

INITIALE MISSIONSAUSLEGUNG UND SYSTEMDESIGN EINES 3U-CUBESATS MIT PEEK-TRÄGERSTRUKTUR UND INNOVATIVEM THERMALKONZEPT

D. Thermann*, C.S. Offenhäusser*, C. Wainer*, M. Konietzko†, S. Langbein†, P. Hartmann*, M. Czupalla*

* FH Aachen - University of Applied Sciences, Aachen, Deutschland

† Lamb Space Tec GmbH, Heiligenhaus, Deutschland

Zusammenfassung

Steigende Leistungsdichten von CubeSats und hohe Ausfallraten zu Missionsbeginn erfordern neue Ansätze im Kleinsatellitendesign und in der Testmethodik. Hierzu erprobt das Projekt PEEKsat innovative Thermaltechnologien, während im Projekt EnviLoopCube ein ganzheitliches Environment-in-the-Loop-Testverfahren entwickelt wird. Der vorliegende Beitrag stellt den Systemvorentwurf und die Missionsauslegung eines 3U-CubeSats vor, der als Technologiedemonstrator und Anwendungsbeispiel für die Projekte dient. Plattformseitig werden eine Primärstruktur aus Polyetheretherketon (PEEK) sowie ein hybrides Thermalkonzept, bestehend aus einer Phasenwechselmaterial-Komponente und einem entfaltbaren Radiator, integriert. Für ein repräsentatives Missionsszenario in einem sonnensynchronen Orbit in 500 km Höhe wird ein Vergleich von fünf Plattformvarianten durchgeführt. Die Konfiguration *Horizontal B* mit nadirgerichteter 3U-Fläche und sekundärer Sonnenausrichtung der Solarpanels wird dabei als geeignetste Konfiguration hinsichtlich Energiegewinnung, aerodynamischer Störmomente und des verfügbaren Bauraums für Nutzlasten identifiziert. Die vorläufigen Massen-, Energie- und Datenlinkbudgets belegen die Machbarkeit des Entwurfs und schaffen die Grundlage für nachfolgende Projektschritte, welche detaillierte thermische und mechanische Analysen sowie ganzheitliche software- und hardwareseitige Systemtests umfassen.

Keywords

CubeSat; Environment-in-the-Loop; Polyetheretherketon; Missionsauslegung; Entfaltbarer Radiator; Infused Thermal Solutions

NOMENKLATUR

Abkürzungen

ADCS	Attitude Determination and Control System
CDHS	Command and Data Handling System
COM	Communication System
EIL	Environment-in-the-Loop
EIRP	Equivalent Isotropically Radiated Power
ELC	EnviLoopCube
EPS	Electrical Power System
HIL	Hardware-in-the-Loop
ITS	Infused Thermal Solutions
LEO	Low Earth Orbit
LTDN	Local Time of Descending Node
MIL	Model-in-the-Loop
OBC	On-Board Computer

PDU	Power Distribution Unit
PEEK	Polyetheretherketon
PL	Payload
PSU	Power Supply Unit
SP	Solarpanel
SSO	Sonnensynchroner Orbit
STR	Structure
TCS	Thermal Control System

1. EINLEITUNG

Als kostengünstige und hochstandardisierte Plattformen zur Erprobung neuer Technologien haben CubeSat-Missionen in den vergangenen Jahren stark an Popularität gewonnen [1]. Der CubeSat-Standard ermöglicht dabei nicht nur Hochschulen einen erschwinglichen Zugang zum Weltraum, sondern bietet zunehmend auch kommerziellen Akteuren erhebliche Kostenvorteile.

Mit steigender Reife und Etablierung des Standards wachsen jedoch auch die Anforderungen an die Missionen. Zunehmend komplexe Nutzlasten verschärfen die ohnehin charakteristisch hohe Leistungsdichte von CubeSats [2] weiter. Die zur Abfuhr der Verlustleistung verfügbare Außenfläche ist durch den kompakten Formfaktor limitiert und steht zudem in direkter Konkurrenz zu weiteren Subsystemkomponenten wie Solarzellen zur Energieversorgung oder Nutzlastfenstern. Konventionelle, rein passive Thermalkontrollsysteme stoßen unter dieser Flächenkonkurrenz rasch an ihre Leistungsgrenzen, was neuartige Thermalkonzepte erforderlich macht.

Neben den thermischen Herausforderungen wird der CubeSat-Sektor weiterhin durch hohe Ausfallraten zu Missionsbeginn belastet. Dabei sind sowohl der Anteil der direkt nach dem Aussetzen vollkommen funktionsunfähigen Satelliten (Dead on Arrival) als auch der Anteil der Frühausfälle in den ersten Betriebstagen (Infant Mortality) kritisch hoch [1]. Eine mögliche Ursache für frühe Missionsausfälle liegt in unzureichenden Verifikations- und Testaktivitäten, die unter anderem aus begrenzten Ressourcen oder engen Zeitplänen resultieren können [3]. In Kombination mit dem steigenden Komplexitätsgrad der Systeme führt dies dazu, dass funktionale Unzulänglichkeiten oder unvorhergesehene Wechselwirkungen zwischen den Subsystemen häufig erst im Orbit erkennbar werden.

