distribution in such a way that the real distribution does not exceed the overbounding distribution according to a given criteria.

The predictive distribution is determined using historical data. However, to detect situations in which the system does not meet the predicted performance, Galileo estimates the actual SISE in real time. This estimation will still contain some uncertainty due to measurement errors. The assumption made in this case is that the difference between the true and estimated SISE can be conservatively represented (overbounded) by a Gaussian distribution having a standard deviation which is called the Signal-In-Space-Monitoring-Accuracy (SISMA), see Figure B.1. The value of SISMA will depend on the geometry between the available GSSs and the SVs, the quality of the GSS observables and the quality of the propagation modelling.

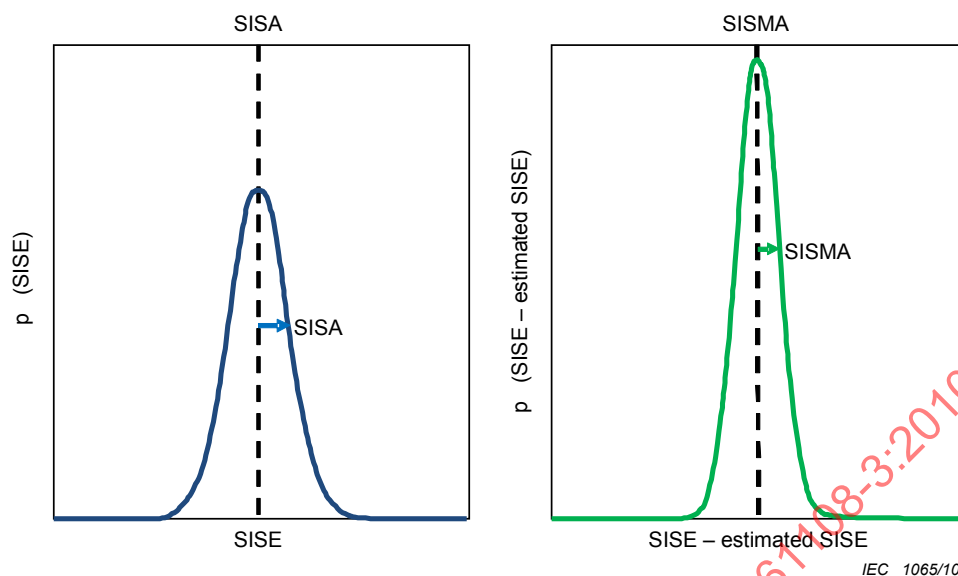


Figure B.1 – Graphical illustration of SISA and SISMA [GIC05]

When the estimated SISE exceeds a so-called integrity flag threshold TH, the satellite will be flagged "don't use". The user receiver uses the value of TH to conservatively represent the largest estimated SISE value that might have been measured by the ground segment.

B.2.4 Integrity dissemination

The integrity related information is disseminated via the I/NAV navigation message included in the Safety of Life service signals and two kinds of integrity data are supplied:

- a) integrity tables that include flags to indicate the integrity status of each navigation data broadcast by each satellite, to be broadcast every 30 s, and
- b) integrity alerts to be broadcast with an alert process that enables to update the integrity information in real-time (each 1 s).

The integrity flags (IF, 4 bits) associated with the integrity tables indicate the monitoring accuracy of the SIS, named SISMA, for the specific satellite, while the integrity alert indicator (IAI, 1 bit) associated with the integrity alerts only has two values: OK or Not OK.

The Galileo integrity concept also has provision for external regional integrity data in addition to the global data provided by the core ground segment. In this way, specific geographic regions may take responsibility for disseminating integrity data for their region.

B.2.5 IF table

The integrity flag inside the integrity table is used to indicate the integrity of any particular satellite, having the possible values as shown in Table B.1.

Table B.1 – Integrity flag values

Integrity flag value	Definition
0	Satellite NOT OK for use
1	Satellite OK with SISMA value = 0,30 m
2	Satellite OK with SISMA value = 0,40 m
3	Satellite OK with SISMA value = 0,50 m
4	Satellite OK with SISMA value = 0,60 m
5	Satellite OK with SISMA value = 0,70 m
6	Satellite OK with SISMA value = 0,85 m
7	Satellite OK with SISMA value = 1,00 m
8	Satellite OK with SISMA value = 1,15 m
9	Satellite OK with SISMA value = 1,30 m
10	Satellite OK with SISMA value = 1,60 m
11	Satellite OK with SISMA value = 1,90 m
12	Satellite OK with SISMA value = 2,50 m
13	Satellite OK with SISMA value = 3,80 m
14	Satellite OK with SISMA value = 5,20 m
15	Satellite not monitored

B.3 User integrity

B.3.1 General

The user receives direct information about the estimated performance of each satellite (SISA, SISMA, IF), where SISA is the Signal-In-Space Accuracy which is an estimate of the minimum standard deviation of a Gaussian distribution that overbounds the SIS error distribution for a fault free SIS.

B.3.2 Assumptions

For the user integrity concept every SV that is not excluded by a NOT-OK or not-monitored integrity flag, is considered to be in one of two states called fault-free and faulty mode. Since these SVs are considered available for positioning through the integrity flag (OK), every SV contributes in both of these states to the final integrity risk figure with the appropriate state probability. The probability that more than one satellite is in faulty mode is not allocated in the user receiver equation.

For the fault-free mode, the historical performance of the system is a good characterisation of the ranging errors, and the user receiver can assume that the SISA's distribution can be conservatively represented (overbounded) by a zero-mean Gaussian distribution with standard deviation equal to the broadcast Signal-In-Space-Accuracy (SISA).

For the faulty mode, the user receiver can use the value of TH to conservatively represent the largest estimated SISA value that might have been measured by the ground segment. As a result, the ranging error that the user might experience when satellites are in error can be represented conservatively by a Gaussian distribution with a mean value of TH (or –TH) and a standard deviation of SISMA.

With these assumptions the user receiver is able to determine the integrity risk of the position solution at any global location.

B.3.3 Integrity risk and protection level calculations

The information available at user receiver level to compute the integrity risk is the

- integrity flag,
- SISA value for each satellite and signal (included in both F/NAV and I/NAV),
- SISMA value for each satellite and signal, and
- IF threshold (TH) calculated using SISA, SISMA and the allowed false-alert probability.

With the assumptions in B.3.2, the distribution of the SISE is known for both the fault free and faulty modes, for each individual SIS. This allows the receiver to derive the position error distribution and the corresponding integrity risk. The total integrity risk is calculated as the weighted sum of the combination of all faulty and fault-free modes of all satellites. In this process combinations of modes that include more faulty modes are excluded, as they are not considered in the user receiver equation.

To ensure compliance to the specified combined integrity risk, the total integrity risk is directly calculated at the vertical and horizontal alert limit. The computations are rather complex, and the full mathematical expression of the so-called integrity equation can be found in [GIC05].

For Galileo, the preferred method of user integrity assessment [GIC05] is to calculate the integrity risk (P_{HMI}) at the alert limits (HAL, VAL) and compare this value with the integrity risk limit for the particular operation. If P_{HMI} is less than the integrity risk limit, we assume a normal situation. If not, the position solution will be flagged "do not use". Alternatively, Protection Levels (PL) may be used to characterise integrity. The protection level is the largest position error that can remain undetected with the allowable integrity risk. Use of the PLs requires more complicated, iterative algorithms than use of the integrity risk based on geometry and user range errors, and the horizontal and vertical components (HPL, VPL) should be within the alert levels (HAL, VAL) for integrity to be available.

P_{HMI} can be presented as sum of integrity risk probabilities in the horizontal and vertical planes:

$$P_{\text{HMI}} = P_{\text{HMI,H}} + P_{\text{HMI,V}}$$

HPL and VPL are given implicitly in the equation, however, since there are two unknowns and only one equation, a split must be assumed between the risks associated with HPL and VPL or it must be assumed that the risks associated with either HPL or VPL are negligible. In the maritime domain, normally only HPL is of interest, and the terms associated with VPL can be eliminated.

The split between the allocated horizontal and vertical contributions at (HAL, VAL) may be computed as a weighted contribution based on these integrity risks. The protection levels HPL and VPL can be defined as the horizontal and vertical spatial limits, where the HMI probability is exactly the allocated integrity risk ([GIC05], Annex E).

Thus, HPL and VPL are given implicitly in the equations (analytical expressions are given in [GIC05], Annex E):

$$P_{\text{HMI,H,alloc}}(\text{HAL}, \text{VAL}) = f_{\text{H}}(\text{HPL})$$

$$P_{\text{HMI,V,alloc}}(\text{HAL}, \text{VAL}) = f_{\text{V}}(\text{VPL})$$

and can be described using the inverse functions:

$$HPL = f_H^{-1}(P_{HMI,H,alloc}(HAL,VAL))$$

$$VPL = f_V^{-1}(P_{HMI,V,alloc}(HAL,VAL))$$

Because it is not possible to resolve the inverse functions f_H^{-1} and f_V^{-1} analytically, an iterative method to compute HPL and VPL must be applied.

B.3.4 Critical satellites

A critical satellite is defined as a satellite in the user current geometry that is essential to keep the integrity risk below the allowed value. In other words, a satellite is critical for the user if its removal from the current geometry causes the HMI probability computation to exceed the HMI probability tolerated value. Notice that losing a satellite that is characterized as critical leads to a discontinuity event, whereas losing a non-critical satellite has no impact on continuity. A large number of critical satellites jeopardize the continuity. But on the other hand, allowing for a high number of allowed critical satellites increases the system availability. Hence, the determination of the maximum number of allowed critical satellites is a compromise between service availability and continuity allocation.

In order to declare the system available and thus to allow the start of a safety critical operation, the Galileo receivers can check at every epoch whether the following conditions are simultaneously met:

- HMI probability is not greater than a tolerated value;
- number of critical satellites is not greater than a determined threshold.

This might, however, not be operationally required.

Annex C (informative)

Receiver autonomous integrity monitoring (RAIM)

C.1 Overview

C.1.1 Validate signal integrity

All certified marine GNSS receivers are required to validate signal integrity by either using an augmentation service, which for maritime include the IALA dGNSS service and SBAS(WAAS/EGNOS), the Galileo integrity service (see Annex B) or through Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM). The augmentation services are based on using a single- or a network of stationary receivers having the advantage of knowing the exact location of their receiving antennas so that the deviations in position and pseudoranges can be estimated more accurately. RAIM, on the other hand, only rely on redundant range observations in the receiver and do not have the benefit of a ground truth to estimate the position accuracy and to look for possible harmful biases in the observed pseudoranges.

C.1.2 Definition of RAIM

IMO defines RAIM as (IMO Res. A.915(22):2001):

A technique whereby the redundant information available at a GNSS receiver is autonomously processed to monitor the integrity of the navigation signals.

According to RTCA (RTCA/DO-229D) RAIM is defined as:

A technique whereby a civil GNSS receiver/processor determines the integrity of the GNSS navigation signals without reference to sensors or non-DoD integrity systems other than the receiver itself. This determination is achieved by a consistency check among redundant pseudorange measurements.

C.1.3 Concept evolution

The interest in integrity monitoring techniques was spurred on by efforts in the mid-1980's by FAA and RTCA special committee 159 to find ways of ensuring that aircraft could safely utilise the GPS system. In the marine offshore community, the first attempt to address the subject came with the UKOOA *Guidelines for the use of differential GPS in offshore surveying* in 1994 and a subsequent revision in 1997.

However, the general idea of using redundant observations for outlier detection using normalized least squares (LS) residuals as a test statistic was developed in the surveying community and dates back to the late 1960's [Baarda68].

Development of RAIM methodologies is an active field of research, especially in view of the large number of GNSS satellites being available in the near future with the replenishment of GLONASS and the new Galileo and Compass systems.

This Annex only describes the so-called snapshot LSR class of RAIM algorithms which use the Least Squares Residuals (LSR) of the position solution as observables and where all observables are referenced to the same epoch (snapshot). This is the classic form of RAIM algorithms which was developed in the selective availability (SA) era of GPS. Some basic snapshot LSR algorithms are given in the Bibliography, ([Sturza88], [Parkinson88], [Brenner90], [Kelly98], [UKOOA94]). It has been shown [Kelly98] that all these algorithms are in fact mathematically equivalent, and yield comparable performances.

The snapshot LSR class of RAIM algorithms has been adopted by RTCA for use in SBAS (WAAS, EGNOS) receivers for aviation and has gained a wide acceptance as a conservative and reliable method for integrity monitoring.

C.2 Integrity monitoring

C.2.1 General

The RAIM consistency check is based on the same pseudorange measurements that go into the positioning algorithm. When a failure is detected, attempts can be made to identify and exclude the source of failure and to continue providing a position using the remaining signals (failure detection and exclusion, FDE). When an unrecoverable failure is detected (no exclusion possible), a reliable position can no longer be provided (fault detection, FD).

The possible conditions associated with FDE are illustrated in Figure C.1 below, and the state of special concern in terms of integrity is the missed alert state which results from a missed detection or wrong exclusion of a failed satellite. This state implies that the calculated position is misleading and may lead to hazardous situations. Both loss of navigation and display of misleading information are considered to be major failure conditions.

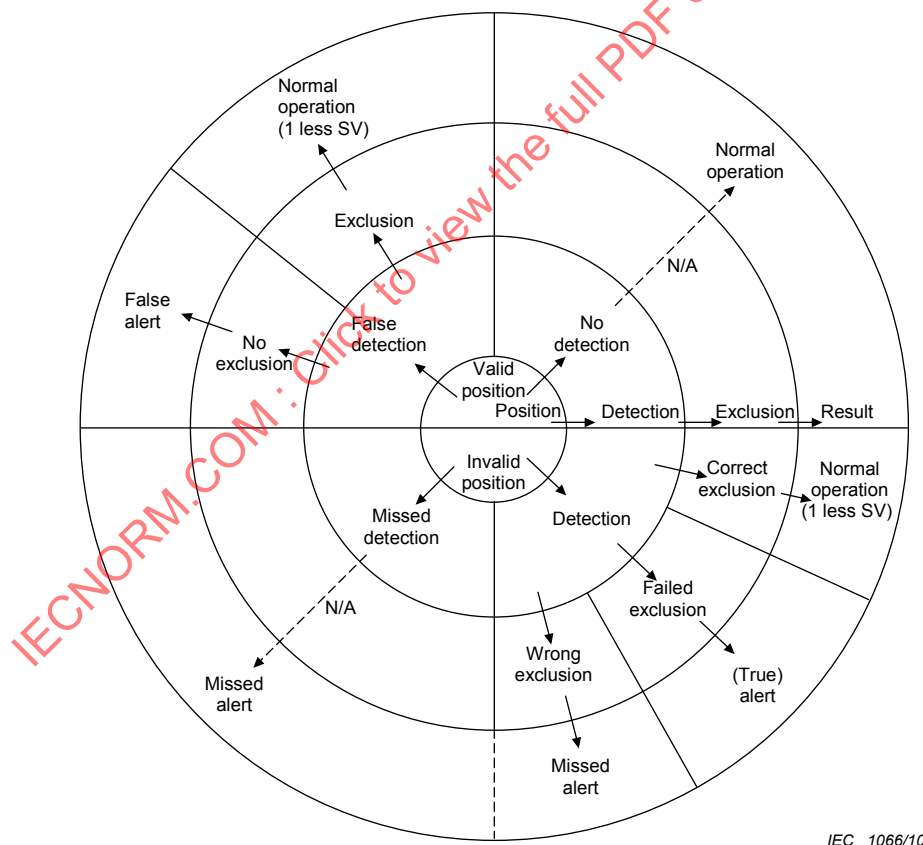


Figure C.1 – Navigation alerts and FDE events

As no navigation system is fault-free, IMO has issued a set of Required Navigation Parameters (RNP) for different phases of navigation which, in addition to accuracy requirements, also specifies tolerable probability levels for integrity and continuity (Figure C.2). The continuity requirement is related to the ability to perform a navigational operation without abruptions for a specified time interval. Both true and false alerts will give a loss of continuity.

The overall integrity and continuity requirements are further translated into a set of performance parameters for the integrity monitoring system, for example probability of missed (fault) detection and probability of false detection.

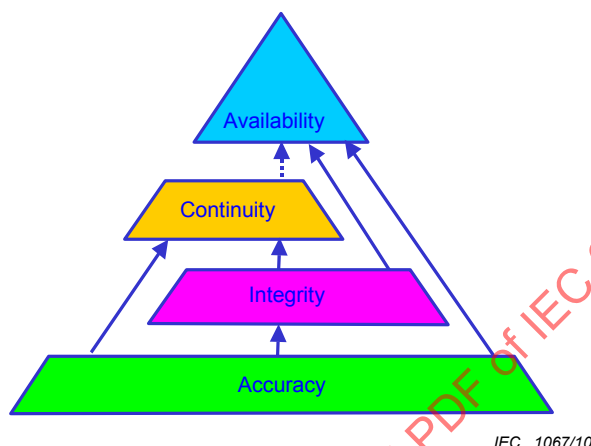


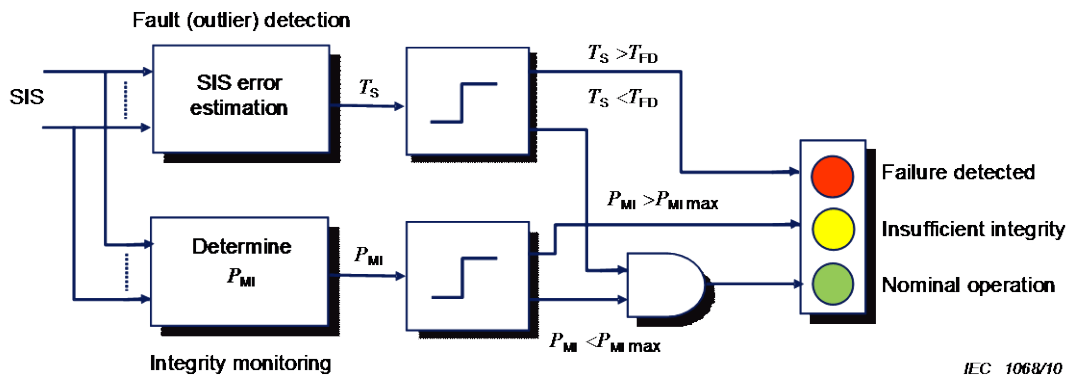
Figure C.2 – RNP parameters

C.2.2 Receiver autonomous integrity monitoring (RAIM)

When there is no available information on the actual position error, we have to resort to statistical methods for assessment of the quality of the calculated position. Basically, we have to perform a statistical test which examines (at least) two hypotheses; failure or no-failure. A hypothesis test is always based on a test statistics T_S which is computed from the measurement data, and a failure decision threshold T_{FD} .

RAIM is essentially based on two monitors: the failure detector, which determines whether the signal in space (SIS) contains failures and the actual integrity monitor which assesses the detection power of the failure detector and determines whether the probability of having an undetected failure P_{MI} (misleading information) is acceptable with respect to the RNP requirement represented by $P_{MI \max}$.

The general architecture of a RAIM FD(E) is depicted in Figure C.3. The exclusion part is not shown, but would consist of the removal of a suspected faulty signal. After an exclusion, the reduced set of range measurements might lack sufficient failure detection power, which would result in an integrity warning (yellow light in Figure C.3).



NOTE See [Ober03].

Figure C.3 – Receiver autonomous integrity monitoring (RAIM)

C.3 Integrity risk and protection levels

C.3.1 General

The IMO RNP integrity requirements (IMO Res. A.915(22)) are stated in terms of

- an integrity risk limit of (maximum) 10^{-5} per 3 h, defined as *the probability that a user will experience a position error larger than the threshold value without an alarm being raised within the specified time to alarm at any instant of time at any location in the coverage area;*
- a horizontal alert limit (or threshold value) of 25 m or 2,5 m (harbour navigation), defined as *the maximum allowable error in the measured position – during integrity monitoring – before an alarm is triggered.*

The alert limit is determined from operational considerations for the actual navigation phase, and would normally include both a horizontal (HAL) and a vertical (VAL) component.

Thus, the integrity risk level P_{MI} may be calculated at the alert limits (HAL, VAL) using an appropriate error model, and the integrity of the calculated position will be decided by comparing it to the maximum integrity risk limit, $P_{MI\ max}$, given by the RNP requirement. This is the approach proposed for Galileo user integrity (see Clause B.2).

However, the more common (and intuitive) approach is to use the protection level concept developed by the aviation authorities [RTCA06], whereby the P_{MI} test statistic is replaced by a statistics defined in the position estimation domain, named the horizontal protection level (HPL). According to [RTCA06], *the Horizontal Protection Level (HPL) is the radius of a circle in the horizontal plane, with its centre being at the true position, which describes the region which is assured to contain the indicated horizontal position. It is a horizontal region for which the missed alert and false alert requirements are met for the chosen set of satellites when autonomous fault detection is used. It is a function of the satellite and user geometry and the expected error characteristics: it is not affected by actual measurements. Therefore, this value is predictable.*

The horizontal protection level (HPL) is defined in the position domain as shown in Figure C.4, and the test for integrity is a simple comparison of HPL against HAL. When HPL is greater or equal to HAL, integrity is not available (or insufficient), meaning that the calculated position may have an unacceptable error and can not be guaranteed within the RNP integrity requirements.

