

DIN EN 16603-31

ICS 49.140

Ersatz für
DIN EN 14607-1:2006-12**Raumfahrttechnik –
Thermalkontrolle, allgemeine Anforderungen;
Englische Fassung EN 16603-31:2014**

Space engineering –
Thermal control general requirements;
English version EN 16603-31:2014

Ingénierie spatiale –
Contrôle thermique, exigences générales;
Version anglaise EN 16603-31:2014

Gesamtumfang 80 Seiten

DIN-Normenausschuss Luft- und Raumfahrt (NL)

Nationales Vorwort

Dieses Dokument (EN 16603-31:2014) 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 14607-1:2006-12.

Dieses Dokument (EN 16603-31:2014) basiert auf ECSS-E-ST-31C.

Dieses Dokument enthält unter Berücksichtigung des DIN-Präsidialbeschlusses 1/2004 nur die englische Originalfassung von EN 16602-40-02:2014.

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 14607-1:2006-12 wurden folgende Änderungen vorgenommen:

- a) Norm-Nummer geändert;
- b) keinerlei Änderungen des Textes.

Frühere Ausgaben

DIN EN 14607-1: 2006-12

Nationaler Anhang NA (informativ)

Begriffe und Abkürzungen

3 Begriffe und Abkürzungen

3.1 Begriffe, die in anderen Normen festgelegt sind

Für die Anwendung dieses Dokuments gelten die Begriffe nach ECSS--ST-00-01 und die folgenden Benennungen:

- Abnahmeprüfung (für das System)
- Baugruppe
- Einheit
- (Bau-)Teil

Für die Anwendung dieser Norm gilt die folgende Benennung nach ECSS-E-ST-10-03:

- Temperaturzyklus

3.2 Begriffe, die spezifisch für die vorliegende Norm sind

3.2.1 Allgemeines

3.2.1.1

Abnahmespanne

Fehlerspielraum bei der Abnahme

zwischen dem Systemgremium und dem thermischen Kontroll(sub)system (TCS) abgestimmte Kontingenz zur Berücksichtigung von Fällen, die für das TCS unvorhersehbar sind

ANMERKUNG Die Abnahmespanne ist die Differenz zwischen oberer oder unterer Abnahmetemperatur und oberer oder unterer Designtemperatur (für sowohl Betriebs- als auch Nichtbetriebsmodi). Siehe Bild 3-1.

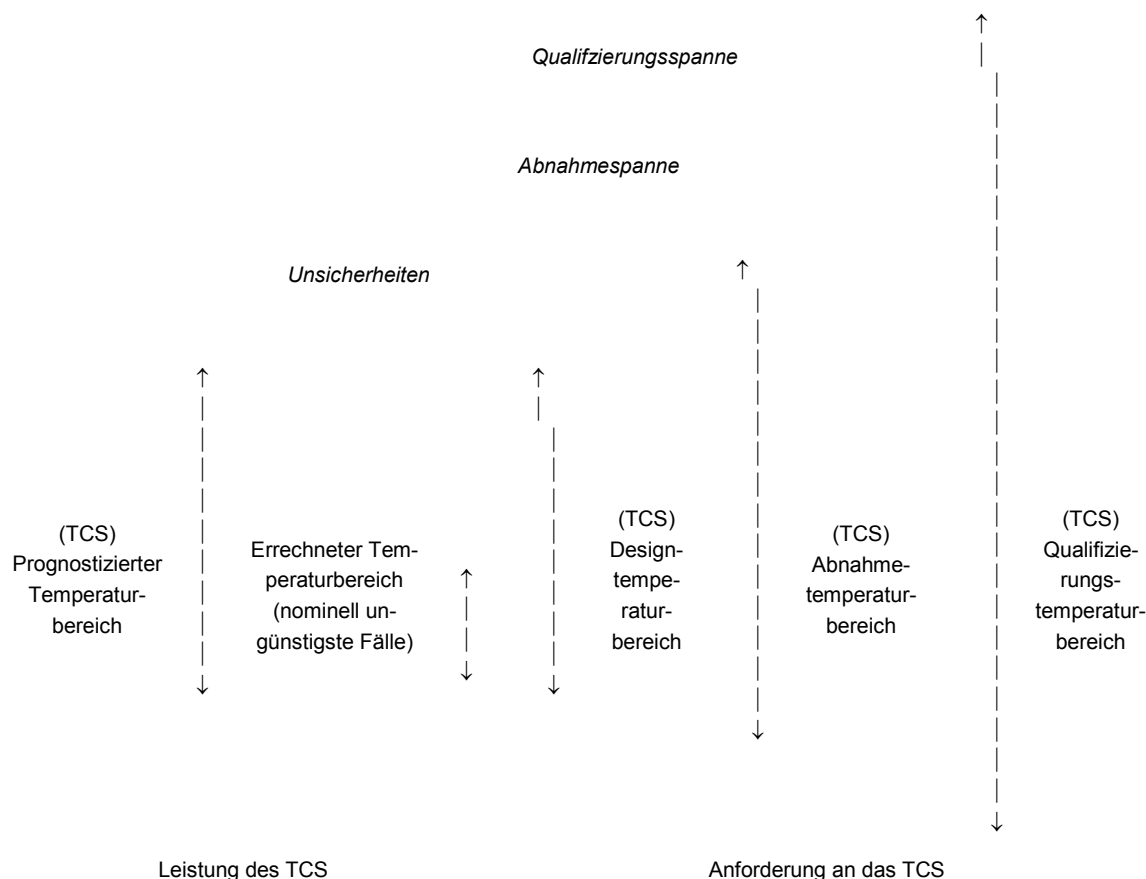


Bild 3-1 —Temperaturdefinitionen für das thermische Kontrollsystem (TCS)

