DEUTSCHE NORM Dezember 2014

DIN EN 16603-10-03

ICS 49.140

Ersatz für
DIN EN 14824:2005-10

Raumfahrttechnik –
Tests;
Englische Fassung EN 16603-10-03:2014

Space engineering –
Testing;
English version EN 16603-10-03:2014

Ingénerie spatiale –
Tests;
Version anglaise EN 16603-10-03:2014

Gesamtumfang 144 Seiten

DIN-Normenausschuss Luft- und Raumfahrt (NL)

Documents
Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Nationales Vorwort

Dieses Dokument (EN 16603-10-03:2014) wurde vom Technischen Komitee CEN/CLC/TC 5 „Raumfahrt“ erarbeitet, dessen Sekretariat vom DIN (Deutschland) gehalten wird.

Das zuständige deutsche Normungsgremium ist der Arbeitsausschuss NA 131-10-01 AA „Interoperabilität von Informations-, Kommunikations- und Navigationssystemen“ im DIN-Normenausschuss Luft- und Raumfahrt (NL).

Dieses Dokument ersetzt DIN EN 14824:2005-10.

Dieses Dokument enthält unter Berücksichtigung des DIN-Präsidialbeschlusses 1/2004 nur die englische Originalfassung von EN 16603-10-03:2014.

Dieses Dokument wurde speziell zur Behandlung von Raumfahrtsystemen erarbeitet und hat daher Vorrang vor jeglicher Europäischer Norm, da es denselben Anwendungsbereich hat, jedoch über einen größeren Geltungsbereich (z. B. Luft- und Raumfahrt) verfügt.

Änderungen

Gegenüber DIN EN 14824:2005-10 wurden folgende Änderungen vorgenommen:

a) Norm-Nummer geändert;

b) Norm redaktionell geändert.

Frühere Ausgaben

DIN EN 14824: 2005-10

Documents
Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Nationaler Anhang NA
(informativ)

Begriffe und Abkürzungen

3.1 Begriffe aus anderen Normen

Da ECSS-S-ST-00-01 zum Zeitpunkt der Herausgabe dieser Norm noch nicht veröffentlicht ist, wurde für die Anwendung dieser Norm der Einleitungsteil des ECSS-Glossars nachfolgend kopiert.

Für die Anwendung dieser Norm gelten die Begriffe aus ECSS-S-ST-00-01 sowie insbesondere folgende Begriffe:

— Flugmodell;

— Lebensdauer;

— Flug-Prototypmodell;

— Qualifikationsmodell;

— Raumsegmentelement;

— Raumsegmenteinrichtung;

— Raumsegmentuntersystem;

— Strukturmodell;

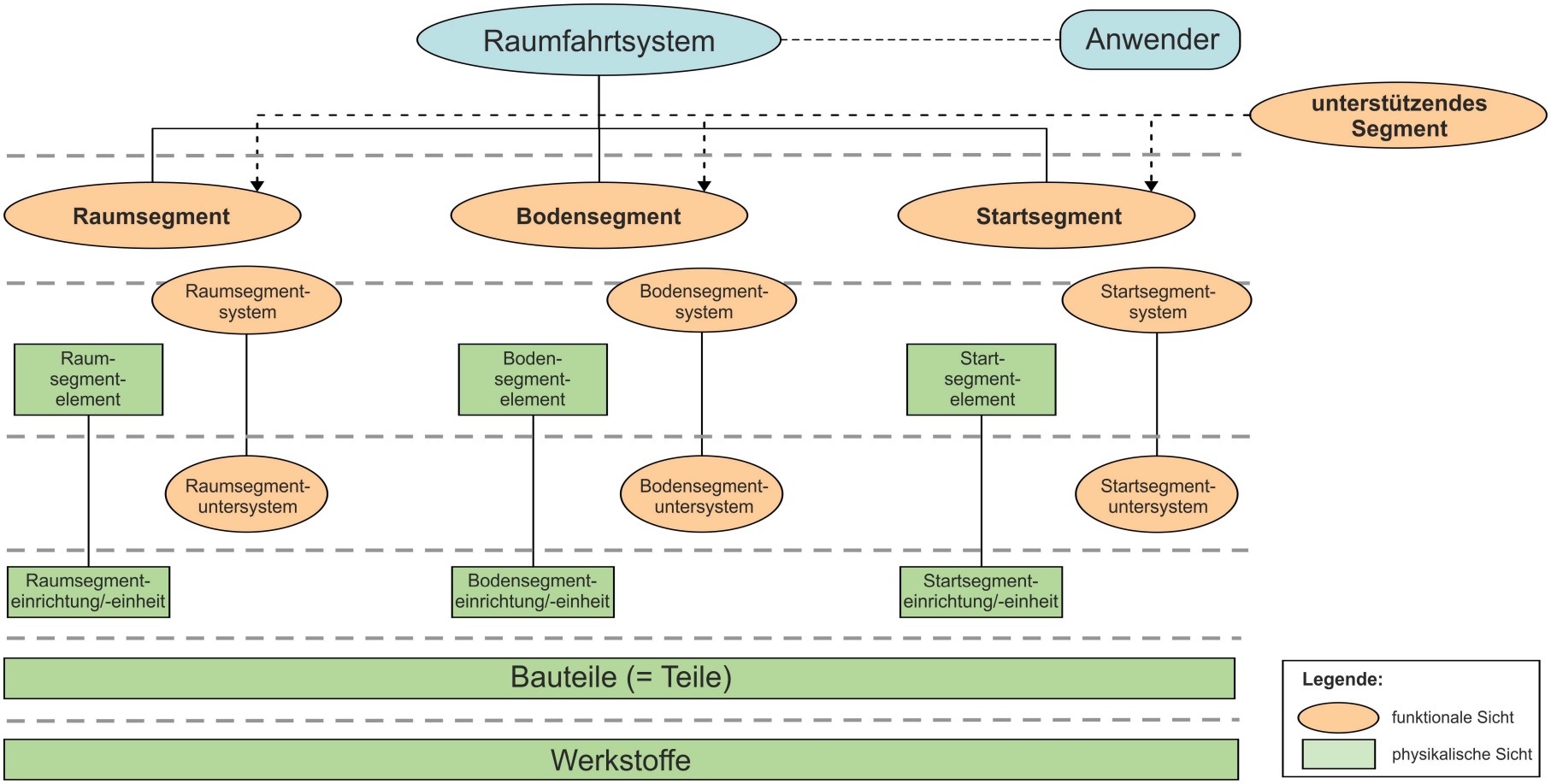
— System.

ECSS-S-ST-00-01C legt das System auf höchster Ebene innerhalb eines Raumfahrtprojektes, d. h. das System auf Missions-Ebene, als „Raumfahrtsystem“ fest. Nachfolgend sind die Aufgliederung eines typischen Raumfahrtsystems und die Definitionen genormter Begriffe für die einzelnen Ebenen innerhalb der Aufgliederung aufgeführt (siehe Bild 3.1 und nachfolgende Definitionen).

Ausschließlich für diese Norm sind die Begriffe für das Raumsegment in 3.1 festgelegt.

Da jede Definition immer in gewissem Maße mehrdeutig ist und um es dem Anwender der Prüfnorm zu ermöglichen, den zu prüfenden Gegenstand eindeutig in die richtige Kategorie einzustufen (d. h. Raumsegmentelement oder -einrichtung), ist in der nachfolgenden Tabelle eine Auflistung von Beispielen enthalten (siehe Bild 3.2). Diese Tabelle ist allerdings nicht vollständig.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12



ANMERKUNG 1: Da Software zu jeder Ebene gehören kann, ist sie in diesem Schaubild nicht ersichtlich.

ANMERKUNG 2: Ein Untersystem kann auf zwei Segmente aufgeteilt sein, z. B. kann das TT&C-Untersystem auf das Raum- und das Bodensegment aufgeteilt werden.

Bild 3.1 — Aufgliederung des Raumfahrtsystems

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Die folgenden Begriffe sind aus ECSS-S-ST-00-01C, Entwurf 1.1 kopiert. Querverweise in diesen Begriffen sind in ECSS-S-ST-00-01, Entwurf 1.1 enthalten.

3.1.1
System
Reihe miteinander verknüpfter oder aufeinander einwirkender **Funktionen**, die der Erreichung eines festgelegten Zieles dienen

3.1.2
Raumfahrtsystem
System, das mindestens ein **Raum-,** ein **Boden-** oder ein **Startsegment** enthält

ANMERKUNG Im Allgemeinen besteht ein Raumfahrtsystem aus allen drei Segmenten und wird von einem unterstützenden Segment unterstützt.

3.1.3
Raumsegment
Teil eines **Raumfahrtsystems**, das im Weltall stationiert ist, um die Ziele einer **Raumfahrtmission** zu erfüllen

3.1.4
Raumsegmentsystem
System innerhalb eines **Raumsegmentes**

ANMERKUNG Beispiele sind in Anhang B.1 aufgeführt.

3.1.5
Raumsegmentelement
Element innerhalb eines **Raumsegmentes**

ANMERKUNG 1 Ein Raumsegmentelement kann aus mehreren eingebetteten Raumsegmentelementen bestehen, z. B. besteht ein Raumflugkörper aus Geräten, einem Nutzlastmodul und einem Servicemodul.

ANMERKUNG 2 Beispiele sind in Anhang B.1 aufgeführt.

3.1.6
eigenständiges Raumsegmentelement
Raumsegmentelement, das seine Mission autonom ausführt

ANMERKUNG Z. B. Satellit, Rover, Lander.

3.1.7
eingebettetes Raumsegmentelement
Raumsegmentelement, das seine Mission als Teil eines anderen **Raumsegmentelementes** ausführt

ANMERKUNG Z. B. Plattform, Modul, Gerät, Nutzlast.

3.1.8
Raumsegmentuntersystem
Untersystem innerhalb eines **Raumsegmentes**

ANMERKUNG Beispiele sind in Anhang B.1 aufgeführt.