1.1. PEEKsat

Zur Bewältigung der erwähnten thermischen Herausforderungen sowie zur Erprobung neuartiger Werkstoffe im Kleinsatellitenbereich wird am Fachbereich Aerospace and Automotive Engineering der FH Aachen in Kooperation mit der Lamb Space Tec GmbH das Forschungsprojekt PEEKsat durchgeführt. Ziel des Projektes ist die Entwicklung und Validierung eines 3U-CubeSats, dessen Trägerstruktur aus Polyetheretherketon (PEEK) besteht.

Der Einsatz des Hochleistungskunststoffs bietet dabei potentielle Vorteile durch eine verbesserte Schwingungsdämpfung, eine günstige CO₂-Bilanz sowie die direkte Integration von Komponenten während der Fertigung. Dem stehen werkstoffbedingte Herausforderungen hinsichtlich der geringeren mechanischen Festigkeit sowie der reduzierten thermischen Leitfähigkeit gegenüber, die es im Projekt zu erforschen gilt.

Neben dem Werkstoffkonzept dient PEEKsat der Erprobung und Validierung innovativer Ansätze zur Wärmedissipation sowie zur passiven Temperaturstabilisierung. Das Thermalkonzept des CubeSats kombiniert hierfür einen entfaltbaren Radiator zur Vergrößerung der effektiven Abstrahlfläche mit einer Infused Thermal Solutions (ITS)-Komponente. Beim ITS-Verfahren wird ein Phasenwechselmaterial direkt in die Struktur von Komponenten eingebunden und kann so durch die Änderung des Aggregatzustands transiente Wärmespitzen absorbieren. Dies ermög-

licht eine passive Temperaturstabilisierung dieser Komponenten im Orbit.

1.2. EnviLoopCube

Um der einleitend beschriebenen hohen Ausfallquote zu Missionsbeginn gezielt entgegenzuwirken, wird am Fachbereich Aerospace and Automotive Engineering der FH Aachen außerdem das Forschungsprojekt EnviLoopCube (ELC) durchgeführt. Im Fokus steht die Entwicklung eines durchgängigen Environment-in-the-Loop (EIL)-Testverfahrens, welches das Zusammenspiel der Hardwarekomponenten mit dem geplanten Missionsablauf innerhalb einer repräsentativen Umgebungssimulation erprobt. Dabei werden die Subsysteme in Flugkonfiguration in einer Thermalvakuum-Umgebung unter simulierter Sonneneinstrahlung miteinander gekoppelt getestet. Durch diese ganzheitliche Systembetrachtung ermöglicht das Testverfahren das gezielte Aufdecken unvorhergesehener Interaktionsfehler zwischen den einzelnen Subsystemen sowie die Analyse ihres gekoppelten Verhaltens im operativen Betrieb.

Der Weg zum EIL-Test erfolgt schrittweise über eine Model-in-the-Loop-(MIL)- und eine Hardware-in-the-Loop-(HIL)-Phase. Während in der MIL-Phase Umgebung und Subsysteme vollständig softwareseitig simuliert werden, werden die Subsystemmodelle in der HIL-Phase sukzessive durch reale Hardware ersetzt. Dadurch wird der Testaufbau schrittweise von einer rein virtuellen zu einer zunehmend realitätsnahen Systemabbildung überführt.

2. MISSIONSSZENARIO

Zur Umsetzung der Forschungsziele von PEEKsat und ELC wird gemeinsam ein 3U-CubeSat entwickelt, der als Plattform zur Erprobung der jeweiligen Projektziele dient. Nachfolgend wird ein geeignetes Missionsszenario für diesen 3U-CubeSat erarbeitet. Dies umfasst die Ableitung der Missionsziele, die darauf aufbauende Auswahl eines geeigneten Orbits sowie die Analyse der daraus resultierenden Kommunikationsfenster mit der Bodenstation.

2.1. Missionsziele

Aus den Projekten leiten sich die folgenden primären und sekundären Missionsziele ab:

- **Primäre Missionsziele:**

- **Validierung der PEEK-Trägerstruktur:** In-Orbit-Erprobung des PEEK-Werkstoffs als primäres Trägerstrukturmaterial.
- **Demonstration des hybriden Thermalkonzepts:** Nachweis der Funktionsfähigkeit des gewählten Thermalkonzepts, bestehend aus der ITS-Komponente zur Absorption transienter Wärmespitzen sowie dem entfaltbaren Radiator zur Vergrößerung der effektiven Abstrahlfläche.

- **Sekundäres Missionsziel:**

- **Erdbeobachtung:** Betrieb eines selbstentwickelten Selfiesticks sowie einer Kamera zur Erdbeob-

achtung, um repräsentative thermische Verlustleistungen und Datenmengen zu erzeugen.

2.2. Orbitwahl

Für die Erreichung der Missionsziele ist die Festlegung eines geeigneten Orbits von zentraler Bedeutung. Bild 1 zeigt die Verteilung bisheriger Nanosatelliten-Missionen (1 kg bis 10 kg).