Figure C.4 illustrates the positioning errors in the horizontal plane which in addition to the position noise represented by the error ellipse, also includes a bias in the position.

The probability of a position failure P_f , which can be calculated by integrating the probability distribution function of the position distribution over the failure region outside the protection level, is equal to the integrity risk limit. Alternatively, as adopted for Galileo, integrity may be assessed by estimating P_f at the alert limit.

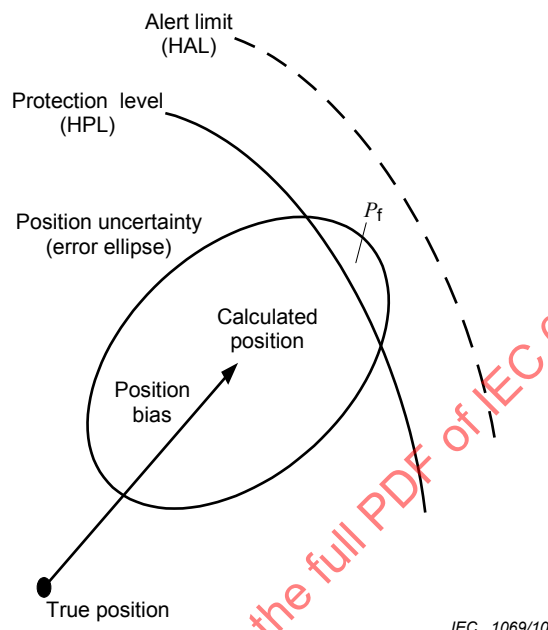


Figure C.4 – Position errors

It should be noted, however, that the position estimates are linear combinations of the pseudorange measurements, so that satellite exclusions are not possible in the position domain and that the protection levels will depend on the satellite geometry as well as the ranging errors.

C.3.2 Test statistics and decision thresholds

C.3.2.1 General

When computing a position from redundant pseudorange observables, a residual vector remains with components being the difference between the measured range and the calculated range to each of the satellites. From the residual vector, we can construct a test statistics to represent the measurement errors. Among the test statistics that can be used for detecting a failed satellite, two stand out because of their almost universal use.

- (Weighted) sum of square residuals test statistic, $(W)SSE$. This statistic is typically assumed to be approximately Chi-square distributed [Brown96], and decision thresholds can be computed analytically.
- Maximum Normalized Residual test statistic, $\hat{e}_{MAX}$. The pdf of this statistic is, however, mathematically intractable [Kelly98], and only upper bounds may be estimated for the decision threshold.

C.3.2.2 (Weighted) sum of square residuals test statistic, (W)SSE

The pdf of the (W)SSE is given by a Chi-square distribution with parameters depending on which of the two assumptions (hypotheses) are made.

H0: Fault-free (FF) case; receiver noise given by (or bounded by) a zero mean Gaussian distribution.

H1: Fault mode (FM) case; one or more satellites have an unknown bias.

For H0 the pdf is a Central Chi-square distribution with f degrees of freedom, f being the redundancy of satellites ($= N_S - 4$). For H1 the pdf is a Non-central Chi-square (f, λ), where λ is the non-centrality (bias) parameter.

Knowing the pdf of the test statistic makes it possible to calculate the decision threshold T_D as a function of the number of redundant satellites (degrees of freedom, f) and the probability of false alert consistent with the continuity requirement.

Figure C.5 illustrates the classical hypothesis tests using the (W)SSE statistics. For the fault free case, the detection threshold, T_D , is given implicitly in an equation where the probability of false alert P_{FA} , should equal the integral of the tail of the pdf from T_D to infinity. Likewise, for the faulty case, the probability of missed detection, P_{MD} , should equal the integral of the tail of the pdf from 0 to T_D .

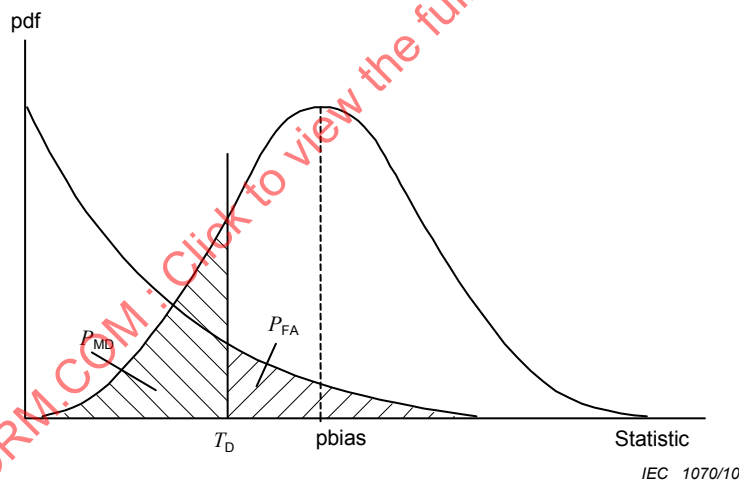


Figure C.5 – Decision threshold and minimum detectable bias for the (W)SSE statistic

Following the terminology used in the references (see Bibliography) the bias error which corresponds to the P_{MD} combined with a threshold fixed by the P_{FA} is called pbias. This is the maximum bias error which can exist without detection, and is also referred to as the marginal (or minimum) detectable bias (MDB).

For a given set of P_{FA} and P_{MD} values we may construct a simple table of normalised values for the detection threshold T_D and pbias for different numbers of satellites in view, using the standard deviation of the pseudorange errors as a normalisation constant [Kelly98].

C.3.2.3 Maximum normalized residual test statistic

The maximum normalised residual test algorithm has its roots in the surveying community as a method for eliminating outliers (blunders) in position observations. The method is conceptually very simple; choose the maximum residual which exceeds the decision

threshold. Thus, both detection and identification of a faulty satellite is performed in one step. For the FDE algorithms using the (W)SSE statistics, identification of faulty satellites are normally conducted using a fault detection (FD) algorithm on subsets of $N_S - 1$ satellites, and searching for the subset without a fault detection condition.

The maximum normalized residual test is based on the assumption that the pseudorange observation which has the largest residual is most likely to be the failed satellite. However, one should bear in mind that, due to model error the maximum residual may not always correspond to the failed satellite [Kelly98].

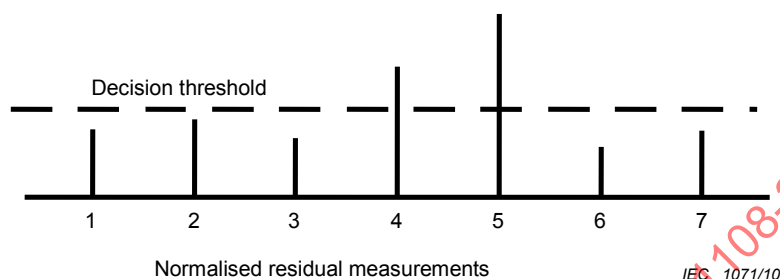


Figure C.6 – Maximum residual test statistic

As shown in Figure C.6, measurement No. 5 would be identified as a failed range signal.

The pdf for $\hat{e}_{MAX}$ is, however, not readily available, so unlike the Chi-square test the decision threshold cannot directly be determined from the equation $P(\hat{e}_{MAX} > T_D) = P_{FA}$. An upper bound $T_D^* < T_D$ must be found such that the probability of $\hat{e}_{MAX}$ exceeding T_D is larger than $\hat{e}_{MAX}$ exceeding T_D^* .

T_D^* can, for example, be determined by using a Bonferroni-bound, and it is shown [Kelly98] that the maximum residual test is actually slightly more powerful than the methods based on the Chi-squared statistic.

C.3.3 Geometry screening – Calculation of protection levels

In order to calculate the protection levels as defined by RTCA and depicted in Figure C.4, we need to establish a connection between the residual domain and the position domain, that is mapping the test statistic into position estimation errors. In the surveying community the influence of ranging errors on the estimated positions is often referred to as external reliability while the detection of outliers is referred to as internal reliability [Baarda68], [UKOOA94].

Figure C.7 shows a plot of the position estimation error versus a test statistic (representing the range errors). The slope lines are the assumed relations between biases in each of the satellite ranges and the induced horizontal position errors. These slopes are a function of the geometry matrix used for (weighted) least squares position solutions, and will vary in time. A high value corresponds to a large angle of the slope and a high probability of misleading information, as a bias with a given level of detectability causes a large position estimation bias. It can thus be seen that the satellite with the largest slope is the satellite where a range error (bias) will be most difficult to detect [Brown97] as well as the satellite that will have the largest influence on the position error. This procedure is often referred to as geometry screening in the RAIM literature.

With reference to Figure C.7 the position error corresponding to the marginally detectable bias (pbias) for the maximum slope is often used as an approximation of the protection level. HPL does not guarantee the required P_{MD} under all dynamic conditions [Kelly98], however, when the time to alert is taken into account, that is a missed detection counts only when the position error is greater than HPL beyond the time to alert requirement (10 s), then HPL typically represents a conservative estimate of the maximum position error within the allowed P_{MD} .

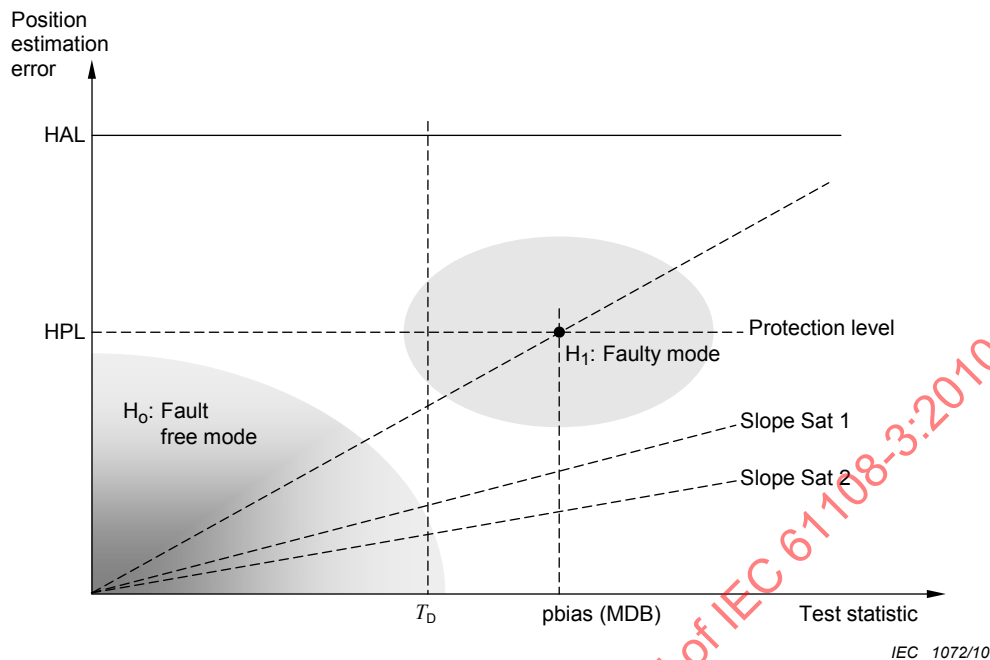


Figure C.7 – Geometry screening

C.3.4 RAIM availability

In addition to the primary function of providing an adequate integrity monitoring capability, the RAIM function must also be available to the user for an appreciable percentage of operational time. Basically, all RAIM FDE algorithms require a minimum of 6 satellites in view, and in addition RAIM may also be unavailable due to poor satellite geometries. The IMO RNP (A.915(22)) states that the availability of accuracy, integrity and continuity should be a minimum of 99,8 % when calculated over a 30 days period. A number of service volume simulations seem to indicate that such levels of availability may be difficult to meet for single constellations (GPS, GLONASS, Galileo) and that multiple constellations are required.

C.4 RAIM-FDE parameters

C.4.1 General

In summary the RAIM-FDE should resolve the following integrity related problems.

- a) Detection and exclusion of satellite failures. This function uses the residuals of the fitted linear model obtained from N pseudorange observations. Faulty satellites are detected by forming a test statistic and compare it to a decision threshold. When a failure is detected, an attempt should be made to identify and exclude the faulty satellite using an algorithm which complies with a given set of criteria for
 - probability of false detection, P_{FA} ;
 - probability of missed detection, P_{MD} ;
 - probability of wrong exclusion, P_{WE} .
- b) Screening out bad satellite constellation geometries for which there is an insufficient error detection power.

In order to arrive at a justified set of performance parameters for the RAIM algorithm we need to start with some basic assumption regarding the reliability of the satellite constellation.

C.4.2 Basic assumptions

Satellite failure

Table C.1 summarises the assumptions taken in order to estimate a proper set of FDE parameters [GIC05]. At the user level the fundamental property is the probability of failure in one or more satellites in view, where we will assume that a user will track 10 satellites on the average for the nominal Galileo constellation of 27 satellites.

Table C.1 – Galileo satellite failure [GIC05]

Parameter	Description	Value	Unit
P_{1sfail}	Probability of satellite constellation failure (one satellite out of 27)	$2,7 \cdot 10^{-6}$	Per sample
P_{usfail}	Probability of user-visible satellite failure (1 out of 10 visible satellites)	$1 \cdot 10^{-6}$	Per sample
R_{1sfail}	Failure rate of satellite constellation failure (one satellite out of 27)	$1 \cdot 10^{-4}$	Per hour of operation
R_{usfail}	Failure rate of user-visible satellite failure (1 out of 10 visible satellites)	$3,7 \cdot 10^{-5}$	Per hour of operation

The performance risk parameters are usually specified per operation and therefore a translation is required to convert the operational requirements to algorithmic requirements. The number of independent samples N_s in an operational period T_{op} is then equal to T_{op}/T_s and the integrity risk limit over the operational period is equally distributed among the independent samples. Thus, the per sample integrity risk limit is the operational integrity risk limit divided by N_s .

The probability of observing a failure in a particular sample is typically approximated as $P_{1sfail} = R_{1sfail} \cdot T_s$, where T_s is the sampling interval, which should be less than the correlation time for independent samples. This is normally equal to the smoothing time for carrier phase smoothed pseudoranges which is in the order of 100 s to 300 s. For the calculations to follow, we have assumed a sampling time of approximately 100 s.

Maritime RNP

The appropriate maritime RNP parameters are given in IMO Res. A.915(22). Integrity risk and continuity risk requirements are stated as 10^{-5} and $3 \cdot 10^{-4}$ per 3 h respectively. However, these figures are the navigational (GNSS) system requirements, which need to be translated into a per vessel requirement due to the fact that a satellite failure may affect many users at the same time. The GPS FDE requirements [Lee96] were derived assuming that a GNSS failure could affect 100 aircraft at the same time, that is tracking the same satellites. This also seems a reasonable figure for maritime navigation in areas with high traffic density. So the overall integrity and continuity risk requirements assumed for deriving the maritime FDE parameters are 10^{-7} and $3 \cdot 10^{-6}$ per 3 h per vessel, respectively. It should be noted that this only applies to failures external to the vessel, so that for internal receiver failures (e.g. false alerts), the original system requirements apply.

C.4.3 RAIM-FDE integrity

The source of this missed alert can be a missed detection or a wrong exclusion, and the required maximum level of missed alerts is set equal to the integrity risk limit. For a user tracking 10 satellites the probability of having an undetected failure is as follows:

$$P[\text{Undetected failure}] = P[\text{Missed detection}|\text{GNSS failure}] \cdot P[\text{GNSS 1 of 10 failure}]$$

With the assumed operational integrity risk limit of 10^{-7} per 3 h per vessel and the basic Galileo satellite failure assumption (see Table C.1), this gives $P_{MD} = P_{WE} \approx 0,001$ for a

sampling interval of 100 s. This also means that when a failed satellite condition occurs (approximately once every 3 years), 1 out of every 1 000 vessels may have misleading navigational information world wide.

It should be noted that the IMO Res. A.915(22) refers to the integrity and continuity requirements as user requirements implying that the numbers pertain to each vessel. However, this would have as a consequence that 1 out of 10 vessels may have misleading information, which does not seem to be acceptable.

C.4.4 RAIM-FDE continuity

Both true and false alerts are continuity events, that is resulting in loss of navigation. The probability of having a true alert (loss of navigation) is generally given by

$$P[\text{true alert}] = P[\text{failed exclusion}] \cdot P[\text{GNSS 1 of 10 failure}]$$

With the assumed operational continuity risk limit of 10^{-6} per hour per vessel and the basic Galileo satellite failure assumption (see Table C.1) this gives $P_{FE} \approx 0,03$ for a sampling interval of 100 s. This also means that when a failed satellite condition occurs (approximately once every 3 years), 1 out of 30 vessels may lose their navigation capability world wide.

However, a failed exclusion will normally only occur when there are less than 6 satellites in view, which for Galileo can only occur when one or more satellite fails.

A false alert occurs when the FDE algorithm makes a false detection and cannot exclude the source of the false detection. This is an internal receiver effect, and the appropriate continuity risk requirement is $10^{-4}/h$. Thus,

$$P[\text{false alert}] = P[\text{false detection}] = P_{FD} \approx 3 \cdot 10^{-6} \text{ for a sampling interval of 100 s}$$

C.4.5 RAIM-FDE parameters – Summary

In summary, the proposed FDE parameters for Galileo receivers are as given in Table C.2, last column. The parameters for aviation (non-Precision approach using GPS) and maritime use of GPS are shown for comparison.

Table C.2 – RAIM-FDE parameters

Parameters	Description	RTCA NPA-GPS	IEC 61108-1:2003 GPS	IEC 61108-3 Galileo
R_{FD}	False alert rate	$10^{-5}/h$	$10^{-4}/h$	$10^{-4}/h$
P_{FD}	Probability of false detection	$3 \cdot 10^{-7}$	$5 \cdot 10^{-2}$	$3 \cdot 10^{-6}$
P_{MD}	Probability of missed detection	10^{-3}	$5 \cdot 10^{-2}$	$1 \cdot 10^{-3}$
P_{WE}	Probability of wrong exclusion	10^{-3}	-	$1 \cdot 10^{-3}$
P_{FE}	Probability of failed exclusion	10^{-3}	-	$3 \cdot 10^{-2}$
TTA	Time to alert	10 s	10 s	10 s

Annex D (normative)

Galileo standard received signals and interference environment

D.1 Receiver power levels

D.1.1 Received power levels on the ground

The minimum and maximum receiver power levels on the surface of the earth, based on an ideally matched and isotropic 0 dBi receiver antenna is given in Table D.1 below (see Bibliography [ICD08], and [RTCA07]).

Table D.1 – Minimum and maximum receiver power levels on ground

	Minimum power dBm	Maximum power dBm
E5a, E5b	–126,2	–122,0
E1	–126,0	–122,5

D.1.2 Received signals at receiver input

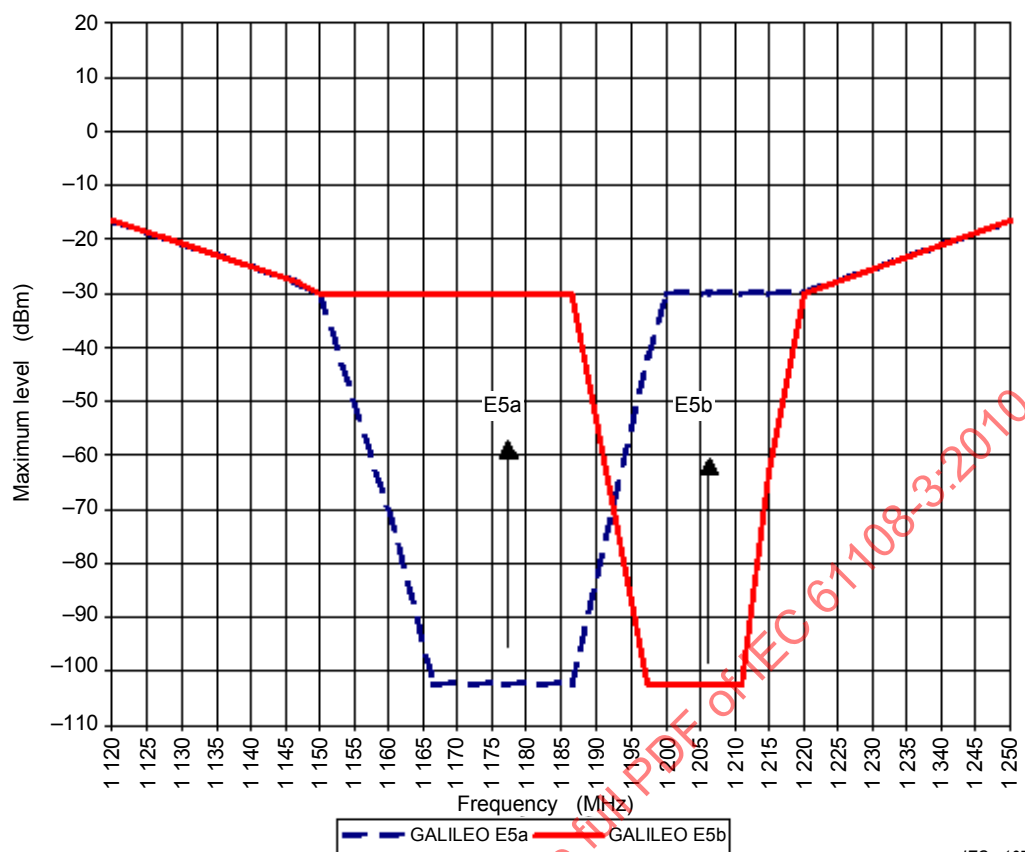
The minimum and maximum power levels at the antenna port and at the receiver input is given in Table D.2 below based on the values in Table D.1 and Galileo signal link budget calculations from [RTCA07].

