

DIN EN 16603-35

ICS 49.140

Einsprüche bis 2014-02-06

Entwurf**Raumfahrttechnik –
Antrieb, allgemeine Anforderungen und Grundsätze;
Englische Fassung FprEN 16603-35:2013**

Space engineering –
Propulsion general requirements;
English version FprEN 16603-35:2013

Ingénierie spatiale –
Exigences générales pour la propulsion;
Version anglaise FprEN 16603-35:2013

Anwendungswarnvermerk

Dieser Norm-Entwurf mit Erscheinungsdatum 2013-12-06 wird der Öffentlichkeit zur Prüfung und Stellungnahme vorgelegt.

Weil die beabsichtigte Norm von der vorliegenden Fassung abweichen kann, ist die Anwendung dieses Entwurfes besonders zu vereinbaren.

Stellungnahmen werden erbeten

- vorzugsweise online im Norm-Entwurfs-Portal des DIN unter www.entwuerfe.din.de bzw. für Norm-Entwürfe der DKE auch im Norm-Entwurfs-Portal der DKE unter www.entwuerfe.normenbibliothek.de, sofern dort wiedergegeben;
- oder als Datei per E-Mail an nl@din.de möglichst in Form einer Tabelle. Die Vorlage dieser Tabelle kann im Internet unter www.din.de/stellungnahme oder für Stellungnahmen zu Norm-Entwürfen der DKE unter www.dke.de/stellungnahme abgerufen werden;
- oder in Papierform an den Normenausschuss Luft- und Raumfahrt (NL) im DIN, 10772 Berlin (Hausanschrift: Burggrafenstr. 6, 10787 Berlin).

Die Empfänger dieses Norm-Entwurfs werden gebeten, mit ihren Kommentaren jegliche relevanten Patentrechte, die sie kennen, mitzuteilen und unterstützende Dokumentationen zur Verfügung zu stellen.

Gesamtumfang 117 Seiten

Normenausschuss Luft- und Raumfahrt (NL) im DIN

Nationales Vorwort

Dieses Dokument (FprEN 16603-35:2013) wurde vom Technischen Komitee CEN/CLC/TC 5 „Raumfahrt“ erarbeitet, dessen Sekretariat vom DIN (Deutschland) gehalten wird.

Dieses Dokument (FprEN 16603-35:2013) basiert auf ECSS-E-ST-35C.

Dieses Dokument ist derzeit zum einstufigen Annahmeverfahren vorgelegt.

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.

Nationaler Anhang NA (informativ)

Einleitung, Anwendungsbereich, Begriffe

Einleitung

Die Anforderungen in dieser Norm (ECSS-E-ST-35) und den drei Raumfahrt-Normen zu Antriebssystemen, die sich mit besonderen Typen von Antrieben beschäftigen (ECSS-E-ST-35-01, ECSS-E-ST-35-02 und ECSS-E-ST-35-03), sind auf folgende charakteristische Art strukturiert:

- Funktionen
- Vorgaben
- Schnittstellen
- Design
- GSE Bodendienstgeräte (en: ground support equipment)
- Werkstoffe
- Verifikation
- Produktion und Herstellung
- In-Betrieb (Betrieb und Entsorgung)
- Arbeitsergebnisse.

Sämtliche Normativen Verweisungen, Begriffe und Abkürzungen, Symbole und DRDs der ECSS-Normen bezüglich Antriebssystemen sind in der vorliegenden Norm ECSS-E-ST-35 erfasst.

Die ECSS-Normen bezüglich Antriebssystemen sind strukturiert wie folgt.

ECSS-E-ST-35 Antrieb, allgemeine Anforderungen und Grundsätze

- Normen, die einzelne Antriebsarten abdecken
 - ECSS-E-ST-35-01 Flüssigantriebe und elektrische Antriebe für Raumfahrzeuge
 - ECSS-E-ST-35-02 Feststoffantriebe für Raumfahrzeuge und Trägerraketen
 - ECSS-E-ST-35-03 Flüssigantriebe für Trägerraketen
- Normen, die einzelne Teilaspekte von Antrieben abdecken
 - ECSS-E-ST-35-06 Sauberkeitsanforderungen für die Antriebstechnik von Raumfahrzeugen
 - ECSS-E-ST-35-10 Kompatibilitätstests für Flüssigkeitsantriebe

Weitere Informationen bezüglich der Verwendung von Treibstoff, Druckgasen, Ersatzstoffen und Reinigungsmitteln finden sich in Anhang M.

1 Anwendungsbereich

Diese Norm legt die Regelungsaspekte fest, die auf die Bestandteile und Prozesse von Flüssigantrieben für Trägerraketen und Raumfahrzeugen und von elektrischen Antrieben für Raumfahrzeuge angewendet werden. Die allgemeinen Anforderungen für die drei Arten der Raumfahrtantriebe werden in ECSS-E-ST-35 dargelegt. Spezifische Anforderungen für die einzelnen Antriebsarten finden sich in ECSS-E-ST-35-01, ECSS-E-ST-35-02 und ECSS-E-ST-35-03. Diese Normen spezifizieren die auszuführenden Tätigkeiten für die Konstruktion dieser Antriebssysteme und ihren Anwendungsbereich. Sie legen die Anforderungen für die technischen Aspekte fest: funktionale, physikalische, umweltbezogene und betriebliche Anforderungen, qualitative Faktoren und Verifizierung.

Andere Antriebsformen (z. B. Atomantriebe, nuklear-elektrische Antriebe, solarthermische und Hybridtriebwerke) werden durch die vorliegende Ausgabe der Norm gegenwärtig nicht abgedeckt.

Diese Norm gilt für alle Typen von Raumfahrtantrieben, die in Weltraumanwendungen verwendet werden, einschließlich der folgenden:

- Flüssigantriebe und elektrische Antriebe für Raumfahrzeuge,
- Feststoffantriebe für Raumfahrzeuge und Trägerraketen,
- Flüssigantriebe für Trägerraketen.

Diese Norm darf auf die speziellen Merkmale und Vorgaben eines Raumfahrtprojekts nach ECSS-S-ST-00 ausgelegt werden.

3 Begriffe und Abkürzungen

3.1 Begriffe aus anderen Normen

Für die Anwendung dieses Dokuments gelten die Begriffe nach ECSS-S-ST-00-01.

Für die Anwendung dieses Dokuments gelten die folgenden Begriffe nach ECSS-S-ST-10:

TRL Technologie-Reifegrad (en: technology readiness level)

Für die Anwendung dieses Dokuments gelten die folgenden Begriffe nach ECSS-S-ST-32:

MDP größter Bemessungsdruck (en: maximum design pressure)

MEOP größter erwarteter Betriebsdruck (en: maximum expected operating pressure)

Missionsdauer (en: mission life)

3.2 Begriffe zur vorliegenden Norm

3.2.1 Allgemeine Begriffe

3.2.1.1

abladierte Dicke

von Hitzeschutzmaterialien durch thermische und mechanische Belastungen während der Verbrennung abgetragene Dicke

ANMERKUNG Mathematische Bezeichnung „ea“

3.2.1.2

„Grill-Modus“ (en: barbecue mode)

Betriebsart, bei der eine Stufe oder ein **Raumfahrzeug** langsam im Weltraum rotiert, um eine gleichmäßige Temperaturverteilung unter Sonneneinstrahlung zu erzielen

3.2.1.3**Strahldivergenz**

Halbwinkel eines Kegels, der durch den Triebwerksausgang verläuft und in einer gewissen Entfernung dieses Triebwerksausgangs einen gewissen Prozentsatz eines Ionenstrahlstroms enthält