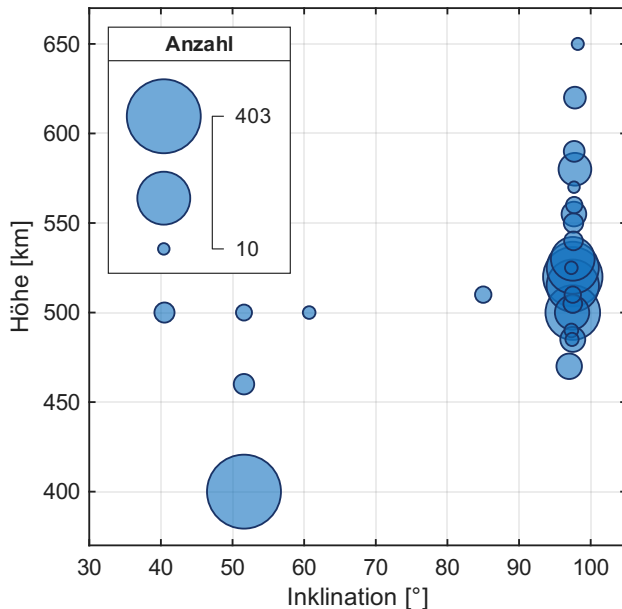


BILD 1. Anzahl von Nanosatelliten nach Orbithöhe und Inklination (Daten adaptiert aus [1]).

Die Daten zeigen eine deutliche Häufung im Low Earth Orbit (LEO) von 450 km bis 600 km, insbesondere in sonnensynchronen Orbits (SSOs) mit einer Inklination von 97° bis 98°. Für den entwickelten 3U-CubeSat wird ein Orbit in diesem Höhen- und Inklinationsbereich angestrebt, was zwei wesentliche Vorteile bietet:

- **Startverfügbarkeit:** Die hohe Abdeckung durch kommerzielle Rideshare-Anbieter erhöht die Startmöglichkeiten.
- **Repräsentativität:** Die gewonnenen Thermal- und Materialdaten sind direkt auf künftige CubeSat-Missionen in ähnlichen Orbits übertragbar.

Nachfolgend werden alle Berechnungen beispielhaft für eine Orbithöhe von 500 km und eine Inklination von 97,4° durchgeführt.

2.3. Kommunikationsfenster

Der gewählte Orbit hat einen direkten Einfluss auf die Kommunikationsfenster zur Bodenstation. Es wird angenommen, dass in dem gewählten Missionsszenario ausschließlich mit der Bodenstation der FH Aachen kommuniziert wird. Bild 2 zeigt beispielhaft die resultierenden Kommunikationsfenster zur Bodenstation der FH Aachen über einen Zeitraum von 24 Stunden.

Die jeweilige Dauer der Kommunikationsfenster hängt stark von der Lage der aktuellen Flugbahn relativ zur

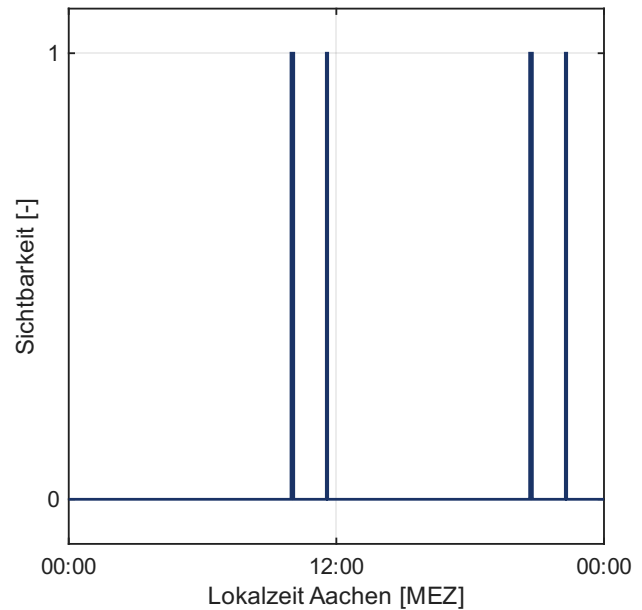


BILD 2. Exemplarische Kommunikationsfenster der Bodenstation der FH Aachen für einen Satelliten in einem 500-km-SSO.

Bodenstation ab. Um eine verlässliche Basis für die Systemauslegung zu schaffen, wurden daher die Überflugzeiten über einen repräsentativen Zeitraum von 30 Tagen simuliert. Bei einer angenommenen minimalen Elevation von 10°, ab der ein Kontakt zur Bodenstation möglich ist, ergeben sich typischerweise vier Überflüge pro Tag. Die mittlere Kontaktzeit pro Überflug beträgt 5,64 min bei einer maximalen Passdauer von 7,33 min. Das durchschnittliche tägliche Kontaktbudget beläuft sich somit auf 22,55 min.

3. SYSTEMANFORDERUNGEN

Aus den übergeordneten Missionszielen, den technischen Randbedingungen der Plattform sowie der Wahl des Orbits lassen sich die zentralen Systemanforderungen für den CubeSat ableiten. Tab. 1 zeigt einen repräsentativen Auszug dieser Anforderungen. Auf eine detaillierte Auflistung sämtlicher Subsystem-Spezifikationen wird an dieser Stelle verzichtet.

4. SYSTEMKONFIGURATION

Basierend auf den definierten Systemanforderungen wird nachfolgend die geometrische und funktionale Konfiguration des 3U-CubeSats erarbeitet. Hierzu werden verschiedene Plattformvarianten hinsichtlich ihrer solaren Energieerzeugung sowie der resultierenden aerodynamischen Störmomente analysiert und verglichen. Abschließend wird der Einfluss der Radiatorposition auf die aerodynamischen Störmomente untersucht.