3.2.1.2

Abnahmetemperaturbereich

Temperaturbereich, der aus dem Qualifizierungstemperaturbereich ermittelt wird, indem die für den Betriebs- und den Nichtbetriebsmodus sowie für den Einschaltzustand einer Einheit festgelegten Qualifizierungsspannen subtrahiert werden

ANMERKUNG 1 Der Abnahmetemperaturbereich ist der Bereich der extremen Temperaturen, die eine Einheit (basierend auf der Annahme des ungünstigsten Falls) während aller vorhersehbaren Phasen einer Mission erreichen kann, der aber zu keinem Zeitpunkt überschritten werden darf. Siehe Bild 3-1.

ANMERKUNG 2 Temperaturbereich, der bei den Abnahmeprüfungen zur Verifizierung der festgelegten Anforderungen und der Ausführungsgüte angewendet wird.

3.2.1.3

errechneter Temperaturbereich

Temperaturbereich, der durch Analyse oder auf andere Weise für den Betriebs- und den Nichtbetriebsmodus sowie für den Mindest-Einschaltzustand einer Einheit basierend auf der Annahme des ungünstigsten Falls ermittelt wird (d. h. aus einer geeigneten Kombination von externen Wärmeströmen, Werkstoffeigenschaften und Dissipationsprofilen einer Einheit zur Beschreibung heißer und kalter Bedingungen), wobei Ausfälle ausgenommen sind

ANMERKUNG Siehe Bild 3-1. Der errechnete Temperaturbereich zuzüglich aller Unsicherheiten ist auf den festgelegten Design-temperaturbereich begrenzt. Im Verlauf eines Projekts erfolgt eine Veränderung dieser geschätzten Unsicherheiten zu analytisch ermittelten Werten.

3.2.1.4**Klimaprüfung**

Prüfung für den Nachweis der Fähigkeit einer Einheit, unter spezifischen Umgebungsbedingungen bei zuvor festgelegten hohen und tiefen Temperaturen, Temperaturgradienten und Temperaturschwankungen zufrieden stellend zu arbeiten oder diesen Bedingungen ohne Degradation standzuhalten

ANMERKUNG Beispiele für Umgebungsbedingungen sind: Druck, Luftfeuchte und Zusammensetzung der Atmosphäre.

3.2.1.5**thermisches Bauteil**

Teil der thermischen Hardware, das bei einer weiteren Unterteilung seine Funktionalität verliert, jedoch nicht unbedingt vollständig zerstört wird

3.2.1.6**Korrelation; Wechselbeziehung**

Übereinstimmung zwischen analytischen Vorhersagen und Prüfergebnissen

3.2.1.7**Designtemperaturbereich**

Temperaturbereich, der für den Betriebs- und den Nichtbetriebsmodus sowie für den Einschaltzustand einer Einheit festgelegt ist und der aus dem Abnahmetemperaturbereich ermittelt wird, indem die Abnahmespannen subtrahiert werden

ANMERKUNG 1 Temperaturbereich, der die Temperaturanforderungen an die Design-Tätigkeiten des TCS repräsentiert.

ANMERKUNG 2 Die Benennung „Betriebstemperaturbereich“ (en: „operating temperature range“ oder „operational temperature range“) sollte nicht auf den Designtemperaturbereich angewendet werden. Die Benennung „Grenzen des Betriebstemperaturbereichs“ (en: „operating or non-operating temperature limits“) ist zulässig.

3.2.1.8**geometrisches mathematisches Modell****GMM**

mathematisches Modell, in dem eine Einheit und ihre Umgebung durch Oberflächen repräsentiert werden, die durch ihre thermisch-optischen Eigenschaften gekennzeichnet sind und die einen Wärmeaustausch durch Strahlung ermöglichen

ANMERKUNG Im GMM werden aus der Umgebung absorbierte Wärmeströme und Kopplungen zwischen Flächen generiert, die eine Ein-/Abstrahlung ermöglichen.

3.2.1.9**Wärmedissipation**

Wärmezerstreuung

thermische Energie, die von einer Energiequelle erzeugt und durch die Zeit dividiert wird

3.2.1.10**Wärmestrom(dichte)**

Wärmestromintensität; Wärmefluss(dichte)

thermische Energie (Wärme), die durch die Zeit und die zum Strömungsweg rechtwinklige Flächeneinheit dividiert wird

ANMERKUNG Der Wärmestrom wird auch als Wärmestromdurchsatz (Wärmedurchflussmenge) bezeichnet.

3.2.1.11**Wärmeundichtigkeit**

unerwünschter Wärmeaustausch zwischen einer thermisch geschützten Einheit und ihrer Umgebung

ANMERKUNG In Abhängigkeit von der Umgebungstemperatur kann eine Wärmeundichtigkeit ein Wärmezuwachs oder ein Wärmeverlust sein.

3.2.1.12

Wärmelift

für einen bestimmten Wärmestromdurchsatz der Übergang von einer niedrigeren zu einer höheren Temperatur

ANMERKUNG Beispiel: Wärmepumpe.

3.2.1.13

Wärmespeicherung

Fähigkeit zum Speichern von Wärme bei einer bestimmten Temperatur oder innerhalb eines bestimmten Temperaturbereichs

ANMERKUNG Beispiel: Wärme kann gespeichert werden durch fühlbare Wärme, latente Wärme wie bei PCM, durch Umwandlung von Wärme in chemische Energie.