3.2.1.4**Schütteln**

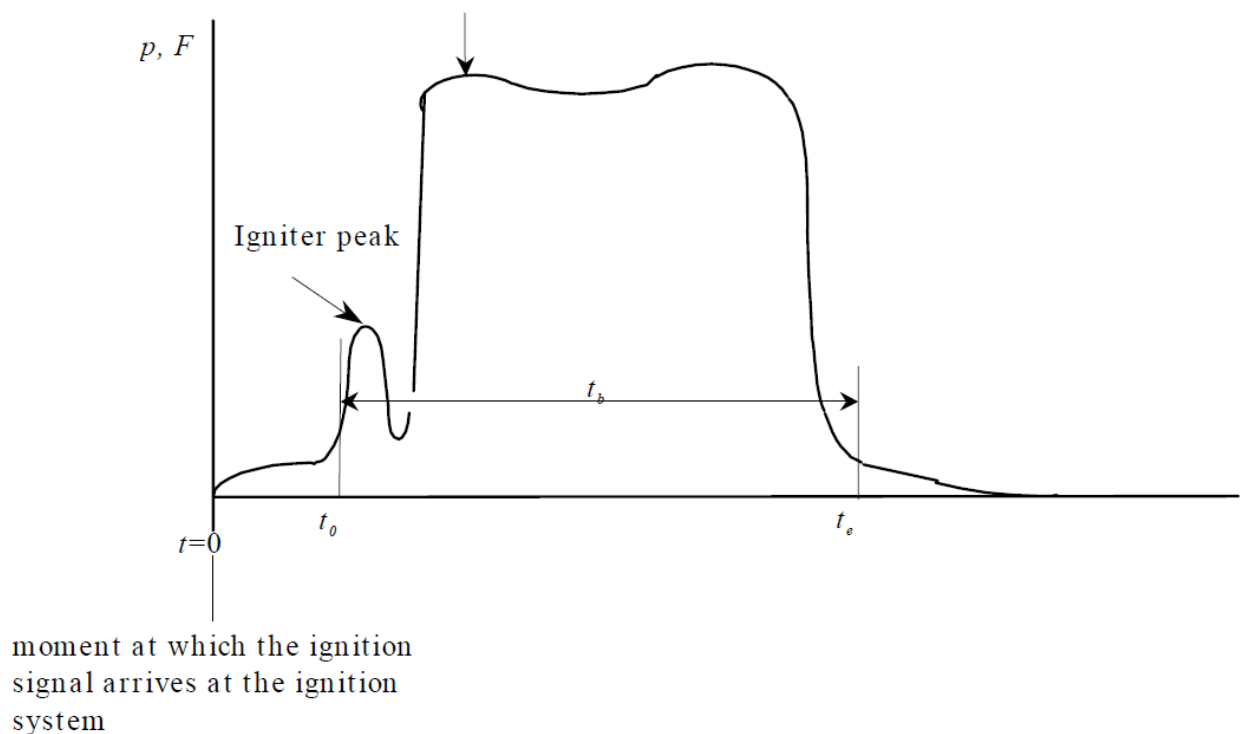
fluktuierende äußere thermodynamische Belastungen durch Wirbelablösung

3.2.1.5**Brenndauer, t_b**

Zeitintervall, in dem das Antriebssystem einen **Schub** abgibt

ANMERKUNG Bild 3-1 zeigt den beliebigen **Schub**- oder Druckverlauf eines Raketenantriebssystems. Ein Zündungspeak kann beobachtet werden, ist jedoch nicht zwingend. In Abhängigkeit von der Anwendung ist eine Zeit t_0 festgelegt, in welcher eine **Schub**abgabe des Antriebssystems vorausgesetzt wird und eine Zeit t_e , in der davon ausgegangen wird, dass das Antriebssystem keinen **Schub** mehr abgibt.

Die **Brenndauer** ist das Zeitintervall, das als Differenz zwischen den beiden Zeiten festgelegt wird: $t_b = t_e - t_0$.



Igniter peak Zündungspeak

moment at which the ignition signal arrives at the ignition system

Augenblick, in dem das Zündungssignal die Zündanlage erreicht

Bild 3-1 — Brenndauer

3.2.1.6**charakteristische Geschwindigkeit, C^***

<momentane charakteristische Geschwindigkeit> Verhältnis des Produkts der Halsfläche des Raketenantriebs und des Gesamtdrucks (am Düsenhals) zum **Massenstrom** des Treibstoffs

ANMERKUNG 1 Dieser Definition entsprechend, gilt die momentane **charakteristische Geschwindigkeit** als:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{m}$$

ANMERKUNG 2 Momentane und gesamte charakteristische Geschwindigkeiten werden im Allgemeinen als **charakteristische Geschwindigkeit** bezeichnet.

ANMERKUNG 3 Die gebräuchliche Einheit ist m/s.

3.2.1.7**charakteristische Geschwindigkeit, C^***

<gesamte charakteristische Geschwindigkeit> Verhältnis des Zeitintegrals des Produkts von Halsfläche und Gesamtdruck (am Düsenhals) zur ausgestoßenen **Treibstoffmasse** während desselben Zeitintervalls

ANMERKUNG 1 Nach dieser Definition berechnet sich die gesamte **charakteristische Geschwindigkeit** aus:

$$C^* = \frac{\int_{t_1}^{t_2} p_c A_t d\tau}{\int_{t_1}^{t_2} m d\tau}$$

Oftmals wird t_1 als Zündzeit t_0 angegeben, t_2 als die Zeit beim Brennschluss (t_b). In diesem Fall sind $t_2 - t_1 = t_b$ und das Nennerintegral gleich der **ausgestoßenen Masse**.

ANMERKUNG 2 Im Allgemeinen werden momentane und gesamte charakteristische Geschwindigkeit als **charakteristische Geschwindigkeit** bezeichnet.

ANMERKUNG 3 Die gebräuchliche Einheit ist m/s.

3.2.1.8**verkohlte Dicke**

nach Triebwerksbetrieb verbleibende, durch thermische Belastungen beeinträchtigte Dicke des Hitzeschildes

ANMERKUNG 1 Beispiel: Entwicklung der Zusammensetzung.

ANMERKUNG 2 Mathematische Bezeichnung „ec“

3.2.1.9**„Chilldown“**

Verfahren zum Herunterkühlen der Triebwerks**komponenten** vor Zündung, um spezifische funktionelle und mechanische Kriterien zu erreichen (z. B. den ordnungsgemäßen thermodynamischen Zustand des Treibstoffs)

3.2.1.10**Komponente**

kleinste einzelne Baueinheit innerhalb eines **Subsystems**

ANMERKUNG Beispiele: Tanks, Ventile und Regler.

3.2.1.11**Verunreinigung**

Gesamtheit der unerwünschten Stoffe innerhalb des Antriebssystems in jedem Abschnitt seines Lebenszyklus

3.2.1.12**Korridor**

schwankende Hüllkurve eines zeitabhängigen Parameters

3.2.1.13**kritische Drehzahl**

Drehzahl, bei der die Eigenfrequenz des Rotors mit einem ganzzahligen Vielfachen der Rotationsgeschwindigkeit übereinstimmt

3.2.1.14**Kryopumpen**

Kondensation von Gas auf Leitungen oder **Komponenten** mit Kryogenen (z. B. LH₂, LHe), wodurch mehr Gas eingesaugt und der normale Betrieb des Kryogensystems verhindert wird

ANMERKUNG Beispiel: Verhinderung eines ordnungsgemäßen „Chilldowns“.

3.2.1.15**De-orbiting**

kontrolliert herbeigeführte Rückkehr eines **Raumfahrzeuges** oder einer Stufe zur Erde oder einem anderen Himmelskörper oder des Verglühens in der Atmosphäre

3.2.1.16**Bemaßung**

Vorgang zur Festlegung und Verifikation der Abmessungen einer **Einheit** (**System**, **Subsystem** oder Komponente), sodass die **Einheit** den an sie gestellten Anforderungen entspricht und allen Belastungen ihrer Mission standhalten kann

ANMERKUNG Bemaßung ist nur nach vorhergehender abgeschlossener Auslegung des jeweiligen Systems oder Subsystems möglich.

3.2.1.17**Bemessungsfall**

Zusammenstellung von Belastungskombinationen, die durch die Analyse von Fehlermöglichkeiten ermittelt wurden

3.2.1.18**Ausflusskoeffizient, C_d**

<an der Düse> Umkehrung der **charakteristischen Geschwindigkeit**

ANMERKUNG 1 Dieser Definition entsprechend, gilt der **Ausflusskoeffizient** als:

$$C_d = \frac{1}{C^*}$$

ANMERKUNG 2 In dieser Norm gilt die Einheit s/m.

ANMERKUNG 3 Wird auch als Massenstromkoeffizient bezeichnet.

3.2.1.19**Ablassen**

Entleerung der flüssigen Inhalte aus einem Raumvolumen

3.2.1.20**Elektroantrieb**

Antriebsvorrichtung, die elektrische Leistung zur Erzeugung oder Steigerung von **Schub** verwendet

3.2.1.21**Triebwerkseinlassdruck**

Staudruck von **Treibstoff** am Triebwerkseinlass

3.2.1.22**Arbeitsbereich**

Zusammenstellung physikalischer Daten, innerhalb derer das Antriebssystem, Subsystem oder die Komponente betrieben werden sollen

ANMERKUNG 1 Wird auch als Domäne bezeichnet.

ANMERKUNG 2 Bei Antriebssystemen wird das Konzept des operativen Arbeitsbereichs in der Konstruktion angewendet. Das Konzept des extremen Arbeitsbereichs findet bei Flüssigantrieben von Trägerraketen Verwendung (siehe ECC-E-ST-35-03).