4.1. Vergleichene Systemkonfigurationen

Zur Erfüllung der definierten Systemanforderungen werden fünf Systemkonfigurationen für den 3U-

TAB 1. Auszug der 3U-CubeSat-Systemanforderungen.

ID	Anforderungstext
PEKS-SYS-010	Der CubeSat soll eine maximale Masse von 6 kg haben.
...	...
PEKS-SYS-080	Der CubeSat soll in verstauter Konfiguration die Startumgebung einer Falcon-9-Trägerrakete überstehen.
PEKS-SYS-090	Der CubeSat soll in verstauter Konfiguration durch ein Exolaunch-Dispenser-System ausgesetzt werden.
PEKS-SYS-100	Der CubeSat soll in einer Umlaufbahnhöhe von 450 km bis 600 km betrieben werden können.
PEKS-SYS-110	Der CubeSat soll in einer Bahnneigung von 97° bis 98° betrieben werden können.
PEKS-SYS-120	Der CubeSat soll während der nominalen Erdbeobachtung eine primäre Nadir-Ausrichtung der Kamera einhalten.
PEKS-SYS-130	Der CubeSat soll zur Energieerzeugung eine sekundäre Sonnenausrichtung der Solarzellen sicherstellen.
PEKS-SYS-140	Der CubeSat soll während der Kommunikation mit der Bodenstation eine Ausrichtung der S-Band-Antenne auf die Bodenstation gewährleisten.

CubeSat untersucht. Diese unterscheiden sich in der Ausrichtung des 3U-Hauptkörpers relativ zur Flugbahn sowie der Anordnung der entfaltbaren Solarpanels (SP) (Bild 3).

Hinsichtlich der primären Ausrichtung zur Erde wird zwischen zwei Grundvarianten des Strukturkörpers unterschieden:

- **Horizontale Konfigurationen (a–c):** Eine der 3U-Längsflächen ist permanent in Nadir-Richtung ausgerichtet.
- **Vertikale Konfigurationen (d, e):** Eine der quadratischen 1U-Stirnflächen zeigt kontinuierlich in Nadir-Richtung.

Um eine konsistente Vergleichsbasis zu gewährleisten, verfügen alle Varianten über eine identische SP-Gesamtfläche von 0,09 m². Die SPs sind dabei entweder horizontal oder vertikal zur Flugrichtung angeordnet. Bei horizontaler Anordnung weisen die Flächennormalen entgegen der Nadir-Richtung, so dass die SPs parallel zur Flugrichtung liegen. Bei vertikaler Anordnung stehen die SPs senkrecht zur Flugrichtung, wobei ihre Flächennormalen durch eine Rotation um die Nadir-Achse sekundär zur Sonne ausgerichtet werden. In der Regel ist die Sonnenausrichtung jedoch durch die primäre Nadirausrichtung beschränkt und kann daher nicht vollständig realisiert werden.

4.2. Solare Energieerzeugung

Zur energetischen Bewertung der fünf Systemkonfigurationen wird die über einen Orbit generierte Energie der SPs verglichen. Da die Orientierung der Solarzellen entscheidend ist, lassen sich die Varianten auf zwei geometrische Fälle reduzieren: horizontal montierte SPs (Bild 3a, e) und vertikal montierte SPs (Bild 3b, c, d) mit sekundärer Sonnenausrichtung. Die Untersuchung erfolgt für zwei betrachtete SSOs mit einer Ortszeit des absteigenden Knotens (LTDN, engl. *Local Time of Descending Node*) von 12:00 Uhr

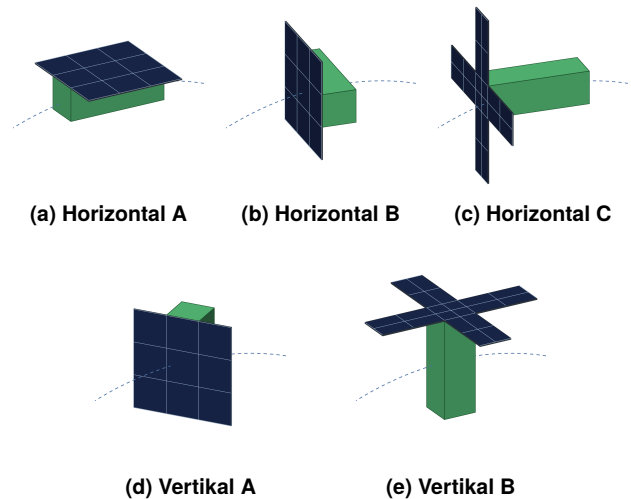


BILD 3. Vergleich der horizontalen (a–c) und vertikalen (d, e) Systemkonfigurationen ohne entfalteten Radiator.