Table D.2 – Minimum and maximum levels at antenna port and receiver input

	E1	E5a, E5b
Minimum receiver input level	–117,0 dBm	–117,2 dBm
Minimum antenna port level	–130,5 dBm	–130,7 dBm
Minimum C/No	40,7 dBHz	40,7 dBHz
Maximum receiver input level	–88,0 dBm	–88,2 dBm
Maximum antenna port level	–117,5 dBm	–117,7 dBm
Maximum C/No	53,8 dBHz	53,8 dBHz

D.2 Galileo CW in-band and near-band interference environment

Continuous wave (CW) interference interacts with the individual range code's spectral lines found in the Galileo signal structure. Galileo receivers are typically more susceptible to CW than to any other type of interference. The minimum receiver performance defined in Clause 4 shall be achieved in the presence of in-band near-band CW interfering signals levels as high as the one defined by Figure D.1 and Table D.3 for the E5 band and Figure D.2 and Table D.4 for the E1 band.



IEC 1073/10

Figure D.1 – E5 in-band and near-band maximum CW RFI levels

Table D.3 – Table of main characteristics of Figure D.1 above

Frequency MHz	Maximum RFI level E5a dBm	Maximum RFI level E5b dBm
1 120,00	–16,5	–16,5
1 150,00	–30,0	–30,0
1 166,45 (E5a –10 MHz)	–102,5	–30,0
1 176,45 (E5a)	–102,5	–30,0
1 186,45 (E5a +10 MHz)	–102,5	–30,0
1 197,14 (E5b –10 MHz)	–38,0	–102,5
1 200,00	–30,0	–102,5
1 206,45 (E5a+20 MHz)	–30,0	–102,5
1207,14 (E5b)	–30,0	–102,5
1 211,14 (E5b +4 MHz)	–30,0	–102,5
1 215,00	–30,0	–60,0
1 220,00	–30,0	–30,0
1 250,00	–16,5	–16,5

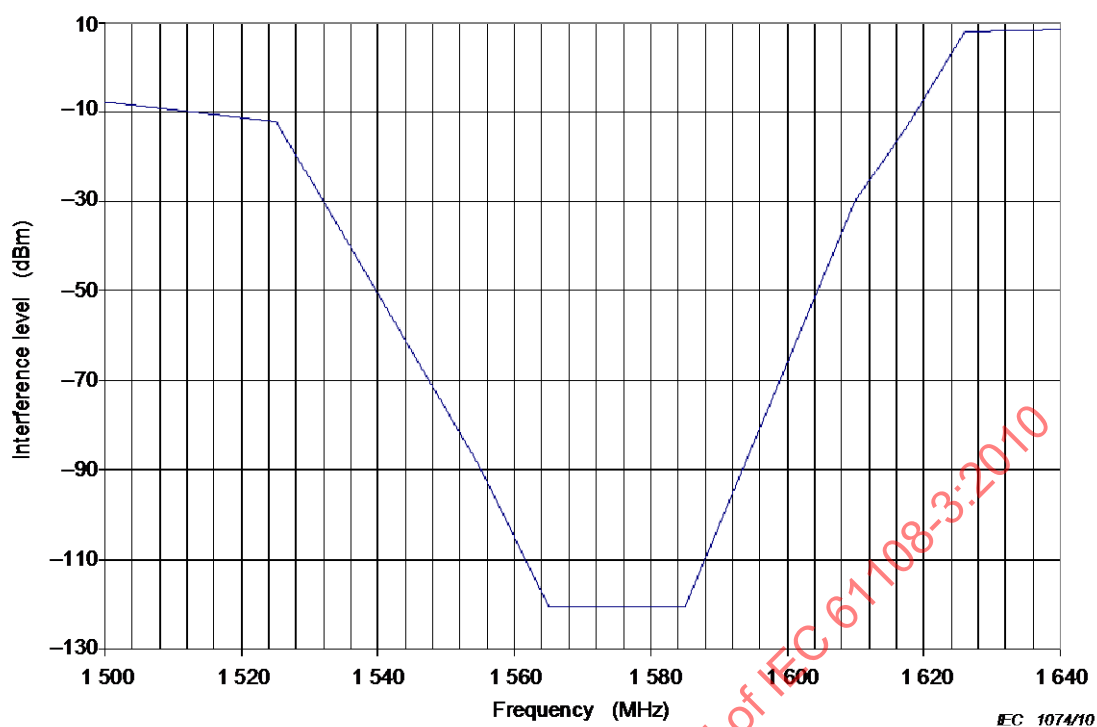


Figure D.2 – E1 in-band and near-band maximum CW RFI levels

Table D.4 – Table of main characteristics of Figure D.2

Frequency MHz	Maximum RFI level E1 dBm
1 500 ^a	–8,5
1 525	–12,0
1 565,42 (E1–10 MHz)	–115,0 (–120,5 for GPS L1)
1 575,42 (E1, L1)	–115,0 (–120,5 for GPS L1)
1 585,42 (E1–10 MHz)	–115,0 (–120,5 for GPS L1)
1 610	–30,0
1 626,5	+8,0
1 640 ^a	+8,5

^a The CW interference level below 1 500 MHz increases linearly to 25,5 dBm at 1 310 MHz. Above 1 640 MHz, the levels increase linearly to 21,5 dBm at 2 GHz, accounting for High Intensity Radiation Fields (HIRF).

D.3 Galileo in-band maximum RFI levels

The interference mask for narrow- and wideband noise-like interference varies as a function of the bandwidth of the interfering signal. This interference effect can be represented by RF noise centred at 1 575,42 MHz for E1, 1 176,45 MHz for E5a and 1 207,14 MHz for E5b.

The standardised receiver CW, narrow band (NB) and wide band (WB) RF noise susceptibility is defined through the set of curves plotted in Figure D.3 and Figure D.4 below and detailed in Table D.5 and Table D.6 that identify for different receiver's functions (acquisition, tracking and reacquisition) the maximum applicable RFI levels versus RFI bandwidth.

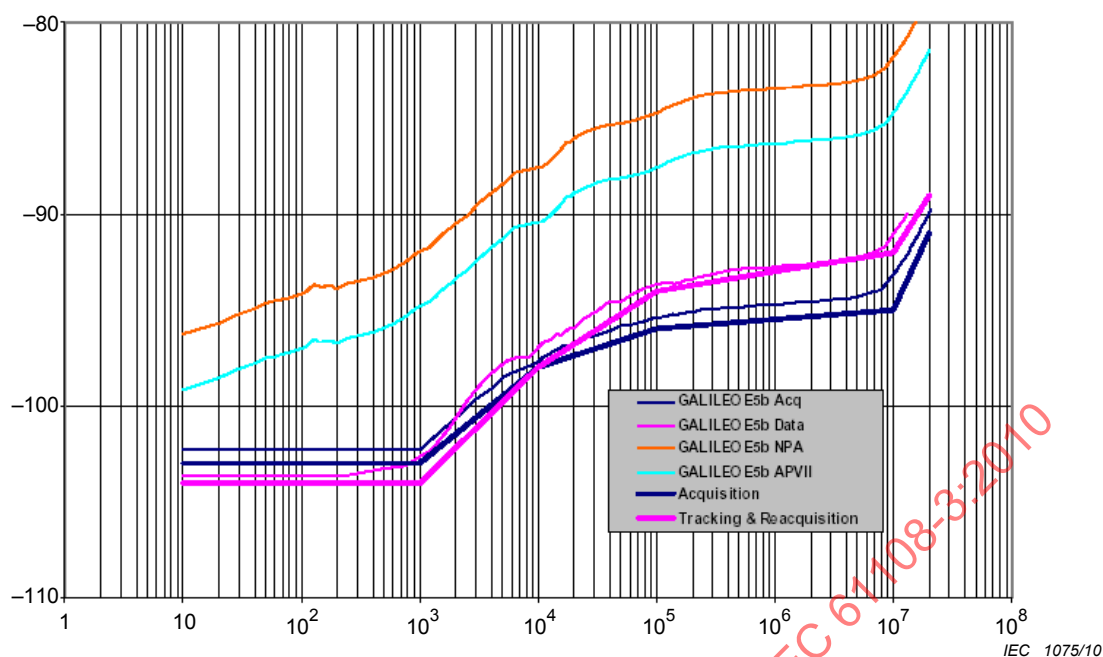


Figure D.3 – E5 Maximum in-band CW/NBI RFI levels

Table D.5 – E5 maximum in-band RFI levels versus bandwidth

Maximum RFI level dBm							
Bandwidth	10 Hz	1 kHz	10 kHz	100 kHz	1 MHz	10 MHz	20 MHz
Acquisition	-103	-103	-98	-96	-95,5	-95	-91
Tracking	-104	-104	-98	-94	-93	-93	-89

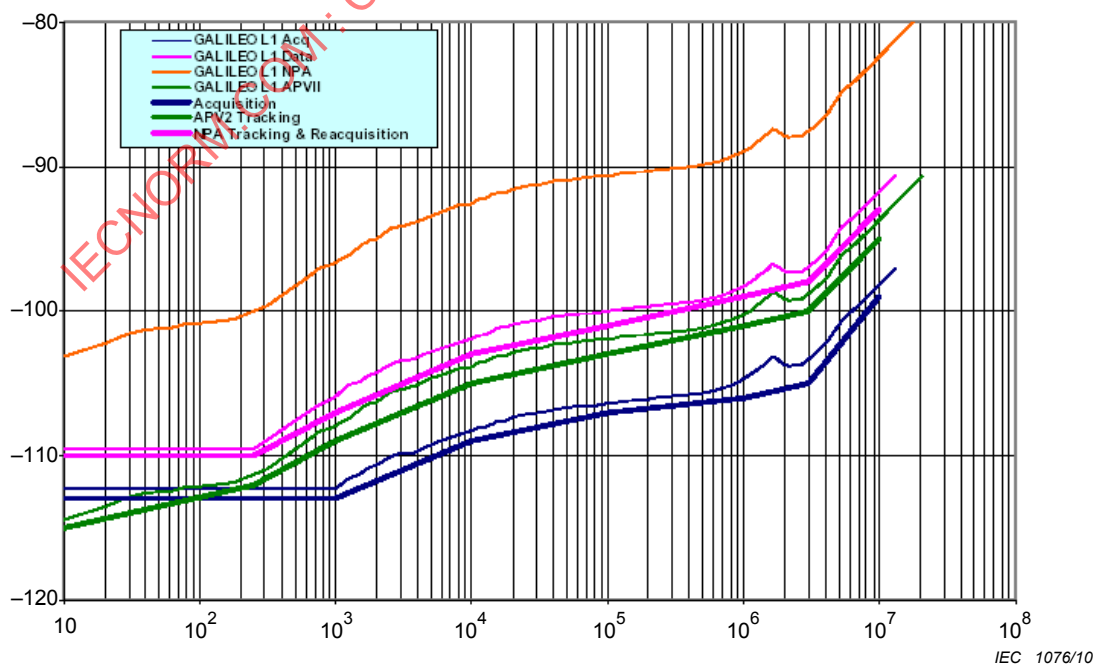


Figure D.4 – E1 Maximum in-band CW/NBI RFI levels

Table D.6 – E5 maximum in-band RFI levels versus bandwidth

Maximum allowable RFI level dBm								
Bandwidth	10 Hz	250 Hz	1 kHz	10 kHz	100 kHz	1 MHz	3 MHz	10 MHz
Acquisition	–113	–113	–113	–109	–107	–106	–105	–99
Tracking	–115	–112	–109	–105	–103	–101	–100	–95

D.4 Pulsed interference

Pulsed interference can occur due to proximity to radars or other RF devices operating in the same bands using pulsed waveforms. Galileo receivers typically are fairly robust when exposed to low duty cycle pulsed interference. The RF noise for pulsed interference tests consist of a pulse modulated carrier (CW) at 1 575,42 MHz for E1, 1 176,45 MHz for E5a and 1 207,14 MHz for E5b, with peak carrier level of –20 dBm and duty factor of 10 % while using a 1 ms pulse width.

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61108-3:2010

Annex E (informative)

Galileo RAIM testing

E.1 General

Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) algorithms used in GNSS receivers have steadily developed and improved since the RAIM concept was introduced a few years ago. In the GPS system those algorithms are well established and widely accepted as improving the navigation reliability of any GNSS navigation system that has RAIM capability.

Since the testing of RAIM has to be carried out on Galileo receivers, it is important to establish a common procedure for these tests. This annex provides those responsible for developing a test environment with an aid to performing RAIM testing as it was intended by the description of 5.6.12.1.3.

E.2 Satellite signal alteration

The Galileo RFCS provides several methods for testing a receiver's RAIM algorithm. Two such methods are

- a) applying an error to a satellite's clock, that is not declared in the navigation data message, which provokes a faulty position fix solution, or;
- b) adding a pseudorange ramp to the satellite's RF signal which is not declared in the navigation data message.

Both methods result in an erroneous position solution being calculated by the GNSS receiver, which would be detectable by the RAIM algorithm.

In this example, the second method is used. The pseudorange ramp on a satellite's RF signal will result in an accordingly weighted position fix error if the faulty satellite is not excluded from position calculation, or the number of available satellites is less than 5.

E.3 RAIM testing scenario

To ensure a complete set of Galileo navigation data is received, the RFCS scenario used must allow 15 min of prerun, before any signal corruption or change is applied. This precaution is to be taken to ensure that the receiver under test is locked to all satellite, and producing a stable PVT solution.

The initial constellation should have at least 8 healthy satellites being tracked, to ensure stable RAIM functionality.

Theoretically, RAIM calculation is perfectly possible with 6 Galileo satellites being tracked, but for stability and RAIM algorithm integrity behaviour evaluation, the RAIM test should be started with at least 8 satellites, one modified by introducing a pseudorange ramp, then reducing the ramp to zero after a ramp hold duration of at least 1 min, to ensure enough time for the receiver to detect and exclude the affected satellite for the duration of the ramp. The ramp error should be at least a multiple of the entered HAL (also referred to as RAIM radius). After each ramp up and down cycle, allow at least 3 min of recovery time before reducing the number of satellites by one. (It has proven functional to switch off the satellite that was used for the introduction of the ramp, after the recovery time of 3 min).

Now, the cycle is repeated for one of the remaining satellites until a four-satellite-constellation is reached.

Observe that the calculated position fix is within HAL, or RAIM status is indicated accordingly.

For testing purposes, repeating the ramp cycle on one of the remaining four satellites is recommended. The RAIM status should stay at CAUTION as RAIM calculation is impossible with less than five satellites available. (See Table E.1 for details on RAIM scenario).

Table E.1 – Scenario overview

Pseudorange – Ramp: 500 m
4 min ramp up, 1 min hold, 4 min ramp down
Sat.- Ids: as appropriate by used almanac

Avail. SVs	8 Satellites				7 Satellites				6 Satellites				5 Satellites				4 Satellites					
Time into simulation run	00:00:00	00:15:00	00:19:00	00:20:00	00:24:00	00:27:00	00:28:00	00:32:00	00:33:00	00:37:00	00:40:00	00:41:00	00:45:00	00:46:00	00:50:00	00:53:00	00:54:00	00:58:00	00:59:00	01:03:00	01:06:00	01:19:00
Ramp status		Ramp up	Ramp hold	Ramp down	Ramp end	Sat. Off	Ramp up	Ramp hold	Ramp down	Ramp end	Sat. Off	Ramp up	Ramp hold	Ramp down	Ramp end	Sat. Off	Ramp up	Ramp hold	Ramp down	Ramp end	Sat. Off	
ID of altered SV	as appropriate for used almanac*				as appropriate for used almanac*				as appropriate for used almanac*				as appropriate for used almanac*				as appropriate for used almanac*					

*Satellites may rise and set below elevation mask of 10° (horizon) during scenario runtime - Precautions have to be taken to avoid rising and setting of active and healthy SVs during RAIM scenario.

Bibliography

Galileo Open Service (OS) Signal in Space (SIS) Interface Control Document, OS SIS ICD, Draft 1, February 2008, ESA/GSA,

Galileo Safety of Life (SoL) Signal in Space (SIS) Interface Control Document, SoL SIS ICD, ESA/GSA, (to be published)

IEC 61108 (all parts), *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Global navigation satellite systems (GNSS)*

IEC 61162-2, *Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems – Digital interfaces – Part 2: Single talker and multiple listeners, high-speed transmission*

IMO resolution A.424(XI), *Performance standards for gyro-compasses*

IMO resolution A.821(19), *Performance standards for gyro-compasses for high speed craft*

IMO resolution A.824(19), *Performance standards for devices to indicate speed and distance*

IMO resolution MSC.96(72), *Adoption of amendments to performance standards for devices to measure and indicate speed and distance*

IMO resolution MSC.112(73), *Performance standards for shipborne global positioning system (GPS) receiver equipment*

IMO resolution MSC.114(73), *Performance standards for shipborne DGPS and DGLONASS maritime radio beacon receiver equipment as amended or revised*

IMO resolution MSC.191(79), *Performance standards for the presentation of navigation-related information on shipborne navigational displays*

ITU-R Recommendation M.1477, *Characteristics and protection criteria for receiving earth stations of the radionavigation-satellite service (space-to-Earth) in the band 1 559-1 610 MHz*

[GIC05], *Galileo Integrity Concept*, ESA-DEUI-NG-TN/01331, rev. 2, 5.07.2005

[Baarda68], Baarda, W.; *A testing procedure for use in geodetic networks*, Netherlands Geodetic Commission Publication on Geodesy, Vol. 2, No. 5, 1968

[Brenner90], Brenner, M.; *Implementation of a RAIM Monitor in a GPS Receiver and an integrated GPS*, ION-GPS, 1990, pp. 397-405

[Brown96], Brown, R. G.; *Receiver Autonomous Integrity Monitoring*, in *Global Positioning System; Theory and Applications*, Vol. 2, Edited by B.W. Parkinson and J.J. Spilker Jr., American Inst. Of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington DC, 1996

[Brown97], Brown, R. G. and Chin, G. Y.; *GPS RAIM: Calculation of Threshold and Protection Radius Using Chi-Square Methods – A Geometric Approach*, *Global Positioning System*, Vol. V, The Institute of Navigation, 1998, pp. 155-178.