3.2.1.23**erosiver Abbrand**

Zunahme der Feststoff-Abbrenngeschwindigkeit des **Treibstoffs** aufgrund hoher Gasgeschwindigkeiten parallel zur brennenden Oberfläche

3.2.1.24**Flüssigkeitsschlag**

siehe **Wasserhammer** (siehe 3.2.1.88)

3.2.1.25**Spülen**

Hindurchführen eines Fluids durch einen Rauminhalt, um sämtliche Rückstände anderer Fluide aus diesem Rauminhalt zu entfernen

3.2.1.26**Flattern**

aeroelastische Instabilität

3.2.1.27**Funktionsumformer**

Umformer, der als Eingabe verwendet wird, um das System in Echtzeit zu steuern

3.2.1.28**Friedhofsorbit**

Erdumlaufbahn, die sich 300 km oder mehr über einer GEO oder GSO befindet und in die ausgebrannte Oberstufen oder Satelliten entsorgt werden, um die Schuttentstehung in GEO oder GSO zu verringern

3.2.1.29**Bodendienstgeräte**

GSE

Geräte zur Unterstützung von Verifikationsprüfungen und startvorbereitenden Tätigkeiten am Antriebssystem

3.2.1.30**Hump-Effekt**

Effekt, bei dem sich die Abbrenngeschwindigkeit des **Feststoffes** mit der Eindringtiefe in den Treibsatz verändert

3.2.1.31**hypergolier Treibstoff**

Treibstoff, die sich spontan entzünden, wenn sie miteinander in Kontakt gebracht werden

3.2.1.32**Zündzeit, t_{ign}**

<bei Feststoffantrieben> Zeit, bei der der Explosionsdruck des Feststoffantriebs einen vorgegebenen Prozentsatz des theoretischen Drucks erreicht hat, der ausschließlich der Verbrennung des Haupttreibsatzes entspricht (dies schließt ausdrücklich den Zündungspeak ein)

3.2.1.33**Impulsbit**

Zeitintegral der Kraft, die durch ein Triebwerk während eines festgelegten Zeitintervalls bereitgestellt wird

ANMERKUNG **Impulsbit** wird in Ns angegeben.

3.2.1.34**Initialzündler**

erstes Element einer Explosionskette, die bei ordnungsgemäßer Anregung eine Verbrennungs- oder Detonationswirkung zur Folge hat

ANMERKUNG Die Anregung kann durch mechanischen, elektrischen, optischen Einfluss erfolgen.

3.2.1.35**Dämmdicke (ej)**

Dicke eines nicht beeinträchtigten Werkstoffs zur Sicherstellung einer festgelegten Schnittstellentemperatur

3.2.1.36**Schnittstelle**

gemeinsamer Grenzbereich, der ein unmittelbares Zusammenwirken zwischen zwei oder mehreren **Systemen**, **Subsystemen** oder **Komponenten** zur Folge hat

3.2.1.37**Trägerrakete**

Gefährt zum Transport eines **Raumfahrzeugs** vom Boden in die Umlaufbahn oder zwischen Umlaufbahnen

3.2.1.38**Grenzprüfung**

experimentelle Bestimmung der Betriebsgrenzen, in denen ein **System**, ein **Subsystem**, eine Komponente oder ein Werkstoff ohne Integritätsverlust oder Verlust der Funktionstüchtigkeit verwendet werden kann

3.2.1.39**Flüssigraketenantrieb**

chemisch angetriebenes Raketentriebwerk, das nur **Flüssigtreibstoff** verwendet

ANMERKUNG Dies beinhaltet auch Triebwerke mit katalytischem Bett für Monotreibstoffe.

3.2.1.40**minimaler Impulsbit**

geringstmöglicher Impuls, der als Folge eines gegebenen Befehls durch ein Triebwerk auf einer vorgegebenen Reproduzierbarkeitsebene abgegeben wird

ANMERKUNG Der **minimale Impulsbit** wird in Ns angegeben.

3.2.1.41**Mission**

siehe Missionsdauer (siehe 3.1)

ANMERKUNG Die Mission umfasst den vollständigen Lebenszyklus eines Antriebssystems oder Subsystems: Lieferung, (Eingangs-)Prüfung, Tests, Lagerung, Transport, Handhabung, Integration, Ladung, startvorbereitende Tätigkeiten, Start, Betrieb im Orbit, Passivierung und gegebenenfalls Entsorgung.

3.2.1.42**Mischungsverhältnis**

Verhältnis von Oxidator- und **Massenströmen**

3.2.1.43**unbeeinträchtigte Dicke(n)**

nach dem Betrieb des Feststoffantriebs verbleibende, durch thermische und mechanische Belastungen unbeeinträchtigte Dicke der Hitzeschutzmaterialien

3.2.1.44**Düse**

Vorrichtung, um Fluide vom Raketentriebwerk zur Austrittsgeschwindigkeit zu beschleunigen

3.2.1.45**positiver Netto-Ansaugdruck** (en: net positive suction pressure)**NPSP**

Differenz zwischen Gesamtdruck und Dampfdruck bei vorgegebener Temperatur

ANMERKUNG 1 Nach dieser Definition gilt: $NPSP = p_{\text{tot}} - p_{\text{vap}}(T)$.

ANMERKUNG 2 Es gibt drei Typen von NPSPs (siehe Bild 3-2):

- $NPSP_{\text{available}}$, der den **NPSP**-Wert zu einem gewissen Zeitpunkt an einer gewissen Stelle bezeichnet;
- $NPSP_{\text{cr}}$ oder auch kritischer **NPSP**-Wert, bei dessen Unterschreitung der Pumpendruckanstieg aufgrund von Kavitation unter einen vordefinierten Wert absinkt;
- $NPSP_{\text{req}}$ oder auch erforderlicher NPSP-Wert, der sich wie folgt ergibt: $NPSP_{\text{req}} = NPSP_{\text{cr}} + \text{Sicherheitsspanne}$.

Nach diesen Definitionen gilt: $NPSP_{\text{cr}} < NPSP_{\text{available}}$

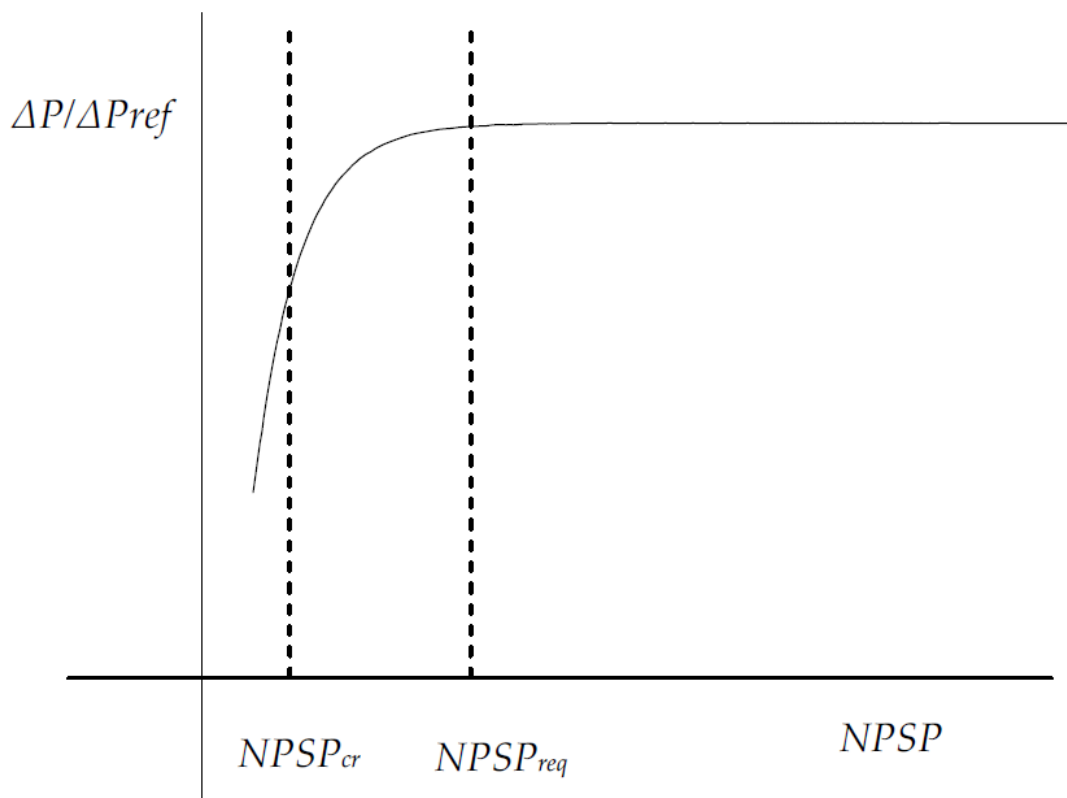


Bild 3-2 — NPSP-Wert

3.2.1.46

Plasma

ionisiertes Gas

ANMERKUNG **Plasma** enthält neutrale Teilchen, Ionen und Elektronen.