3.2.1.14

induzierte Umgebung

stimulierte Umgebung

Umgebungsbedingungen für eine bestimmte Einheit, die durch den Betrieb oder die Bewegung der Einheit erzeugt werden

ANMERKUNG Beispiel: Belastungsbedingungen beim Flug durch die Atmosphäre.

3.2.1.15

Infrarotprüfung

thermisches Prüfverfahren, bei dem Strahlungen von Sonne und Himmelskörpern und aerodynamische Erwärmung simuliert werden, indem mit Infrarottechniken die Oberfläche des Raumflugkörpers lokal auf den prognostizierten Eingangswert erhitzt wird

ANMERKUNG Beispiel: Infrarotlampen und Infrarotstrahler.

3.2.1.16

kleinste Einschalttemperatur

Einschalt-Mindesttemperatur

niedrigste Temperatur, bei der eine Einheit vom Nichtbetriebszustand in den Betriebszustand geschaltet werden kann und bei der sie nominell funktioniert, sobald die Temperatur der Einheit wieder die für den Betriebszustand relevanten Werte erreicht

ANMERKUNG Auch als Starttemperatur bezeichnet.

3.2.1.17

natürliche Umgebung

Umgebungsbedingungen (Satz von Bedingungen), die für eine bestimmte Mission durch die externe physikalische Umgebung festgelegt werden

ANMERKUNG Beispiel: Wärmestrom durch Sonne und Himmelskörper, Gaszusammensetzung und -druck der Atmosphäre eines Himmelskörpers.

3.2.1.18

vorhergesagter (prognostizierter) Temperaturbereich

Temperaturbereich, der aus dem errechneten Temperaturbereich zuzüglich der Unsicherheiten ermittelt wird

ANMERKUNG Siehe Bild 3-1.

3.2.1.19

Qualifizierungsspanne

vom Systemgremium genehmigte Kontingenz zur Berücksichtigung aller unerwarteten Ereignisse

ANMERKUNG Für Temperaturen ist die Qualifizierungsspanne die Differenz zwischen oberer oder unterer Qualifizierungstemperatur und oberer oder unterer Abnahmetemperatur (für den Betriebs- und den Nichtbetriebsmodus). Siehe Bild 3-1.

3.2.1.20**Qualifizierungstemperaturbereich**

Temperaturbereich, der für den Betriebs- und den Nichtbetriebsmodus sowie für den Einschaltzustand einer Einheit festgelegt und für den sichergestellt ist, dass die Einheit alle festgelegten Anforderungen erfüllt

ANMERKUNG Siehe Bild 3-1.

3.2.1.21**Qualifizierungsprüfung (für das System)**

Verifizierungsprozess für den Nachweis, dass die Hardware alle festgelegten Anforderungen unter simulierten Bedingungen erfüllt, die strenger sind als die während der Mission erwarteten Bedingungen

ANMERKUNG Während der Qualifizierungsprüfungen werden die Temperaturbezugspunkte (TRP) der Einheit Temperaturen ausgesetzt, die innerhalb des Qualifizierungstemperaturbereichs liegen, diesen Bereich jedoch nicht überschreiten.

3.2.1.22**Temperaturstelle mit Wärmeentzug durch Strahlung**

Kühlkörper-Strahlungstemperatur

Temperatur eines idealisierten schwarzen Strahlers, die zur Festlegung der äquivalenten thermischen Strahlungslast auf eine Einheit verwendet wird

ANMERKUNG 1 Die Kühlkörper-Strahlungstemperatur umfasst sowohl die natürliche Umgebungslast (Wärmeströme von der Sonne, Albedo von Himmelskörpern und Infrarotwärmeströme) als auch den über Strahlung erfolgenden Wärmeaustausch mit anderen Einheiten.

ANMERKUNG 2 Die Kühlkörper-Strahlungstemperatur wird im Allgemeinen verwendet, um für eine Einheit eine vereinfachte Schnittstelle und eine Möglichkeit zur Untersuchung von Parametern unter Vermeidung umfangreicher Berechnungen zu bieten oder um für thermische Prüfungen geeignete Bedingungen für die Grenzen der Strahlung zu definieren.

ANMERKUNG 3 Die Kühlkörpertemperatur T_{Sink} einer Einheit i mit einer Temperatur T_i , die im Strahlungsaustausch mit n Einheiten j steht und externen Strahlungswärmeströmen aus der Umgebung unterworfen ist, wird nach folgender Gleichung berechnet:

$$T_{\text{Sink,rad}}(i) = \sqrt[4]{T_i^4 + \frac{\sum_{j=1}^n R_{ij}(T_j^4 - T_i^4)}{\epsilon A_i} + \frac{P_s}{\sigma \epsilon A_i} + \frac{P_A}{\sigma \epsilon A_i} + \frac{P_{\text{IR}}}{\sigma \epsilon A_i}}$$

Dabei ist

- ϵ das Emissionsvermögen der Einheit i ;
- P_s der von der Einheit i absorbierte Wärmestrom von der Sonne;
- P_A der von der Einheit i absorbierte Albedo-Strom (von Himmelskörpern);
- P_{IR} der von der Einheit i absorbierte Infrarotwärmestrom (von Himmelskörpern);
- R_{ij} die Kopplung zwischen den Einheiten i und j durch Strahlung;
- T_j die Temperatur der Einheit j ;
- σ die Stefan-Boltzmann-Konstante;
- A_i die Strahlungsaustauschfläche der Einheit i .