3.1.9
Raumsegmenteinrichtung
Einrichtung innerhalb eines **Raumsegmentes**

ANMERKUNG Beispiele sind in Anhang B.1 aufgeführt.

AVA Documents Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.1.10
Bauteil
Gruppe von **Werkstoffen**, die entsprechend festgelegter und kontrollierter **Prozesse** zusammengebaut wird, und nicht demontiert werden kann, ohne dass dadurch ihr Leistungsvermögen zerstört wird, und die eine einfache **Funktion** ausführt, die gegenüber den erwarteten Leistungs**anforderungen** beurteilt werden kann

ANMERKUNG 1 Der Begriff „Teil“ ist ein Synonym.

ANMERKUNG 2 Der Begriff „Teil“ wird bevorzugt verwendet, wenn er sich auf rein mechanische Geräte bezieht.

ANMERKUNG 3 Der Begriff „Bauteil“ wird bevorzugt für EEE-Geräte verwendet.

3.1.11
Teil
siehe „**Bauteil**“

3.1.12
Werkstoff
Roh-, Halbfertig- oder Fertigstoff (gasförmig, flüssig, fest) mit festgelegten Eigenschaften, der zu einem Bauteil oder Teil verarbeitet wird

3.1.13
Flugmodell
FM
zum Fliegen bestimmtes End**produkt**

ANMERKUNG 1 Das Flugmodell wird einer formalen funktions- und umweltbezogenen Abnahmeprüfung unterzogen.

ANMERKUNG 2 Ausführlichere Informationen zur Ausführungsnorm und zur Verwendung dieses Modells sind in ECSS-E-HB-10-02 enthalten.

3.1.14
Lebensdauer
Zeitraum oder Anzahl von Zyklen, über die ein **Produkt** entsprechend seiner Spezifikation funktionieren muss

3.1.15
Flug-Prototypmodell
PFM
Flugmodell, an dem vor dem Flug eine teilweise oder vollständige Flug-Prototyp-**Qualifikationsprüfung** durchgeführt wird

ANMERKUNG Ausführlichere Informationen zur Ausführungsnorm und zur Verwendung dieses Modells sind in ECSS-E-HB-10-02 enthalten.

3.1.16
Qualifikationsmodell
QM
Modell, das alle Aspekte der Konstruktion des Flugmodells gänzlich widerspiegelt und für die vollständige Funktions- und Umwelt-**Qualifikationsprüfung** verwendet wird

ANMERKUNG 1 Ein Qualifikationsmodell ist nur für Hardware mit neuem Design erforderlich, oder wenn eine Deltaqualifikation zur Anpassung an das Projekt durchgeführt wird.

ANMERKUNG 2 Das Qualifikationsmodell ist nicht zum Flug vorgesehen, da es zu übermäßig geprüft wurde.

ANMERKUNG 3 Ausführlichere Informationen zur Ausführungsnorm und zur Verwendung dieses Modells sind in ECSS-E-HB-10-02 enthalten.

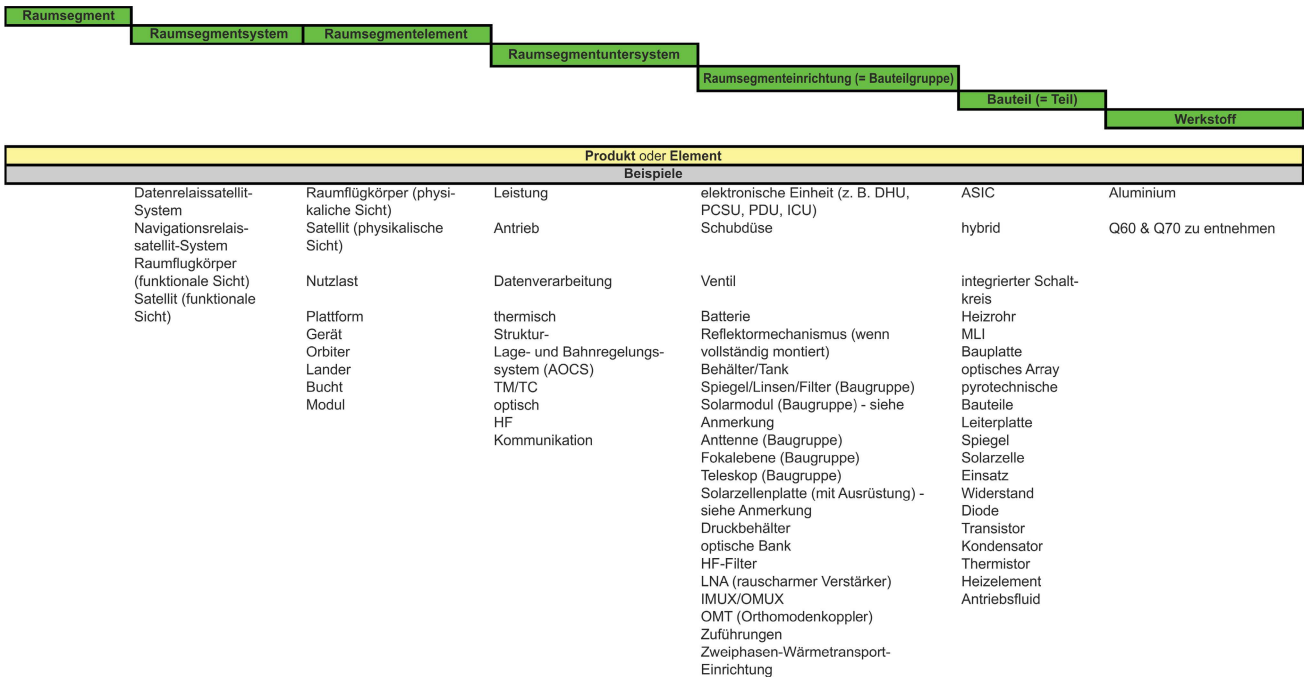
Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.1.17
Strukturmodell
SM
(en: structural model)
strukturell repräsentatives **Modell** des **Flugmodells**, das zur **Qualifizierung** der baulichen Konstruktion und zur Korrelation mit strukturellen mathematischen Modellen angewendet wird

ANMERKUNG 1 Das Strukturmodell eines Systems verfügt gewöhnlich über einen repräsentativen Aufbau mit baulichen Nachbildungen der Flugausrüstung, und enthält außerdem auch repräsentative mechanische Teile sonstiger Untersysteme (z. B. Mechanismen und Solarzellenplatten).

ANMERKUNG 2 Das System-Strukturmodell wird außerdem auch zur endgültigen Validierung von Prüfeinrichtungen, Bodendienstgeräten (GSE) und den zugehörigen Verfahren eingesetzt.

ANMERKUNG 3 Ausführlichere Informationen zur Ausführungsnorm und zur Verwendung dieses Modells sind in ECSS-E-HB-10-02 enthalten.



ANMERKUNG Ein schwenkbares Solarmodul ist eine Ausrüstung, die aus einer oder aus mehreren Solarzellenplatte(n) (Trägermaterial und Photovoltaik-Baugruppe), einem Schwenkmechanismus einschließlich Scharnieren, Rückhalte- und Freisetzungsmechanismus sowie einem Bügel besteht.

Bild 3.2 — Beispiele für das Raumsegment

Für die Anwendung dieser Norm gelten folgende Begriffe aus ECSS-E-ST-10-02:

— Inbetriebnahme;

— Modellphilosophie;

— Prüfung.

Für die Anwendung dieser Norm gelten folgende Begriffe aus ECSS-E-ST-31:

— Abnahme-Temperaturbereich;

— Mindest-Einschalttemperatur;

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

— erwarteter Temperaturbereich;

— Bereich der Qualifikationstemperatur;

— Temperatur-Bezugspunkt.

Für die Anwendung dieser Norm gelten folgende Begriffe aus ECSS-E-ST-32:

— Berstdruck;

— Auslegungs-Berstdruck;

— Sicherheitsbeiwert;

— Grenzlast (LL, en: limit load);

— maximaler Bemessungsdruck (MDP);

— Prüffaktor;

— Prüfdruck;

— Überlastprüfung.

3.2 Spezielle Begriffe für diese Norm

3.2.1
äquivalenter 24-Stunden-Lärmexpositionspegel
äquivalenter Dauerschallpegel (L_{eq}), dem die Besatzung über einen Zeitraum von 24 Stunden ausgesetzt ist und der in dBA angegeben wird

ANMERKUNG 0 dBA entsprechen 20 µPa.

3.2.2
A-Bewertung
üblicherweise bei akustischen Messungen vorgenommene Anpassungen zur Angleichung an die Reaktion des menschlichen Ohres

3.2.3
verkürzte Funktionsprüfung
AFT
siehe „reduzierte Funktionsprüfung (RFT)“

3.2.4
Abnahmestufe
Prüfstufe, welche das maximale Niveau widerspiegelt, das während der Lebensdauer des Flugproduktes zu erwarten ist, und das sich durch Abnahmespannen vergrößert

3.2.5
Abnahmespanne
Erhöhung der umweltbezogenen, mechanischen, thermischen, elektrischen, EMV-bezogenen oder betrieblichen Extremwerte über die Niveaus im ungünstigsten Fall hinaus, die für die festgelegte Lebensdauer des Produktes zum Zwecke der Ausführungsverifizierung vorausberechnet wurden

ANMERKUNG 1 Diese Spannen können eine Erhöhung einer Stufe oder eines Bereiches, eine Verlängerung der Dauer oder von Beanspruchungszyklen sowie beliebige sonstige angemessene Vergrößerungen des Schärfegrades umfassen.

ANMERKUNG 2 Bezüglich der thermischen Abnahmespanne wird auch auf ECSS-E-ST-31 verwiesen.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.2.6
Messgenauigkeit
Grad der Nähe zwischen dem Wert einer gemessenen Größe und ihrem wahren Wert

ANMERKUNG Die Genauigkeit hängt vom Messvorgang ab (z. B. vom Messgerät oder der Messmaschine, der Bedienperson, dem Verfahren, den Umgebungsbedingungen).