3.2.1.47

POGO-Effekt

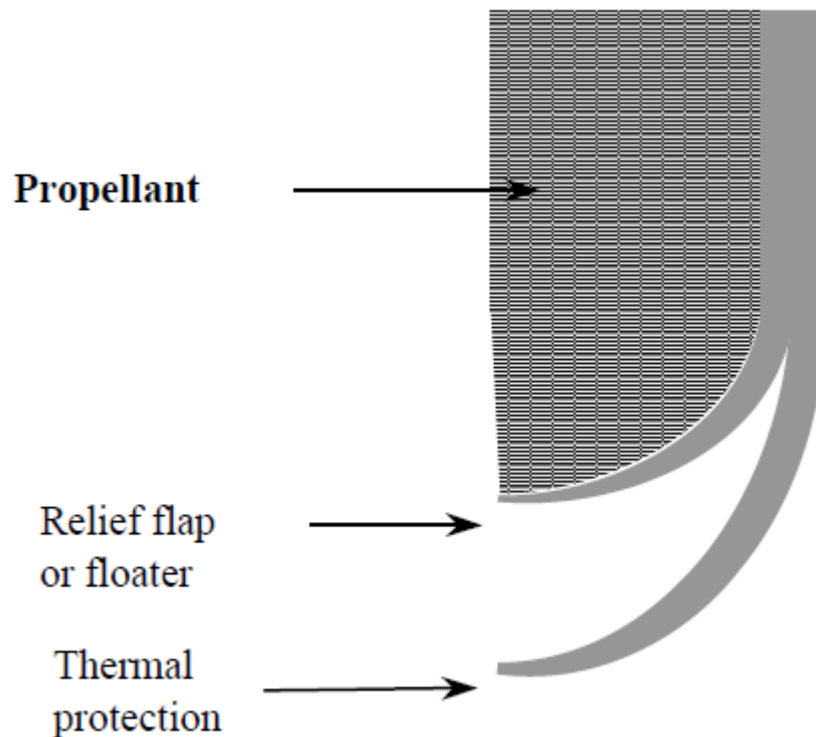
Verbindung zwischen dem dynamischen Verhalten der Trägerrakete und einer schwankenden Schubkraft, die eine Schwankung des Massenstroms am Triebwerkeinlass zur Folge hat

3.2.1.48

Vorwärmzeit

Zeitraum, in dem der Hitzeschutz den Verbrennungsgasen im „Totwassergebiet“ ausgesetzt ist

ANMERKUNG Der Schwimmer (siehe Bild 3-3) wird vermutlich annähernd im selben Maß verbraucht, in dem der **Treibstoff** zurückgeht. Zwischen den Überresten des Schwimmers und dem Hitzeschutz besteht ein „Totwassergebiet“ aus Verbrennungsprodukten. Aufgrund der relativ niedrigen Geschwindigkeit innerhalb dieses „Totwassergebiets“ verringert sich der Wärmeübergang zum Hitzeschutz auf Wärmeleitung und -strahlung.



Propellant - Treibstoff

Relief flap or floater - Entlastungsklappe oder Schwimmer

Thermal protection - Hitzeschutz

Bild 3-3 — Entlastungsklappe oder Schwimmer

3.2.1.49

Druckgas

Fluid, mit dem ein **System** oder **Subsystem** unter Druck gesetzt wird

3.2.1.50**Druckverlustkoeffizient**

Koeffizient, der den Druckverlust über einer Komponente bezeichnet

ANMERKUNG Im Allgemeinen wird der Druckverlustkoeffizient durch k dargestellt, nach dieser Definition z. B. als $k = \rho \Delta p / S$.

3.2.1.51**Einspritzen**

Einfüllvorgang eines Fluidvolumens als erster Arbeitsschritt

3.2.1.52**Treibstoff**

Stoff oder Stoffe, die eine **Masse** bilden, die — oftmals aus ihrem ursprünglichen Zustand modifiziert — aus einer Antriebsvorrichtung ausgestoßen wird, um einen **Schub** zu erzeugen

3.2.1.53**Füllstandmessung**

Bestimmung des noch an Bord vorhandenen Treibstoffs zu einem festgelegten Zeitpunkt der Mission

3.2.1.54**Antriebssystem**

System, das einen **Schub** abgibt

ANMERKUNG 1 Wird in dieser Norm auch als System bezeichnet.

ANMERKUNG 2 Der Begriff Antriebssystem umfasst alle bei der Missionserfüllung verwendeten Komponenten, wie z. B. Triebwerke, Treibstoff, Ventile, Filter, pyrotechnische Vorrichtungen, Druckregelungssubsysteme, Fördersystem, Tanks und elektrische Komponenten.

ANMERKUNG 3 Elektrische Stromquellen sind lediglich in elektrischen Antrieben enthalten.

3.2.1.55**Entleerung**

Fluidentfernung aus einem Rauminhalt, der Flüssigkeit und Gas enthält

3.2.1.56**pyrogener Zünder**

Zünder für ein (Feststoff-)Raketentriebwerk, der einen Wärmefluss und einen heißen Gasfluss erzeugt und eigenständig Druck aufbaut

3.2.1.57**pyrotechnischer Zünder**

Zünder für ein (Feststoff-)Raketentriebwerk, der hauptsächlich einen Wärmefluss von heißen Teilchen erzeugt, eigenständig jedoch kaum Druck aufbaut

3.2.1.58**Wiederholbarkeit**

Fähigkeit, ein Ereignis mit denselben Eingabebefehlen zu wiederholen

3.2.1.59**erforderlicher Faktor, K_f**

<Feststoffantrieb> Sicherheitsfaktor bei der mechanischen Auslegung von Werkstoffen mit viskoelastischen oder nichtlinearen Eigenschaften

3.2.1.60**Re-orbiting**

Einschießen eines **Raumfahrzeugs** oder einer Stufe in einen **Friedhofsorbit**

3.2.1.61**Ersatzstoff**

Ersatzfluid, das ein Betriebsfluid zu spezifischen Prüfungszwecken ersetzt

ANMERKUNG 1 Der **Ersatzstoff** wird so ausgewählt, dass er in seinen Eigenschaften den Eigenschaften des Betriebsfluids möglichst nahekommt, dessen Wirkungsweisen bei der Prüfung des **Systems**, **Subsystems** oder der **Komponente** evaluiert werden.

ANMERKUNG 2 Der Ersatzstoff wird so ausgewählt, dass er den Kompatibilitätsanforderungen des **Systems**, **Subsystems** oder der **Komponente** entspricht.

3.2.1.62**Seitenlast**

auf eine **Düse** während des Übergangsbetriebs einwirkende Querkraft aufgrund eines asymmetrischen Abgasstrahls

3.2.1.63**Dimensionierung**

Festlegung der Gesamteigenschaften eines **Systems** oder **Subsystems** in der Konzeptphase des Entwurfs

ANMERKUNG Bei Abschluss des **Dimensionierungs**prozesses stehen auch funktionelle Eigenschaften und Werkstoffeigenschaften fest. Das **Dimensionierungs**verfahren erfüllt die Funktionsanforderungen.

3.2.1.64**Feststofftriebwerk**

chemisches Raketentriebwerk, das ausschließlich mit **Festtreibstoffen** arbeitet

3.2.1.65**Raumfahrzeug**

Fahrzeug, das zu einem bestimmten Zweck durch die Oberstufe einer **Trägerrakete** oder durch einen Raumtransporter abgesetzt wird

ANMERKUNG Beispiele: Satellit, ballistische Sonde, Wiedereintrittsflugkörper, Raumsonden und Raumstationen.

3.2.1.66**spezifischer Impuls**

I_{SP}

<momentaner spezifischer Impuls> Verhältnis von **Schub** und **Massenstrom**

ANMERKUNG 1 Der **spezifische Impuls** wird in Ns/kg oder m/s ausgedrückt.

ANMERKUNG 2 Im Engineering-Bereich wird oftmals noch eine andere Definition angewendet: der **spezifische Impuls** wird als das Verhältnis zwischen **Schub** und Gewichtsdruck definiert. Hierbei ergibt sich ein I_{SP} in Sekunden (s). Der numerische Wert von I_{SP} (s) wird erreicht, indem der I_{SP} , ausgedrückt in m/s, durch die Standard-Erdbeschleunigung $g_0 = 9,806\,65\text{ m/s}^2$ dividiert wird.

3.2.1.67**spezifischer Impuls**

I_{SP}

<mittlerer spezifischer Impuls> Verhältnis des **Gesamtimpulses** zur **gesamten ausgestoßenen Treibstoffmasse** innerhalb des für die Bestimmung des **Gesamtimpulses** verwendeten Zeitintervalls

ANMERKUNG Siehe Anmerkungen zu 3.2.1.66 „spezifischer Impuls“.