ANMERKUNG 4 Die Gleichung für die Kühlkörper-Strahlungstemperatur wird für stationäre und transiente Zustände festgelegt. Im Verlauf eines Projekts basiert die vereinfachte Methode unter Anwendung der Strahlungstemperatur des Kühlkörpers in Abhängigkeit vom Grad der Wechselwirkung zwischen der Einheit i (durch ihre Temperatur, ihre Oberflächeneigenschaften, Maße, Wärmedissipation) und dem Strahlungskühlkörper auf iterativen Verfahren.

3.2.1.23

Sensitivitätsanalyse

Analyse, die eine Änderung der Eingangsparameter anwendet, um den Einfluss von Ungenauigkeiten auf die Ergebnisse der Analyse zu bewerten

3.2.1.24

Sonnen-Simulationsprüfung

Prüfverfahren, bei dem Intensität, spektrale Verteilung, Gleichmäßigkeit und Kollimationswinkel der Sonnenstrahlung innerhalb annehmbarer Grenzen reproduziert werden

3.2.1.25

Erfolgskriterien

zuvor festgelegter Wert oder Satz von Werten, der für die Verifizierung einer Anforderung verwendet wird und auf einem oder mehreren Parametern basiert

ANMERKUNG 1 Die Festlegung der Erfolgskriterien für die Verifizierung kann durch Analyse und Prüfung erfolgen.

ANMERKUNG 2 Beispiele für geeignete Parameter sind Temperatur und Temperaturgradient.

3.2.1.26

Systemgremium

für das System verantwortliche Organisation

ANMERKUNG Das „Systemgremium“ kann der in ECSS-S-ST-00-01 definierte „Kunde“ sein.

3.2.1.27

Temperaturpunkt der Systemschnittstelle

ein auf der Struktur des Systems geeignet angeordneter physikalischer Punkt, der zur Bewertung der Wärme verwendet werden kann, die durch Wärmeleitung zwischen einer Einheit und dem System des Raumflugkörpers ausgetauscht wird

3.2.1.28

Temperaturdifferenz

Differenz der Temperatur von zwei Punkten zu einem bestimmten Zeitpunkt

3.2.1.29

Temperaturgradient

räumliche Abweichung der Temperatur an einem Punkt zu einem bestimmten Zeitpunkt

ANMERKUNG Er wird durch eine Temperatur angegeben, die durch die Längeneinheit dividiert wird.

3.2.1.30

mittlere Temperaturabweichung

ΔT_{mean}

Summe der Temperaturdifferenzen (gemessen abzüglich der analysierten Werte), dividiert durch die Anzahl der korrelierten Temperaturen

ANMERKUNG ΔT_{mean} kann positiv oder negativ sein.

$$\Delta T_{\text{mean}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (T_{\text{Mi}} - T_{\text{Pi}})$$

Dabei ist

ΔT_{mean} die mittlere Temperaturabweichung;

T_{Mi} die gemessene Temperatur;

T_{Pi} die nach der Analyse vorhergesagte Temperatur;

N die Anzahl der Proben.

3.2.1.31**Temperaturbezugspunkt****TRP**

auf einer Einheit angeordneter physikalischer Punkt, der im Schnittstellen-Dokument (ICD) der Einheit festgelegt ist, um die Temperatur der Einheit einfacher repräsentieren zu können

ANMERKUNG 1 Der Temperaturbezugspunkt (TRP) wird für die kohärente Verifizierung einer Einheit, eines Subsystems und des Systemlevels verwendet.

ANMERKUNG 2 In Abhängigkeit von den Maßen und der Komplexität der Schnittstelle der Einheit können auch mehrere Temperaturbezugspunkte festgelegt werden.

3.2.1.32**Temperaturstabilität**

Zustand, bei dem die Temperaturschwankungen über eine bestimmte Dauer kleiner sind als ein festgelegter (niedriger) Wert

3.2.1.33**Standardabweichung der Temperatur (σ)**

Maß für die statistische Streuung der Temperaturabweichungen, das festlegt, wie weit die Werte für die Temperaturdifferenzen in einem Datensatz verteilt sind

ANMERKUNG Die Standardabweichung der Temperatur ist nach folgender Gleichung zu bestimmen:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [(T_{Mi} - T_{Pi}) - \Delta T_{\text{mean}}]^2}$$

Dabei ist

- T_{Mi} die gemessene Temperatur;
- T_{Pi} die nach der Analyse vorhergesagte Temperatur;
- ΔT_{mean} die mittlere Temperaturabweichung (siehe 3.2.1.30);
- N die Anzahl der Proben.

3.2.1.34**Einheitlichkeit der Temperatur**

Gleichmäßigkeit der Temperatur

Zustand, bei dem die Temperaturdifferenz oder der Temperaturgradient zu einem bestimmten Zeitpunkt kleiner ist als ein festgelegter (niedriger) Wert

3.2.1.35**Temperaturschwankung**

zeitabhängige Änderung der Temperatur an einem bestimmten Punkt

ANMERKUNG Sie wird als die durch die Zeit dividierte Temperatur angegeben.

3.2.1.36**Prüfung der Wärmebilanz**

Prüfung zur Verifizierung der Eignung des thermischen Modells und der Eignung des thermischen Designs

3.2.1.37**thermischer Designfall**

Satz von Parametern zur Festlegung und Dimensionierung des thermischen Kontrollsubsystems

ANMERKUNG Beispiel: Typische Parametersätze sind Umgebung, Werkstoffeigenschaften und Dissipationsprofile.