3.2.7
bemanntes Raumsegmentelement
Ausführung des Raumsegmentes, durch die die sichere Anwesenheit der Besatzung an Bord sichergestellt wird

3.2.8
Entwicklungsprüfung vor der Qualifizierung
Prüfung zur Unterstützung der Realisierbarkeit der Ausführung und der Weiterentwicklung der Konstruktion

3.2.9
Haltezeit
Zeitdauer, die benötigt wird um sicherzustellen, dass die internen Teile oder eine Unterbaugruppe einer Raumsegmenteinrichtung das thermische Gleichgewicht erreicht haben, und die ab Beginn der Temperatur-Stabilisierungsphase gemessen wird, d. h. wenn die Temperatur die geplante Prüftemperatur zu- oder abzüglich der Prüftoleranz erreicht

3.2.10
Umweltprüfungen
Prüfungen, die an einem Produkt durchgeführt werden, indem (gemeinsam oder getrennt) Umgebungsbedingungen nachgebildet werden, wie sie während des Betriebslebenszyklus des Produktes anzutreffen sind

ANMERKUNG Umweltprüfungen decken natürliche und künstlich erzeugte Umgebungen ab.

3.2.11
vollständige Funktionsprüfung
FFT
umfassende Prüfung, die die Unversehrtheit aller Funktionen der zu prüfenden Einheit in allen Betriebsarten einschließlich des Bereitschaftsmodus und in allen vorhergesehenen Übergängen nachweist

ANMERKUNG 1 Das Hauptziel dieser Prüfung ist es nachzuweisen, dass keine Konstruktions-, Herstellungs- und Integrierungsfehler aufgetreten sind.

ANMERKUNG 2 FFT gibt es auf den verschiedenen Ebenen der Zerlegung eines Raumsegmentelementes. Bei Satelliten werden sie auch als Systemfunktionsprüfung (SFT) oder integrierte Systemprüfung (IST) bezeichnet.

3.2.12
maximal erwartete Beschleunigung
Wert der Beschleunigung, der aus den kombinierten Wirkungen der Beschleunigung im Beharrungszustand und des Einschwingvorgangs der Einheit ermittelt wird, wie sie während ihrer Lebensdauer anzutreffen sind

ANMERKUNG 1 Dieser Begriff entspricht dem Begriff Grenzlast (wie in E-ST-32 festgelegt).

ANMERKUNG 2 Beispiele für Ereignisse während der Lebensdauer sind Transport, Handhabung, Motorzündung, Brennschluss und Stufentrennung.

3.2.13
maximal erwartetes akustisches Spektrum
Höchstwert des zeitgemittelten Effektivwertes des Schalldruckpegels (SPL) in jedem Frequenzband, der innerhalb der Nutzlastverkleidung, des Orbiters oder des Laderaumes bei Flugvorgängen vorkommt

ANMERKUNG 1 Z. B. Abheben (Start), angetriebener Flug oder Wiedereintritt.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

ANMERKUNG 2 Das maximal erwartete akustische Spektrum der Umweltprüfung wird in Oktaven oder 1/3-Oktavbändern über einen Frequenzbereich von 31,5 Hz bis 10 kHz angegeben. Die Dauer des maximalen Umgebungswertes ist der Gesamtzeitraum, in dem die Gesamtamplitude innerhalb von 6 dB der maximalen Gesamtamplitude liegt.

3.2.14
maximal erwartete Stoßbelastung
ungünstigste Fälle des Ansammelns von Stößen an der Montageschnittstelle durch jede mögliche Ursachen

ANMERKUNG 1 Z. B. sind Ursachen für Stöße: pyrotechnische Elemente zur Stufentrennung, Trennung der Nutzlastverkleidung oder Satellitentrennung, nicht explosive Betätigungseinrichtungen, Mechanismen mit Energiefreisetzung, Verriegelung von Zubehör und Kraftstoffventile.

ANMERKUNG 2 Stöße können anhand ihrer zeitlichen Entwicklungen, des Stoß-Antwortspektrums oder der Impulsgeometrie beschrieben werden.

ANMERKUNG 3 Zusätzliche Informationen siehe ECSS-E-HB-32-25.

3.2.15
maximal erwartetes Spektrum zufallsverteilter Schwingungen
maximal erwartete Umgebung, mit der das Raumsegmentelement und die Raumsegmenteinrichtung aufgrund von zufallsverteilten Breitbandschwingungs-Zwangsfunktionen innerhalb des Startelements oder Raumsegmentelements während des Fluges oder durch den Transport und die Handhabung am Boden beansprucht werden

ANMERKUNG 1 Z. B. akustisches Feld beim Abheben (Start), aerodynamische Anregungen und übertragene Körperschallschwingungen.

ANMERKUNG 2 Bei unterschiedlichen Bereichen von Raumsegmenteinrichtungen oder unterschiedlichen Achsen können unterschiedliche Spektren vorliegen. Die Schwingungspegel der Raumsegmenteinrichtung beruhen auf Messungen der Schwingungsantwort oder auf Modellvorhersagen, die an den Befestigungsstellen der Raumsegmenteinrichtung während akustischer Prüfungen am Boden oder während des Fluges vorgenommen wurden. Die Dauer der maximalen Umgebung ist der Gesamtzeitraum während des Fluges, in dem der Gesamtpegel innerhalb von 6 dB des maximalen Gesamtpegels liegt.

ANMERKUNG 3 Die spektrale Leistungsdichte beruht auf einer Bandbreitenanalyse mit einer Frequenzauflösung von 1/6 Oktaven (oder schmaler), über einen Frequenzbereich von (20 bis 2 000) Hz.

3.2.16
maximal erwartete sinusförmige Schwingungsumgebung
maximal erwartete Umgebung, mit der das Raumsegmentelement und die Raumsegmenteinrichtung aufgrund von sinusförmigen und zufallsverteilten Nahband-Zwangsfunktionen innerhalb des Startelements oder Raumsegmentelements während des Fluges oder durch den Transport und die Handhabung am Boden beansprucht werden

ANMERKUNG Während des Fluges werden sinusförmige Anregungen durch instabile Verbrennung, durch Kopplung von Strukturresonanzfrequenzen (Pogo-Effekt), oder durch Ungleichgewichte rotierender Raumsegmenteinrichtungen im Startelement oder Raumsegmentelement verursacht. Sinusförmige Anregungen treten auch beim Transport und der Handhabung am Boden aufgrund von Resonanzantworten von Reifen und Aufhängungsmechanismen der Transporter auf.

3.2.17
Multipactor-Effekt
resonanter Hin- und Rückstrom von Sekundärelektronen in einem Vakuum zwischen zwei Oberflächen, die in solch einem Abstand getrennt voneinander angeordnet sind, dass die Übergangszeit der Elektronen ein ungerades ganzzahliges Vielfaches einer Hälfte der Periode der Wechselspannung ist, die an der Oberfläche angelegt wird

ANMERKUNG Die Auswirkungen des Multipactor-Effekts können der Verlust der Ausgangsleistung bis hin zum Erreichen der Multipactor-Durchschlagspannung sein, was zur Funkenbildung führt.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.2.18
Einkerben
Verringerung des Eingangspegels oder Spektrums zur Begrenzung der Strukturantworten bei Resonanzfrequenzen entsprechend der Qualifizierungs- oder Annahmelasten während einer Schwingungsprüfung

ANMERKUNG Einkerben ist ein allgemein anerkanntes Verfahren der Schwingungsprüfung, mit dem das übermäßige Prüfen einer zu untersuchenden Einheit vermieden wird. Die Umsetzung des Einkerbens unterliegt der Genehmigung durch den Kunden und sofern maßgeblich auch der Genehmigung durch die für die Startvorrichtung zuständige Stelle.

3.2.19
Betriebsarten
Kombination von Betriebskonfigurationen oder -bedingungen, die während der Produkt-Lebensdauer bei Raumsegmenteinrichtungen oder Raumsegmentelementen auftreten können

ANMERKUNG Beispielsweise: Ein- oder Abschaltmodus, Befehlsmodus, Anzeigemodus, Lageregelungsmodus, Modus mit ein- oder ausgefahrener Antenne, sowie Dreh- oder Stabilisierungsmodus.

3.2.20
Leistungsprüfung
Prüfung zur Verifizierung, dass die zu prüfende Einheit entsprechend ihrer Spezifikationen funktioniert, unter Berücksichtigung ihrer Betriebsanforderungen

ANMERKUNG Leistungsprüfungen sind missionsspezifisch, weshalb ihre Einzelheiten in dieser Norm nicht festgelegt sind.

3.2.21
Prüfung der Polarität
Prüfung zur Verifizierung der richtigen Polarität der Funktionsketten (hauptsächlich Lage- und Bahnregelungssystem (AOCS)) oder Einrichtungen des Raumsegmentelements von den Sensoren bis zu den Bedienteilen, durch eine Anzahl von Schnittstellen und Prozessen.

ANMERKUNG 1 Polungsfehler können während des Entwicklungsprozesses hervorgerufen werden: bei der Schnittstellendokumentation, der Konstruktion, der Hardwareherstellung, der Softwareentwicklung, beim Zusammenbau, der Verschaltung und Prüfung von Satelliten, in Satelliten-Datenbanken.

ANMERKUNG 2 Ein Polungsfehler kann von jedem Element der Funktionskette hervorgerufen werden: durch die Ausführung eines Sensors oder Bedienteils, die Montage eines Sensors oder Bedienteils, die Halterung, die Schnittstellenelemente, Softwarealgorithmen.

ANMERKUNG 3 Eine Polaritätsumkehr im Regelkreis des abgesicherten Modus kann zum Verlust eines Satelliten führen.

ANMERKUNG 4 Der Begriff „Vorzeichenprüfung“ ist synonym zu gebrauchen.

3.2.22
Qualifizierungsstufe
Prüfstufe, welche das maximale Niveau widerspiegelt, das während der Lebensdauer des Flugproduktes zu erwarten ist, und das sich durch Qualifizierungsspannen vergrößert

ANMERKUNG Bei thermischen Werten wird die Qualifizierungsstufe zusätzlich zur Abnahmestufe angewendet.