[Kelly98], Kelly, R. J.; *The linear model, RNP, and the Near-Optimum Fault Detection and Exclusion Algorithm*, *Global Positioning System*, Vol. V, The Institute of Navigation, 1998, pp. 227-259

[Ober03], Ober, P. B.; *Integrity Prediction and Monitoring of Navigation Systems*, PhD dissertation, Techn. Univ. Delft, Integricom, 2003

[Parkinson88], Parkinson, B. W. and Axelrad, P.; *Autonomous GPS Integrity Monitoring using the Pseudorange Residual*, Navigation, Journal of the Institute of Navigation, Vol. 35, No. 2, Summer 1988

[RTCA06], Minimum Operational Performance Standards for GPS/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment, RTCA Doc. No. RTCA/DO-229D, 2006

[Sturza88], Sturza, M. A.; *Navigation System Integrity Monitoring Using Redundant Measurements*, Navigation, Journal of the Institute of Navigation, Vol. 35, No. 4, Winter 1988-89

[UKOOA94], *Guidelines for the use of differential GPS in offshore surveying*, UK Offshore Operators Association, Surveying and Positioning Committee, Issue 1, September 1994

[Lee96], Lee Y., K. Van Dyke, B. DeCleene, J. Studenny & M. Beckmann (1996) Summary of RTCA SC-159 GPS Integrity Working Group activities, *Journal of the Institute of Navigation*, 1996, vol. 43, no3, pp. 307-338

[ICD08], Galileo Open Service Signal in Space Interface Control Document, OS SIS ICD, Draft 1, February 2008, ESA/GSA,

[RTCA07], *Interim Minimum Operational Performance Specifications for Airborne Galileo Satellite Receiving Equipment*, GARMIS D4124 issue 1.0, October 2007 (To be replaced by the appropriate RTCA-DO-xxx document when available)

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61108-3:2010

SOMMAIRE

AVANT-PROPOS	63
1 Domaine d'application	65
2 Références normatives	65
3 Termes, définitions et abréviations	66
3.1 Termes et définitions	66
3.3 Abréviations	66
4 Normes de performances minimales	68
4.1 Objet	68
4.2 Matériel de réception Galileo	68
4.2.1 Equipement minimal	68
4.2.2 Configuration	68
4.2.3 Assurance qualité	69
4.3 Normes de fonctionnement du matériel de réception Galileo	69
4.3.1 Généralités	69
4.3.2 Ports de données	69
4.3.3 Précision	70
4.3.4 Acquisition	70
4.3.5 Antenne et connexions d'entrée/sortie	71
4.3.6 Conception de l'antenne	72
4.3.7 Plage dynamique	72
4.3.8 Protection contre les signaux de brouillage spécifiques	72
4.3.9 Rafraîchissement de la position	72
4.3.10 Galileo différentiel	73
4.3.11 Avertissements de navigation et indications de statut	73
4.3.12 Sortie relative à la route fond, à la vitesse fond et au temps universel coordonné	77
4.3.13 Conditions de brouillage classiques	78
5 Méthodes d'essai et résultats exigibles	78
5.1 Sites d'essai	78
5.2 Séquence d'essais	79
5.3 Signaux d'essai	79
5.4 Détermination de la précision	80
5.5 Exigences générales et exigences de présentation	80
5.5.1 Conditions normales	80
5.5.2 Exigences générales	80
5.5.3 Exigences de présentation	81
5.6 Essais du récepteur	81
5.6.1 Matériel de réception Galileo	81
5.6.2 Port de sortie de la position	81
5.6.3 Ports de sortie du matériel	81
5.6.4 Précision	81
5.6.5 Acquisition	83
5.6.6 Antenne et connexions d'entrée/sortie	83
5.6.7 Conception de l'antenne	84
5.6.8 Sensibilité et plage dynamique	84
5.6.9 Protection des autres émetteurs de bord des navires	84

5.6.10	Mise à jour de la position	85
5.6.11	Entrée Galileo différentielle	85
5.6.12	Avertissements de navigation et indications de statut	86
5.6.13	Précision des valeurs de la route fond et de la vitesse fond	89
5.6.14	Validité des informations de route fond et de vitesse fond	89
5.6.15	Temps universel coordonné (TUC).....	89
5.7	Essais des conditions classiques d'interférences radioélectriques	89
5.7.1	Configuration du simulateur	90
5.7.2	Essai de précision de la solution de navigation	90
5.7.3	Essai de réacquisition	91
Annexe A (informative)	Caractéristiques des signaux de navigation Galileo	92
Annexe B (informative)	Concept d'intégrité Galileo	94
Annexe C (informative)	Contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM)	100
Annexe D (normative)	Signaux normalisés Galileo reçus et environnement de brouillage.....	113
Annexe E (informative)	Essai RAIM de Galileo.....	118
Bibliographie.....		120
Figure B.1	– Illustration graphique de SISA et de SISMA [GIC05]	96
Figure C.1	– Alertes de navigation et événements FDE	102
Figure C.2	– Paramètres RNP	103
Figure C.3	– Contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM).....	104
Figure C.4	– Erreurs de position	105
Figure C.5	– Seuil de décision et biais détectable minimal pour la variable statistique (W)SSE	107
Figure C.6	– Variable auxiliaire du résidu maximal.....	108
Figure C.7	– Tramage de géométrie.....	109
Figure D.1	– Niveaux maximaux de brouillage radioélectrique E5 dans la bande et proche de la bande	114
Figure D.2	– Niveaux maximaux de brouillage radioélectrique E1 dans la bande et proche de la bande	115
Figure D.3	– Niveaux maximaux de brouillage radioélectrique E5 dans la bande du type onde entretenue/à bande étroite.....	116
Figure D.4	– Niveaux maximaux de brouillage radioélectrique E1 du type onde entretenue/à bande étroite dans la bande	117
Tableau 1	– Limites de temps d'acquisition	71
Tableau 2	– Statut de l'intégrité RAIM.....	76
Tableau 3	– Statuts d'intégrité correspondant au message d'intégrité Galileo	77
Tableau 4	– Précision de la route fond	78
Tableau 5	– Valeurs des interférences radioélectriques	90
Tableau A.1	– Caractéristiques générales des signaux de navigation Galileo.....	92
Tableau A.2	– Caractéristiques générales des signaux Galileo	93
Tableau B.1	– Valeurs de l'indicateur d'intégrité	97
Tableau C.1	– Défaillance de satellite Galileo [GIC05]	110
Tableau C.2	– Paramètres RAIM-FDE.....	112

Tableau D.1 – Niveaux de puissance minimal et maximal du récepteur au sol	113
Tableau D.2 – Niveaux minimal et maximal au port d'antenne et à l'entrée du récepteur.....	113
Tableau D.3 – Tableau des principales caractéristiques de la Figure D.1 ci-dessus	114
Tableau D.4 – Tableau des principales caractéristiques de la Figure D.2.....	115
Tableau D.5 – Niveaux maximaux de brouillage radioélectrique E5 dans la bande par rapport à la largeur de bande.....	116
Tableau D.6 – Niveaux maximaux de brouillage radioélectrique E5 dans la bande par rapport à la largeur de bande.....	117
Tableau E.1 – Présentation du scénario.....	119

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61108-3:2010

COMMISSION ÉLECTROTECHNIQUE INTERNATIONALE

**MATÉRIELS ET SYSTÈMES DE NAVIGATION
ET DE RADIOCOMMUNICATION MARITIMES –
SYSTÈME MONDIAL DE NAVIGATION PAR SATELLITE (GNSS) –****Partie 3: Matériel de réception Galileo –
Exigences d'exploitation et de fonctionnement,
méthodes d'essai et résultats d'essai exigés**

AVANT-PROPOS

- 1) La Commission Electrotechnique Internationale (IEC) est une organisation mondiale de normalisation composée de l'ensemble des comités électrotechniques nationaux (Comités nationaux de l'IEC). L'IEC a pour objet de favoriser la coopération internationale pour toutes les questions de normalisation dans les domaines de l'électricité et de l'électronique. A cet effet, l'IEC – entre autres activités – publie des Normes internationales, des Spécifications techniques, des Rapports techniques, des Spécifications accessibles au public (PAS) et des Guides (ci-après dénommés "Publication(s) de l'IEC"). Leur élaboration est confiée à des comités d'études, aux travaux desquels tout Comité national intéressé par le sujet traité peut participer. Les organisations internationales, gouvernementales et non gouvernementales, en liaison avec l'IEC, participent également aux travaux. L'IEC collabore étroitement avec l'Organisation Internationale de Normalisation (ISO), selon des conditions fixées par accord entre les deux organisations.
- 2) Les décisions ou accords officiels de l'IEC concernant les questions techniques représentent, dans la mesure du possible, un accord international sur les sujets étudiés, étant donné que les Comités nationaux de l'IEC intéressés sont représentés dans chaque comité d'études.
- 3) Les Publications de l'IEC se présentent sous la forme de recommandations internationales et sont agréées comme telles par les Comités nationaux de l'IEC. Tous les efforts raisonnables sont entrepris afin que l'IEC s'assure de l'exactitude du contenu technique de ses publications; l'IEC ne peut pas être tenue responsable de l'éventuelle mauvaise utilisation ou interprétation qui en est faite par un quelconque utilisateur final.
- 4) Dans le but d'encourager l'uniformité internationale, les Comités nationaux de l'IEC s'engagent, dans toute la mesure possible, à appliquer de façon transparente les Publications de l'IEC dans leurs publications nationales et régionales. Toutes divergences entre toutes Publications de l'IEC et toutes publications nationales ou régionales correspondantes doivent être indiquées en termes clairs dans ces dernières.
- 5) L'IEC elle-même ne fournit aucune attestation de conformité. Des organismes de certification indépendants fournissent des services d'évaluation de conformité et, dans certains secteurs, accèdent aux marques de conformité de l'IEC. L'IEC n'est responsable d'aucun des services effectués par les organismes de certification indépendants.
- 6) Tous les utilisateurs doivent s'assurer qu'ils sont en possession de la dernière édition de cette publication.
- 7) Aucune responsabilité ne doit être imputée à l'IEC, à ses administrateurs, employés, auxiliaires ou mandataires, y compris ses experts particuliers et les membres de ses comités d'études et des Comités nationaux de l'IEC, pour tout préjudice causé en cas de dommages corporels et matériels, ou de tout autre dommage de quelque nature que ce soit, directe ou indirecte, ou pour supporter les coûts (y compris les frais de justice) et les dépenses découlant de la publication ou de l'utilisation de cette Publication de l'IEC ou de toute autre Publication de l'IEC, ou au crédit qui lui est accordé.
- 8) L'attention est attirée sur les références normatives citées dans cette publication. L'utilisation de publications référencées est obligatoire pour une application correcte de la présente publication.
- 9) L'attention est attirée sur le fait que certains des éléments de la présente Publication de l'IEC peuvent faire l'objet de droits de propriété intellectuelle ou de droits analogues. L'IEC ne saurait être tenue pour responsable de ne pas avoir identifié de tels droits de propriété et de ne pas avoir signalé leur existence.

La Norme internationale IEC 61108-3 a été établie par le comité d'études 80 de l'IEC: Matériels et systèmes de navigation et de radiocommunication maritimes.

La présente version bilingue (2016-01) correspond à la version anglaise monolingue publiée en 2010-05.

Le texte anglais de cette norme est issu des documents 80/590/FDIS et 80/595/RVD.

Le rapport de vote 80/595/RVD donne toute information sur le vote ayant abouti à l'approbation de cette norme.

La version française de cette norme n'a pas été soumise au vote.

Cette publication a été rédigée selon les Directives ISO/IEC, Partie 2.

Une liste de toutes les parties de la série IEC 61108, sous le titre général: *Matériels et système de navigation et de radiocommunication maritimes – Système mondial de navigation par satellite (GNSS)*, est disponible sur le site web de l'IEC.

Le comité a décidé que le contenu de cette publication ne sera pas modifié avant la date de stabilité indiquée sur le site web de l'IEC sous "<http://webstore.iec.ch>" dans les données relatives à la publication recherchée. A cette date, la publication sera

- reconduite,
- supprimée,
- remplacée par une édition révisée, ou
- amendée.

IMPORTANT – Le logo "colour inside" qui se trouve sur la page de couverture de cette publication indique qu'elle contient des couleurs qui sont considérées comme utiles à une bonne compréhension de son contenu. Les utilisateurs devraient, par conséquent, imprimer cette publication en utilisant une imprimante couleur.

IECNORM.COM : Click to view the full PDF of IEC 61108-3:2010

MATÉRIELS ET SYSTÈMES DE NAVIGATION ET DE RADIOCOMMUNICATION MARITIMES – SYSTÈME MONDIAL DE NAVIGATION PAR SATELLITE (GNSS) –

Partie 3: Matériel de réception Galileo – Exigences d'exploitation et de fonctionnement, méthodes d'essai et résultats d'essai exigés

1 Domaine d'application

La présente partie de l'IEC 61108 spécifie les exigences minimales en matière de normes de fonctionnement, de méthodes d'essai et de résultats d'essai exigés pour le matériel de réception de bord Galileo, conformément à la résolution MSC.233(82) de l'OMI, et qui utilise les signaux provenant du système mondial de navigation par satellite Galileo afin de déterminer une position. Elle prend en compte les exigences générales de la résolution A.694(17) de l'OMI et est associée à l'IEC 60945. Lorsqu'une exigence de cette norme diverge de l'IEC 60945, c'est l'exigence de la présente Norme qui prévaut. Elle prend également en compte, selon le cas, les exigences de présentation des informations relatives à la navigation sur les écrans de navigation de bord explicitées dans la résolution MSC.191(79) de l'OMI et est associée à l'IEC 62288.

Une description du Service ouvert et du Service de sauvegarde de la vie humaine de Galileo est donnée dans les documents de contrôle de l'interface Galileo (voir Bibliographie). La présente Norme de récepteur s'applique à la navigation au large pour ce qui concerne le service ouvert et aux entrées de port, aux approches et aux eaux côtières pour ce qui concerne le service de sauvegarde de la vie humaine conformément à la résolution A.953(23) de l'OMI.

Le texte de la présente Norme dont la signification est identique à celle de la résolution MSC.233(82) de l'OMI est imprimé en *italiques*, la résolution et les numéros d'alinéa étant indiqués entre parenthèses, par exemple (M.233/A1.2).

Les exigences de l'Article 4 sont en référence croisée avec les essais de l'Article 5, et inversement.

2 Références normatives

Les documents de référence suivants sont indispensables pour l'application du présent document. Pour les références datées, seule l'édition citée s'applique. Pour les références non datées, la dernière édition du document de référence s'applique (y compris les éventuels amendements).

IEC 60721-3-6:1987, *Classification des conditions d'environnement – Partie 3-6: Classification des groupements des agents d'environnement et de leurs sévérités – Environnement des navires*

IEC 60945, *Matériels et systèmes de navigation et de radiocommunication maritimes – Spécifications générales – Méthodes d'essai et résultats exigibles*

IEC 61108-1:2003, *Matériels et systèmes de navigation et de radiocommunication maritimes – Systèmes mondiaux de navigation par satellite (GNSS) – Partie 1: système de positionnement par satellite GPS – Matériel de réception – Normes de fonctionnement, méthodes d'essai et résultats d'essai exigibles*

IEC 61108-4, *Matériels et systèmes de navigation et de radiocommunication maritimes – Systèmes mondiaux de navigation par satellite (GNSS) – Partie 4: équipement pour récepteur de balises radioélectriques DGLONASS et DGPS embarqués – Exigences d'exploitation et de fonctionnement, méthodes d'essai et résultats d'essai exigés*

IEC 61162 (toutes les parties), *Matériels et systèmes de navigation et de radiocommunication maritimes – Interfaces numériques*

IEC 61162-1, *Matériels et systèmes de navigation et de radiocommunication maritimes – Interfaces numériques – Partie 1: émetteur unique et récepteurs multiples*

IEC 62288, *Équipements et systèmes de navigation et de radiocommunications maritimes – Présentation des informations relatives à la navigation – Exigences générales – Méthodes d'essai et résultats exigibles*

IMO Resolution A.694 (17), *General requirements for shipborne radio equipment forming part of the Global maritime distress and safety system and for electronic navigational aids* (disponible en anglais seulement)

IMO resolution A.915(22), *Revised maritime policy and requirements for a future Global Navigation Satellite System (GNSS)* (disponible en anglais seulement)

IMO resolution A.953(23), *World-wide radionavigation system* (disponible en anglais seulement)

IMO resolution MSC.233(82), *Adoption of the Performance Standards for Shipborne GALILEO Receiver Equipment* (disponible en anglais seulement)

Recommandation ITU-R M.823-3, *Caractéristiques techniques de la transmission de données en mode différentiel pour les systèmes mondiaux de navigation par satellite à partir de radiophares maritimes dans les bandes de fréquences 283,5-315 kHz (Région 1) et 285-325 kHz (Régions 2 et 3)*

RTCM 10402 RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, Version 2.4 (disponible en anglais seulement)

3 Termes, définitions et abréviations

Pour les besoins du présent document, les termes, définitions et abréviations suivants s'appliquent.

NOTE Toutes les définitions et abréviations utilisées sont identiques à celles utilisées dans la spécification du signal de performance Galileo.

3.1 Termes et définitions

3.2 intégrité

aptitude du système à avertir les utilisateurs dans un délai imparti qu'il convient de ne plus utiliser ce système pour la navigation

3.3 Abréviations

Compas	Beidou-2 GNSS (Chine)
COG	Course Over Ground (Route fond)
CW	Continuous Wave (Onde entretenue)
dGalileo, dGPS, dGLONASS	Différentiel Galileo, GPS, GLONASS
EEE	Équipement en essai

FDE	Fault Detection and Exclusion (Détection des défaillances et exclusion)
GNSS	Global Navigation Satellite System (Système mondial de navigation par satellite)
GPS	Global Positioning System (Système de positionnement mondial)
GLONASS	GLOBAL NAVIGATION Satellite System (Système mondial de navigation par satellite)
GTRF	Galileo Terrestrial Reference Frame
ITRF	International Terrestrial Frame
HAL	Horizontal Alert Limit (Limite d'alerte horizontale)
HDOP	Dilution de précision horizontale
HPL	Horizontal Protection Limit (Limite de protection horizontale)
HMI	Hazardous Misleading Information (Informations erronées dangereuses)
MDE	Marginally Detectable Error (Erreur marginale détectable)
NB	Narrow Band (Bande étroite)
PDF	Probability distribution function (Fonction de distribution de probabilité)
PDOP	Position Dilution Of Precision (Dilution de précision de la position)
P_{HMI}	Probabilité d'erreur dangereuse
PVT	Position, Vitesse, Temps
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitor (Contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur)
RF	Radio Frequency (Fréquence radio)
RFCS	Radio Frequency Constellation Simulator (Simulateur de constellation RF)
RFI	Radio Frequency Interference (Interférence radioélectrique)
SDME	Speed and Distance Measuring Equipment (Équipement de mesure de la vitesse et de la distance)
SIS	Signal in space (Signal spatial)
SOG	Speed Over Ground (Vitesse fond)
SV	Space Vehicle (Engin spatial)
TTA	Time-to-alarm (délai d'alarme)
ULS	Up-Link Station (Station de liaison montante)
TUC	Temps universel coordonné
VAL	Vertical Alert Limit (Limite d'alerte verticale)
VPL	Vertical Protection Limit (Limite de protection verticale)
WB	Wide Band (Large bande)

4 Normes de performances minimales

4.1 Objet

Galileo propose deux services d'utilisation différents pour la communauté maritime.

(M.233/A1.3) *Le Service ouvert Galileo propose des services gratuits de positionnement, de navigation et de synchronisation. Il peut être utilisé sur une (L1, E5a, E5b), deux (L1 et E5a ou L1 et E5b) ou trois (L1, E5a et E5b) fréquences.*

(M.233/A1.4) *Le Service de sauvegarde de la vie humaine Galileo peut être utilisé sur une (L1 ou E5b) ou deux (L1 et E5b) fréquences. Chacune des fréquences L1 et E5b transporte un message de données de navigation contenant des informations relatives à l'intégrité. La fréquence E5a ne contient pas de données d'intégrité.*

(M.233/A1.5) *Outre les exigences générales spécifiées dans l'IEC 60945, le matériel de réception Galileo, destiné à la navigation maritime à des vitesses n'excédant pas soixante-dix nœuds, doit satisfaire aux exigences minimales de fonctionnement ci-après.*

(M.233/A1.6) *Ces normes couvrent les exigences de base en matière de détermination de la position, de la route fond (COG), de la vitesse fond (SOG) et de l'heure, à des fins de navigation ou comme entrée dans d'autres fonctions. Les normes ne couvrent pas les autres fonctions de calcul du récepteur ni les exigences des autres systèmes pouvant utiliser des données issues du récepteur Galileo. D'autres fonctions de calcul, d'entrée/sortie ou d'affichage supplémentaire qui peuvent être fournies, ne doivent pas dégrader les performances du matériel en-dessous des exigences minimales de fonctionnement définies dans la présente Norme.*

4.2 Matériel de réception Galileo

(Voir 5.6.1)

4.2.1 Equipement minimal

(M.233/A2.1) *Le terme «matériel de réception Galileo», tel qu'il est utilisé dans les présentes Normes de fonctionnement, comprend tous les composants et tous les accessoires nécessaires au fonctionnement prévu du système. Le matériel de réception Galileo doit intégrer au minimum tous les composants suivants:*

- .1 *une antenne pouvant recevoir les signaux Galileo;*
- .2 *un récepteur Galileo et son calculateur;*
- .3 *des moyens d'accéder à la position latitude/longitude calculée;*
- .4 *un contrôle et une interface de données; et*
- .5 *un écran affichant la position et, le cas échéant, d'autres formes de sortie.*

NOTE Si Galileo fait partie d'un système de navigation intégrée (INS) approuvé, les exigences de .3, .4 et .5 peuvent être indiquées dans l'INS.

4.2.2 Configuration

Le matériel de réception Galileo peut faire l'objet de plusieurs configurations afin de fournir les informations nécessaires relatives à la position. Par exemple:

- un récepteur autonome doté de moyens d'accès à la position calculée par l'intermédiaire d'un clavier et d'un afficheur de position;
- un récepteur Galileo fermé recevant des paramètres opérationnels provenant de dispositifs externes/emplacements distants et alimentant un système intégré doté de moyens d'accès à la position calculée par l'intermédiaire d'une interface appropriée, et les informations de position à disposition d'au moins un emplacement distant.