3.2.1.38

thermisches mathematisches Modell

TMM

numerische Darstellung einer Einheit und ihrer Umgebungen, repräsentiert durch konzentrierte thermische Kapazitätsknoten oder Elemente, die durch ein Netzwerk von Wärmeleitern verknüpft sind (auf der Basis von Wärmestrahlung, Wärmeleitung und Konvektion)

ANMERKUNG 1 Für thermo-hydraulische Modelle werden außerdem Enthalpie und flüssige/gasförmige Leiter (Fluids) verwendet.

ANMERKUNG 2 Ein TMM erfasst für alle Knoten/Elemente die Temperaturentwicklung, die Energiebilanz sowie Druckabfälle und Massendurchsätze für die thermo-hydraulische Modellierung.

ANMERKUNG 3 Die numerische Darstellung kann mit Hilfe von diskreten konzentrierten Parametern, Finite-Differenz- oder Finite-Element-Methoden durchgeführt werden.

3.2.1.39

thermischer Knoten

Darstellung eines bestimmten Volumens einer Einheit mit repräsentativer Temperatur, repräsentativen Werkstoffeigenschaften und repräsentativem Druck (Diffusionsknoten), die bei der mathematischen Methode der diskreten konzentrierten Parameter verwendet wird

3.2.1.40

thermische Prüfung unter Vakuum

Prüfung zum Nachweis der Fähigkeit der Prüfeinheit, unter Vakuum bei zuvor festgelegten Temperaturbedingungen entsprechend den Anforderungen zu arbeiten

ANMERKUNG Die Temperaturbedingungen können als Temperaturniveau, Temperaturgradienten oder Temperaturschwankungen angegeben werden.

3.2.1.41

Unsicherheiten

Ungenauigkeiten bei den Temperaturberechnungen durch nicht exakte physikalische Parameter und Umgebungs- sowie Modellierungsparameter

3.2.1.42

Einheit

Fertigprodukt mit bestimmtem internem Design

ANMERKUNG 1 Die einzige Wechselwirkung zwischen einer Einheit und dem TCS erfolgt über die Kontrolle der äußeren Mittel (z. B. Oberflächenbeschichtung, Montageverfahren); dabei beziehen sich die Angaben zur Temperatur auf den Temperaturbezugspunkt der Einheit.

ANMERKUNG 2 Alle für das TCS relevanten Daten sind in einem Schnittstellenkontroll-Dokument (ICD) enthalten.

3.2.2 internes thermisches Design der Einheit

3.2.2.1

Temperaturbereich für die Abnahmeprüfung der Einheit

extremer Bereich, der für die Abnahme bei der Einheit angewendet wird

ANMERKUNG Siehe Bild 3-2. Der Abnahmetemperaturbereich der Einheit wird aus dem (TCS)-Abnahmetemperaturbereich nach dem Einfügen eines geeigneten Werts zur Berücksichtigung der Prüfungenauigkeiten ermittelt.

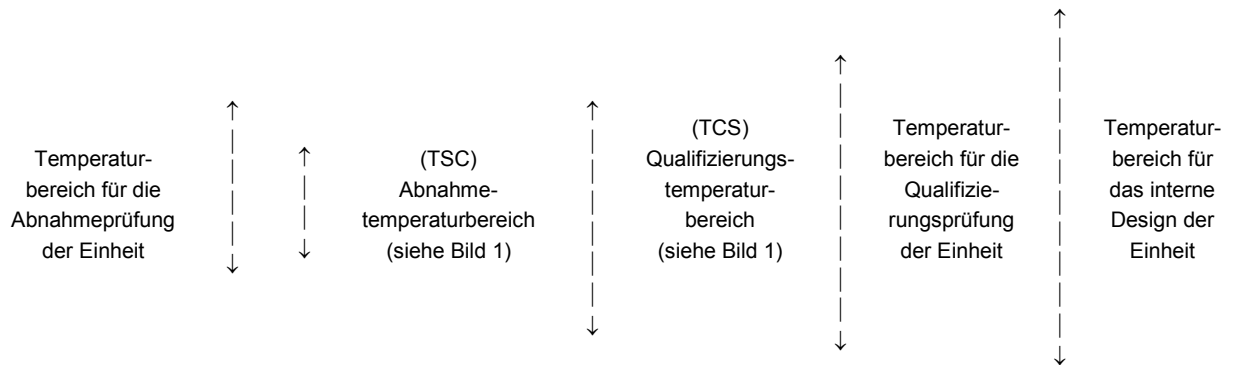


Bild 3-2 —Temperaturdefinitionen für das thermische Design der Einheit

3.2.2.2

Temperaturbereich für das interne Design der Einheit

extremer Bereich, für den Komponenten oder (Bau-)Teile ausgewählt werden

ANMERKUNG Siehe Bild 3-2. Die Temperaturen für das interne Design der Einheit werden aus den thermischen Berechnungen unter Berücksichtigung der Unsicherheiten und Spannen ermittelt.

3.2.2.3

Temperaturbereich für die Qualifizierungsprüfung der Einheit

extremer Bereich, der für die Qualifizierungsprüfung der Einheit angewendet wird

ANMERKUNG Siehe Bild 3-2. Der Qualifizierungstemperaturbereich der Einheit wird aus dem in Bild 3-1 festgelegten Qualifizierungstemperaturbereich nach dem Einfügen eines geeigneten Werts zur Berücksichtigung der Prüfunsicherheiten ermittelt.