(SSO12) und 09:00 Uhr (SSO9). Aufgrund ihres geringen Einflusses über die vorgesehene Missionsdauer von einem Jahr wird die Degradation der SPs im Rahmen dieser Abschätzung vernachlässigt. Diese Annahme wird durch die Untersuchungen von [4] gestützt. Die von den SPs erzeugte elektrische Leistung ergibt sich zu

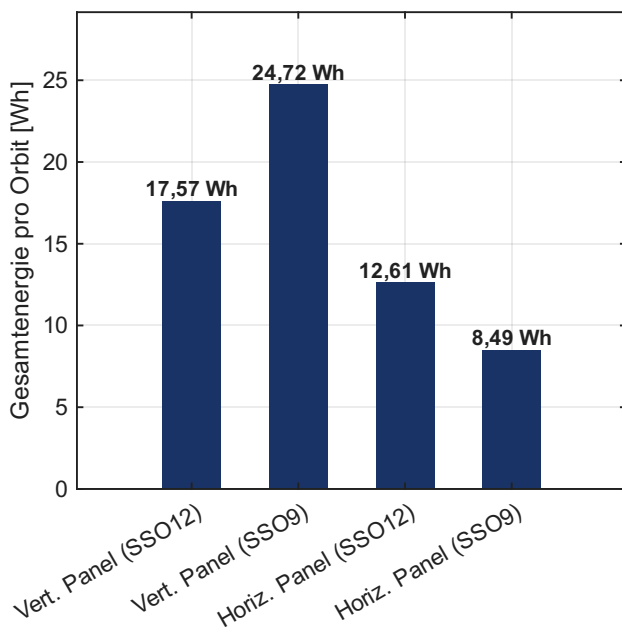
$$(1) \quad P_{SP} = S_0 A_{SP} f_{cell} \eta_{cell} \max(0, \cos \alpha),$$

wobei α den Winkel zwischen der Flächennormalen der SPs und dem Richtungsvektor zur Sonne bezeichnet. Die Definitionen der übrigen verwendeten Größen sowie die zugrunde liegenden Annahmen sind in Tab. 2 zusammengefasst. Während einer Eklipse wird die erzeugte Leistung zu null gesetzt. Die pro Orbit erzeugte Energie wird anschließend durch Integration der Leistung über die Umlaufdauer bestimmt.

TAB 2. Annahmen zur Berechnung der solaren Energieerzeugung.

Parameter	Wert
Solarpanelfläche A_{SP}	0,09 m ²
Zellbelegungsgrad f_{cell}	0,69
Solarzellenwirkungsgrad η_{cell}	0,30
Solkonstante S_0	1361 W m ⁻²

Bild 4 zeigt den Vergleich der während eines Orbits generierten Energie. Grundsätzlich erzielen die vertikal montierten SPs durch die kontinuierliche Sonnennachführung um die Nadir-Achse in beiden Orbitszenarien eine höhere Energieausbeute als die horizontal montierten SPs. Die höchste Energieerzeugung wird für die vertikale Panelkonfiguration im SSO9 mit 24,72 Wh pro Orbit erreicht. Gegenüber der vertikalen Konfiguration im SSO12 mit 17,57 Wh entspricht dies einer Steigerung von rund 41 %. Die horizontal montierten SPs erzeugen mit 12,61 Wh im SSO12 beziehungsweise 8,49 Wh im SSO9 deutlich weniger Energie pro Orbit.

**BILD 4. Vergleich der pro Orbit generierten solaren Energie für vertikal und horizontal ausgerichtete Solarpanels in einem 500-km-SSO (LTDN 12:00 Uhr und 09:00 Uhr).**

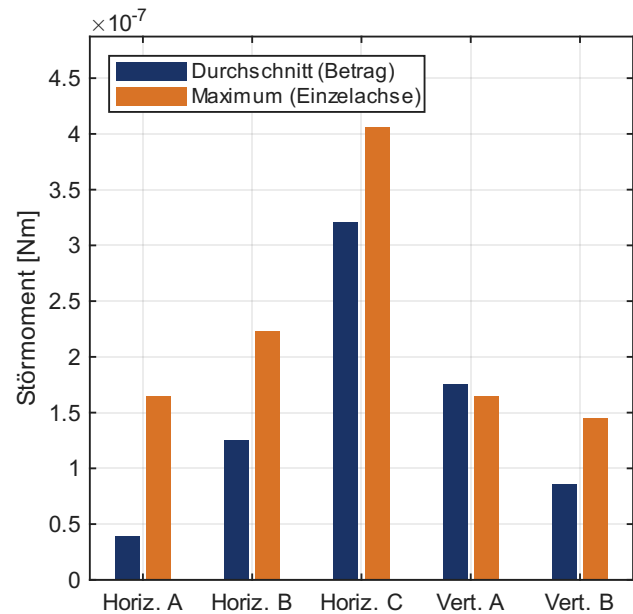
4.3. Aerodynamische Störmomente

Zur weiteren Bewertung werden die Systemkonfigurationen hinsichtlich der resultierenden aerodynamischen Störmomente über einen repräsentativen Orbit inklusive Bodenstationskontakt verglichen. Das auf den CubeSat wirkende aerodynamische Störmoment stellt im erdnahen Orbit oft die dominante Störgröße dar, welche unmittelbar von der äußeren Geometrie und Ausrichtung abhängt [5]. Geringere Störmomente reduzieren die Belastung des Lagebestimmungs- und

Lageregelungssystems (ADCS, engl. *Attitude Determination and Control System*).