Il convient de remarquer que les exemples ci-dessus ne limitent pas les domaines d'application des développements à venir.

4.2.3 Assurance qualité

Le matériel doit être de préférence conçu, produit et documenté par des sociétés satisfaisant aux systèmes d'assurance qualité.

4.3 Normes de fonctionnement du matériel de réception Galileo

4.3.1 Généralités

(Voir 5.6.2)

(M.233/A3.1) Le matériel de réception Galileo doit être capable de recevoir et de traiter les signaux de positionnement, de vitesse et de temps Galileo en utilisant:

- i) la fréquence L1 seule pour un récepteur à fréquence unique. Le récepteur doit alors utiliser le modèle ionosphérique radiodiffusé vers le récepteur par la constellation afin de générer des corrections ionosphériques;*
- ii) soit les fréquences L1 et E5b soit les fréquences L1 et E5a pour un récepteur à deux fréquences. Le récepteur doit alors utiliser le traitement bi-fréquence pour générer des corrections ionosphériques;*

Une description détaillée des caractéristiques du signal de navigation Galileo est donnée dans l'Annexe A.

(M.233/A3.2) Le matériel de réception Galileo doit donner la latitude et la longitude exprimées en degrés, minutes et millièmes de minutes;

NOTE Galileo utilise le système GTRF (Galileo Terrestrial Reference Frame System), qui est défini dans le système ITRF (International Terrestrial Reference Frame) et qui diffère du WGS 84 de moins de 5 cm au niveau mondial.

(M.233/A3.3) Le matériel de réception Galileo doit fournir une heure en temps universel coordonné TUC (Bureau International des Poids et Mesures).

4.3.2 Ports de données

(Voir 5.6.3)

(M.233/A3.4) Le matériel de réception Galileo doit être doté d'au moins deux ports de données pouvant indiquer les informations de position, le temps universel coordonné (TUC), la route fond, la vitesse fond et des alarmes à fournir aux autres équipements. Les informations de position doivent être exprimées dans le datum WGS84 et être conformes à l'IEC 61162. Les données relatives au temps universel coordonné, à la route fond, à la vitesse fond et aux alarmes doivent satisfaire aux exigences de M.233/A3.16 et de M.233/A3.18;

(M.233/A3.17) Le matériel de réception Galileo doit comporter au minimum un contacteur normalement fermé en cas de panne du matériel de réception;

(M.233/A3.18) Le matériel de réception Galileo doit être équipé d'une interface bidirectionnelle visant à faciliter la communication, de manière à pouvoir transférer les alarmes vers des systèmes externes et de permettre auxdits systèmes de recevoir des alarmes sonores émises par le récepteur Galileo; l'interface doit satisfaire aux exigences de l'IEC 61162.

A des fins d'exploitation toute combinaison des sentences suivantes doit être disponible:

DTM – Système géodésique, ou datum, de référence (voir IEC 61162-1)

GBS – Détection de défaillance du satellite GNSS (voir IEC 61162-1)

GFA – Précision et intégrité de la position GNSS (voir IEC 61162-1)

GNS – Données de position GNSS (voir IEC 61162-1)

RMC – Données GNSS minimales recommandées (voir IEC 61162-1)

ZDA – Date et heure (voir IEC 61162-1)

Si une sentence utilise une référence autre que WGS-84, la sentence DTM doit être utilisée conformément à l'IEC 61162-1.

Pour les besoins de la génération de rapport d'alarme, les sentences suivantes doivent être disponibles.

ALR – Configurer le niveau d'alarme (voir IEC 61162-1)

ACK – Acquiescement d'Alarme (voir IEC 61162-1)

En outre, pour assurer l'intégration avec d'autres systèmes d'aide à la navigation, des combinaisons des sentences suivantes peuvent être disponibles.

GRS – Résidus de variation de la distance GNSS (voir IEC 61162-1)

GSA – Dilution de la précision (DOP) d'un GNSS et indication des satellites actifs (voir IEC 61162-1)

GST – Statistiques des erreurs de pseudodistances GNSS (voir IEC 61162-1)

GSV – Satellites GNSS visibles (voir IEC 61162-1)

NOTE GBS, GRS, GSA, GST, GSV sont obligatoires pour traiter extérieurement au système la vérification d'intégrité. Ces sentences doivent être synchronisées avec les données de positionnement correspondantes (GNS).

4.3.3 Précision

(Voir 5.6.4)

4.3.3.1 Précision de la position statique

(M.233/A3.5) *Le matériel de réception Galileo doit offrir une précision statique telle que la position de l'antenne soit déterminée à au moins:*

- i) *15 m à l'horizontale (95 %) et 35 m à la verticale (95 %) en cas d'usage de la fréquence unique L1;*
- ii) *10 m à l'horizontale (95 %) et 10 m à la verticale (95 %) en cas d'usage simultané des deux fréquences L1 et E5a ou L1 et E5b.*

NOTE Les exigences minimales en matière de précision spécifiées pour le traitement à double fréquence reposent sur les exigences de performances établies dans les résolutions A.915(22) et A.953(23) de l'OMI pour la navigation dans les entrées de port, aux abords des ports et dans les eaux côtières. Le Service de sauvegarde de la vie humaine Galileo est censé offrir une plus grande exactitude (4 m à l'horizontale 95 % et 8 m à la verticale 95 %).

4.3.3.2 Précision de position dynamique

(M.233/A3.6) *Le matériel de réception Galileo doit offrir une précision dynamique équivalente à la précision statique spécifiée en 4.3.3.1, dans les diverses conditions d'état de la mer et de mouvement de plateforme que l'on peut rencontrer à bord des navires, comme indiqué dans la résolution A.694(17) de l'OMI, dans l'IEC 60721-3-6 et dans l'IEC 60945.*

4.3.4 Acquisition

(Voir 5.6.5)

(M.233/A3.9) *Le matériel de réception Galileo doit être en mesure de sélectionner automatiquement les signaux satellites appropriés afin de déterminer la position et la vitesse du navire, ainsi que l'heure avec la précision et selon la cadence de rafraîchissement requises;*

(M.233/A3.12) *En l'absence de données d'éphémérides valides (démarrage à froid), le matériel de réception Galileo doit être en mesure d'acquérir la position, la vitesse et l'heure avec la précision requise dans les 5 min;*

(M.233/A3.13) *En présence de données d'éphémérides valides (démarrage à chaud), le matériel de réception Galileo doit être en mesure d'acquérir la position, la vitesse et l'heure avec la précision requise dans la minute;*

(M.233/A3.14) *En cas d'interruption du service pendant 60 s au maximum, le matériel de réception Galileo doit être en mesure d'acquérir de nouveau la position, la vitesse et l'heure avec la précision requise dans la minute;*

L'acquisition est définie comme étant le traitement des signaux satellite Galileo visant à obtenir une position avec la précision requise.

Trois types d'état du matériel de réception Galileo sont définies dans lesquelles les normes de performances minimales doivent être respectées.

État A

Initialisation (démarrage à froid) – l'équipement

- à été déplacé sur de grandes distances (> 1 000 km à < 10 000 km) sans alimentation ou sans réception de signaux Galileo ou par la suppression des éphémérides en cours; ou
- n'a pas été mis sous tension depuis plus de sept jours.

État B

Démarrage à chaud – le matériel dispose d'éphémérides valides (panne d'alimentation et/ou interruption de la réception du signal Galileo depuis au moins 24 h).

État C

Brève interruption de l'alimentation pendant 60 s.

Aucune action de l'utilisateur, autre que la mise sous tension et une visibilité claire des satellites Galileo depuis l'antenne, ne doit être nécessaire, dans l'une des conditions ci-dessus, afin d'obtenir les limites de temps d'acquisition requises dans le Tableau 1.

Tableau 1 – Limites de temps d'acquisition

État du matériel	A	B	C
Limites de temps d'acquisition (min)	5	1	1

4.3.5 Antenne et connexions d'entrée/sortie

(Voir 5.6.6)

(M.233/A5) *Des précautions doivent être prises pour faire en sorte qu'un court-circuit accidentel ou qu'une mise à la terre de l'antenne, de l'une des ses connexions d'entrée ou de sortie ou de l'une des entrées ou sorties du matériel de réception Galileo pendant 5 min ne produise des dommages irréversibles.*

4.3.6 Conception de l'antenne

(Voir 5.6.7)

(M.233/A2.2) L'antenne doit être conçue de manière à pouvoir être placée à un endroit du navire permettant de capter clairement la constellation de satellites, en tenant compte de tous les obstacles susceptibles d'exister sur le navire.

4.3.7 Plage dynamique

(Voir 5.6.8)

(M.233/A3.10) Le matériel de réception Galileo doit être en mesure d'acquérir les signaux satellite dont les niveaux de porteuse des signaux d'entrée sont compris entre -128 dBm et -118 dBm. Une fois acquis les signaux satellite, le matériel doit continuer à fonctionner de manière satisfaisante avec des signaux satellite dont les niveaux de porteuse sont de -131 dBm.

4.3.8 Protection contre les signaux de brouillage spécifiques

(Voir 5.6.9)

Le matériel de réception Galileo doit satisfaire aux exigences suivantes:

- a) en mode de fonctionnement normal, c'est-à-dire en étant sous tension et l'antenne étant connectée, il est soumis à un rayonnement de 3 W/m^2 à une fréquence de $1\,636,5 \text{ MHz}$ pendant 10 min. Lorsque l'émission du signal non désiré est supprimée et que l'antenne du récepteur Galileo est exposée aux signaux normaux des satellites Galileo, le matériel de réception Galileo doit élaborer des positions valides dans les 5 min sans autre intervention de l'opérateur;

NOTE 1 Cela équivaut à exposer une antenne Galileo au rayonnement d'une antenne Inmarsat Fleet77 placée à 10 m le long de la ligne de visée.

- b) en mode de fonctionnement normal, c'est-à-dire en étant sous tension et l'antenne étant connectée, il est soumis à un rayonnement composé d'une salve de dix impulsions, de $1,0 \mu\text{s}$ à $1,5 \mu\text{s}$ chacune selon un cycle d'utilisation de 1 600:1 à une fréquence comprise entre $2,9 \text{ GHz}$ et $3,1 \text{ GHz}$ et une densité de puissance d'environ $7,5 \text{ kW/m}^2$. La condition doit être maintenue pendant 10 min, les salves d'impulsions étant répétées toutes les 3 s. Lorsque le signal non désiré est supprimé et que l'antenne du récepteur Galileo est exposée aux signaux normaux du satellite Galileo, le récepteur doit élaborer des positions valides dans les 5 min sans autre intervention de l'opérateur.

NOTE 2 Cette condition revient à peu près à exposer l'antenne au rayonnement d'un radar de navigation maritime de bande S de 60 kW , fonctionnant sur une largeur d'impulsion nominale de $1,2 \mu\text{s}$ à 600 impulsions/s, utilisant une antenne à fentes de 4 m tournant à 20 tours/min, l'antenne Galileo étant placée dans le plan de la ligne de visée de l'antenne radar à 10 m du centre de rotation.

Pour assurer l'installation correcte de l'antenne, le manuel utilisateur doit conseiller de limiter les interférences produites par d'autres matériels radioélectriques comme les radars de navigation, les stations Inmarsat, etc.

4.3.9 Rafraîchissement de la position

(Voir 5.6.10)

(M.233/A3.15) Le matériel de réception Galileo doit générer et afficher une nouvelle position sur un écran et délivrer celle-ci via une interface numérique (conformément à l'IEC 61162) toutes les secondes au moins pour les navires conventionnels et toutes les 0,5 s au moins pour les navires à grande vitesse;

NOTE Pour les navires à grande vitesse, il convient que l'équipement fournisse une interface conforme à l'IEC 61162-2 avec une cadence de mise à jour de la position de 2 Hz.

(M.233/A3.7) La résolution de la position délivrée par le matériel de réception Galileo doit être supérieure ou égale à 0,001 min de latitude et longitude;¹

4.3.10 Galileo différentiel

(Voir 5.6.11)

(M.233/A3.19) Le matériel de réception Galileo doit être doté d'installations permettant de traiter les données Galileo différentielles (dGalileo) qui lui sont communiquées conformément aux normes de la Recommandation ITU-R M.823 et à une norme RTCM appropriée, et de fournir une indication sur la réception des signaux dGalileo et leur éventuelle application à la position élaborée du navire.

Si un récepteur Galileo à double fréquence est équipé d'un récepteur différentiel, les normes de performance en matière de précisions statique et dynamique (4.3.3.1 et 4.3.3.2) doivent être de 10 m (95 %) avec indication de l'intégrité.

Si un récepteur Galileo à fréquence unique est équipé d'un récepteur différentiel, les normes de performance en matière de précision statique et dynamique (4.3.3.1 et 4.3.3.2) doivent être de 10 m (95 %).

Un récepteur dGalileo intégré doit être doté d'un port d'entrée/sortie série bidirectionnel simultané asynchrone compatible ITU-R M.823 pour les essais conformes à l'IEC 61108-4. Le port d'entrée/sortie des données doit être fourni pour les besoins de l'essai uniquement.

NOTE Il est prévu d'intégrer la norme du récepteur Galileo différentiel dans une révision ultérieure de l'IEC 61108-4.

4.3.11 Avertissements de navigation et indications de statut

(Voir 5.6.12)

4.3.11.1 Position

(M.233/A4.1) Le matériel de réception Galileo doit également indiquer si les performances de Galileo n'entrent pas dans le cadre des exigences de navigation maritime générale, côtière, portuaire et relatives aux eaux à navigation réglementée, ainsi que les phases de navigation dans les eaux intérieures comme indiqué dans la résolution A.953(23) de l'OMI ou l'Annexe 2 de la résolution A.915(22) de l'OMI et tous ses amendements subséquents, selon le cas.

Le matériel de réception Galileo doit au moins:

- a) *(M.233/A4.1.1) fournir un avertissement dans les 5 s qui suivent la perte de position ou si une nouvelle position reposant sur les informations fournies par la constellation Galileo n'a pas été calculée depuis plus de 1 s pour les navires conventionnels et de 0,5 s pour les navires à grande vitesse. Dans ces conditions, la dernière position connue et l'heure du dernier relevé valide, comportant une indication explicite du statut afin d'éviter toute ambiguïté, doivent être indiquées tant que le fonctionnement normal n'a pas repris;*
- b) *(M.233/A3.19) fournir une indication quant au statut Galileo différentiel:*
 - 1) *de la réception des signaux dGalileo; et*
 - 2) *de leur application à la position indiquée du navire;*
- c) *afficher les messages dGalileo. Le récepteur Galileo doit au moins offrir la possibilité d'afficher les messages dGalileo ou de transférer ces messages pour les afficher sur un système distant;*
- d) *fournir une indication du statut de navigation.*

¹ Il convient de noter que les récepteurs AIS requièrent 0,0001 min de latitude et longitude.

(M.233/A4.2) Pour les récepteurs proposant le Service de sauvegarde de la vie humaine Galileo, les algorithmes de contrôle d'intégrité et d'alerte doivent reposer sur une combinaison pertinente du message d'intégrité Galileo et du contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM – receiver autonomous integrity monitoring). Le récepteur doit fournir une alarme dans les 10 s TTA (Time to Alarm) qui suivent le début d'un événement si une limite d'alerte de 25 m HAL (Horizontal Alert Limit) est dépassée pendant au moins 3 s. La probabilité de détection de l'événement doit être supérieure à 99,999 % sur une période de 3 h (risque d'intégrité $\leq 10^{-5}/3$ h).

Le statut de navigation pour les différents niveaux de précision de position doit être exprimé selon trois statuts de navigation

sûr,
prudence et
dangereux.

Les conditions du statut de navigation «Sûr» sont les suivantes:

- a) l'erreur estimée (confiance de 95 %) sur l'axe principal de l'ellipse d'erreur est inférieure au niveau de précision sélectionné correspondant au mode de navigation actuel, et
- b) l'intégrité est disponible et entre dans le cadre des exigences du mode de navigation actuel, et
- c) une nouvelle position a été calculée dans la seconde pour un navire conventionnel et dans les 0,5 s pour un navire à grande vitesse

La condition du statut de navigation «Prudence» est que l'intégrité n'est pas disponible depuis plus de 3 s.

Les conditions du statut de navigation «Dangereux» sont les suivantes:

- a) l'erreur estimée (confiance de 95 %) sur l'axe principal de l'ellipse d'erreur est supérieure au niveau d'exactitude sélectionné correspondant au mode de navigation actuel, et/ou
- b) l'intégrité est disponible, mais dépasse les exigences du mode de navigation actuel pendant au moins 3 s, et/ou
- c) une nouvelle position n'a pas été calculée pendant plus de 1 s pour un navire conventionnel et de 0,5 s pour un navire à grande vitesse.

Le statut de navigation doit être affiché en continu avec une indication du niveau d'exactitude sélectionné. Le statut de navigation et le niveau d'exactitude sélectionnés doivent être délivrés aux autres matériels conformément aux exigences concernant les données en sortie du matériel de réception.

Les fabricants peuvent utiliser des couleurs pour indiquer le statut de navigation et, dans ce cas, ils doivent utiliser les couleurs suivantes:

Vert pour le statut «Sûr»;
Jaune pour le statut «Prudence», et
Rouge pour le statut «Dangereux».

Tout changement du statut de navigation doit être indiqué dans les 10 s.

Si le matériel de réception ne fournit pas d'informations à l'aide d'un affichage prévu à cet effet, il est obligatoire d'indiquer le statut de navigation et le niveau de précision sélectionné avec une interface de sortie appropriée.

4.3.11.2 Surveillance de l'intégrité

Le matériel de réception Galileo doit intégrer un système de surveillance de l'intégrité. Il s'agit de déterminer si la probabilité d'une erreur de position non détectée dépasse la limite de risque d'intégrité du mode de navigation actuel, et de fournir une indication de l'intégrité.

NOTE 1 Le concept d'intégrité Galileo est expliqué dans l'Annexe B.

Les calculs d'intégrité doivent être exprimés en termes de risque d'intégrité (P_{HMI}) à la limite d'alerte horizontale (HAL) ou de la limite de protection horizontale (HPL), qui est le rayon d'un cercle dans le plan horizontal dont le centre est la position vraie, et qui contient la position horizontale indiquée avec une probabilité conforme au niveau de risque d'intégrité.

NOTE 2 Également appelé «erreur marginale détectable» dans la documentation relative au contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur. Le niveau de protection correspond à l'erreur marginale détectable maximale des satellites utilisée dans la solution de position.

Un récepteur capable de recevoir le Service de sauvegarde de la vie humaine doit utiliser le message d'intégrité Galileo pour déterminer le statut d'intégrité. L'utilisateur doit pouvoir sélectionner les niveaux de précision pour 10 m et 100 m de navigation générale (voir la résolution A.953(23) de l'OMI), les niveaux de protection correspondants étant respectivement de 25 m et 250 m. D'autres niveaux de précision peuvent être fournis.

La surveillance de l'intégrité doit reposer sur les sources suivantes:

- a) le message d'intégrité du Service de sauvegarde de la vie humaine Galileo, le cas échéant, et
- b) le contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM).

Une indication de l'intégrité doit être utilisée pour présenter le résultat du calcul d'intégrité en référence au niveau de précision approprié au mode de navigation du navire. L'indication de l'intégrité se rapporte aux statuts «Sûr», «Prudence» et «Dangereux» de l'indicateur d'alarmes de navigation.

Il convient au moins d'afficher la source de l'indication du statut de l'intégrité, autre que celle du statut «Sûr».

4.3.11.3 Contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur

4.3.11.3.1 Généralités

(M.233/A4.1.2) Le matériel de réception Galileo doit au moins utiliser le contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM) pour assurer des performances d'intégrité appropriées à la navigation en cours;

Le contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur procède aux calculs en combinant la détection de défaillance et la surveillance de l'intégrité, l'algorithme RAIM utilisé devant être en mesure de détecter et d'exclure le signal de distance défectueux de la solution de position.

NOTE 1 Le contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur est décrit dans l'Annexe C.

Les seuils de décision utilisés pour détecter et exclure un signal de distance défectueux doivent être conformes aux exigences d'intégrité et de continuité de l'OMI, comme indiqué dans les résolutions A.953(23) et A.915(22) de l'OMI.

NOTE 2 Il convient d'utiliser les informations d'intégrité dGalileo pour faciliter les calculs de contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur, le cas échéant.

4.3.11.3.2 Conditions du statut d'intégrité «Sûr»

Le résultat du calcul d'intégrité (voir Tableau 2) doit afficher le statut «Sûr» si le niveau de protection horizontale (HPL) calculé est inférieur ou égal à la limite d'alerte horizontale (HAL).

En règle générale, cela implique qu'au moins cinq satellites «en parfait état de marche» soient disponibles et se trouvent dans une géométrie robuste, c'est-à-dire que la géométrie à quatre satellites la moins favorable est encore adaptée à la navigation.