3.2.3 Tieftemperaturbereich

3.2.3.1

Tieftemperaturbereich

Temperaturbereich unter 200 K

3.2.3.2

Tieftemperatur-Kontrollsystem

CCS

Kryo-Kontrollsystem (CCS)

System zur thermischen Kontrolle im Tieftemperaturbereich

ANMERKUNG Das CCS bietet zur Bewertung der kryogenen thermischen Belastung auf das CCS entweder eine Volumen- oder eine Punktkühlung mit definierten Schnittstellen.

3.2.3.3

maximale kryogene thermische Belastung

Summe der gesamten Wärme, die unter ungünstigsten Bedingungen auf die kalte Seite des CCS wirkt

ANMERKUNG Beispiel: Alle aktivierten Heizgeräte und Messfühler und alle arbeitenden Instrumente.

3.2.3.4

maximale kryogene Temperatur

höchste Tieftemperatur

Temperatur einer bestimmten Einheit, wenn die auf das CCS wirkende gesamte thermische Belastung bei Berücksichtigung der Leistung des CCS unter ungünstigsten Bedingungen der maximalen kryogenen thermischen Belastung entspricht

3.2.3.5

nominelle kryogene thermische Belastung

Summe der gesamten Wärme, die bei nominell stationärem Betrieb auf die kalte Seite des CCS wirkt

3.2.3.6

nominelle kryogene Temperatur

Temperatur einer bestimmten Einheit, wenn die auf das CCS wirkende gesamte thermische Belastung bei Berücksichtigung der nominellen Leistung des CCS im nominell stationären Zustand der nominellen kryogenen thermischen Belastung entspricht

3.2.3.7

kryogene thermische Grenzbelastung

maximale kryogene thermische Belastung, multipliziert mit einem Sicherheitskoeffizienten, der mit dem Systemgremium abgestimmt und vom Designstatus abhängig ist

3.2.3.8

kryogene Grenztemperatur

um die Temperaturspannen vergrößerte maximale kryogene Temperatur, die mit dem Systemgremium abgestimmt und vom Designstatus abhängig ist

3.2.4 Hochtemperaturbereich

3.2.4.1

Hochtemperaturbereich

Temperaturbereich über 470 K

3.2.4.2

Ablation

chemische Veränderung und Entfernung von Material an der Oberfläche durch Einwirkung einer extern erfolgenden Erhitzung auf hohe Temperaturen

ANMERKUNG Die Ablation ist ein Energie verbrauchender Vorgang, der zu einem Kühleffekt in der Ebene des Werkstoffs unter der Oberfläche führt.

3.2.4.3

aerodynamische Erwärmung

im Allgemeinen beim Eintritt in die Atmosphäre auftretende intensive Erhitzung durch Konvektion, Strahlung und Re-Kombinationseffekte, die auf die Kompression von Fluids zurückzuführen ist

3.2.4.4

zulässige Temperaturen

maximale Temperaturen, die für thermisch geschützte Einheiten festgelegt sind, um die Integrität der Struktur sicherzustellen

ANMERKUNG Beispiel: Primär- und Sekundärstrukturen sind geschützte Einheiten.

3.2.4.5

Prüfung im Plasmastrahl

Prüfverfahren unter Anwendung elektrischer Entladungen zur Erzeugung eines Plasmas

3.2.4.6

zusammengesetzte Belastungen

Kombinationen thermischer und mechanischer Belastungen, die gleichzeitig auf das thermische Schutzsystem (TPS) wirken

3.2.4.7

hitzebeständige Struktur

Tragkonstruktion mit primär mechanischer Belastung, die direkt den durch aerodynamische Strömungen verursachten hohen Temperaturen ausgesetzt ist

ANMERKUNG Beispiel: Hitzeschilde, Nasenkegel, Tragflügelvorderkante, Steuerflächen, z. B. Winglet, Steuerruder und Rumpflappe.

3.2.4.8**aero-thermischer Grenzwärmestrom**

Größt- oder Kleinstwerte des örtlichen Wärmestroms oder ungünstigste, gleichzeitig wirkende Kombination vorhandener Bedingungen (durch Maximierung oder Minimierung dieser Wärmeströme), die in bestimmten Momenten einer Mission in unterschiedlichen Bereichen des Flugkörpers während der normalen Lebensdauer erreicht werden können

ANMERKUNG 1 Der aero-thermische Grenzwärmestrom gilt nur für TPS und hitzebeständige Strukturen.

ANMERKUNG 2 Aero-thermische Wärmeströme können durch molekulare Ströme verursacht werden; sie können auch nach dem Abwerfen der Bugschürze oder bei sehr niedrigen Fluglagen bei Umlaufgeschwindigkeiten auftreten.

3.2.4.9**Grenztemperaturen**

Größt- oder Kleinstwerte der örtlichen Temperaturen exponierter Oberflächen einer bestimmten Einheit, die sich innerhalb des Grenztemperaturbereichs aus Anwendung der bei nominellen Missionen erwarteten ungünstigsten Wärmestromentwicklungen ergeben

3.2.4.10**nominelle aero-thermische Wärmeströme**

nominelle örtliche Wärmestromwerte, die bei nominellen Missionen und nominellen atmosphärischen Bedingungen zu erwartet sind

ANMERKUNG Der nominelle aero-thermische Wärmestrom gilt nur für TPS und hitzebeständige Strukturen.