3.2.1.68**Subsystem**

Gruppe unabhängiger Elemente, die in Kombination ein vorgegebenes Ziel durch Ausführung einer spezifischen Funktion erreichen

ANMERKUNG 1 Siehe ECSS-S-ST-00-01 „Subsystem“.

ANMERKUNG 2 Beispiele: Tanks, Filter, Ventile und Regler bilden ein Subsystem für die Treibstoffzufuhr innerhalb eines Antriebssystems.

3.2.1.69**System**

siehe **Antriebssystem** (siehe 3.2.1.54)

3.2.1.70**Anschlusspunkt**

Stelle innerhalb einer haftenden Anwendung, an der die lokale Belastung aufgrund einer geometrischen Diskontinuität in mehrere Richtungen verläuft

ANMERKUNG Kann auch als **Tripelpunkt** bezeichnet werden (siehe 3.2.1.82).

3.2.1.71**Drosselung**

Einstellung des Schubbereichs durch Steuereinrichtungen

3.2.1.72**Schub**

durch Beschleunigung und Ausstoß von Materie erzeugte Kraft

3.2.1.73**Hauptschubzeit**

Zeitdauer, in der ein Impuls von der Größe des **Impulsbits** angelegt wird, um die Auswirkung des ursprünglichen **Impulsbits** zu erreichen

3.2.1.74**Brennkammeraggregat (TCA)**

Baugruppe aus einer oder mehreren Einspritzvorrichtungen, Zündern, Brennkammern, Kühlmittelsystemen und **Düsen**

ANMERKUNG In manchen Konstruktionen hat ein Triebwerk mehr als nur eine Brennkammer, z. B. beim modularen Ringdüsentriebwerk.

3.2.1.75**Schubkoeffizient, C_F**

<momentaner Schubkoeffizient> Verhältnis des (momentanen) **Schubs** zum Produkt von Düsenhalsfläche und dem Düsenhalsgesamtdruck

ANMERKUNG 1 Entsprechend dieser Definition kann der momentane **Schubkoeffizient** berechnet werden als:

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t}$$

ANMERKUNG 2 Momentaner und mittlerer **Schubkoeffizient** werden im Allgemeinen als **Schubkoeffizient** bezeichnet.

3.2.1.76**Schubkoeffizient, C_F**

<mittlerer Schubkoeffizient> Verhältnis des über ein entsprechendes Zeitintervall einbezogenen **Schubs**, dividiert durch das Integral ebendieses Zeitintervalls des Produkts der Düsenhalsfläche und dem Düsenhalsgesamtdruck

ANMERKUNG 1 Entsprechend dieser Definition kann der mittlere **Schubkoeffizient** berechnet werden als:

$$C_F = \frac{\int_{t_1}^{t_2} F d\tau}{\int_{t_1}^{t_2} P_c A_t d\tau}$$

Oftmals wird t_1 als Zündzeit, t_0 , angegeben, t_2 als die Zeit beim Brennschluss (t_e). In diesem Fall sind $t_2 - t_1 = t_b$ und das Integral des **Schubs** wird zum **Gesamtimpuls**.

ANMERKUNG 2 Im Allgemeinen werden momentaner und mittlerer **Schubkoeffizient** als **Schubkoeffizient** bezeichnet.

3.2.1.77**Schubversatz**

Differenz zwischen reeller und beabsichtigter Richtung des **Schubvektors**

3.2.1.78**Schubabweichung vom Schwerpunkt**

Schubvektor, der nicht durch den momentanen COM verläuft

3.2.1.79**Schubvektorsteuerung**

Subsystem, mit dem die Richtung des Schubvektors auf Befehl justiert werden kann

3.2.1.80**Gesamtimpuls**

Zeitintegral der durch ein Triebwerk oder ein **Antriebssystem** abgegebenen Kraft während des Betriebszeitintervalls

ANMERKUNG Der Gesamtimpuls wird in Ns ausgedrückt.

3.2.1.81**Trimmen**

Einstellung des Arbeitspunktes (Mischungsverhältnis und Schubbereich) durch Steuerungsvorrichtungen

3.2.1.82**Tripelpunkt**

<beim Feststoffantrieb> Siehe Anschlusspunkt (siehe 3.2.1.70)

ANMERKUNG In dieser Norm bezieht sich der Begriff **Tripelpunkt** ausschließlich auf den Hitzeschutz.

3.2.1.83**Turbopumpe**

Vorrichtung in einem Raketentriebwerk, bestehend aus einer durch ein hochenergetisches Fluid angetriebenen Turbine, die eine oder mehrere rotierende Pumpen antreibt, um so innerhalb eines festgelegten Druckbereichs spezifische **Massenströme** des Fluids bereitzustellen

3.2.1.84**Ullage-Volumen**

freier Raum innerhalb eines Tanks, der nicht durch Flüssigtreibstoff und Geräte und Leitungen, die im Tank vorhanden sind, belegt ist

3.2.1.85**Ventilmanövrierzeit**

Zeitdauer der Ventilbewegung von einer vorbestimmten Anfangsposition zu einer vorbestimmten Endposition

3.2.1.86**Ventilansprechzeit**

Zeitdauer zwischen dem abgegebenen Bewegungsbefehl an ein Ventil und der ersten Bewegung des Ventils

3.2.1.87**Entlüften**

Öffnen eines geschlossenen Raumes zur Umgebung, um den Druck innerhalb des Raumes abzusenken

3.2.1.88**Wasserhammer**

Druckstoß oder Welle, die durch die kinetische Energie eines sich bewegenden Fluids entsteht, wenn dieses dazu gebracht wird, unvermittelt in der Bewegung innezuhalten oder die Richtung zu ändern

ANMERKUNG Wird im Allgemeinen auch als **Flüssigkeitsschlag** (siehe 3.2.1.24) bezeichnet.

3.2.2 Begriffsbestimmung von Massen**3.2.2.1****Trockenmasse**

Ausgangsmasse ohne Nutzlast

3.2.2.2**Endmasse oder Masse am Ende des Fluges**

Masse des Antriebssystems direkt nach Betriebsbeendigung

3.2.2.3**Abwurfmasse**

Differenz zwischen Anfangsmasse und Masse am Ende des Fluges

3.2.2.4**Ausgangsmasse**

Masse des gesamten Antriebssystems vor dessen Aktivierung

3.2.2.5**Vollmasse**

Summe von Treibstoffmasse, Druckgasmasse und der Massen von (anderen) Fluiden unmittelbar vor der Aktivierung des Antriebssystems

3.2.2.6**Treibstoffmasse**

Summe der Massen von Haupttreibstoff, Gaserzeuger und Starttreibstoffen, den Treibstoffen für Lageregelung und den Zündtreibstoffen

3.2.2.7**Restmasse**

Treibstoffmasse, die nach dem Betrieb im Antriebssystem verbleibt

3.3 Abkürzungen

Innerhalb dieser Norm werden folgende Abkürzungen festgelegt und verwendet:

Abkürzung	Bedeutung	
AIV	Montage, Integration und Verifikation	(en: assembly, integration and verification)
ACS	Lageregelungssystem	(en: attitude control system)
AOCS	Lage- und Bahnregelungssystem	(en: attitude and orbit control system)
BOL	Lebensanfang	(en: beginning-of-life)
CEX	Ladungsaustausch	(en: charge exchange)
CFC	Chlorfluorkohlenwasserstoffe	(en: chloro fluoro carbons)
CFD	Strömungsdynamik	(en: computational fluid dynamics)
COM	Massenschwerpunkt	(en: centre of mass)
CPIA	Informationsstelle zu chemischen Antrieben (USA)	(en: chemical propulsion information agency)
DDF	Konstruktions- und Festlegungsdatei	(en: design and definition file)
DF	Konstruktionsdatei	(en: definition file)
DJ	Begründungsdatei	(en: justification file)
DJF	Konstruktions- und Begründungsdatei	ANMERKUNG fr: Dossier justificatif (en: design and justification file)
DLAT	Abnahmeprüfung unter Werkstoffzerstörung	(en: destructive lot acceptance test)
DRD	Festlegung der Dokumentenanforderungen	(en: document requirements definition)
EIDP	Endeinheit-Datenpaket	(en: end item data package)
EJMA	Kompensatoren-Hersteller-Verband (USA)	(en: expansion joints manufacturer association)
EMC	elektromagnetische Verträglichkeit	(en: electromagnetic compatibility)
EMI	elektromagnetische Interferenz	(en: electromagnetic interference)
EOL	Ende der Lebensdauer	(en: end-of-life)
EP	elektrischer Antrieb	(en: electric propulsion)
FEED	Feldemissionstriebwerk	(en: field emission electric propulsion)
FMECA	Fehlermöglichkeits-, Einfluss- und Gefährdungsanalyse	(en: failure modes, effects and criticality analysis)
FOS	Sicherheitsfaktor	(en: factor of safety)
GEO	geostationäre Umlaufbahn	(en: geostationary orbit)
GSE	Bodendienstgeräte	(en: ground support equipment)
GSO	geosynchrone Umlaufbahn	(en: geosynchronous orbit)
IATA	Internationale Flug-Transport-Vereinigung IATA	(en: international air transport association)
LOx	Flüssigsauerstoff	(en: liquid oxygen)
MDP	größter Bemessungsdruck	(en: maximum design pressure)
MEOP	größter erwarteter Betriebsdruck	(en: maximum expected operating pressure)