4.3.11.3.3 Conditions du statut d'intégrité «Prudence»

L'indication de statut «Prudence» doit être utilisée lorsque les informations disponibles sont insuffisantes pour calculer le HPL pendant plus de 3 s.

Ces conditions peuvent se produire si un nombre insuffisant de satellites est disponible. Noter que la précision obtenue reposant sur quatre satellites en cours d'utilisation peut entrer dans le cadre du niveau de précision sélectionné, mais que l'algorithme de contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur ne peut pas le vérifier.

4.3.11.3.4 Conditions du statut d'intégrité «Dangereux»

L'indication de statut «Dangereux» doit être utilisée lorsque le HPL calculé dépasse la limite d'alerte horizontale pendant plus de 3 s.

Tableau 2 – Statut de l'intégrité RAIM

Statut de navigation	Nombre de signaux utilisés	Niveau de protection
Sûr	≥ 5	et $HPL \leq HAL$
Prudence	< 5	-
Dangereux	≥ 5	et $HPL > HAL$ >

Noter que le Tableau 2 représente les résultats théoriques des calculs de contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM), mais avec certaines géométries et certains algorithmes RAIM, le récepteur peut ne pas être en mesure de calculer un statut RAIM avec certitude.

4.3.11.4 Contrôle de l'intégrité à l'aide du Service de sauvegarde de la vie humaine Galileo

4.3.11.4.1 Généralités

(M.233/A4.2) Pour les récepteurs proposant le Service de sauvegarde de la vie humaine Galileo, les algorithmes de surveillance de l'intégrité et d'alerte doivent reposer sur une combinaison pertinente du message d'intégrité Galileo et du contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM – receiver autonomous integrity monitoring). Le récepteur doit fournir une alarme dans les 10 s TTA (Time to Alarm) qui suivent le début d'un événement si une limite d'alerte de 25 m HAL (Horizontal Alert Limit) est dépassée pendant au moins 3 s. La probabilité de détection de l'événement doit être supérieure à 99,999 % sur une période de 3 h (risque d'intégrité $\leq 10^{-5}/3$ h).

L'intégrité de Galileo ne suppose pas l'utilisation d'un système de détection des défaillances locales par l'utilisateur, et la prise en compte des informations sur l'intégrité ne protège pas contre ce type de défaillances locales.

4.3.11.4.2 Conditions du statut d'intégrité «Sûr»

Le résultat du calcul d'intégrité (voir le Tableau 3) doit afficher le statut «Sûr» si au moins un satellite est connecté et que le niveau de protection horizontale (HPL) calculé est inférieur ou égal à la limite d'alerte horizontale (HAL) ou si le P_{HMI} calculé à la limite d'alerte horizontale est inférieur ou égal au niveau de risque d'intégrité.

NOTE Les satellites connectés sont des sous-ensembles de satellites connectés en permanence à une station de liaison montante (ULS) afin de fournir l'intégrité en temps réel (voir l'Annexe B).

4.3.11.4.3 Conditions du statut d'intégrité «Prudence»

L'indication de statut «Prudence» doit être utilisée lorsqu'aucun satellite n'est connecté pendant plus de 3 s.

4.3.11.4.4 Conditions du statut d'intégrité «Dangereux»

L'indication de statut «Dangereux» doit être utilisée lorsqu'au moins un satellite est connecté et que le niveau de protection horizontale (HPL) dépasse la limite d'alerte horizontale (HAL) ou que le P_{HMI} calculé à la limite d'alerte horizontale est supérieur au niveau de risque d'intégrité pendant plus de 3 s.

Tableau 3 – Statuts d'intégrité correspondant au message d'intégrité Galileo

Statut de navigation	Nombre de satellites connectés	Niveau de protection/Calcul de P_{HMI}
Sûr	≥ 1	et/ou $HPL \leq HAL$ ou et/ou $P_{HMI} \leq \text{Limite de risque d'intégrité}$
Prudence	0	
Dangereux	≥ 1	et/ou $HPL > HAL$ ou et/ou $P_{HMI} > \text{Limite de risque d'intégrité}$

4.3.11.5 Autodiagnosics

(M.233/A4.1.3) Le matériel de réception Galileo doit offrir une fonction d'autodiagnosics.

4.3.12 Sortie relative à la route fond, à la vitesse fond et au temps universel coordonné

(Voir 5.6.13)

4.3.12.1 Exactitude de la route fond

(M.233/A3.16) Les sorties relatives à la route fond, à la vitesse fond et au temps universel coordonné doivent comporter un indicateur de validité alignée à celle de la sortie de la position. Les exigences de précision de la route fond et de la vitesse fond ne doivent pas être inférieures aux normes de performances pertinentes pour le cap (résolution A.424(XI) de l'OMI pour les navires conventionnels et la résolution A.821(19) de l'OMI pour les navires à grande vitesse) et l'équipement de mesure de la vitesse et de la distance (résolution A.824(19) de l'OMI), l'exactitude devant être obtenue dans les différentes conditions dynamiques qu'il est possible de rencontrer à bord d'un navire.

L'erreur sur la route fond (le déplacement de la position de l'antenne sur le fond) due à la vitesse fond réelle du navire ne doit pas dépasser les valeurs du Tableau 4.

Tableau 4 – Précision de la route fond

Plage de vitesses (nœuds)	Précision de la sortie de vitesse fond présentée à l'utilisateur
0 à ≤1 nœud	Peu fiable ou non disponible
>1 à ≤17 nœuds	±3°
>17 nœuds	±1°

En raison des limitations des récepteurs Galileo vis-à-vis de la présente norme, il n'est pas approprié d'inclure des exigences pour les erreurs de route fond attribuées à un mouvement dynamique élevé. Ces limitations doivent être précisées dans le manuel d'installation du fabricant.

4.3.12.2 Précision des informations sur la vitesse fond

Les erreurs de vitesse fond (vitesse du déplacement de l'antenne sur le fond) ne doivent pas dépasser 2 % de la vitesse réelle ou 0,2 nœuds, en prenant la valeur la plus élevée.

4.3.12.3 Disponibilité et validité des informations de temps

Le matériel de réception Galileo doit fournir le temps universel coordonné selon une résolution de 0,01 s sur l'interface numérique. L'indicateur de validité de l'interface numérique pour la position dans le message GNS doit être utilisé pour interpréter la validité du temps universel coordonné délivré par l'interface numérique dans le message ZDA.

4.3.13 Conditions de brouillage classiques

(Voir 5.7)

(M.233/A3.11) Le matériel de réception Galileo doit être en mesure de fonctionner de manière satisfaisante dans des conditions normales de brouillage conformément aux exigences de la résolution A.694(17).

Les situations de fonctionnement comprennent l'exactitude statique et la réacquisition dans les 30 s qui suivent le masquage des signaux satellite pendant 60 s au maximum par une obstruction (un pont, par exemple).

L'environnement de brouillage radioélectrique Galileo classique peut être caractérisé comme un brouillage radioélectrique du type onde entretenue dans la bande et proche de la bande, comme des brouillages radioélectriques du type onde entretenue/à bande étroite/à bande large dans la bande et comme un brouillage par impulsions dans la bande et proche de la bande.

NOTE La plupart des travaux a été réalisée dans le domaine de l'aviation afin de définir les niveaux de brouillage dans ces trois catégories, comme indiqué dans le RTCA/DO-229D Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System (GPS/WAAS) Airborne Equipment, du 13 décembre 2006. La terminologie et les niveaux de brouillage radioélectriques maximaux définis dans le présent Paragraphe reposent sur la terminologie et les masques de brouillage radioélectriques développés dans le RTCA. Ces masques sont également présentés dans la Recommandation ITU-R M.1477.

Sauf si cela a été explicitement établi, toutes les exigences de performances minimales doivent être obtenues dans l'environnement défini dans l'Annexe D.

5 Méthodes d'essai et résultats exigibles

5.1 Sites d'essai

Sauf accord contraire, le fabricant doit configurer le matériel de réception Galileo à soumettre à essai et s'assurer qu'il fonctionne normalement avant de commencer à effectuer les essais.

Au cours des essais présentés dans les articles correspondants, les informations suivantes doivent être enregistrées pour une évaluation ultérieure:

- la position;
- la route fond;
- la vitesse fond;
- l'heure;
- les indications et les avertissements.

Les indications et avertissements doivent être adaptés aux conditions rencontrées par l'EEE au moment de leur affichage.

5.2 Séquence d'essais

La séquence des essais n'est pas spécifiée. Avant de procéder aux essais, la séquence doit être convenue entre le laboratoire d'essai et le fournisseur du matériel.

Le cas échéant, des essais qui vont à l'encontre des différents articles de la présente Norme peuvent être réalisés simultanément. Le fabricant doit fournir une documentation technique suffisante afin de permettre au matériel de réception Galileo de fonctionner correctement.

Le fabricant doit fournir des données supplémentaires afin de couvrir les essais spécifiques ne faisant pas partie intégrante des opérations normales de l'utilisateur (des moyens permettant de supprimer les données d'éphémérides, par exemple) et de pouvoir procéder aux essais conformément à 5.6.5.

5.3 Signaux d'essai

Les essais statiques (5.6.4.1) doivent reposer sur l'utilisation de signaux Galileo conformes au document de contrôle des interfaces Galileo SIS-ICD approprié, soit les signaux Galileo réels, soit les signaux provenant d'un simulateur de constellation RF Galileo (RFCS).

Le simulateur de constellation RF Galileo doit générer des signaux comportant les mêmes caractéristiques que les satellites, et générer des retards de signal dus à des conditions ionosphériques et atmosphériques normales, ainsi que des trajets multiples.

Le simulateur de constellation RF Galileo doit fonctionner conformément à la spécification de signal Galileo, au document de contrôle des interfaces Galileo Signal in Space (SIS), comme cela est le cas pour les signaux E5a, E5b et E1-BC (services OS et SoL).

Le générateur d'interférences doit être en mesure de générer les conditions classiques de brouillage à large bande, du type onde entretenue et par impulsions rencontrées en milieu marin (voir 5.7).

Un contrôle des performances se présente comme une version abrégée de l'essai de précision statique décrit en 5.6.4.1, au moins cent mesures de position devant être réalisées sur une période comprise entre 5 min au moins et 10 min au maximum, en écartant toutes les mesures dont la valeur HDOP est supérieure ou égale à 2. La position de l'antenne de l'EEE ne doit pas être à plus de 10 m (95 %) de la position connue, WGS 84 étant le datum de référence.

Le simulateur de constellation RF Galileo doit également être en mesure de générer des corrections différentielles correspondant à une station de référence virtuelle située dans une position quelconque, à l'aide d'un récepteur géodésique et d'une antenne.

L'EEE doit être doté d'un port d'entrée/sortie série bidirectionnel simultané asynchrone compatible ITU-R M.823 conforme à l'IEC 61108-4 pour l'entrée des signaux de correction

différentielle. Pour les récepteurs intégrés, un port d'entrée/sortie de données peut être prévu dans le cadre des essais uniquement.

Le **signal de test A** doit être une séquence de messages RTCM Version 2 pour Galileo² type 41 ou 42-3 (équivalents au message 9 type 9-3 de l'ITU-R M.823 pour le GPS) et d'un message de type 27 formant une boucle de parité continue. L'identifiant de station du signal d'essai A doit être l'ID d'une station enregistrée dans l'éphéméride. Le message de type 27 doit donner des informations à la station B.

Le **signal de test B** doit contenir des messages RTCM Version 2 de type 41 ou 42-3 pour la station B. L'identifiant de station du signal d'essai B ne doit pas être l'identifiant d'une station enregistrée dans l'éphéméride.

5.4 Détermination de la précision

Pour déterminer la précision de la position calculée par le matériel de réception Galileo, il convient de noter la géométrie des satellites utilisés. La mesure de la valeur HDOP est une indication de la pertinence de la constellation en vue utilisée dans le cadre de l'essai du matériel de réception. Si la valeur HDOP est inférieure ou égale à 2, les conditions d'essai peuvent être considérées comme étant adaptées. Si la valeur HDOP est supérieure à 2, l'essai doit être retardé tant qu'une géométrie plus favorable n'a pas été établie. Les essais de précision ont pour objet d'établir que la mesure de la position calculée par l'EEE dans les conditions statiques et dynamiques est aussi bonne, voire meilleure, que les niveaux de performances définis dans la présente norme.

Si un simulateur de constellation RF Galileo est utilisé, il convient de choisir le scénario du simulateur présentant une valeur HDOP inférieure ou égale à 2 et une valeur PDOP inférieure ou égale à 3,5 pendant la durée de l'essai.

5.5 Exigences générales et exigences de présentation

5.5.1 Conditions normales

Les conditions d'environnement normales doivent combiner, selon le cas, une température allant de +15 °C à 30 °C et une humidité relative de 20 % à 75 %.

S'il s'avère impossible de réaliser l'essai dans les conditions indiquées ci-dessus, une note à cet effet, indiquant la température réelle et l'humidité relative rencontrées pendant les essais, doit être ajoutée au rapport d'essai.

5.5.2 Exigences générales

Toutes les exigences générales de l'IEC 60945 appropriées à la catégorie de l'EEE, c'est-à-dire protégé ou exposé, doivent être respectées. Le fabricant doit déclarer tout traitement préliminaire avant les vérifications d'environnement. Pour les besoins de la présente norme, les définitions suivantes de «contrôle de performances» et «d'essai de performances», requis par l'IEC 60945, doivent s'appliquer.

Contrôle des performances – une version abrégée de l'essai de précision statique décrit en 5.6.4.1, qu'au moins cent mesures de position doivent être réalisées sur une période comprise entre 5 min au moins et 10 min au maximum, en écartant toutes les mesures dont la valeur HDOP est supérieure ou égale à 2. La position de l'antenne de l'EEE ne doit pas être à plus de 10 m (95 %) de la position connue, WGS 84 étant la référence.

Essai de performances – essai de précision statique décrit en 5.6.4.1.

² RTCM 10402 RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, Version 2.4

5.5.3 Exigences de présentation

Toutes les exigences de présentation de l'IEC 62288 doivent être respectées en fonction des dispositifs fournis avec l'équipement en essai.

5.6 Essais du récepteur

NOTE Le numéro entre crochets est celui du paragraphe de la norme de performances pertinente.

5.6.1 Matériel de réception Galileo

(Voir 4.2.1)

La composition de l'équipement en essai (EEE) doit être contrôlée par examen du matériel et de la documentation du fabricant.

5.6.2 Port de sortie de la position

(Voir 4.3.1)

Le format des données de position délivrées sur le port de sortie de l'EEE doit être contrôlé en consultant la documentation du fabricant.

5.6.3 Ports de sortie du matériel

(Voir 4.3.2)

La conformité de l'EEE à l'IEC 61162 doit être contrôlée en consultant la documentation du fabricant et par des essais de protocole.

5.6.4 Précision

5.6.4.1 Généralités

(Voir 4.3.3)

L'intervalle d'échantillonnage est égal à deux fois l'intervalle d'intégration utilisé pour le lissage des pseudodistances de la phase de la porteuse. Par exemple, si l'intervalle d'intégration utilisé pour le lissage des pseudodistances de la phase de la porteuse est de 100 s, l'intervalle d'échantillonnage est de 200 s.

5.6.4.2 Précision statique

(Voir 4.3.3.1)

5.6.4.2.1 Site d'essai statique

L'antenne doit être montée conformément aux instructions du fabricant à une hauteur comprise entre 1 m et 1,5 m au-dessus de la mise à la terre électrique, dans une zone offrant une vue dégagée des satellites par rapport au zénith, jusqu'à un angle de $+5^\circ$ au-dessus de l'horizontale. La position de l'antenne doit être connue, en référence au système WGS 84, selon une précision supérieure à 0,1 m dans les axes (x, y, z). La longueur maximale du câble indiquée par le fabricant doit être utilisée pendant l'essai.

Si un simulateur de constellation RF Galileo est utilisé, le scénario du simulateur doit être choisi de manière à assurer une vue dégagée de tous les satellites au-dessus d'un angle de masquage de $+5^\circ$ pendant la durée de l'essai.

5.6.4.2.2 Galileo

Les mesures de relevé de position doivent être réalisées à l'intervalle d'échantillonnage requis sur une période n'excédant pas 24 h. La précision de position horizontale absolue doit être de 15 m (95 %) pour un récepteur à fréquence unique et de 10 m (95 %) pour un

récepteur à double fréquence, en ayant écarté les mesures prises dans les conditions de valeur HDOP ≥ 2 et de valeur PDOP $\geq 3,5$. La position horizontale de l'antenne doit être connue à 0,1 m près dans la référence utilisée pour déterminer la position.

5.6.4.2.3 Galileo différentiel

Les mesures de relevé de position doivent être réalisées à intervalle d'échantillonnage requis sur une période n'excédant pas 24 h. La distribution de l'erreur horizontale doit être de 10 m (95 %) pour un récepteur à fréquence unique et de 10 m (95 %) pour un récepteur à double fréquence, en ayant écarté les mesures prises dans les conditions de valeur HDOP ≥ 2 et de valeur PDOP $\geq 3,5$. La position horizontale de l'antenne doit être connue à 0,1 m près dans la référence utilisée pour déterminer la position et générer les corrections.

5.6.4.3 Mouvement angulaire de l'antenne

Les essais statiques spécifiés en 5.6.4.2.1 et 5.6.4.2.3 doivent être répétés avec l'antenne exécutant un déplacement angulaire de $\pm 22,5^\circ$ (simulant le roulis) pendant environ 8 s (voir l'IEC 60721-3-6) pendant la durée des essais.

Les résultats doivent être conformes à ceux de 5.6.4.2.2 et 5.6.4.2.3.

5.6.4.4 Précision dynamique

(Voir 4.3.3.2)

5.6.4.4.1 Galileo

Les essais de précision dynamique sont une interprétation pratique des conditions définies dans l'IEC 60721-3-6, Tableau V, élément e), direction X (pilonnement) et direction Y (balancement). Elles sont établies comme résultant d'un choc de 5 m/s² et un balancement de 6 m/s² pour toutes les classes d'environnement.

Les essais de précision doivent être réalisés à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, les caractéristiques du simulateur devant représenter exactement les signaux requis.

Le simulateur de constellation RF Galileo doit générer le signal correct dans l'espace associé aux situations dynamiques suivantes:

- a) un EEE totalement verrouillé et installé se déplaçant en ligne droite à 48 nœuds ± 2 nœuds pendant au moins 1,2 min, la vitesse étant réduite à 0 nœud sur la même ligne droite en 5 s;
- b) un EEE totalement verrouillé et installé se déplaçant sur au moins 100 m à 24 nœuds ± 1 nœud en ligne droite, puis étant soumis pendant au moins 2 min à des écarts de lissage de l'un et l'autre des côtés de la ligne droite sur environ 2 m pendant 11 s à 12 s.

Dans ces deux situations dynamiques, le récepteur doit rester verrouillé et l'écart par rapport aux positions programmées du simulateur doit rester dans les limites de précision définies en 5.6.4.2.2.

5.6.4.4.2 Galileo différentiel

Les essais de précision dynamique sont une interprétation pratique des conditions définies dans l'IEC 60721-3-6, Tableau V, élément e), direction X (pilonnement) et direction Y (balancement). Elles sont établies comme étant un choc de 5 m/s² et un balancement de 6 m/s² pour toutes les classes d'environnement.

Les essais de précision doivent être réalisés à l'aide d'un simulateur de signal radiofréquence Galileo, les caractéristiques du simulateur de constellations RF devant représenter

exactement la diffusion des signaux de données dGalileo conformément à RTCM 10402 et à l'UTI-R M.823.

Le simulateur de constellation RF doit générer le signal correct dans l'espace associé aux situations dynamiques suivantes:

- a) un EEE totalement verrouillé et installé se déplaçant en ligne droite à 48 nœuds ± 2 nœuds pendant au moins 1,2 min, la vitesse étant réduite à 0 nœud sur la même ligne droite en 5 s;
- b) un EEE totalement verrouillé et installé se déplaçant sur au moins 100 m à 24 nœuds ± 1 nœud en ligne droite, puis étant soumis pendant au moins 2 min à des écarts de lissage de l'un et l'autre des côtés de la ligne droite sur environ 2 m pendant 11 s à 12 s.

Dans ces deux situations dynamiques, le récepteur doit rester verrouillé et l'écart par rapport aux positions programmées du simulateur doit rester dans les limites de précision définies en 5.6.4.2.3.

5.6.5 Acquisition

(Voir 4.3.4)

5.6.5.1 État A – Initialisation

L'EEE doit être initialisé de l'une des façons suivantes:

- a) initialisé dans une position erronée à au moins 1 000 km de la position d'essai ou par suppression de l'éphéméride en cours; ou
- b) isolé de la source d'alimentation pendant plus de sept jours; ou
- c) si un simulateur de constellation RF Galileo est utilisé, il convient de changer dans une large mesure la date et la position du scénario du simulateur (la date de plus de sept jours et la position de plus de 1 000 km).