Bild 5 stellt den durchschnittlichen Betrag des aerodynamischen Störmoments sowie das maximal um eine Achse auftretende Störmoment für alle fünf Konfigurationen gegenüber. Dabei weist *Horizontal A* aufgrund der flachen und strömungsgünstigen Panelanordnung mit einem durchschnittlichen Moment von etwa $0,4 \cdot 10^{-7}$ N m die geringste aerodynamische Momentenbelastung auf.

Unter den Varianten mit vertikalen SPs verursacht *Horizontal C* mit einem Maximalwert von über $4,1 \cdot 10^{-7}$ N m die stärksten aerodynamischen Störungen, wohingegen *Horizontal B* und *Vertikal A* deutlich moderatere Momentenbelastungen aufweisen.

**BILD 5. Vergleich der aerodynamischen Störmomente der Systemkonfigurationen ohne Radiator über einen 500-km-SSO9-Orbit.**

4.4. Konfigurationsvergleich

Zur Auswahl der vorläufigen Konfiguration vergleicht Tab. 3 die fünf Varianten im Nadir-Betrieb anhand der solaren Energieerzeugung, der aerodynamischen Störmomente und der nadirgerichteten Nutzfläche. Jedes Kriterium wird auf einer fünfstufigen Skala von stark nachteilig (– – = 1) bis stark vorteilhaft (++ = 5) bewertet; neutral (0) entspricht 3. Die Kriterien werden gleich gewichtet. Die Gesamtbewertung ergibt sich aus dem arithmetischen Mittel der Einzelwerte, gerundet auf die nächstgelegene Kategorie.

TAB 3. Konfigurationsvergleich im Nadir-Betrieb.

Kriterium	Hor. A	Hor. B	Hor. C	Vert. A	Vert. B
Energie	–	+	+	+	–
Aerod.	++	+	– –	+	+
Nutzfläche	+	+	+	–	–
Gesamt	+	+	0	0	0

Aus der Gesamtbetrachtung erweisen sich die Konfigurationen *Horizontal A* und *Horizontal B* als die besten Optionen. Beide Varianten bieten durch eine kontinuierlich in Nadir-Richtung weisende 3U-Längsfläche den entscheidenden Bauraum zur Integration der optischen Nutzlasten sowie der nadirgerichteten Antenne. Auch wenn bei der Option *Horizontal A* noch geringere aerodynamische Störmomente zu erwarten sind, stellt *Horizontal B* aufgrund der höheren solaren Leistung der vertikalen SPs einen besseren Gesamtkompromiss aus Energieerzeugung, Nutzlastintegration und beherrschbaren Störmomenten dar und wird als Konfiguration für die weiteren Untersuchungen festgelegt.

4.5. Radiatorposition

Aufbauend auf der Festlegung von *Horizontal B* als Basiskonfiguration wird nachfolgend die geometrische Anordnung des entfaltbaren Radiators untersucht.

Bild 6 zeigt die fünf dafür betrachteten Positionen. Diese unterteilen sich in eine vertikale Montage an der $-X$ -Längsfläche (a–c) mit variierender Verschiebung entlang der Y -Achse sowie eine horizontale Montage an der $+Y$ -Stirnfläche in unterer (d) und oberer (e) Lage.

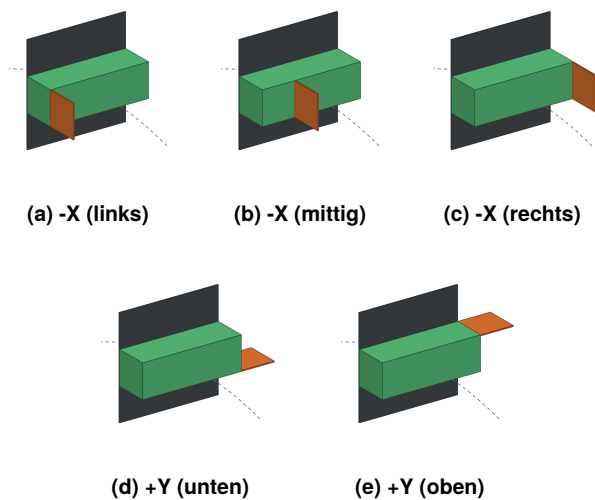


BILD 6. Vergleich verschiedener Radiatorpositionen für die Systemkonfiguration Horizontal B.

Die resultierenden aerodynamischen Störmomente für die untersuchten Radiatoranordnungen sind in Bild 7 dargestellt. Es zeigt sich, dass die Position und Orientierung des Radiators nur einen geringen Einfluss auf die aerodynamische Störbelastung haben. Sowohl die durchschnittlichen Werte als auch die Maximalmomente verbleiben über alle fünf Varianten hinweg in einer engen Spanne innerhalb derselben Größenordnung. Der Durchschnitt liegt zwischen etwa $1,2 \cdot 10^{-7}$ N m und $1,6 \cdot 10^{-7}$ N m. Da die aerodynamischen Unterschiede somit von untergeordneter Bedeutung sind, kann die finale Platzierung des Radiators primär nach thermischen Gesichtspunkten

sowie konstruktiven Randbedingungen der Entfaltungsmechanik erfolgen.