Abkürzung	Bedeutung	
MLI	Mehrschichtdämmung	(en: multi layer insulation)
MMH	Monomethylhydrazin	(en: monomethyl hydrazine)
MON	Stickstoffmischoxide	(en: mixed oxides of nitrogen)
MPD	magneto-plasmadynamischer Antrieb	(en: magneto-plasma-dynamic thruster)
NDI	zerstörungsfreie Prüfung	(en: non-destructive inspection)
NPSP	positiver Netto-Ansaugdruck	(en: net positive suction pressure)
NTO	Distickstofftetroxid	(en: nitrogen tetroxide)
OBC	Computer an Bord	(en: on-board computer)
OBDAH	Datenverarbeitung an Bord	(en: on-board data handling)
ODE	eindimensionales Gleichgewicht	(en: one-dimensional equilibrium)
PACT	Hydrazin-Triebwerk	(en: power augmented catalytic thruster)
PCU	Energie-Kontrolleinheit	(en: power conditioning unit)
PED	DruckförderungsVorrichtung	(en: positive expulsion device)
PMD	Vorrichtung zur Treibstoffverwaltung	(en: propellant management device)
PPT	gepulster Plasmaantrieb	(en: pulsed plasma thruster)
RAMS	Zuverlässigkeit, Verfügbarkeit, Instandhaltbarkeit, Sicherheit	(en: reliability, availability, maintenance and safety)
RCS	Strahlsteuersystem	(en: reaction control system)
RFNA	rote rauchende Salpetersäure	(en: red fuming nitric acid)
SRM	Feststoffantrieb	(en: solid rocket motor)
STD	Gerät für die Oberflächenspannung	(en: surface tension device)
TBI	Schottaufsprengvorrichtung	(en: through bulkhead initiator)
TBPM	durch den Hersteller bereitzustellen	(en: to be provided by manufacturer)
TBPU	durch den Nutzer bereitzustellen	(en: to be provided by user)
TCA	Brennkammeraggregat	(en: thrust chamber assembly)
TEG	Turbinenabgase	(en: turbine exhaust gases)
TM/TC	Fernmessung/Fernsteuerung	(en: telemetry/telecommand)
TRL	Ebene der technologischen Reife	(en: Technology readiness level)
TS	technische Spezifikation	(en: Technical Specification)
TVC	Schubvektorsteuerung	(en: thrust vector control)
UDMH	asymmetrisches Dimethylhydrazin	(en: unsymmetrical-dimethylhydrazine)
VCD	Verifizierungskontrolldokument	(en: verification control document)

3.4 Symbole

Innerhalb dieser Norm werden folgende Symbole festgelegt und verwendet:

Symbol	Bedeutung
a_e	Halbwinkel eines Düsenkegels (bei Düsenausgang)
b	Schubumlenkungswinkel (bei TVC)
C^*	charakteristische Geschwindigkeit
C	Ausflusskoeffizient
C_F	Schubkoeffizient
D	Durchmesser
Δ	Inkrement
F	Schub
f	Frequenz
F	Mischungsverhältnis, Verhältnis des Durchsatzes von Oxidator und Massenstrom des Brennstoffs
g_0	Standard-Erdbeschleunigung von 9,806 65 m/s ²
h	Enthalpie
I_{SP}	spezifischer Impuls
k	Druckverlustkoeffizient
L	Länge
L^*	charakteristische Brennkammerlänge
l	Korrekturfaktor bei Streuverlust
m	Massenstrom
M_P	gesamter Massenausstoß
M_0	Anfangsmasse eines Antriebssystems
M_f	Masse des Antriebssystems bei Betriebsende
$n-D$	(n ist 1,2 oder 3) n -dimensional
$p_{\max}$	Höchstdruck aufgrund von Zündung
p_{vap}	Dampfdruck
S	Oberfläche oder Querschnittsfläche
S_N	Normalbelastung an der Schnittstelle einer Verbindung
T	Temperatur
T	Drehkraft (Pumpen und Turbinen)
t_b	Brenndauer
t_i	Startzeit der Verbrennung
t_{ign}	Zündzeit
t	Schubspannung an der Schnittstelle einer Verbindung

Symbol	Bedeutung
DV	Idealgeschwindigkeit eines Raketentriebwerks innerhalb einer gravitationslosen Umgebung und ohne andere störende Kräfte (Luftwiderstand, Solarwind, Strahlungsdruck)
w	Rotationsgeschwindigkeit
$()_{\text{eff}}$	effektiv

August 2013

ICS 49.140

English version

Space engineering - Propulsion general requirements

Ingénierie spatiale - Exigences générales pour la propulsion

Raumfahrttechnik - Antrieb, allgemeine Anforderungen und Grundsätze

This draft European Standard is submitted to CEN members for unique acceptance procedure. It has been drawn up by the Technical Committee CEN/CLC/TC 5.

If this draft becomes a European Standard, 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.

This draft European Standard was established by CEN and CENELEC 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.

Recipients of this draft are invited to submit, with their comments, notification of any relevant patent rights of which they are aware and to provide supporting documentation.

Warning : This document is not a European Standard. It is distributed for review and comments. It is subject to change without notice and shall not be referred to as a European Standard.



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

Table of contents

Foreword	5
Introduction.....	6
1 Scope.....	7
2 Normative references	8
3 Terms, definitions and abbreviated terms.....	9
3.1 Terms defined in other standards	9
3.2 Terms specific to the present standard	9
3.2.1 General terms	9
3.2.2 Definition of masses	20
3.3 Abbreviated terms.....	21
3.4 Symbols.....	22
4 Propulsion engineering activities	24
4.1 Overview	24
4.1.1 Relationship with other standards	24
4.1.2 Characteristics of propulsion systems	24
4.2 Mission	25
4.3 Development	25
4.4 Propulsion system interfaces	26
4.5 Design	27
4.5.1 General	27
4.5.2 Global performance.....	27
4.5.3 Reference envelope	28
4.5.4 Transients	30
4.5.5 Sizing	30
4.5.6 Dimensioning	31
4.5.7 Imbalance	31
4.5.8 Thrust vector control	32
4.5.9 Contamination and cleanliness.....	32
4.5.10 Plume effect.....	33

4.5.11	Leak tightness	34
4.5.12	Environment	34
4.5.13	Impact of ageing on sizing and dimensioning	35
4.5.14	Components	35
4.5.15	Monitoring and control system	37
4.6	Ground support equipment (GSE)	37
4.6.1	General	37
4.6.2	Mechanical and fluid	38
4.6.3	Electrical	38
4.7	Materials	38
4.8	Verification	38
4.8.1	Verification by analyses	38
4.8.2	Verification by tests	39
4.9	Production and manufacturing	40
4.9.1	Overview	40
4.9.2	Tooling and test equipment	40
4.9.3	Marking	40
4.9.4	Component manufacturing and assembly	41
4.10	In-service	41
4.10.1	Operations	41
4.10.2	Propulsion system operability	41
4.11	Deliverables	42
Annex A (normative) Propulsion performance analysis report (AR-P) - DRD		43
Annex B (normative) Gauging analysis report (AR-G) - DRD		47
Annex C (normative) Addendum: Specific propulsion aspects for thermal analysis - DRD		51
Annex D (normative) Plume analysis report (AR-PI) - DRD		60
Annex E (normative) Nozzle and discharge flow analysis report (AR-N) - DRD		64
Annex F (normative) Sloshing analysis report (AR-S) - DRD		68
Annex G (normative) Propulsion transients analysis report (AR-Tr) - DRD		72
Annex H (normative) Propulsion subsystem or system user manual (UM) - DRD		76

Annex I (normative) Mathematical modelling for propulsion analysis (MM-PA) - DRD	84
Annex J (normative) Addendum: Additional propulsion aspects for mathematical model requirements (MMR) - DRD	88
Annex K (normative) Addendum: Additional propulsion aspects for mathematical model description and delivery (MMDD) - DRD	90
Annex L (normative) Propulsion system instrumentation plan - DRD	92
Annex M (informative) Standards for propellants, pressurants, simulants and cleaning agents	94
Bibliography	97

Figures

Figure 3-1 Burning time	10
Figure 3-2: NPSP	15
Figure 3-3 Relief flap or floater	16

Tables

Table 4-1 Deliverable DRD	42
---------------------------------	----

Foreword

This document (FprEN 16603-35:2013) has been prepared by Technical Committee CEN/CLC/TC 5 "Space", the secretariat of which is held by DIN (Germany).