3.2.4.11**nominelle Temperaturen**

örtliche Temperaturen exponierter Oberflächen einer bestimmten Einheit, die sich aus Anwendung der nominellen Wärmestromentwicklung ergeben

3.2.4.12**Plasma-Windkanal**

Prüfverfahren unter Anwendung eines ionisierten Mediums bei hoher Temperatur, das über die zu prüfenden Einheit strömt

3.2.4.13**geschützte Struktur**

Tragkonstruktion mit primär mechanischer Belastung, die mit einer dem aerodynamischem Strom ausgesetzten thermischen Schutzschicht bedeckt ist

3.2.4.14**thermisches Schutzsystem****TPS**

thermisches Kontrollsystem zum Schutz des Raumflugkörpers gegen aerodynamische Erwärmung

ANMERKUNG Beispiel: Wärmeableitende Werkstoffe, Keramikfliesen und Schindeln, Schutzsysteme mit CMC-Stand-off-Panel, metallisches TPS, flexible äußere Dämmschichten, innere Dämmung, statische und dynamische Hochtemperaturdichtungen, Hochtemperatur-Montagesysteme (d. h. Tribologie, hitzebeständige Befestigungselemente).

3.2.4.15**aero-thermische Grenzwärmeströme**

Wärmeströme, die sich aus den oberen Grenzwerten der durch aero-konvektive Einflüsse bedingten oberen Grenzwärmeströme (Start und Wiedereintritt) ableiten und mit einem Sicherheitskoeffizienten multipliziert werden

ANMERKUNG Der aero-thermische Grenzwärmestrom gilt nur für TPS und hitzebeständige Strukturen.

3.2.4.16**Grenztemperatur**

momentane örtliche Temperatur exponierter Oberflächen einer bestimmten Einheit, die aus der Anwendung von Grenzentwicklungen des Wärmestroms resultiert

3.3 Abkürzungen

Für die Anwendung dieses Dokuments gelten die Abkürzungen nach ECSS-S-ST-00-01 und die folgenden Abkürzungen:

Abkürzung	Bedeutung
ABM	Apogäumstriebwerk (en: apogee boost motor)
AIT	Montage, Integration und Prüfung (en: assembly, integration and test)
AOCS	Lage- und Bahnregelungssystem (en: attitude and orbit control system)
CCS	Tieftemperatur-Kontrollsystem (en: cryogenic control system)
CMC	Verbundstoffe mit keramischer Matrix (en: ceramic matrix composites)
DRF	Festlegung der Dokumentenanforderungen (en: document requirements definition)
DRL	Liste der Dokumentanforderungen (en: document requirements list)
ECLS	System zur Überwachung der Umgebungsbedingungen und Lebenserhaltung (en: environmental control and life support system)
EEE	elektronisch, elektrisch, elektromechanisch (en: electronic, electrical, electromechanical)
EM	technisches Modell (en: engineering model)
EMC	elektromagnetische Verträglichkeit (en: electromagnetic compatibility)
ESD	elektrostatische Entladung (en: electrostatic discharge)
FAR	Flug-Abnahme-Review (en: flight acceptance review)
FEM	Finite-Elemente-Methoden (en: finite element methods)
FM	Flugmodell (en: flight model)
FOV	Gesichtsfeld (en: field of view)
GMM	Geometrisches mathematisches Modell (en: geometrical mathematical model)
GSE	Bodendienstgerät (en: ground support equipment)
H/W	Hardware (en: hardware)
HS	hitzebeständige Struktur (en: hot structure)
I/F	Schnittstelle (en: interface)
ICD	Schnittstellenkontroll-Dokument (en: interface control document)
LEO	niedrige Erdumlaufbahn (en: low Earth orbit)
LHP	Heatpipe-Schleife (en: loop heat pipe)

Abkürzung	Bedeutung
LPM	Verfahren mit diskreten konzentrierten Parametern (en: lumped parameter method)
MLI	mehrschichtige Dämmung (en: multi layer insulation)
OBDH	Datenbehandlung an Bord (en: on-board data handling)
PA	Produktsicherung, PS (en: product assurance, PA)
PCM	phasenveränderliches Material (en: phase change material)
PMP	(Bau-)Teile, Werkstoffe, Prozess (en: parts, materials, process)
QA	Qualitätssicherung, QS (en: quality assurance, QA)
QM	Qualifikationsmodell (en: qualification model)
RLV	wieder verwendbare Trägerrakete (en: reusable launch vehicle)
RV	Rakete für den Wiedereintritt in die Atmosphäre (en: re-entry vehicle)
S/C	Raumflugkörper (en: spacecraft)
S/W	Software (en: software)
STM	strukturelles thermisches Modell (en: structural thermal model)
TBT	Prüfung der Wärmebilanz (en: thermal balance test)
TC	Thermoelement (en: thermocouple)
TCS	thermisches Kontroll(sub)system (en: thermal control (sub)system)
TM	thermisches Modell (en: thermal model)
TM/TC	Telemetrie, Fernsteuerung (en: telemetry, telecommand)
TMM	thermisches mathematisches Modell (en: thermal mathematical model)
TPS	thermisches Schutzsystem (en: thermal protection system)
TRP	Temperaturbezugspunkt (en: temperature reference point)
TV-Test	thermische Prüfung unter Vakuum (en: thermal-vacuum test)
VCHP	Heatpipe (Wärmerohr) mit unterschiedlicher Wärmeleitfähigkeit (en: variable conductance heat pipe)
w.r.t.	unter Bezug auf (en: with respect to)

— Leerseite —

English version

Space engineering - Thermal control general requirements

Ingénierie spatiale - Contrôle thermique, exigences
générales

Raumfahrttechnik - Thermalkontrolle, allgemeine
Anforderungen

This European Standard was approved by CEN on 1 March 2014.