Un contrôle des performances doit être réalisé après le temps limite indiqué dans le Tableau 1.

5.6.5.2 État B – Pas d'éphéméride valide

- a) L'EEE doit être isolé de la source d'alimentation pendant 24 h à 25 h.

Au terme de cette période, un contrôle des performances doit être réalisé après le temps limite indiqué dans le Tableau 1.

- b) Pendant le fonctionnement normal de l'EEE, l'antenne doit être totalement masquée pendant 24 h à 25 h.

Au terme de cette période, un contrôle des performances doit être réalisé après le temps limite indiqué dans le Tableau 1.

5.6.5.3 État C – Brève interruption de l'alimentation

Pendant le fonctionnement normal de l'EEE, l'alimentation doit être coupée pendant 60 s. Au terme de cette période, l'alimentation doit être rétablie.

Un contrôle des performances doit être réalisé après le temps limite indiqué dans le Tableau 1.

5.6.6 Antenne et connexions d'entrée/sortie

(Voir 4.3.5)

L'entrée de l'antenne du récepteur, si elle est fournie, doit être raccordée à la terre pendant 5 min. A l'issue de l'essai, puis après avoir réinitialisé l'EEE, le cas échéant, l'antenne ou les connexions d'entrée/sortie doivent être raccordées normalement, puis un contrôle de performances réalisé afin de s'assurer qu'aucun dommage permanent ne s'est produit.

5.6.7 Conception de l'antenne

(Voir 4.3.6)

L'antenne de l'EEE doit être vérifiée à l'aide de la documentation fournie par le fabricant, afin de confirmer qu'elle peut être installée à bord des navires et de s'assurer qu'elle capte clairement la constellation de satellites.

5.6.8 Sensibilité et plage dynamique

(Voir 4.3.7)

5.6.8.1 Acquisition

L'acquisition est testée à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, comme suit:

- transmettre le signal du simulateur sur une antenne adaptée;
- régler la puissance du signal à l'aide d'un récepteur d'essai étalonné à $-123 \text{ dBm} \pm 5 \text{ dBm}$;
- remplacer l'antenne du récepteur d'essai étalonné par l'unité de réception de l'EEE;
- un contrôle de performances doit être réalisé.

L'EEE doit répondre aux exigences de ce contrôle, dans cette plage de signaux.

5.6.8.2 Suivi

Les signaux satellite reçus doivent être contrôlés par un récepteur d'essai adapté. Ces signaux doivent être atténués jusqu'à -131 dBm . Dans ces conditions, les exigences de performances doivent être satisfaites.

L'essai est réalisé à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, comme suit:

- transmettre le signal du simulateur sur une antenne adaptée;
- régler la puissance du signal à l'aide d'un récepteur d'essai étalonné à $-123 \text{ dBm} \pm 5 \text{ dBm}$;
- remplacer l'antenne du récepteur d'essai étalonné par l'unité de réception de l'EEE;
- après le début de la transmission et le suivi avec la condition de niveau de transmission nominale, réduire progressivement le niveau jusqu'à -131 dBm .

L'EEE doit continuer de suivre au moins quatre satellites et de fournir une solution de position valide.

5.6.9 Protection des autres émetteurs de bord des navires

(Voir 4.3.8)

5.6.9.1 Brouillages bande L

(Voir 4.3.8 a)

En mode de fonctionnement normal, à l'aide d'une source de signal appropriée, l'EEE doit être soumis à un rayonnement de 3 W/m^2 à une fréquence de $1\,636,5 \text{ MHz}$ pendant 10 min.

Le signal doit être supprimé et un contrôle de performances satisfaisant réalisé dans les 5 min.

5.6.9.2 Brouillages bande S

(Voir 4.3.8 b)

En mode de fonctionnement normal, à l'aide d'une source de signal appropriée, l'EEE doit être soumis à un rayonnement composé d'une salve de dix impulsions, de $1,0 \mu\text{s}$ à $1,5 \mu\text{s}$ chacune selon un cycle d'utilisation de 1 600:1 à une fréquence comprise entre 2,9 GHz et 3,1 GHz et une densité de puissance d'environ $7,5 \text{ kW/m}^2$. Cette condition doit être maintenue pendant 10 min, les salves d'impulsions étant répétées toutes les 3 s.

NOTE La densité de puissance de crête est de $7,5 \text{ kW/m}^2$, mesurée au niveau de l'EEE. Il s'agit d'une puissance moyenne d'environ $4,7 \text{ W/m}^2$ au niveau d'une antenne d'émission fixe.

Le signal doit être supprimé et un contrôle de performances satisfaisant réalisé dans les 5 min.

5.6.10 Mise à jour de la position

(Voir 4.3.9)

5.6.10.1 Mise à jour lente

L'EEE doit être placé sur une plateforme, en se déplaçant à peu près en ligne droite à une vitesse de $5 \text{ nœuds} \pm 1 \text{ nœud}$. La sortie de la position de l'EEE doit être vérifiée toutes les 10 s, pendant 10 min. Cette position doit être observée et mise à jour à chaque occasion.

Cet essai peut être réalisé à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo.

5.6.10.2 Mise à jour rapide

L'EEE doit être placé sur une plateforme, en se déplaçant à peu près en ligne droite à une vitesse de $50 \text{ nœuds} \pm 5 \text{ nœuds}$. La sortie de la position de l'EEE doit être vérifiée toutes les secondes, pendant 10 min. Cette position doit être observée et mise à jour à chaque occasion.

Cet essai peut être réalisé à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo à une vitesse de 70 nœuds toutes les 0,5 s.

La résolution minimale de la position, c'est-à-dire de la latitude et de la longitude, doit être vérifiée par observation pendant les durées indiquées en 5.6.10.1 et 5.6.10.2 ci-dessus.

Enregistrer la sortie de l'EEE pendant cet essai et confirmer que les positions reçues à l'issue de chaque intervalle sont conformes à la position de référence réelle ou simulée.

5.6.11 Entrée Galileo différentielle

(Voir 4.3.10)

La documentation du fabricant doit être consultée pour

- a) vérifier que l'EEE va correctement traiter le protocole de message
 - 1) des normes recommandées par le RTCM pour le service Galileo différentiel, ou
 - 2) si des radiobalises marines sont utilisées comme moyen de communication des corrections différentielles, des normes contenues dans l'UTI-R M.823, et
- b) confirmer que
 - 1) la réception des signaux dGalileo va être indiquée,
 - 2) l'application des signaux dGalileo à la position de sortie du navire est indiquée.

5.6.12 Avertissements de navigation et indications de statut

(Voir 4.3.11)

5.6.12.1 Essais d'alarmes généraux

5.6.12.1.1 Essai d'alarme de position

L'essai est réalisé à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, comme suit:

- a) configurer l'EEE dans un environnement de simulation avec une valeur HDOP < 2 ;
- b) désactiver l'émission des signaux simulés et observer que l'EEE donne une indication appropriée dans les 5 s;
- c) vérifier que l'indicateur d'avertissement de navigation est défini sur «Dangereux»;
- d) vérifier que la dernière position connue et sa datation s'affichent et indiquent la perte de statut de position. Vérifier que ce mode apparaît en permanence à l'écran et sur l'interface de sortie tant que la condition d'erreur n'a pas disparue au niveau de l'environnement de simulation;
- e) activer l'émission des signaux simulés et observer que l'EEE reprend son fonctionnement normal.

5.6.12.1.2 Essai d'indication du statut de Galileo différentiel

L'essai est réalisé à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, comme suit:

- a) configurer l'EEE dans un environnement de simulation avec une valeur HDOP < 2 . Observer que le statut de fonctionnement de l'EEE est Galileo sans utiliser de corrections dGalileo;
- b) configurer le masque d'âge de correction différentielle de l'EEE sur 30 s;
- c) commencer l'émission du signal d'essai A (5.3). Observer que l'indication du statut dGalileo du fonctionnement de l'EEE est donnée dans les 40 s;
- d) arrêter l'émission du signal d'essai A (5.3). Observer que le statut de fonctionnement de l'EEE revient sur Galileo sans utiliser de corrections dGalileo dans les 40 s.

5.6.12.1.3 Essai de surveillance de l'intégrité à l'aide de RAIM

(Voir 4.3.11)

NOTE Pour les besoins de l'essai des fonctionnalités du RAIM, il est recommandé de fournir les moyens d'affichage en temps réel de l'erreur de position réelle en référence à la position simulée. Une description de cet essai est donnée dans l'Annexe E.

5.6.12.1.3.1 Essai des statuts «Sûr» et «Prudence»

L'EEE doit être configuré dans des conditions simulées à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, en indiquant six satellites disponibles en parfait état de marche, acquis et suivis, comme suit.

- a) Sélectionner un niveau de précision de 100 m.
- b) Observer que
 - 1) le RAIM est indiqué comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut «Sûr» est indiqué.
- c) Réduire le nombre de satellites en parfait état de marche à quatre. Observer que
 - 1) le RAIM est toujours indiqué comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut devient «Prudence» dans les 10 s qui suivent le changement de satellite qui en est à l'origine.
- d) Augmenter le nombre de satellites en parfait état de marche tant que le statut du RAIM n'est pas de nouveau «Sûr». Observer que

- 1) le RAIM est toujours indiqué comme étant en cours de fonctionnement, et
- 2) que le statut devient «Sûr» dans les 10 s qui suivent le changement de satellite qui l'a demandé.

A chaque étape de la séquence d'essai ci-dessus, observer si les données sur la sortie appropriée de l'interface sont fournies.

Répéter la séquence d'essai ci-dessus pour un niveau de précision sélectionné de 10 m et, le cas échéant, pour un autre niveau de précision.

5.6.12.1.3.2 Essai du statut «Dangereux»

L'EEE doit être configuré dans des conditions simulées à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, en indiquant six satellites disponibles en parfait état de marche, acquis et suivis.

- a) Sélectionner un niveau de précision de 100 m.
- b) Observer que
 - 1) le RAIM est indiqué comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut Sûr est indiqué.
- c) Réduire le nombre de satellites en parfait état de marche à 5 et appliquer une constellation d'essai simulée dangereuse. Pour ce faire de manière contrôlée, ajouter une erreur linéaire appropriée au signal de pseudodistance et/ou ajouter une erreur d'horloge satellite. Observer que
 - 1) le RAIM est indiqué comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) le statut devient «Dangereux» dans les 10 s qui suivent la constellation d'essai simulée dangereuse.
- d) Restaurer les signaux de pseudodistance et/ou supprimer l'erreur d'horloge satellite tant que le statut du RAIM n'est pas «Sûr». Observer que
 - 1) le RAIM est toujours indiqué comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut devient «Sûr» dans les 10 s qui suivent le changement de satellite qui l'a demandé.
- e) Réduire le nombre de satellites en parfait état de marche à 5 et appliquer une constellation d'essai simulée sûre. Modifier le comportement d'au moins un satellite en variant les horloges satellite de manière à pouvoir détecter qu'un satellite est défaillant. Observer que
 - 1) le RAIM est toujours indiqué comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut devient «Dangereux» dans les 10 s qui suivent la défaillance du satellite.
- f) Rétablir le comportement normal des satellites si aucun d'eux n'a été détecté comme étant défaillant. Observer que
 - 1) le RAIM est toujours indiqué comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut devient «Sûr» dans les 10 s.

A chaque étape de la séquence d'essai ci-dessus, observer si les données sur la sortie appropriée de l'interface sont est fournies.

Répéter la séquence d'essai ci-dessus pour un niveau de précision sélectionné de 10 m et, le cas échéant, pour un autre niveau de précision/exactitude.

5.6.12.1.4 Essai de surveillance de l'intégrité à l'aide de l'intégrité Galileo

5.6.12.1.4.1 Généralités

(Voir 4.3.11)

Pour les besoins de l'essai des fonctionnalités d'intégrité Galileo, il est recommandé de fournir les moyens d'affichage en temps réel de l'erreur de position réelle en référence à la position simulée.

5.6.12.1.4.2 Essai des statuts «Sûr» et «Prudence»

L'EEE doit être configuré dans des conditions simulées à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, en indiquant six satellites disponibles en parfait état de marche, notamment deux satellites connectés fournissant un message d'intégrité valide avec un statut de connexion indépendant. L'EEE doit acquérir et suivre tous les satellites et utiliser le satellite connecté offrant le meilleur service comme source d'intégrité.

NOTE Pour ce faire, extraire et vérifier les paramètres COSO (COnnection Status Origin) à partir des données de navigation du satellite Galileo. Les satellites dont la valeur COSO est égale à 15 ne peuvent pas faire office de source d'intégrité. Il convient que le récepteur vérifie également toutes les secondes si le paramètre COSC (COnnection Status counter) est incrémenté d'au moins 1, ce qui permet de vérifier que le satellite diffusant les informations d'intégrité est connecté.

Procéder comme suit:

- a) Sélectionner un niveau de précision de 10 m.
- b) Observer que
 - 1) l'intégrité Galileo est indiquée comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut «Sûr» est indiqué.
- c) Réduire consécutivement le nombre de satellites connectés à 0. Observer que
 - 1) l'intégrité Galileo est toujours indiquée comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut devient «Prudence» dans les 10 s qui suivent le changement de satellite qui en est à l'origine.
- d) Augmenter d'une unité le nombre de satellites connectés. Observer que
 - 1) l'intégrité Galileo est toujours indiquée comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut devient «Sûr» dans les 10 s qui suivent le changement de satellite qui l'a demandé.

A chaque étape de la séquence d'essai ci-dessus, observer si les données sur la sortie appropriée de l'interface sont fournies.

5.6.12.1.4.3 Essai du statut «Dangereux»

L'EEE doit être configuré dans des conditions simulées à l'aide d'un simulateur de constellation RF Galileo, en indiquant huit satellites disponibles en parfait état de marche, y compris deux satellites connectés, acquis et suivis. Procéder comme suit:

- a) Sélectionner un niveau de précision de 10 m.
- b) Observer que
 - 1) l'intégrité Galileo est indiquée comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut «Sûr» est indiqué.
- c) Appliquer une constellation d'essai simulée dangereuse à l'EEE, de sorte que le niveau de protection dépasse la limite d'alerte horizontale (HAL) ou que P_{HMI} dépasse la limite de risque d'intégrité. Observer que
 - 1) l'intégrité Galileo est toujours indiquée comme étant en cours de fonctionnement, et
 - 2) que le statut devient «Dangereux» dans les 10 s qui suivent les changements de satellite qui en sont à l'origine.
- d) Annuler la condition dangereuse et restaurer le statut de fonctionnement sûr. Observer que
 - 1) l'intégrité Galileo est toujours indiquée comme étant en cours de fonctionnement, et

- 2) que le statut devient «Sûr» dans les 10 s qui suivent le changement de satellite qui l'a demandé.

A chaque étape de la séquence d'essai ci-dessus, observer si les données sur la sortie appropriée de l'interface sont fournies.

5.6.12.2 Autodiagnostics

La disponibilité d'une fonction d'autodiagnostic de l'EEE doit être contrôlée en consultant la documentation du fabricant.

5.6.13 Précision des valeurs de la route fond et de la vitesse fond

(Voir 4.3.12.1)

L'EEE doit être configuré sur une unité mobile appropriée ou utiliser un simulateur de constellation RF Galileo, toutes les sorties indiquant la route fond devant être surveillées.

Dans le sens de la route, la vitesse avant doit être comprise entre 0 et 1 nœud. Dix secondes après l'entrée dans cette plage de vitesse, les mesures doivent être réalisées pendant 2 min. Ce cycle doit être répété pour toutes les plages de vitesses du Tableau 4.

Les résultats d'essai doivent être observés à l'écran et dans l'interface qui convient.

Pour les essais de vitesse fond, aucune lecture de l'indicateur de vitesse ne doit différer de la vitesse constante appliquée à cet instant de plus de 2 % de cette vitesse ou de 0,2 nœud, la valeur la plus élevée étant retenue.

Pour les essais de route fond, les différences entre la direction de référence et la route fond mesurée dans chaque cycle d'essai ne doivent pas dépasser les limites du Tableau 4.

5.6.14 Validité des informations de route fond et de vitesse fond

NOTE Il convient d'utiliser l'indicateur de qualité des sentences GNS et VTG pour interpréter la validité de la route fond et de la vitesse fond.

L'EEE étant en fonctionnement normal, exclure les données de position non valides en réduisant le nombre de satellites reçus. Examiner le contenu des sentences GNS et VTG obtenues.

Observer que les indicateurs de qualité des messages GNS et VTG sont devenus non valides.

Observer que les informations de route fond et de vitesse fond du message VTG sont remplacées par des zones non renseignées.

5.6.15 Temps universel coordonné (TUC)

L'EEE étant en cours de navigation, provoquer une position non valide en réduisant à deux le nombre de satellites reçus. Examiner le contenu des phrases GNS et ZDA obtenues.

Observer que la phrase ZDA contient les informations de temps universel coordonné. Observer que l'indicateur de validité de la phrase GNS est devenu non valide. Observer que la phrase ZDA est toujours émise avec les informations de temps universel coordonné complètes.

5.7 Essais des conditions classiques d'interférences radioélectriques

(Voir 4.3.13)

5.7.1 Configuration du simulateur

Il convient de configurer le simulateur de constellation RF Galileo comme suit:

- six satellites Galileo;
- un satellite à un niveau maximal de -118 dBm, plus le gain d'antenne correspondant à une élévation de 90° ;
- un satellite à un niveau minimal de -128 dBm, plus le gain d'antenne correspondant à une élévation de 5° ;
- quatre satellites à un niveau de -125 dBm, plus le gain d'antenne correspondant à une élévation de 45° .

5.7.2 Essai de précision de la solution de navigation

Les conditions de brouillage par interférences, y compris le bruit radioélectrique en bande large et en bande étroite, le brouillage du type onde entretenue et le brouillage par impulsions, centrées à $1\,575,42$ MHz, $1\,176,45$ MHz et $1\,207,14$ MHz pour les récepteurs E1, E5a et E5b, respectivement, doivent être simulées à l'aide d'un générateur de bruit radioélectrique. Pour les essais de brouillage par impulsions, une porteuse modulée par impulsion (CW) avec un niveau de porteuse de crête de -20 dBm et un facteur d'utilisation de 10% doit être utilisée. Les valeurs de brouillage sont présentées dans le Tableau 5.

Tableau 5 – Valeurs des interférences radioélectriques

Valeurs des interférences en bande étroite/bande large (NBI/WBI)		
Fréquence MHz	Largeur de bande du bruit MHz	Puissance efficace totale dBm
1 176,45	1	$-93,0$
1 207,14	1	$-93,0$
1 575,42	1	$-101,0$

Valeurs des interférences par impulsion facteur d'utilisation de 10%		
Fréquence MHz	Largeur d'impulsion ms	Niveau de porteuse de crête dBm
1 176,45	1	-20
1 207,14	1	-20
1 575,42	1	-20

Valeurs des interférences du type onde entretenue (CWI)	
Fréquence MHz	Puissance dBm
1 176,45	$-102,5$
1 207,14	$-102,5$
1 575,42	$-115,0$ ($-120,5$ GPS)
1 605,0	$-50,0$

La méthode d'essai est la suivante:

- l'équipement en essai est soumis à l'une des sources de brouillage;
- le scénario du simulateur doit être en fonction et les signaux satellite activés;
- l'équipement en essai doit être mis sous tension et initialisé;
- l'EEE donnant des solutions de position, le brouillage doit être appliqué à l'équipement en essai et son niveau ajusté à la valeur requise;

- e) lorsque l'exactitude en régime permanent est obtenue, enregistrer au moins vingt valeurs de position et de HDOP, comme indiqué par l'EEE, à une vitesse d'un échantillon toutes les 2 min;
- f) répéter ce cycle pour toutes les autres sources de brouillage et de fréquences du récepteur.

Si l'EEE signale qu'une position se trouve hors des limites établies (à un niveau de confiance de 95 %) pour le mode de service de positionnement (voir 4.3.3.1) utilisé ou ne parvient pas à signaler une position dans plus de 5 % des échantillons, une défaillance lors de l'essai est déclarée.

5.7.3 Essai de réacquisition

L'essai de réacquisition consiste à simuler une perte temporaire de signal (en passant sous un pont, par exemple). Pour déterminer les critères de réussite/d'échec de la réacquisition, considérer un seul essai dans lequel l'EEE donne un relevé de position valide avec la précision requise à 30 s de la restauration des signaux satellite, et maintient le suivi pendant les 60 s qui suivent au moins. L'équipement en test est alors considéré comme ayant réussi un essai.

La condition de brouillage à soumettre à essai comprend le brouillage à bande étroite et large (NBI/WBI), comme indiqué dans le Tableau 5.