This document (FprEN 16603-35:2013) originates from ECSS-E-ST-35C Rev. 1.

This document is currently submitted to the Unique Acceptance Procedure.

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

Introduction

The requirements in this Standard (ECSS-E-ST-35) and in the three space propulsion standards dedicated to particular type of propulsion (ECSS-E-ST-35-01, ECSS-E-ST-35-02 and ECSS-E-ST-35-03) are organized with a typical structure as follows:

- Functional
- Constraints
- Interfaces
- Design
- GSE
- Materials
- Verification
- Production and manufacturing
- In-service (operation and disposal)
- Deliverables.

All the normative references, terms, definitions, abbreviated terms, symbols and DRDs of the ECSS Propulsion standards are collected in this ECSS-E-ST-35 standard.

The ECSS Propulsion standards structure is as follows.

ECSS-E-ST-35 Propulsion general requirements

- Standards, covering particular type of propulsion
 - ECSS-E-ST-35-01 Liquid and electric propulsion for spacecrafts
 - ECSS-E-ST-35-02 Solid propulsion for spacecrafts and launchers
 - ECSS-E-ST-35-03 Liquid propulsion for launchers.
- Standard covering particular propulsion aspects
 - ECSS-E-ST-35-06 Cleanliness requirements for spacecraft propulsion hardware
 - ECSS-E-ST-35-10 Compatibility testing for liquid propulsion systems

Further information on the use of conventional propellants, pressurants, simulants and cleaning agents is given in Annex M.

1

Scope

This Standard defines the regulatory aspects that apply to the elements and processes of liquid propulsion for launch vehicles and spacecraft, solid propulsion for launch vehicles and spacecraft and electric propulsion for spacecraft. The common requirements for the three types of space propulsion are written in the ECSS-E-ST-35 document. The specific requirements for each type of propulsion are given in ECSS-E-ST-35-01, ECSS-E-ST-35-02 and ECSS-E-ST-35-03. It specifies the activities to be performed in the engineering of these propulsion systems and their applicability. It defines the requirement for the engineering aspects such as functional, physical, environmental, quality factors, operational and verification.

Other forms of propulsion (e.g. nuclear, nuclear–electric, solar–thermal and hybrid propulsion) are not presently covered in this issue of the Standard.

This standard applies to all types of space propulsion systems used in space applications, including:

- Liquid and electric propulsion for spacecraft.
- Solid propulsion for launch vehicles and spacecraft;
- Liquid propulsion for launch vehicles.

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	ECSS-E-ST-10	Space engineering – System engineering general requirements
EN 16603-10-02	ECSS-E-ST-10-02	Space engineering – Verification
EN 16603-35-06	ECSS-E-ST-35-06	Space engineering – Cleanliness requirements for spacecraft propulsion hardware
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

Terms, definitions and abbreviated terms

3.1 Terms defined in other standards

For the purpose of this Standard, the terms and definitions from ECSS-S-ST-00-01 apply.

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

technology readiness level (TRL)

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

MDP

MEOP

mission life

3.2 Terms specific to the present standard

3.2.1 General terms

3.2.1.1 ablated thickness

removed thickness of thermal protection material, due to thermal and mechanical loads, during combustion duration

NOTE Mathematically called “ea”

3.2.1.2 barbecue mode

mode where a stage or **spacecraft** slowly rotates in space in order to obtain an even temperature distribution under solar radiation

3.2.1.3 beam divergence

semi-angle of a cone, passing through the thruster exit, containing a certain percentage of the current of an ion beam at a certain distance of that thruster exit

3.2.1.4 buffeting

fluctuating external aerodynamic loads due to vortex shedding

3.2.1.5 burning time, t_b

time for which the propulsion system delivers a **thrust**

NOTE Figure 3-1 illustrates an arbitrary **thrust** or pressure history of a rocket propulsion system. An igniter peak can, but need not, be observed. Depending on the application, a time, t_0 , is defined at which the propulsion system is assumed to deliver a **thrust**, and a time, t_e , at which the propulsion system is assumed not to deliver an **thrust** any more.

The **burning time** is the time interval defined as the difference between the two times: $t_b = t_e - t_0$.

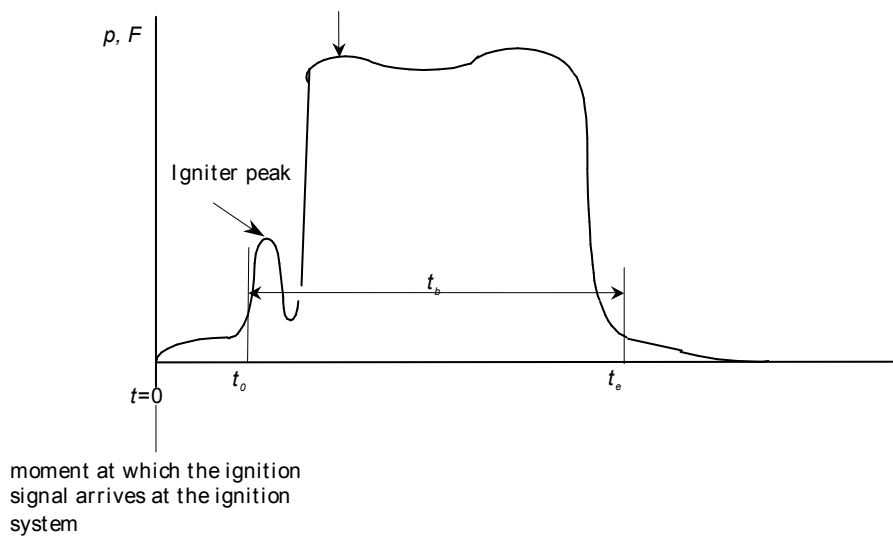


Figure 3-1 Burning time

3.2.1.6 characteristic velocity, C^*

<instantaneous characteristic velocity> ratio of the product of the throat area of a rocket engine and the total pressure (at the throat) and the propellants **mass** flow rate

NOTE 1 In accordance with this definition, the instantaneous **characteristic velocity** is:

$$C^* = \frac{p_c A_t}{m}$$

NOTE 2 Instantaneous and overall characteristic velocities are usually referred to as **characteristic velocity**.

NOTE 3 The usual units are m/s.

3.2.1.7 characteristic velocity, C^*

<overall characteristic velocity> ratio of the time integral of the product of throat area and total pressure (at the throat) and the propellants **ejected mass** during the same time interval

NOTE 1 In accordance with this definition, the overall **characteristic velocity** is:

$$C^* = \frac{\int_{t_1}^{t_2} p_c A_t d\tau}{\int_{t_1}^{t_2} m d\tau}$$

In many cases t_1 is taken to be the ignition time, t_0 , and t_2 is taken to be the time at burnout (t_b). In that case, $t_2 - t_1 = t_b$ and the integral in the denominator equals the **ejected mass**.

NOTE 2 Instantaneous and overall characteristic velocities are usually referred to as **characteristic velocity**.

NOTE 3 The usual units are m/s.

3.2.1.8 charred thickness

remaining thermal material thickness after motor operating, affected by thermal loads

NOTE 1 For example, composition evolution.

NOTE 2 Mathematically, it is called "ec"

3.2.1.9 chill-down

process of cooling the engine system **components** before ignition in order to reach specific functional and mechanical criteria (e.g. the propellants proper thermodynamic state)

3.2.1.10 component

smallest individual functional unit considered in a **subsystem**

NOTE For example tanks, valves and regulators.

3.2.1.11 contaminant

undesired material present in the propulsion system at any time of its life

3.2.1.12 corridor

variation envelope of a time dependent parameter

3.2.1.13 critical speed

speed at which the eigenfrequency of the rotor coincides with an integer multiple of the rotational speed

3.2.1.14 cryo-pumping

condensation of gas on cryogenic fluid (e.g. LH₂, LHe) lines or **components**, thereby sucking in more gas and thereby preventing normal operation of cryogenic system

NOTE For example, preventing proper **chill-down**.