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**

Table of contents

Foreword	5
1 Scope.....	6
2 Normative references	7
3 Terms, definitions and abbreviated terms.....	8
3.1 Terms from other standards.....	8
3.2 Terms specific to the present standard	8
3.3 Abbreviated terms.....	19
4 Requirements.....	21
4.1 Mission	21
4.1.1 General	21
4.1.2 Ground and pre-launch	21
4.1.3 Launch and ascent.....	21
4.1.4 Planetary orbital phases.....	22
4.1.5 Interplanetary phases.....	22
4.1.6 Planetary natural environment	22
4.1.7 Docking, docked and separation phases.....	22
4.1.8 Descent, entry and landing.....	23
4.1.9 Post-landing phases.....	23
4.2 Performance	23
4.2.1 General	23
4.2.2 High temperature range	24
4.2.3 Cryogenic temperature range.....	24
4.2.4 Functionality.....	25
4.3 Requirements towards other subsystems	25
4.3.1 General	25
4.3.2 Mechanical.....	25
4.3.3 Electrical	26
4.3.4 AOCS.....	26
4.3.5 TM/TC.....	27

4.3.6	OBDH and S/W	27
4.3.7	Launcher	27
4.3.8	GSE	28
4.3.9	ECLS	28
4.4	Design	28
4.4.1	General	28
4.4.2	Budget allocation	29
4.4.3	Parts, materials and processes (PMP)	29
4.4.4	EEE components	29
4.4.5	Lifetime	29
4.4.6	Predictability and testability	29
4.4.7	Flexibility	29
4.4.8	Integration and accessibility	29
4.4.9	Reliability	30
4.4.10	Interchangeability	30
4.4.11	Maintenance	30
4.4.12	Safety.....	30
4.4.13	Availability	30
4.5	Verification.....	30
4.5.1	Overview	30
4.5.2	Verification requirements specific to TCS	30
4.5.3	Thermal balance test (TBT).....	32
4.6	Production and manufacturing	34
4.6.1	Procurement	34
4.6.2	Manufacturing process.....	35
4.6.3	Quality management.....	35
4.6.4	Cleanliness and Contamination.....	35
4.6.5	Integration.....	36
4.6.6	Identification and Marking	36
4.6.7	Packaging, handling, transportation	36
4.6.8	Storage	36
4.6.9	Repair	36
4.7	In-service requirements	36
4.8	Product assurance.....	37
4.9	Deliverables.....	37
4.9.1	General	37
4.9.2	Hardware	37

4.9.3	Documentation.....	37
4.9.4	Mathematical models	39

5 Document requirements definitions (DRD) list 40

Bibliography.....64

Figures

Figure 3-1: Temperature definitions for thermal control system (TCS).....	9
Figure 3-2: Temperature definitions for unit thermal design	16
Figure 4-1: Product exchange between the system, TCS and the supplier or manufacturer	38

Tables

Table 5-1: ECSS-E-ST-31 DRD list	41
Table G-1 : Definitions and requirements for the cryogenic temperature range used in this Standard	62
Table H-1 : Definitions and requirements for the high temperature range used in this Standard	63

Foreword

This document (EN 16603-31:2014) has been prepared by Technical Committee CEN/CLC/TC 5 "Space", the secretariat of which is held by DIN.

This standard (EN 16603-31:2014) originates from ECSS-E-ST-31C.

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 March 2015, and conflicting national standards shall be withdrawn at the latest by March 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 supersedes EN 14607-1:2004.

This document has been prepared under a mandate given to CEN by the European Commission and the European Free Trade Association.

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.

1

Scope

ECSS-E-ST-31 defines requirements for the discipline of thermal engineering.

This Standard defines the requirements for the definition, analysis, design, manufacture, verification and in-service operation of thermal control subsystems of spacecraft and other space products.

For this Standard, the complete temperature scale is divided into three ranges:

- Cryogenic temperature range
- Conventional temperature range
- High temperature range.

The requirements of this Standard are applicable to the complete temperature scale. However, where applicable, requirements are stated to be applicable only for the cryogenic or high temperature range. References to these specific requirements have been summarized in Annex G and Annex H.

This standard is applicable to all flight hardware of space projects, including spacecraft and launchers.

This standard may be tailored for the specific characteristic and constraints of a space project in conformance with ECSS-S-ST-00.

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 16603-10-03	ECSS-E-ST-10-03	Space engineering – Testing
EN 16603-10-04	ECSS-E-ST-10-04	Space engineering – Space environment
EN 16601-40	ECSS-M-ST-40	Space project management – Configuration and information management
EN 16602-20	ECSS-Q-ST-20	Space product assurance – Quality assurance
EN 16602-40	ECSS-Q-ST-40	Space product assurance – Safety
EN 16602-70	ECSS-Q-ST-70	Space product assurance – Materials, mechanical parts and processes
EN 16602-70-01	ECSS-Q-ST-70-01	Space product assurance – Cleanliness and contamination control

Terms, definitions and abbreviated terms

3.1 Terms from other standards

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

acceptance test (system level)

assembly

item

part

For the purpose of this Standard, the following terms and definitions from ECSS-E-ST-10-03 apply:

temperature cycle

3.2 Terms specific to the present standard

3.2.1 General

3.2.1.1 acceptance margin

contingency agreed between system authority and TCS to account for unpredictable TCS-related events

NOTE The acceptance margin is the difference between the upper or lower acceptance temperature and the upper or lower design temperature (for both operating and non - operating mode). See Figure 3-1.