3.2.23
Qualifizierungsspanne
Erhöhung der umweltbezogenen, mechanischen, elektrischen, EMV-bezogenen oder betrieblichen Extremwerte über die Niveaus im ungünstigsten Fall hinaus, die für die festgelegte Lebensdauer des Produktes zum Zwecke des Nachweises der Ausführungsspanne vorausberechnet wurden

ANMERKUNG 1 Diese Spannen können eine Erhöhung einer Stufe oder eines Bereiches, eine Verlängerung der Dauer oder von Beanspruchungszyklen sowie beliebige sonstige angemessene Vergrößerungen des Schärfegrades umfassen.

ANMERKUNG 2 Diese Definition gilt nicht für thermische Aspekte. Siehe ECSS-E-ST-31, „Qualifizierungsspanne“.

AVA Documents
Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.2.24
reduzierte Funktionsprüfung
RFT
Teilmenge der **vollständigen Funktionsprüfung** zur Verifizierung der Unversehrtheit der Hauptfunktionen der zu prüfenden Einheit, mit einem ausreichend hohen Vertrauensgrad in einer relativ kurzen Zeit

ANMERKUNG Der Begriff „verkürzte Funktionsprüfung (AFT)“ ist synonym zu gebrauchen.

3.2.25
Restlebensdauer
Zeit, die übrig ist, bevor ein Produkt nicht länger in der Lage ist, die zulässigen Mindestleistungsanforderungen einschließlich Verfügbarkeit zu erfüllen

ANMERKUNG Die Kriterien dafür können z. B. hinsichtlich der Gebrauchstauglichkeit oder baulichen Festigkeit abgeschätzt werden.

3.2.26
Auflösung
kleinster ablesbarer Wert einer Größe in einem Messsystem

ANMERKUNG Die Auflösung wird bei der Genauigkeit berücksichtigt.

3.2.27
Resonanzsuche
Frequenzhub von sinusförmigen Schwingungen mit niedrigem Pegel zur Charakterisierung der Hauptresonanzmodi als Vorbereitung auf Durchläufe mit höherem Pegel, und um mögliche Ausführungsmängel infolge der Durchläufe mit höherem Pegel aufzuzeigen

ANMERKUNG Die Resonanzsuche ist auch als „Signaturprüfung“, „Schwingungsprüfung mit sinusförmigen Schwingungen mit niedrigem Pegel“, „Niedrigpegel-Sinus-Sweep“, „Niedrigpegel-Sweep“ oder „Niedrigpegel-Prüfung“ bekannt.

3.2.28
Nachschwingzeit
T60
Dauer, die zur Verringerung des Schallpegels um 60 dB benötigt ist, nachdem die Schallquelle abgeschaltet wurde

3.2.29
Stoß-Antwortspektrum
SRS
grafische Darstellung einer transienten Wellenform, die durch die Antwort einer Reihe von Schwingungserzeugern mit einem Freiheitsgrad unter Anwendung eines festgelegten Verstärkungsfaktors Q bestimmt wird

ANMERKUNG 1 Das Stoß-Antwortspektrum kann für beliebige interessierende Eingabe- oder Antwort-Parameter festgelegt werden (Auslenkung, Geschwindigkeit oder Beschleunigung). Bei Konstruktionen in der Raumfahrt ist es üblich, die Eingabe-Transienten bezüglich der Beschleunigung festzulegen.

ANMERKUNG 2 Es wird üblicherweise ein Verstärkungsfaktor Q für die Beschleunigung von 10 gewählt, was einem Faktor für die kritische Dämpfung von 5 % entspricht. In Situationen, bei denen die Dämpfung bekannt ist, kann Q entsprechend gewählt werden.

ANMERKUNG 3 Das Stoß-Antwortspektrum ermöglicht die Charakterisierung der Stoßwirkung, um ihren Schärfegrad oder ihr Schädigungspotential abzuschätzen.

ANMERKUNG 4 Es gibt verschiedene Darstellungen des Stoß-Antwortspektrums, einschließlich des positiven, negativen, Primär-, Residual- und Maximax-Spektrums. Das letztgenannte SRS umfasst die vier davor genannten und wird für die Stoßprüfung am häufigsten verwendet.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.2.30
Vorzeichenprüfung
siehe „Prüfung der Polarität“

3.2.31
Temperaturzyklus
Wechsel von einer Anfangstemperatur zur selben Temperatur, mit Auslenkungen innerhalb eines festgelegten Bereiches

3.2.32
Prüfblock
Zusammenfassung mehrerer Prüfungen, die nach Disziplinen in Gruppen eingeteilt sind

3.2.33
Toleranz
Grenzwerte oder zulässiger Bereich von Werten einer festgelegten Prüfstufe, ohne die Ziele der Prüfung zu beeinträchtigen

ANMERKUNG Die Toleranz wird üblicherweise als Abweichung von einem festgelegten Wert spezifiziert, oder als expliziter Bereich zulässiger Werte. Toleranzen können symmetrisch wie z. B. $40 \pm 0{,}1$, oder asymmetrisch wie z. B. 40 -0,2/+0,1 sein.

3.3 Abkürzungen

Für die Anwendung dieser Norm gelten folgende Abkürzungen.

Abkürzung	Bedeutung	
AFT	verkürzte Funktionsprüfung	(en: abbreviated functional test)
AIT	Zusammenbau, Verschaltung und Prüfung	(en: assembly, integration and test)
AITP	Zusammenbau-, Verschaltungs- und Prüfplan	(en: assembly, integration and test plan)
AIV	Zusammenbau, Verschaltung und Verifizierung	(en: assembly, integration and verification)
AVT	Abnahme-Schwingungsprüfung	(en: acceptance vibration test)
CCB	Konfigurationslenkungsausschuss	(en: configuration control board)
CoG	Schwerpunkt	(en: centre of gravity)
DRD	Definition der Anforderungen an Dokumente	(en: document requirements definition)
EC	Europäische Kommission	(en: European Commission)
EGSE	elektrische Bodenunterstützungsgeräte	(en: electrical ground support equipment)
EM	Systemtechnik-Modell	(en: engineering model)
EMC	elektromagnetische Verträglichkeit	(en: electromgagnetic compatibility)
EMCCP	Plan zur Steuerung der elektromagnetischen Verträglichkeit	(en: electromagnetic compatibility control plan)
EQM	Systemtechnik-Qualifikationsmodell	(en: engineering qualification model)
ESD	elektrostatische Entladung	(en: electrostatic discharge)
FFT	vollständige Funktionsprüfung	(en: full functional test)
FM	Flugmodell	(en: flight model)

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Abkürzung	Bedeutung	
FOP	Flugbetriebsplan	(en: flight operation plan)
GSE	Bodenunterstützungsgerät	(en: ground support equipment)
HFE	Technik der Humanfaktoren	(en: human factors engineering)
HMI	Mensch-Maschine-Schnittstelle	(en: human-machine interface)
ICD	Schnittstellenkontrolldokument	(en: interface control document)
KIP	Hauptprüfpunkt	(en: key inspection point)
LCDA	mit dem Träger gekoppelte dynamische Analyse	(en: launcher coupled dynamic analysis)
LEOP	Phase des Starts und des Eintritts in eine vorläufige Umlaufbahn	(en: launch and early orbit phase)
MDP	maximaler Bemessungsdruck	(en: maximum design pressure)
MIP	verbindlich vorgeschriebener Prüfpunkt	(en: mandatory inspection point)
MoI	Trägheitsmoment	(en: moment of inertia)
NC	Geräusch-Kriterium	(en: noise criterion)
NCR	Nichtkonformitätsbericht	(en: nonconformance report)
NRB	Fehler-Untersuchungsausschuss	(en: nonconformance review board)
OSPL	Gesamtschalldruckpegel	(en: overall sound pressure level)
PFM	Flug-Prototypmodell	(en: protoflight model)
PIM	passive Intermodulation	(en: passive intermodulation)
PSD	spektrale Leistungsdichte	(en: power spectral density)
PT	Leistungsprüfung	(en: performance test)
PTR	Review nach der Prüfung	(en: post test review)
QM	Qualifikationsmodell	(en: qualification model)
r.m.s.	Effektivwert	(en: root-mean-square)
RF	Hochfrequenz	(en: radio frequency)
RFT	reduzierte Funktionsprüfung	(en: reduced functional test)
SEP	Systemtechnik-Plan	(en: system engineering plan)
SFT	System-Funktionsprüfung	(en: system functional test)
SPL	Schalldruckpegel	(en: sound pressure level)
SRS	Stoß-Antwortspektrum	(en: shock response spectrum)
SVT	System-Validierungsprüfung	(en: system validation test)
TB	Wärmebilanz	(en: thermal balance)
TC	Fernsteuern	(en: telecommand)
TCS	thermisches Steuerungssystem	(en: thermal control system)
TM	Telemetrie	(en: telemetry)
TPRO	Prüfverfahren	(en: test procedure)
TR	Test-Review	(en: test review)
TRB	Test-Review-Ausschuss	(en: test review board)

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Abkürzung	Bedeutung	
TRP	Temperatur-Bezugspunkt	(en: temperature reference point)
TRPT	Prüfbericht	(en: test report)
TRR	Prüfbereitschafts-Review	(en: test readiness review)
TV	thermisches Vakuum	(en: thermal vacuum)
T^{Q}	Qualifizierungstemperatur	(en: qualification temperature)
T^{A}	Annahmetemperatur	(en: acceptance temperature)
T^{D}	Bemessungstemperatur	(en: design temperature)
T_{op}	Betriebstemperatur	(en: operating temperature)
T_{NOp}	Nicht-Betriebstemperatur	(en: non-operating temperature)
TSPE	Prüfspezifikation	(en: test specification)
TT&C	Satellitensteuerung und Bahnverfolgung	(en: telemtry, tracking and command)
TWT	Wanderfeldröhre	(en: travelling wave tube)
VCD	Verifizierungskontrolldokument	(en: verification control document)
VP	Verifizierungsplan	(en: verification plan)

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

— Leerseite —

Documents
Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

EUROPEAN STANDARD

NORME EUROPÉENNE

EUROPÄISCHE NORM

EN 16603-10-03

August 2014

ICS 49.140

Supersedes EN 14824:2003

English version

Space engineering - Testing

Ingénerie spatiale - Tests

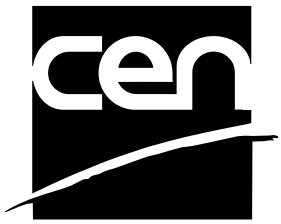
Raumfahrttechnik - Tests

This European Standard was approved by CEN on 28 December 2013.