La méthode d'essai est la suivante:

- a) l'équipement en essai est soumis à une source de brouillage à bande étroite/bande large;
- b) le scénario du simulateur doit être en fonction et les signaux satellite activés;
- c) l'équipement en essai doit être mis sous tension et initialisé;
- d) l'EEE doit pouvoir atteindre la précision requise en régime permanent avant la désactivation des satellites;
- e) l'émission du simulateur doit être supprimée pendant 30 s;
- f) l'émission du simulateur doit être alors reprise vers l'EEE;
- g) après 30 s, enregistrer une position et une valeur HDOP indiquées par l'EEE. Si après 30 s, aucun enregistrement de position n'a été émise par le récepteur, enregistrer l'échec de l'essai et passer à l'étape i);
- h) vérifier que le récepteur continue à délivrer la position pendant les 60 s qui suivent;
- i) passer à l'étape d) et répéter l'opération, comme indiqué. (noter que si le scénario du simulateur est réinitialisé, certains récepteurs peuvent exiger la purge de toutes les données précédentes afin d'assurer un fonctionnement correct. Cela s'explique par la persistance des données horaires dans le récepteur et de l'incapacité du logiciel du récepteur à traiter à temps un retour en arrière);
- j) répéter ce cycle pour toutes les autres fréquences du récepteur.

Si l'EEE n'est pas en mesure de fournir une position au bout de 30 s, ou si une position est signalée comme se trouvant hors des limites établies (à un niveau de confiance de 95 %) pour le mode de service de positionnement (voir 4.3.3.1) utilisé ou toute impossibilité de signaler une position pendant les 60 s après que l'échantillonnage a indiqué le mode d'échec, l'essai est déclaré comme n'ayant pas abouti.

Annexe A (informative)

Caractéristiques des signaux de navigation Galileo

Galileo offre dix signaux dans les trois gammes de fréquences 1 164 – 1 215 MHz (E5), 1 215 – 1 300 MHz (E6) et 1 559 – 1 591 MHz (E1), dans les bandes de fréquences allouées RNSS (Radio-Navigation Satellite Service – Service de radionavigation par satellite). Les Tableaux A.1 et A.2 présentent les principales caractéristiques des différents signaux et les canaux associés, ainsi que les allocations de fréquences en fonction des services de navigation de base³.

Tableau A.1 – Caractéristiques générales des signaux de navigation Galileo

Signal N°	Signal	Fréquence de porteuse MHz	Désignation du canal	Débit des Symboles Navdata/s	Notes ^a
1	Signal de données dans E5a	1 176,450	E5a-I	50	OS; ouvert, pas de chiffrement
2	Onde pilote dans E5a	1 176,450	E5a-Q	–	Aucune donnée
3	Signal de données dans E5b	1 207,140	E5b-I	250	OS; SoL; ouvert, pas de chiffrement
4	Onde pilote dans E5b	1 207,140	E5b-Q	–	Aucune donnée
5	Signal de données dans E6	1 278,750	E6-A	Classé	PRS; code et données chiffrés
6	Signal de données dans E6	1 278,750	E6-B	1 000	CS; code et données chiffrés
7	Onde pilote dans E6	1 278,750	E6-C	–	Code chiffré; Aucune donnée
8	Signal de données dans E1 (bande L1)	1 575,420	E1-A	Classé	PRS; code et données chiffrés
9	Signal de données dans E1 (bande L1)	1 575,420	E1-B	250	OS; SoL; ouvert, pas de chiffrement
10	Onde pilote dans E1 (bande L1)	1 575,420	E1-C	–	Aucune donnée
^a OS: Service ouvert, CS: Service commercial, SoL: Service de sauvegarde de la vie humaine, PRS: Service public réglementé.					

Sur les dix signaux Galileo, quatre sont des signaux ne transportant aucune donnée de navigation et ayant pour seul objet d'augmenter la robustesse du suivi au niveau du récepteur. Il reste donc six signaux de navigation, dont trois sont disponibles (gratuitement) pour les services ouverts et de sauvegarde de la vie humaine. Le code et les données de navigation des deux signaux PRS et du service commercial sont cryptés.

³ Galileo Open Service Signal in Space Interface Control Document, OS SIS ICD, Version 1, Février 2008, ESA/GSA.

Tableau A.2 – Caractéristiques générales des signaux Galileo

N°	Nom de l'observable	Fréquence de porteuse MHz	Vitesse de délitage Mchip/s	Notes
1	E5a	1 176,450	10,230	Code et données clairs
2	E5b	1 207,140	10,230	Code et données clairs
3	E5a+b (AltBOC)	1 191,795	10,230	Signal haute performance
4	E6-A	1 278,750	-	Classé
5	E6-BC	1 278,750	5,115	CS; code et données chiffrés
6	E1-A	1 575,420	-	Classé
7	E1-BC	1 575,420	1,023	Code et données clairs

Il convient de noter que les signaux E5a et E5b sont émis de manière cohérente sous forme de signal modulé AltBOC(15,10) à bande large dont la fréquence de sous-porteuse à bande latérale est égale à 15,345 MHz ($15 \times 1,023$ MHz) et dont le débit est égal à 10,230 MHz ($10 \times 1,023$ MHz). Ce signal est ensuite amplifié et émis sur une fréquence de porteuse de 1 191,795 MHz.

Le signal AltBOC à bande large permet aux récepteurs de suivre les bandes E5a et E5b en deux modes:

- E5a et E5b séparément, sur leurs porteuses respectives,
- E5a+b ensemble, sous la forme d'un seul signal à bande large centré à 1 191,795 MHz. Le suivi cohérent du signal E5a+b permet d'améliorer les performances en termes de bruit de suivi de code et de trajets multiples.

Dans la pratique, on peut dire que l'introduction d'un signal AltBOC ajoute une cinquième fréquence de porteuse au spectre Galileo: un récepteur Galileo haut de gamme peut générer un code et des signaux en phase de porteuse à partir des porteuses données dans le Tableau A.2 (bien que la plupart des récepteurs ne prennent uniquement en charge qu'un sous-ensemble de ces porteuses).

L'exploitation des signaux Galileo sont des mesures utilisateurs fournies par les récepteurs Galileo. Chaque résultat est un ensemble de quatre mesures, comprenant une pseudodistance, une mesure de phase de porteuse, un Doppler (ou vitesse radiale) et un rapport signal/bruit (SNR). La différence entre les Tableaux A.1 et A.2 est due au fait que, selon la conception des signaux Galileo, les données et composantes pilotes de chaque signal sont suivies et donnent lieu à une mesure. Compte tenu du schéma de modulation AltBOC, les signaux E5a et E5b peuvent également être suivis simultanément, ce qui donne lieu à un résultat AltBOC de haute qualité.

Annexe B (informative)

Concept d'intégrité Galileo

B.1 Généralités

B.1.1 Concept d'intégrité

L'intégrité est la mesure de la qualité d'un système lié à sa sécurité d'utilisation. Elle permet de quantifier la probabilité d'utilisation de données erronées. Dans le cas des applications critiques en matière de sécurité, ces données erronées sont souvent appelées informations erronées dangereuses.

Les erreurs de détermination de position à l'aide d'un GNSS résultent de la combinaison des deux facteurs suivants [GIC05]:

- erreurs de mesure de distance d'un satellite individuel;
- géométrie déterministe des satellites perçue par un récepteur d'utilisateur donné.

Le mécanisme d'intégrité Galileo a pour objet de vérifier que chaque récepteur reçoit les signaux assurant son bon fonctionnement, et d'avertir l'utilisateur à temps si cette condition ne peut pas être satisfaite à un instant donné.

B.1.2 Définition de l'intégrité

La définition de l'intégrité varie selon les organismes de normalisation. L'OMI définit l'intégrité comme étant (OMI Res. A.915(22):2001):

l'aptitude du système à avertir les utilisateurs dans le temps imparti qu'il convient de ne plus l'utiliser pour la navigation

Une définition exhaustive est donnée par les SARP de l'OACI⁴:

Mesure de confiance en l'information fournie par le système entier. L'intégrité inclut la capacité d'un système à prévenir l'utilisateur à temps quand il convient de ne plus utiliser le système pour l'opération prévue.

B.1.3 Quantification de l'intégrité

En règle générale, le calcul de la position à l'aide de GNSS est réalisé selon un nombre fixe d'échantillons discrets par unité de temps (fréquence). Pour chaque position calculée, il existe une petite, mais non négligeable, probabilité que le point comporte une erreur non détectée pouvant donner lieu à des situations dangereuses.

L'OMI et l'OACI utilisent le mot «**risque**» pour indiquer la probabilité d'événements non désirables (des erreurs non détectées, par exemple) dans un intervalle de temps. Malheureusement, ce terme n'est pas conforme à la définition générale du risque, qui intègre également la notion de conséquences (perte) liées à un événement.

Par conséquent, lorsque l'OMI et l'OACI établissent leurs niveaux maximaux de risque d'intégrité pour les différentes conditions de fonctionnement, ils font référence à la probabilité d'occurrence d'une erreur de position non détectée dans un intervalle de temps normalisé

⁴ Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) – Normes et Pratiques Recommandées (SARPs).

donné, qui est de 3 h dans le domaine maritime (OMI Res. A.915(22):2001) et de 1 h ou 150 s dans le domaine aéronautique, selon le mode de fonctionnement (SARP de l'OACI).

B.2 Concept d'intégrité Galileo

B.2.1 Surveillance du réseau au sol

Le segment sol Galileo comprend un réseau global de stations de détection (GSS), la collecte de données de navigation provenant des satellites Galileo et de Stations de liaison montante (ULS) pour le suivi, la télémétrie et la télécommande (TTC) et la mission spécifique liée aux liaisons montantes pour la dissémination des informations liées, entre autres, à l'intégrité.

B.2.2 Satellites connectés

Les informations en temps réel sur l'intégrité sont fournies par un sous-ensemble de satellites, connectés en permanence (à une station de liaison montante), au moins deux satellites connectés étant en vue depuis n'importe quel endroit du monde.

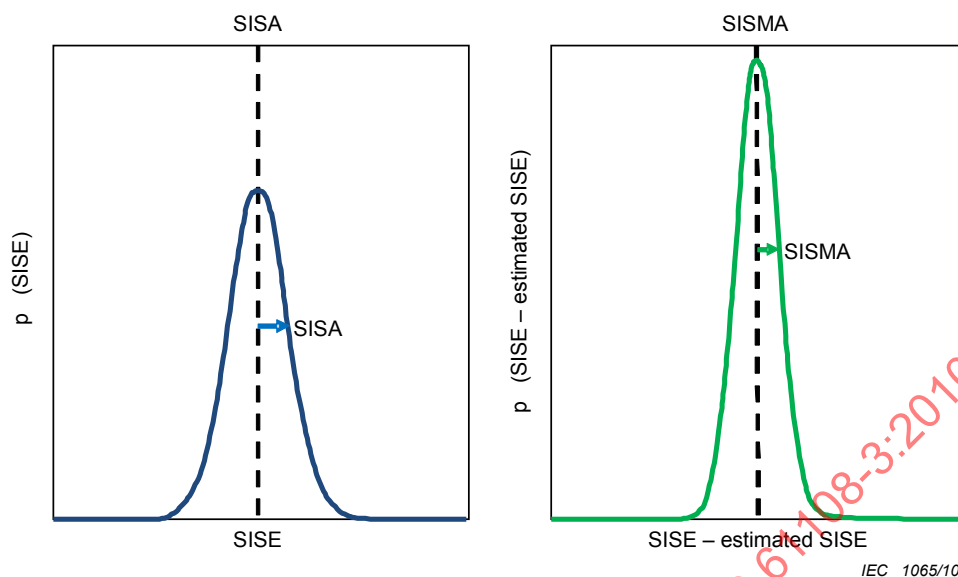
B.2.3 Seuil SISA, SISMA, IF

Galileo surveille le signal spatial (SIS) à l'intérieur du segment sol à l'aide des mesures des stations de détection Galileo. Grâce aux positions connues des stations de détection Galileo, la position réelle de l'engin spatial et l'erreur sur la plage (l'erreur de signal dans l'espace, SISE) peuvent être estimées.

En examinant la distribution SISE prévue pour les différents emplacements du récepteur d'utilisateur, ces distributions, qui ne sont pas nécessairement gaussiennes, sont supposées pouvoir être représentées de manière conservatrice (surdélimitées) par une distribution gaussienne avec une moyenne nulle, dont l'écart-type est présenté comme étant la précision du signal dans l'espace (SISA), comme indiqué dans la Figure B.1.

NOTE La surdélimitation d'erreur est une technique statistique dans laquelle une distribution de probabilité inconnue (pdf, cdf) est représentée par une autre distribution (gaussienne, en général), de telle sorte que la distribution réelle ne dépasse pas la distribution de surdélimitation en fonction des critères donnés.

La distribution prédictive est déterminée à l'aide de données historiques. Toutefois, pour détecter les situations dans lesquelles le système ne répond pas aux performances prédites, Galileo estime le SISE en temps réel. Cette estimation contient toujours une certaine incertitude due aux erreurs de mesure. Dans ce cas, l'hypothèse repose sur le fait que la différence entre les SISE vrai et estimé peut être représentée de manière conservatrice (surdélimitée) par une distribution gaussienne dont l'écart-type est appelé précision de la surveillance du signal dans l'espace (SISMA) (voir la Figure B.1). La valeur de SISMA dépend de la géométrie entre les stations de détection Galileo disponibles et les engins spatiaux, la qualité des données observées par la station de détection Galileo et la qualité de la modélisation de la propagation.



Anglais	Français
estimated SISE	SISE estimé

Figure B.1 – Illustration graphique de SISA et de SISMA [GIC05]

Si le SISE estimé dépasse le seuil TH d'un indicateur d'intégrité, le satellite est marqué comme ne devant pas être utilisé. Le récepteur d'utilisateur utilise la valeur de TH pour représenter avec prudence la valeur la plus importante du SISE estimé mesurée par le segment sol.

B.2.4 Dissémination d'intégrité

Les informations relatives à l'intégrité sont disséminées par l'intermédiaire d'un message de navigation I/NAV inclus dans les signaux du Service de sauvegarde de la vie humaine, deux types de données d'intégrité étant fournis:

- des tables d'intégrité contenant les indicateurs pour indiquer le statut d'intégrité des données de navigation diffusées par chaque satellite, à diffuser toutes les 30 s, et
- les alertes d'intégrité à diffuser selon un processus d'alerte permettant de mettre à jour les informations d'intégrité en temps réel (toutes les 1 s).

Les indicateurs d'intégrité (IF, 4 bits) associés aux tableaux d'intégrité indiquent la précision de la surveillance du SIS, appelée SISMA, du satellite spécifique, l'indicateur d'alerte d'intégrité (IAI, 1 bit) associé aux alertes d'intégrité ne comportant que deux valeurs: OK ou Pas OK.

Le concept d'intégrité Galileo fournit également des données d'intégrité régionale externes, outre les données globales fournies par le segment sol principal. De cette manière, des zones géographiques spécifiques peuvent prendre la responsabilité de disséminer les données d'intégrité pour leur région.

B.2.5 Tableau IF

L'indicateur d'intégrité présenté dans le tableau d'intégrité permet d'indiquer l'intégrité d'un satellite particulier, dont les valeurs possibles figurent dans le Tableau B.1.

Tableau B.1 – Valeurs de l'indicateur d'intégrité

Valeur de l'indicateur d'intégrité	Définition
0	Satellite inutilisable
1	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 0,30 m
2	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 0,40 m
3	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 0,50 m
4	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 0,60 m
5	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 0,70 m
6	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 0,85 m
7	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 1,00 m
8	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 1,15 m
9	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 1,30 m
10	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 1,60 m
11	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 1,90 m
12	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 2,50 m
13	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 3,80 m
14	Satellite utilisable avec valeur SISMA = 5,20 m
15	Satellite non surveillé

B.3 Intégrité utilisateur

B.3.1 Généralités

L'utilisateur reçoit des informations directes relatives aux performances estimées de chaque satellite (SISA, SISMA, IF), SISA étant la précision du signal dans l'espace, c'est-à-dire une estimation de l'écart-type minimal de la distribution gaussienne qui surdélimite la distribution d'erreur SIS d'un SIS fiable.

B.3.2 Hypothèses

Pour le concept d'intégrité de l'utilisateur, le statut d'un véhicule spatial qui n'est pas exclu par un indicateur d'intégrité «inutilisable» ou «non surveillé» est considéré comme étant l'un des deux modes dits «fiable» et «défectueux». Étant donné que ces engins spatiaux sont considérés comme étant disponibles pour le positionnement grâce à l'indicateur d'intégrité (OK ou utilisable), chacun d'eux contribue au risque d'intégrité finale avec la probabilité de statut approprié. La probabilité que plusieurs satellites soient en mode de défaillance n'est pas attribuée dans l'équation du récepteur d'utilisateur.

En mode fiable, les performances historiques du système caractérisent bien les erreurs de distance, et le récepteur d'utilisateur peut supposer que la distribution du SISE peut être représentée de manière conservatrice (surdélimitée) par une distribution gaussienne avec moyenne zéro dont l'écart-type est égal à la précision du signal dans l'espace (SISA) diffusée.

En mode de défaillance, le récepteur d'utilisateur peut s'appuyer sur la valeur de TH pour représenter de manière conservatrice la valeur la plus importante du SISE estimé mesurée par le segment sol. Il en résulte que l'erreur de distance à laquelle l'utilisateur risque d'être confronté en cas de défaillance des satellites peut être représentée de manière conservatrice par une distribution gaussienne avec une valeur moyenne de TH (ou –TH) et un écart-type de SISMA.

Avec ces hypothèses, le récepteur de l'utilisateur est en mesure de déterminer le risque d'intégrité de la solution de position en n'importe quel endroit du globe.

B.3.3 Risque d'intégrité et calculs du niveau de protection

Les informations disponibles au niveau du récepteur d'utilisateur pour calculer le risque d'intégrité sont

- L'indicateur d'intégrité,
- la valeur SISA de chaque satellite et signal (y compris pour F/NAV et I/NAV),
- la valeur SISMA de chaque satellite et signal, et
- le seuil (TH) IF calculé à l'aide de SISA, SISMA et de la probabilité de fausse alerte admise.

Avec les hypothèses indiquées en B.3.2, la distribution de SISE est connue pour les modes fiable et de défaillance, pour chaque SIS individuel. Cela permet au récepteur de déduire la distribution d'erreur de position et le risque d'intégrité correspondant. Le risque d'intégrité total est calculé comme étant la somme pondérée de la combinaison de tous les modes de défaillance et fiable de tous les satellites. Dans ce processus, les combinaisons de modes contenant plus de modes de défaillance sont exclues, étant donné qu'elles ne sont pas prises en compte dans l'équation du récepteur d'utilisateur.

Pour assurer la conformité au risque d'intégrité combiné spécifié, le risque d'intégrité total est directement calculé à la limite d'alerte verticale et horizontale. Les calculs sont assez complexes, l'expression mathématique complète de ladite équation d'intégrité pouvant être trouvée dans [GIC05].

Pour Galileo, la méthode préférée d'évaluation de l'intégrité de l'utilisateur [GIC05] consiste à calculer le risque d'intégrité (P_{HMI}) aux limites d'alerte (HAL, VAL) et à comparer cette valeur à la limite de risque d'intégrité pour l'opération particulière. Si P_{HMI} est inférieur à la limite de risque d'intégrité, la situation est supposée normale. Dans le cas contraire, la solution de position porte l'indicateur «inutilisable». Par ailleurs, des niveaux de protection (PL) peuvent être utilisés pour caractériser l'intégrité. Le niveau de protection est l'erreur de position la plus importante qui peut ne pas être détectée avec le risque d'intégrité admissible. L'utilisation de niveaux de protection implique de s'appuyer sur des algorithmes itératifs plus complexes que lors de l'utilisation du risque d'intégrité reposant sur la géométrie et les erreurs de position de l'utilisateur, et il convient que les composants verticaux et horizontaux (HPL, VPL) se trouvent aux niveaux d'alerte (HAL, VAL) de l'intégrité pour être disponibles.

P_{HMI} peut être présenté comme étant la somme des probabilités de risque d'intégrité dans les plans horizontal et vertical:

$$P_{HMI} = P_{HMI,H} + P_{HMI,V}$$

La HPL et la VPL sont données implicitement dans l'équation. Toutefois, compte tenu de la présence de deux inconnues et d'une seule équation, un partage peut être supposé entre les risques liés à la HPL et la VPL, ou alors il doit être supposé que les risques liés à l'une ou l'autre sont négligeables. En principe, dans le domaine de la navigation, seule la HPL présente un intérêt, et les termes associés à la VPL peuvent être éliminés.

Le partage entre les contributions horizontales et verticales allouées au niveau de (HAL, VAL) peut être calculé comme étant la contribution pondérée reposant sur ces risques d'intégrité. Les niveaux de protection HPL et VPL peuvent être définis comme les limites spatiales horizontales et verticales, où la probabilité HMI est exactement égale au risque d'intégrité alloué ([GIC05], Annexe E).