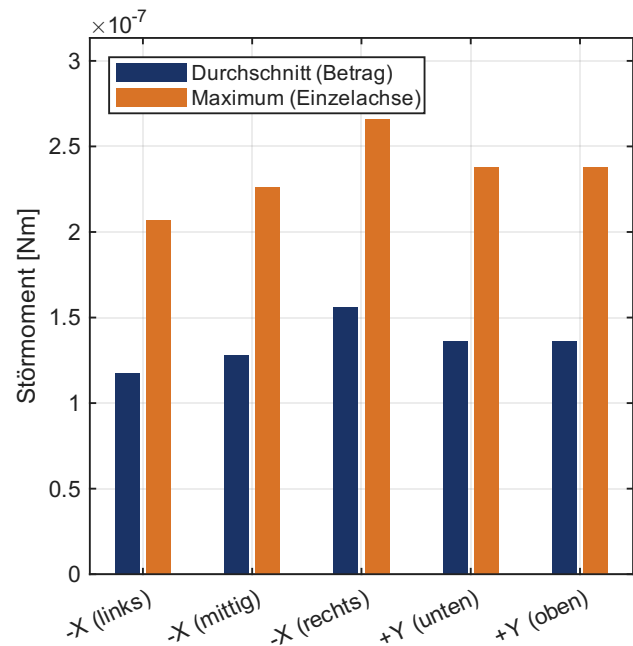


BILD 7. Vergleich der aerodynamischen Störmomente der Systemkonfiguration Horizontal B mit verschiedenen Radiatorpositionen über einen 500-km-SSO9-Orbit.

5. VORLÄUFIGE SYSTEMBUDGETS

Basierend auf den bisherigen Szenarioanalysen und der gewählten Systemkonfiguration werden im Folgenden die zentralen Systembudgets ermittelt.

5.1. Massenbudget

Die Abschätzung des Massenbudgets basiert auf den technischen Spezifikationen marktvorbereiteter Commercial-Off-The-Shelf-Komponenten für die standardisierten Subsysteme sowie vorläufigen CAD- und Strukturmodellen für die projektspezifischen Eigenentwicklungen. Letztere umfassen die PEEK-Trägerstruktur, die ITS-Komponente, den entfaltbaren Radiator und den Selfiestick. Um den Unsicherheiten der frühen Entwicklungsphase Rechnung zu tragen, wird auf alle Nennmassen eine Entwurfsmarge (*Design Margin*) von 20 % angewendet.

Tab. 4 zeigt die detaillierte Aufschlüsselung der Komponenten nach Subsystemen. Mit einer resultierenden Gesamtmasse von 4573,2 g (inklusive der 20 %-Entwurfsmarge) erfüllt das System die in Anforderung PEKS-SYS-010 definierte Maximalmasse von 6,0 kg deutlich. Die verbleibende Systemreserve von rund 1,43 kg bietet Freiraum für zukünftige konstruktive Anpassungen.

5.2. Energiebudget

Zur ersten energetischen Bewertung des elektrischen Energieversorgungssystems (EPS, engl. *Electrical*

TAB 4. Massenbudget des 3U-CubeSats (inkl. 20 % Entwurfsmarge).

Subsystem	Komponente	Nennmasse [g]	Marge	Anzahl	Gesamt [g]
PL	Kamera	50,0	20 %	1	60,0
	Selfiestick	250,0	20 %	1	300,0
EPS	Solarpanels	468,0	20 %	1	561,6
	Batterie	730,0	20 %	1	876,0
	Power Supply Unit (PSU)	95,0	20 %	1	114,0
	Power Distribution Unit (PDU)	80,0	20 %	1	96,0
	Kabelbaum (Harness)	200,0	20 %	1	240,0
ADCS	ADCS-Rechner	70,0	20 %	1	84,0
	Magnetometer	16,0	20 %	1	19,2
	Sonnensensor	15,0	20 %	1	18,0
	Erdsensor	18,0	20 %	1	21,6
	Reaktionsrad	60,0	20 %	3	216,0
	Magnetorquer Large	23,0	20 %	2	55,2
	Magnetorquer Small	16,0	20 %	1	19,2
CDHS	On-Board Computer (OBC)	80,0	20 %	1	96,0
COM	S-Band-Antenne	62,0	20 %	1	74,4
	S-Band-Transceiver	200,0	20 %	1	240,0
	UHF/VHF-Antenne	90,0	20 %	1	108,0
	UHF/VHF-Transceiver	195,0	20 %	1	234,0
TCS	Entfaltbarer Radiator	150,0	20 %	1	180,0
	ITS-Komponente	200,0	20 %	1	240,0
STR	PEEK-Primärstruktur	500,0	20 %	1	600,0
	Verbindungselemente	100,0	20 %	1	120,0
Gesamtmasse (inkl. 20 % Marge)					4573,2 g