CEN and CENELEC members are bound to comply with the CEN/CENELEC Internal Regulations which stipulate the conditions for giving this European Standard the status of a national standard without any alteration. Up-to-date lists and bibliographical references concerning such national standards may be obtained on application to the CEN-CENELEC Management Centre or to any CEN and CENELEC member.

This European Standard exists in three official versions (English, French, German). A version in any other language made by translation under the responsibility of a CEN and CENELEC member into its own language and notified to the CEN-CENELEC Management Centre has the same status as the official versions.

CEN and CENELEC members are the national standards bodies and national electrotechnical committees of Austria, Belgium, Bulgaria, Croatia, Cyprus, Czech Republic, Denmark, Estonia, Finland, Former Yugoslav Republic of Macedonia, France, Germany, Greece, Hungary, Iceland, Ireland, Italy, Latvia, Lithuania, Luxembourg, Malta, Netherlands, Norway, Poland, Portugal, Romania, Slovakia, Slovenia, Spain, Sweden, Switzerland, Turkey and United Kingdom.



CEN-CENELEC Management Centre:
Avenue Marnix 17, B-1000 Brussels

© 2014 CEN/CENELEC All rights of exploitation in any form and by any means reserved worldwide for CEN national Members and for CENELEC Members.

Ref. No. EN 16603-10-03:2014 E

Documents
Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Table of contents

Foreword **5**

Introduction **6**

1 Scope **8**

2 Normative references **10**

3 Terms, definitions and abbreviated terms **12**

3.1 Terms from other standards 12

3.2 Terms specific to the present standard 18

3.3 Abbreviated terms 24

4 General requirements **27**

4.1 Test programme 27

4.2 Development test prior qualification 27

4.3 Test management 28

4.3.1 General 28

4.3.2 Test reviews 28

4.3.3 Test documentation 32

4.3.4 Anomaly or failure during testing 33

4.3.5 Test data 33

4.4 Test conditions, tolerances, and accuracies 33

4.4.1 Test conditions 33

4.4.2 Test tolerances 34

4.4.3 Test accuracies 36

4.5 Test objectives 38

4.5.1 General requirements 38

4.5.2 Qualification testing 38

4.5.3 Acceptance testing 39

4.5.4 Protoflight testing 39

4.6 Retesting 40

4.6.1 Overview 40

Documents
Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

4.6.2 Implementation of a design modification after completion of qualification 40
4.6.3 Storage after protoflight or acceptance testing 40
4.6.4 Space segment element or equipment to be re-flown 41
4.6.5 Flight use of qualification Space segment element or equipment 42

5 Space segment equipment test requirements 43
5.1 General requirements 43
5.2 Qualification tests requirements 45
5.3 Acceptance test requirements 53
5.4 Protoflight test requirements 59
5.5 Space segment equipment test programme implementation requirements 66
5.5.1 General tests 66
5.5.2 Mechanical tests 69
5.5.3 Structural integrity tests 72
5.5.4 Thermal tests 73
5.5.5 Electrical/RF tests 75
5.5.6 Mission specific test 76

6 Space segment element test requirements 78
6.1 General requirements 78
6.2 Qualification test requirements 79
6.3 Acceptance test requirements 86
6.4 Protoflight test requirements 91
6.5 Space segment elements test programme implementation requirements 98
6.5.1 General tests 98
6.5.2 Mechanical tests 102
6.5.3 Structural integrity tests 107
6.5.4 Thermal tests 108
6.5.5 Electromagnetic tests 110
6.5.6 Mission specific tests 111
6.5.7 Crewed mission specific tests 111

7 Pre-launch testing 113

Annex A (normative) Assembly, integration and test plan (AITP) - DRD 115

Annex B (normative) Test specification (TSPE) - DRD 118

Annex C (normative) Test procedure (TPRO) - DRD 121

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Annex D (informative) Guidelines for tailoring and verification of this standard 124

Bibliography 128

Figures

Figure 3-1: Space system breakdown 13
Figure 3-2: Space segment examples 17
Figure 5-1: Space segment equipment test sequence 45
Figure D-1 : Logic for customer tailoring and supplier answer through compliance and verification matrix 126
Figure D-2 : Clauses selection in First step of the tailoring 126

Tables

Table 4-1: Allowable tolerances 35
Table 4-2: Test accuracies 37
Table 5-1: Space segment equipment - Qualification test baseline 46
Table 5-2: Space segment equipment - Qualification test levels and duration 48
Table 5-3: Space segment equipment - Acceptance test baseline 54
Table 5-4: Space segment equipment - Acceptance test levels and duration 56
Table 5-5: Space segment equipment - Protoflight test baseline 60
Table 5-6: Space segment equipment - Protoflight test levels and duration 62
Table 6-1: Space segment element - Qualification test baseline 80
Table 6-2: Space segment element - Qualification test levels and duration 82
Table 6-3: Space segment element - Acceptance test baseline 86
Table 6-4: Space segment element - Acceptance test levels and duration 88
Table 6-5: Space segment element - Protoflight test baseline 92
Table 6-6: Space segment element - Protoflight test levels and duration 94
Table D-1 : Guideline for verification close-out 127

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Foreword

This document (EN 16603-10-03:2014) has been prepared by Technical Committee CEN/CLC/TC 5 "Space", the secretariat of which is held by DIN.

This standard (EN 16603-10-03:2014) originates from ECSS-E-ST-10-03C.

This European Standard shall be given the status of a national standard, either by publication of an identical text or by endorsement, at the latest by February 2015, and conflicting national standards shall be withdrawn at the latest by February 2015.

Attention is drawn to the possibility that some of the elements of this document may be the subject of patent rights. CEN [and/or CENELEC] shall not be held responsible for identifying any or all such patent rights.

This document will supersede EN 14824:2003.

This document has been developed to cover specifically space systems and has therefore precedence over any EN covering the same scope but with a wider domain of applicability (e.g. : aerospace).

According to the CEN-CENELEC Internal Regulations, the national standards organizations of the following countries are bound to implement this European Standard: Austria, Belgium, Bulgaria, Croatia, Cyprus, Czech Republic, Denmark, Estonia, Finland, Former Yugoslav Republic of Macedonia, France, Germany, Greece, Hungary, Iceland, Ireland, Italy, Latvia, Lithuania, Luxembourg, Malta, Netherlands, Norway, Poland, Portugal, Romania, Slovakia, Slovenia, Spain, Sweden, Switzerland, Turkey and the United Kingdom.

Documents
Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Introduction

The requirements on the systems engineering process are gathered in ECSS-E-ST-10; while specific aspects are further elaborated in dedicated standards, in particular: ECSS-E-ST-10-06, ECSS-E-ST-10-02 and the present standard (ECSS-E-ST-10-03)

In the System Engineering branch (ECSS-E-10) this standard aims at a consistent application of on ground testing requirements to allow proper qualification and acceptance of space products

Experience has demonstrated that incomplete or improper on ground testing approach significantly increase project risks leading to late discovery of design or workmanship problem(s) or in-orbit failure(s).

Testing is part of the system engineering process as defined in ECSS-E-ST-10. This starts at the early phase of the mission when defining verification process in terms of the model philosophy and test sequence and ends at the last testing phase prior launch.

In the level of decomposition of a space system, this standard addresses the requirements for space segment element and space segment equipment.

The document is organised such that:

- clause 4 provides requirements for overall test programme, test management and test conditions, tolerances and accuracy;
- clause 5 provides requirements for Space segment equipment;
- clause 6 provides requirements for Space segment element;
- clause 7 provides requirements for Pre-launch testing.

Clauses 5 and 6 are organised as follows:

- general requirements for the products under test applicable to all models (clause 5.1 or 6.1);
- requirements applicable to qualification model (clause 5.2 or 6.2);
- requirements applicable to acceptance model (clause 5.3 or 6.3);
- requirements applicable to protoflight model (clause 5.4 or 6.4);
- detailed implementation requirements (clause 5.5 or 6.5);

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

In the clause providing requirements for each model (i.e. clauses 5.2, 5.3, 5.4, 6.2, 6.3 and 6.4), the first table of the clause:

- lists all types of test and defines their applicability and conditions;
- links to the second table of the clause that defines tests level and duration;
- provides reference to the clause defining the detailed implementation requirements for the given test (clause 5.5 or 6.5).

For space segment equipment, the required sequence of test, for each model, is defined after the two tables in clause 5.2, 5.3 or 5.4.

Since testing activities are part of the overall verification activities, test documentation to be produced (DRD's) are either specified in the ECSS-E-ST-10-02 (case of the test report) or in this document.

Annex D gives guidelines for performing the tailoring of this standard as well as the generation of the compliance and verification matrices.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

1 Scope

This standard addresses the requirements for performing verification by testing of space segment elements and space segment equipment on ground prior to launch. The document is applicable for tests performed on qualification models, flight models (tested at acceptance level) and protoflight models.

The standard provides:

- Requirements for test programme and test management,
- Requirements for retesting,
- Requirements for redundancy testing,
- Requirements for environmental tests,
- General requirements for functional and performance tests,

  NOTE Specific requirements for functional and performance tests are not part of this standard since they are defined in the specific project documentation.
- Requirements for qualification, acceptance, and protoflight testing including qualification, acceptance, and proto-fight models' test margins and duration,
- Requirements for test factors, test condition, test tolerances, and test accuracies,
- General requirements for development tests pertinent to the start of the qualification test programme,

  NOTE Development tests are specific and are addressed in various engineering discipline standards.
- Content of the necessary documentation for testing activities (e.g. DRD).