3.2.1.15 de-orbiting

controlled return to Earth or other celestial body or burn-up in the atmosphere of a **spacecraft** or stage

3.2.1.16 dimensioning

process by which the dimensions of an **entity** (**system**, **subsystem** or component) is determined and verified, such that the **entity** conforms to the **entity** requirements and can withstand all loads during its mission

NOTE Dimensioning is only possible after the sizing process for the particular system or subsystem has been completed.

3.2.1.17 dimensioning case

set of loads combinations which have been identified by failure modes analysis

3.2.1.18 discharge coefficient, C_d

<for nozzle> inverse of the **characteristic velocity**

NOTE 1 In accordance with this definition, the **discharge coefficient** is

$$C_d = \frac{1}{C^*}$$

NOTE 2 In this Standard, the units are s/m.

NOTE 3 Also called mass flow rate coefficient

3.2.1.19 draining

emptying the fluid contents from a volume

3.2.1.20 electric thruster

propulsion device that uses electrical power to generate or increase **thrust**

3.2.1.21 engine inlet pressure

propellant stagnation pressure at the engine inlet

3.2.1.22 envelope

set of physical data in which the propulsion system, subsystem, or component is intended to operate

NOTE 1 It is also called domain.

NOTE 2 For propulsion systems, the concept of operational envelope is applied in the design. The concept of extreme envelope is commonly used for liquid propulsion for launchers (see ECSS-E-ST-35-03).

3.2.1.23 erosive burning

increase of the solid burning rate of the **propellant** due to high gas velocities parallel to the burning surface

3.2.1.24 fluid hammer

see **water hammer** (see 3.2.1.88).

3.2.1.25 flushing

passing a fluid through a volume with the objective of removing any remains of other fluids in this volume

3.2.1.26 flutter

aero-elastic instability

3.2.1.27 functional transducer

transducer used as an input for controlling the system in real time

3.2.1.28 graveyard orbit

orbit about 300 km or more above a GEO or GSO into which spent upper stages or satellites are injected to reduce the creation of debris in GEO or GSO

3.2.1.29 ground support equipment GSE

equipment adapted to support verification testing and launch preparation activities on the propulsion system

3.2.1.30 hump effect

effect by which the solid propellant burning rate varies with the penetration depth into the propellant grain

3.2.1.31 hypergolic propellants

propellants which spontaneously ignite upon contact with each other

3.2.1.32 ignition time, t_{ign}

<for solid propulsion> time at which the solid motor pressure has reached a given percentage of the theoretical pressure corresponding to the combustion of the main propellant grain only (explicitly excluding the igniter peak)

3.2.1.33 impulse bit

time integral of the force delivered by a thruster during a defined time interval

NOTE Impulse bit is expressed in Ns.

3.2.1.34 initiator

first element in an explosive chain that, upon receipt of the proper impulse, produces a deflagrating or detonating action

NOTE The impulse can be provided by mechanical, electrical, optical action.

3.2.1.35 insulation thickness (ej)

thickness of non affected material to ensure a given interface temperature

3.2.1.36 interface

common boundary involving a direct interaction between two or more systems, subsystems or components

3.2.1.37 launch vehicle

vehicle intended to move a spacecraft from ground to orbit or between orbits

3.2.1.38 limit testing

determining experimentally the operating limit under which a **system**, **subsystem**, component or material can be used without loss of integrity or loss of functional capability

3.2.1.39 liquid rocket engine

chemical rocket motor using only liquid **propellants**

NOTE This includes catalytic bed monopropellant engine.

3.2.1.40 minimum impulse bit

smallest impulse delivered by a thruster at a given level of reproducibility, as a result of a given command

NOTE Minimum impulse bit is expressed in Ns.

3.2.1.41 mission

see mission life (see 3.1)

NOTE The mission encompasses the complete life of the propulsion system or subsystem: delivery, (incoming) inspection, tests, storage, transport, handling, integration, loading, pre-launch activities, launch, in-orbit life, passivation and, if applicable, disposal.

3.2.1.42 mixture ratio

ratio of oxidizer to fuel **mass** flow rates

3.2.1.43 non affected thickness(es)

remaining thermal protection material thickness after solid motor operating, non affected by thermal and mechanical loads

3.2.1.44 nozzle

Device to accelerate fluids from a rocket motor to exhaust velocity

3.2.1.45 net positive suction pressure NPSP

difference between the total pressure and the vapour pressure at a given temperature

NOTE 1 In accordance with this definition,
 $NPSP = p_{tot} - p_{vap}(T)$.

NOTE 2 There are 3 types of NPSPs (see Figure 3-2):

- $NPSP_{available}$ which is the **NPSP** at a given instant and at a certain location.
- $NPSP_{cr}$, or critical **NPSP** which is the **NPSP** below which the pump pressure rise decreases below a pre defined value due to cavitation.
- $NPSP_{req}$, or required **NPSP** which is $NPSP_{req} = NPSP_{cr} + \text{safety margin}$.

In accordance with these definitions,
 $NPSP_{cr} < NPSP_{available}$

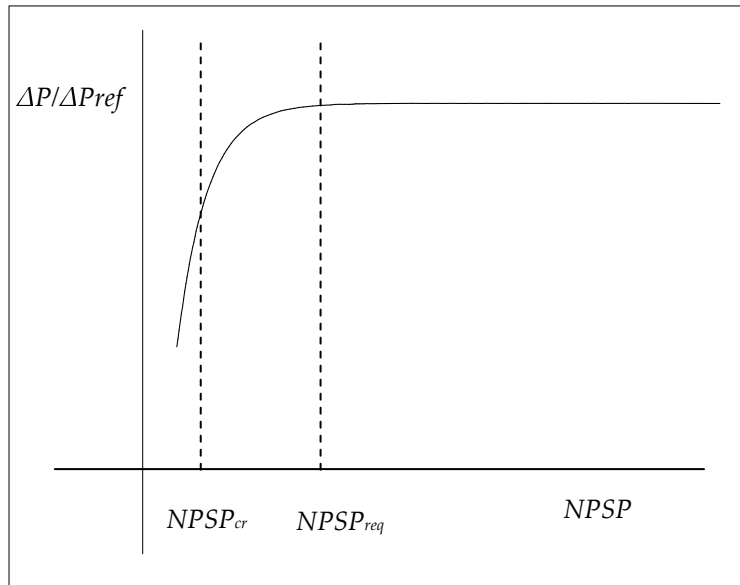


Figure 3-2: NPSP

3.2.1.46 plasma

ionized gas

NOTE **Plasma** contains neutral species, ions and electrons.

3.2.1.47 POGO

coupling between the dynamic behaviour of the launcher structure and a fluctuating thrust, resulting in a fluctuation of the mass flow rate at the engine inlet

3.2.1.48 pre-heating time

time that the thermal protection is exposed to the combustion gases in the “dead water” zone

NOTE The floater (see Figure 3-3) is assumed to be consumed by the combustion products roughly at the same rate as the **propellant** regresses. Between the remaining floater and the thermal protection, a “dead water” zone of combustion products exists. Because of the relatively low gas velocity in this “dead water” zone, the heat transfer to the thermal protection is reduced to conduction and radiation only.

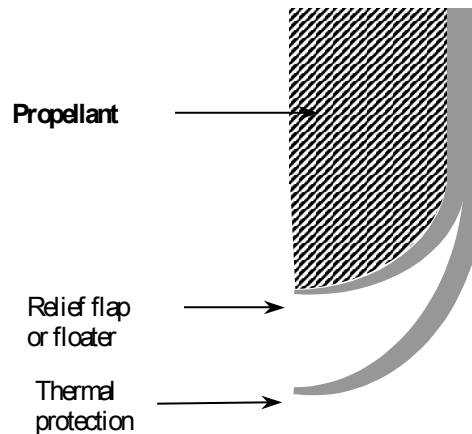


Figure 3-3 Relief flap or floater

3.2.1.49 pressurant

fluid used to pressurize a **system** or **subsystem**

3.2.1.50 pressure drop coefficient

coefficient which expresses the pressure drop over a component

NOTE The pressure drop coefficient is usually represented by k , and in accordance with this definition $k = \rho \Delta p / S$ for instance.

3.2.1.51 priming

filling operation of a fluid volume as a first step of operation

3.2.1.52 propellant

material or materials that constitute a **mass** which, often modified from its original state, is ejected from a propulsion device to produce **thrust**

3.2.1.53 propellant gauging

determination of the remaining propellant on board at a given time in the mission.

3.2.1.54 propulsion system

system to provide **thrust**

NOTE 1 In this standard it is also referred to as the system.

NOTE 2 Propulsion system comprises all components used in the fulfilment of a mission, e.g. thrusters, propellants, valves, filters, pyrotechnic devices, pressurization subsystems, feeding system, tanks and electrical components.

NOTE 3 Electrical power sources are only included in Electrical propulsion system.

3.2.1.55 purging

removing fluid from a volume containing liquid and gas