Due to the specific aspects of the following types of test, this Standard does not address:

- Space system testing (i.e. testing above space segment element), in particular the system validation test,
- In-orbit testing,
- Testing of space segment subsystems,

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

NOTE Tests of space segment subsystems are often limited to functional tests that, in some case, are run on dedicated models. If relevant, qualification tests for space segment subsystems are assumed to be covered in the relevant discipline standards.

- Testing of hardware below space segment equipment levels (including assembly, parts, and components),
- Testing of stand-alone software,

  NOTE For verification of flight or ground software, ECSS-E-ST-40 and ECSS-Q-ST-80 apply.

- Qualification testing of two-phase heat transport equipment,

  NOTE For qualification testing of two-phase heat transport equipment, ECSS-E-ST-31-02 applies.

- Tests of launcher segment, subsystem and equipment, and launch facilities,
- Tests of facilities and ground support equipment,
- Tests of ground segment.

This standard may be tailored for the specific characteristic and constrains of a space project in conformance with ECSS-S-ST-00. Annex D gives guidelines for performing this tailoring.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

2 Normative references

The following normative documents contain provisions which, through reference in this text, constitute provisions of this ECSS Standard. For dated references, subsequent amendments to, or revision of any of these publications do not apply. However, parties to agreements based on this ECSS Standard are encouraged to investigate the possibility of applying the more recent editions of the normative documents indicated below. For undated references, the latest edition of the publication referred to applies.

EN reference	Reference in text	Title
EN 16601-00-01	ECSS-S-ST-00-01	ECSS system - Glossary of terms
EN 16603-10-02	ECSS-E-ST-10-02	Space engineering - Verification
EN 16603-20	ECSS-E-ST-20	Space engineering - Electrical and electronic
EN 16003-20-01	ECSS-E-20-01	Space engineering - Multipaction design and test
EN 16603-20-06	ECSS-E-ST-20-06	Space engineering - Spacecraft charging
EN 16603-20-07	ECSS-E-ST-20-07	Space engineering - Electromagnetic compatibility
EN 16603-20-08	ECSS-E-ST-20-08	Space engineering - Photovoltaic assemblies and components
EN 16603-31	ECSS-E-ST-31	Space engineering - Thermal control general requirements
EN 16603-32	ECSS-E-ST-32	Space engineering - Structural general requirements
EN 16603-32-02	ECSS-E-ST-32-02	Space engineering - Structural design and verification of pressurized hardware
EN 16603-32-10	ECSS-E-ST-32-10	Space engineering - Structural factors of safety for spaceflight hardware
EN 16603-32-11	ECSS-E-ST-32-11	Space engineering - Modal survey assessment
EN 16603-33-01	ECSS-E-ST-33-01	Space engineering - Mechanisms
EN 16601-40	ECSS-M-ST-40	Space project management - Configuration and information management
EN 16602-10-09	ECSS-Q-ST-10-09	Space product assurance - Nonconformance control system
EN 16602-20-07	ECSS-Q-ST-20-07	Space product assurance - Quality assurance for test centres
EN 16602-40	ECSS-Q-ST-40	Space product assurance - Safety
EN 16602-70-01	ECSS-Q-ST-70-01	Space product assurance - Cleanliness and

Documents
Document Sharing Hub

Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

		contamination control
	ISO 3740:2000	Acoustics - Determination of sound power levels of noise sources - Guidelines for the use of basic standards

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3
Terms, definitions and abbreviated terms

3.1 Terms from other standards

For the purpose of this standard, since ECSS-S-ST-00-01 has not been published at the time of the publication of this standard, the introduction part of the ECSS Glossary has been copied here.

For the purpose of this standard; the terms and definitions from ECSS-S-ST-00-01 apply, and in particular the following:

flight model

lifetime

protoflight model

qualification model

space segment element

space segment equipment

space segment subsystem

structural model

system

ECSS-S-ST-00-01C defines the highest-level system within a space project - i.e. the one at the mission-level - as the "Space System". The breakdown of a typical space system and the definition of standard terms for the constituent levels within the breakdown are given below (see Figure 3-1 and subsequent definitions).

For this standard only, the terms for the Space Segment are defined in 3.1.

Since any definition always includes some ambiguity and in order to allow the user of the testing standard to clearly classify the item under test in the right category (i.e. Space segment Element, or equipment the table below give a list of example (see Figure 3-2). This table, however, is not exhaustive

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

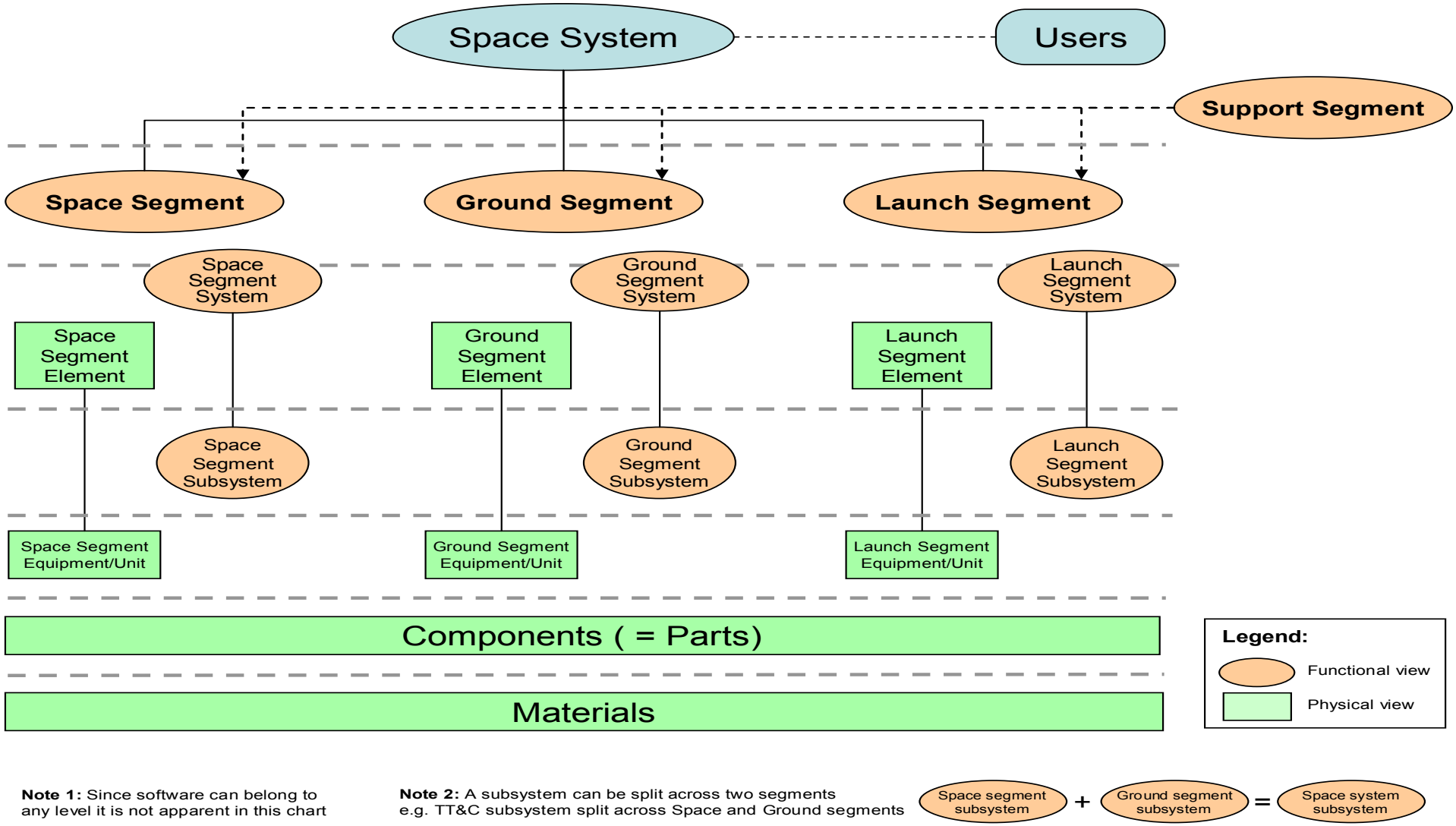


Figure 3-1: Space system breakdown

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

The following terms are copied from ECSS-S-ST-00-01C Draft 1.1. Cross-references in these terms are within ECSS-S-ST-00-01C Draft 1.1.

3.1.1 system

set of interrelated or interacting **functions** constituted to achieve a specified objective

3.1.2 space system

system that contains at least a **space**, a **ground** or a **launch segment**

NOTE Generally a space system is composed of all three segments and is supported by a support segment.

3.1.3 space segment

part of a **space system**, placed in space, to fulfil the **space mission** objectives

3.1.4 space segment system

system within a **space segment**

NOTE Examples are given in Annex B.1.

3.1.5 space segment element

element within a **space segment**

NOTE 1 A space segment element can be composed of several embedded space segment elements, e.g. a spacecraft is composed of instruments, a payload module and a service module.

NOTE 2 Examples are given in Annex B.1.

3.1.6 stand-alone space segment element

space segment element that performs its mission autonomously

NOTE For example: satellite, rover, lander.

3.1.7 embedded space segment element

space segment element that performs its mission as part of another **space segment element**

NOTE For example: platform, module, instrument, payload.

3.1.8 space segment subsystem

subsystem within a **space segment**

NOTE Examples are given in Annex B.1.

3.1.9 space segment equipment

equipment within a **space segment**

NOTE Examples are given in Annex B.1.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.1.10 component

set of **materials**, assembled according to defined and controlled **processes**, which cannot be disassembled without destroying its capability and which performs a simple **function** that can be evaluated against expected performance **requirements**

NOTE 1 The term "part" is synonymous.

NOTE 2 The term "part" is preferred when referring to purely mechanical devices.

NOTE 3 The term "component" is preferred for EEE devices.

3.1.11 part

see "**component**"

3.1.12 material

raw, semi-finished or finished substance (gaseous, liquid, solid) of given characteristics from which processing into a component or part is undertaken

3.1.13 flight model (FM)

end **product** that is intended for flight

NOTE 1 The flight model is subjected to formal functional and environmental acceptance testing.

NOTE 2 More detailed information on the build standard and the use of this model is given in ECSS-E-HB-10-02.

3.1.14 lifetime

period, or number of cycles, over which a **product** is required to perform according to its specification

3.1.15 protoflight model (PFM)

flight model on which a partial or complete protoflight **qualification test** campaign is performed before flight

NOTE More detailed information on the build standard and the use of this model is given in ECSS-E-HB-10-02.

3.1.16 qualification model (QM)

model, which fully reflects all aspects of the **flight model** design, used for complete functional and environmental **qualification testing**

NOTE 1 A qualification model is only necessary for newly-designed hardware or when a delta qualification is performed for adaptation to the project.

NOTE 2 The qualification model is not intended to be used for flight, since it is overtested.

NOTE 3 More detailed information on the build standard and the use of this model is given in ECSS-E-HB-10-02.

3.1.17 structural model (SM)

structurally representative **model** of the **flight model** used for **qualification** of the structural design and for correlation with structural mathematical models

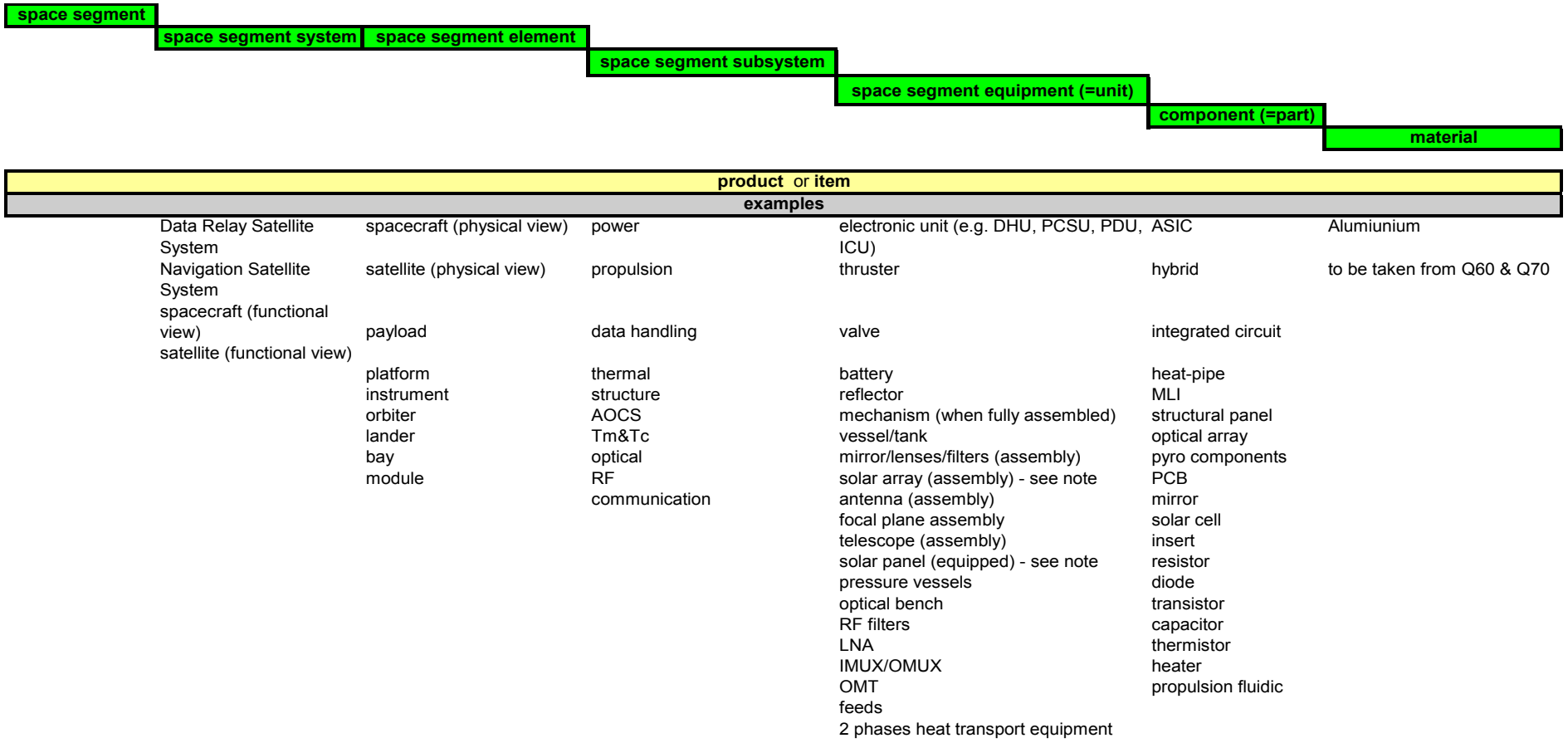
Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

NOTE 1 The system structural model usually consists of a representative structure, with structural dummies of the flight equipment, and also includes representative mechanical parts of other subsystems (e.g. mechanisms and solar panels).

NOTE 2 The system structural model is also used for final validation of test facilities, GSE, and associated procedures.

NOTE 3 More detailed information on the build standard and the use of this model is given in ECSS-E-HB-10-02.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12



NOTE A deployable solar array is an equipment composed of one or several solar panels (panel substrate and photovoltaic assembly), deployment mechanism including hinges, restrain and release mechanism, and yoke.

Figure 3-2: Space segment examples

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

For the purpose of this standard, the following terms and definitions from ECSS-E-ST-10-02 apply:

commissioning

model philosophy

test

For the purpose of this Standard, the following terms and definitions from ECSS-E-ST-31 apply:

acceptance temperature range

minimum switch ON temperature

predicted temperature range

qualification temperature range

temperature reference point

For the purpose of this Standard, the following terms and definitions from ECSS-E-ST-32 apply:

burst pressure

design burst pressure

factor of safety

limit load (LL)

maximum design pressure (MDP)

proof factor

proof pressure

proof test

3.2 Terms specific to the present standard

3.2.1 24-hour equivalent noise exposure level

equivalent sound pressure level (Leq) to which the crew members are exposed over a 24-hour period; expressed in dBA

NOTE 0 dBA corresponds to 20 μPa.

3.2.2 a-weighting

adjustments typically made to acoustic measurements to approximate the response of the human ear

3.2.3 abbreviated functional test (AFT)

See "**reduced functional test (RFT)**"

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.2.4 acceptance level

test level reflecting the maximum level expected to be encountered during the flight product lifetime increased by acceptance margins

3.2.5 acceptance margin

increase of the environmental, mechanical, thermal, electrical, EMC, or operational extremes above the worst case levels predicted over the specified product lifetime for the purpose of workmanship verification

NOTE 1 Margins can include an increase in level or range, an increase in duration or cycles of exposure, as well as any other appropriate increase in severity.

NOTE 2 For thermal acceptance margin refer also to ECSS-E-ST-31.

3.2.6 accuracy of measurement

degree of closeness between a measured quantity value and its true value

NOTE The accuracy depends from the measurement process (e.g. instrument or machine, operator, procedure; environmental conditions).

3.2.7 crewed space segment element

space segment design to ensure the safe presence of crew onboard

3.2.8 development test prior qualification

test to support the design feasibility and to assist in the evolution of the design

3.2.9 dwell time

duration necessary to ensure that internal parts or subassembly of a space segment equipment have achieved thermal equilibrium, from the start of temperature stabilisation phase, i.e. when the temperature reaches the targeted test temperature plus or minus the test tolerance

3.2.10 environmental tests

tests applied to a product simulating (together or separately) environmental conditions as encountered during its operational life cycle

NOTE Environmental tests cover natural and induced environments.

3.2.11 full functional test (FFT)

comprehensive test that demonstrates the integrity of all functions of the item under test, in all operational modes, including back-up modes and all foreseen transitions

NOTE 1 The main objectives of this test is to demonstrate absence of design manufacturing and integration error.

NOTE 2 FFT exists at the different level of decomposition of a space segment element. For satellite they also

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

called system functional test (SFT) or integrated system test (IST).

3.2.12 maximum expected acceleration

acceleration value determined from the combined effects of the steady state acceleration and the transient response of the item as it will experience during its life time

NOTE 1 This term is equivalent to limit load (as defined in E-ST-32).

NOTE 2 Examples of events during life time are transportation, handling, engine ignition, engine burnout, and stage separation.

3.2.13 maximum expected acoustic spectrum

maximum value of the time average root-mean-square (r.m.s.) sound pressure level (SPL) in each frequency band occurring inside the payload fairing, orbiter, or cargo bay, which occurs during flight events

NOTE 1 E.g. lift-off, powered flight or re-entry.

NOTE 2 The maximum expected acoustic environment test spectrum is specified in octave or 1/3 octave bands over a frequency range of 31,5 Hz to 10 kHz. The duration of the maximum environment is the total period when the overall amplitude is within 6 dB of the maximum overall amplitude.

3.2.14 maximum expected shock

worst cases of the collection of the shock at their mounting interface due to every possible cause

NOTE 1 For example: causes of shocks are stage, shroud or satellite separation pyro elements, non-explosive actuators, mechanisms with energy release, appendage latching, and fuel valves.

NOTE 2 Shocks can be characterized by their time histories, shock response spectrum, or impulse geometry.

NOTE 3 Refer to ECSS-E-HB-32-25 for additional information.

3.2.15 maximum expected random vibration spectrum

maximum expected environment imposed on the space segment element and space segment equipment due to broad band random forcing functions within the launch element or space segment element during flight or from ground transportation and handling

NOTE 1 E.g. lift-off acoustic field, aerodynamic excitations, and transmitted structure-borne vibration.

NOTE 2 A different spectrum can exist for different space segment equipment zones or for different axis. The space segment equipment vibration levels are based on vibration response measurements or model prediction made at the space segment

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

equipment attachment points during ground acoustic tests or during flight. The duration of the maximum environment is the total period during flight when the overall level is within 6 dB of the maximum overall level.

NOTE 3 The power spectral density is based on a frequency resolution of 1/6 octave (or narrower) bandwidth analysis, over a frequency range of 20 Hz to 2000 Hz.

3.2.16 maximum expected sinusoidal vibration environment

maximum expected environment imposed on the space segment element and space segment equipment due to sinusoidal and narrow band random forcing functions within the launch element or space segment element during flight or from ground transportation and handling

NOTE In flight, sinusoidal excitations are caused by unstable combustion, by coupling of structural resonant frequencies (POGO), or by imbalances in rotating space segment equipment in the launch element or space segment element. Sinusoidal excitations occur also during ground transportation and handling due to resonant responses of tires and suspension systems of the transporters.

3.2.17 multipaction

resonant back and forth flow of secondary electrons in a vacuum between two surfaces separated by a distance such that the electron transit time is an odd integral multiple of one half the period of the alternating voltage impressed on the surface

NOTE The effects of multipaction can be loss of output power up to reaching the multipaction breakdown voltage leading to the generation of spark.

3.2.18 notching

reduction of the input level or spectrum to limit structural responses at resonant frequencies according to qualification or acceptance loads during a vibration test

NOTE Notching is a general accepted practice in vibration testing to avoid over testing of the item under test. Implementation of notching is subject to customer approval and when relevant to Launcher authority approval

3.2.19 operational modes

combination of operational configurations or conditions that can occur during the product lifetime for space segment equipment or space segment element

NOTE For example: Power-on or power-off, command modes, readout modes, attitude control modes, antenna stowed or deployed, and spinning or de-spun.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.2.20 performance test

test to verify that the item under test performs according to its specifications while respecting its operational requirements

NOTE Performance tests are mission specific therefore their details are not specified under this standard.

3.2.21 polarity test

test to verify the correct polarity of the functional chains (mainly AOCS) or equipment of the space segment element from sensors to actuators, through a number of interfaces and processing.

NOTE 1 A polarity error can be generated throughout the development process: interface documentation, design, H/W manufacturing, S/W development, satellite AIT, satellite database.

NOTE 2 A polarity error can be generated by any element of the functional chain: sensor or actuator design, sensor or actuator mounting, harness, interface units, software algorithms.

NOTE 3 Polarity inversion on Safe Mode control loops can cause a satellite loss.

NOTE 4 This term "sign test" is synonymous.

3.2.22 qualification level

test level reflecting the maximum level expected to be encountered during the flight product lifetime increased by qualification margins

NOTE For thermal the qualification margin applies on top of the acceptance margin.

3.2.23 qualification margin

increase of the environmental, mechanical, electrical, EMC, or operational extremes above the worst case levels predicted over the specified product lifetime for the purpose of design margin demonstration

NOTE 1 Margins can include an increase in level or range, an increase in duration or cycles of exposure, as well as any other appropriate increase in severity.

NOTE 2 This definition is not applicable for thermal aspects. Refer to ECSS-E-ST-31 for "qualification margin".

3.2.24 reduced functional test (RFT)

sub-set of the **full functional test** to verify the integrity of the major functions of the item under test, with a sufficiently high degree of confidence, in a relatively short time

NOTE The term "abbreviated functional test (AFT)" is synonymous.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.2.25 residual life

time left before a product is no longer able to achieve minimum acceptable performance requirements, including availability

NOTE Criteria can be estimated in terms of serviceability or structural strength for example.

3.2.26 resolution

minimum readable value of a quantity on a measurement system

NOTE The resolution is accounted for in the accuracy.

3.2.27 resonance search

frequency sweep of low level sinusoidal vibrations to characterise main resonant modes for preparing the higher level runs, and to show possible deficiencies in workmanship, as a consequence of high level runs

NOTE Resonance search is also known as "signature test", "low level sinusoidal vibration test", "low level sine sweep", "low level sweep" or "low level test".

3.2.28 reverberation time (T60)

duration necessary for the sound level to decrease by 60 dB after the switch off of the sound source

3.2.29 shock response spectrum (SRS)

graphical representation of a transient waveform determined by the response of a set of single degree of freedom oscillators using a defined amplification factor Q

NOTE 1 The Shock Response Spectrum can be defined for any input or response parameters of interest (displacement, velocity, or acceleration). For aerospace structures it is common to define the input transient in terms of acceleration.

NOTE 2 The acceleration amplification factor Q is conventionally chosen equal to 10, corresponding to a factor of critical damping equal to 5 %. In situations when damping is known, Q can be chosen accordingly.

NOTE 3 The Shock Response Spectrum allows characterizing the shock effect in order to estimate its severity or its damaging potential.

NOTE 4 There are several representations of Shock Response Spectrum, including positive, negative, primary, residual and maximax. The latter SRS envelopes the previous four and is the most commonly used for shock testing.

3.2.30 sign test

see "polarity test"

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

3.2.31 temperature cycle

transition from an initial temperature to the same temperature, with excursion within a specified range

3.2.32 test block

aggregation of several tests grouped by discipline

3.2.33 tolerance

limiting or permitted range of values of a specified test level without affecting the test objectives

NOTE The tolerance is typically specified as deviation from a specified value, or as an explicit range of allowed values. Tolerance can be symmetrical, as in 40 ±0,1, or asymmetrical, such as 40 -0,2/+0,1.

3.3 Abbreviated terms

For the purposes of this Standard the following abbreviated terms apply.

Abbreviation	Meaning
AFT	abbreviated functional test
AIT	assembly, integration and test
AITP	assembly, integration and test plan
AIV	assembly, integration and verification
AVT	acceptance vibration test
CCB	configuration control board
CoG	centre of gravity
DRD	document requirements definition
EC	European Commission
EGSE	electrical ground support equipment
EM	engineering model
EMC	electromagnetic compatibility
EMCCP	electromagnetic compatibility control plan
EQM	engineering qualification model
ESD	electrostatic discharge
FFT	full functional test
FM	flight model
FOP	flight operation plan
GSE	ground support equipment
HFE	human factors engineering
HMI	human-machine interface

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Abbreviation	Meaning
ICD	interface control document
KIP	key inspection point
LCDA	launcher coupled dynamic analysis
LEOP	launch and early orbit phase
MDP	maximum design pressure
MIP	mandatory inspection point
MoI	moment of inertia
NC	noise criterion
NCR	nonconformance report
NRB	nonconformance review board
OSPL	overall sound pressure level
PFM	protoflight model
PIM	passive intermodulation
PSD	power spectral density
PT	performance test
PTR	post test review
QM	qualification model
r.m.s.	root-mean-square
RF	radio frequency
RFT	reduced functional test
SEP	system engineering plan
SFT	system functional test
SPL	sound pressure level
SRS	shock response spectrum
SVT	system validation test
TB	thermal balance
TC	telecommand
TCS	thermal control system
TM	telemetry
TPRO	test procedure
TR	test review
TRB	test review board
TRP	temperature reference point
TRPT	test report
TRR	test readiness review
TV	thermal vacuum

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

Abbreviation	Meaning
T^Q	qualification temperature
T^A	acceptance temperature
T^D	design temperature
T_{Op}	operating temperature
T_{NOp}	non-operating temperature
TSPE	test specification
TT&C	telemetry, tracking and command
TWT	travelling wave tube
VCD	verification control document
VP	verification plan

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

4 General requirements

4.1 Test programme

a. A coherent test programme shall be established, encompassing each verification stage and level to implement the verification by testing.

NOTE 1 The testing programme is performed incrementally at different product decomposition levels.

NOTE 2 Refer to clause 3.1 for determining the type of item for which the test programme is defined (i.e. space segment equipment or space segment element), in particular the example table.

NOTE 3 The number and type of testing levels depends upon the complexity of the project and on its characteristics in accordance with the Verification programme (see ECSS-E-ST-10-02).

NOTE 4 The test programme documentation is defined in 4.3.3.

b. The customer and the supplier shall agree the need to treat a space segment element as a space segment equipment.

NOTE This is typically the case for small instrument.

c. AITP and test specifications shall be derived from the product requirements, verification plan and verification control document (VCD).

NOTE Verification plan and VCD are defined in ECSS-E-ST-10-02.

d. Test procedures shall be derived from test specifications and AITP.

e. Test programme and its implementation shall be in conformance with safety requirements of ECSS-Q-ST-40 and ECSS-Q-ST-20-07.

4.2 Development test prior qualification

a. Development test of a product shall be completed prior to the start of its formal qualification testing.

NOTE Development tests are conducted over a range of operating conditions that can exceed the design range.

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12

b. Development tests shall not be conducted on qualification or flight models or parts of it.

c. Records of test configuration, test results and other pertinent data shall be maintained.

NOTE This kind of information can be used for investigation when failure occurs during the qualification and acceptance, or for other investigations.

4.3 Test management

4.3.1 General

a. The supplier shall assign clear responsibility for the implementation of the test programme.

b. The customer, or its duly appointed representative, shall have the right to participate to all test phases.

4.3.2 Test reviews

4.3.2.1 Test programme

a. The test programme shall be decomposed in blocks.

NOTE The general test programme is reviewed at the CDR as per ECSS-M-ST-10.

b. The definition of the blocks of requirement 4.3.2.1a shall be agreed between the customer and supplier.

NOTE 1 Test block definition depends mainly on the item under test, the facility and the contractual agreement. A test block can include one or more tests. For equipment, usually one test block covers the full test programme.

NOTE 2 Typical test blocks for space segment elements are:

- Integration
- Alignment
- Leak/proof pressure
- Mechanical (Static load test, sinusoidal, acoustic, random, modal survey, shock)
- EMC conducted
- EMC radiated/auto-compatibility/RF
- Thermal (TB/TV test)
- Functional and performance test
- Final preparation

Documents
Document Sharing Hub
Full document details: DIN EN 16603-10-03:2014-12