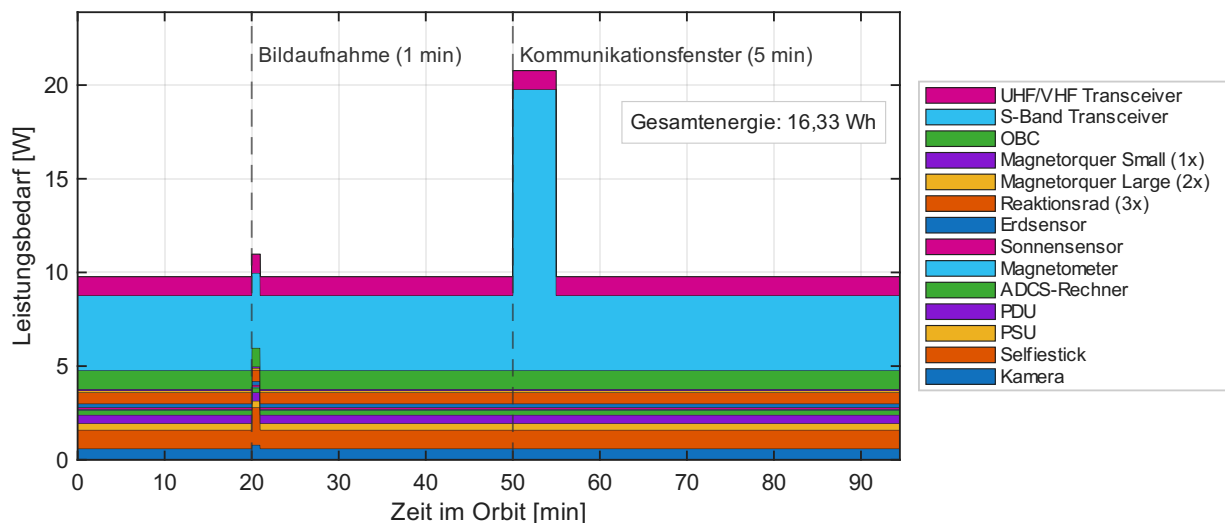


BILD 8. Zeitlicher Verlauf des elektrischen Leistungsbedarfs der Subsystemkomponenten über einen Orbit mit Bildaufnahme und Bodenstationsüberflug.

Power System) wird die durchschnittliche Leistungsaufnahme der einzelnen Subsystemkomponenten über einen repräsentativen Orbitzyklus betrachtet und der daraus resultierende Energiebedarf über einen vollständigen Orbit bilanziert. Das betrachtete Betriebsszenario schließt neben den kontinuierlichen Plattformfunktionen die Bildaufnahme beider optischer Nutzlasten sowie ein fünfminütiges Kommunikationsfenster zur Bodenstation ein.

Bild 8 zeigt den resultierenden zeitlichen Verlauf der Leistungsaufnahme. Durch Integration über einen vollständigen Orbit ergibt sich ein Energiebedarf von 16,33 Wh pro Orbit. Dieser Wert beschreibt zunächst ausschließlich den Energiebedarf der Verbraucher und berücksichtigt noch keine Verluste, wie beispielsweise beim Laden und Entladen der Batterie. Für die Energiebereitstellung während der Tag- und Nachtphase werden unterschiedliche Wirkungsgrade η_{Tag} und η_{Nacht} angesetzt. Dabei beschreibt η_{Tag} den direkten Versorgungspfad von den SPs zu den Verbrauchern, während η_{Nacht} zusätzlich die Verluste beim Laden und Entladen der Batterie berücksichtigt. Da die zeitliche Lage der einzelnen Betriebszustände innerhalb des Orbits variieren kann, wird keine Zuordnung des in Bild 8 dargestellten Leistungsprofils zur Tag- oder Nachtphase vorgenommen. Stattdessen wird der Gesamtenergiebedarf entsprechend dem Tag- und Nachtanteil des Orbits auf beide Phasen verteilt.

Unter Berücksichtigung einer Sicherheitsmarge m ergibt sich damit die Bedingung

$$(2) \quad E_{\text{SP,gen}} \geq (1 + m) \left(\frac{E_{\text{Tag}}}{\eta_{\text{Tag}}} + \frac{E_{\text{Nacht}}}{\eta_{\text{Nacht}}} \right).$$

Die für die Energiebilanz verwendeten Größen sowie das resultierende Budget sind in Tab. 5 zusammengefasst. Die zugrunde gelegte generierte Solarenergie entspricht dem in Bild 4 bestimmten Wert für vertikale SPs im SSO9. Die positive Energiereserve bestätigt die grundsätzliche Machbarkeit der Energieversorgung für das betrachtete Betriebsszenario.

5.3. Linkbudget

Für die Auslegung des Kommunikationssystems (COM, engl. *Communication System*) ist das tägliche Datenaufkommen der Plattform in Relation zu den verfügbaren Überflugzeiten von zentraler Bedeutung. Für die folgende Betrachtung wird die Aufnahme eines Bildes pro Orbit angenommen, die entweder durch den Selfiestick oder die Kamera erfolgt. Für beide optischen Nutzlasten wird ein 5-Megapixel-Bild mit 8 bit pro Pixel angesetzt. Mit einer On-Board-Kompression um den Faktor 3 erzeugt jede Aufnahme ein Datenvolumen von rund 13,33 Mbit. Zusammen mit den kontinuierlich generierten Housekeeping- und Telemetriedaten mit einem angenommenen Umfang von 1600 bit alle 5 s ergibt sich bei rund 15,2 Orbits pro Tag ein tägliches Gesamtdatenvolumen von ca. 230 Mbit. Bezogen auf das in Abschnitt 2.3

TAB 5. Energiebudget für einen 500-km-SSO9-Orbit.

Parameter	Wert
Gesamtenergiebedarf Verbraucher	16,33 W h
Taganteil des Orbits f_{Tag}	0,6694
Energiebedarf Tagphase E_{Tag}	10,93 W h
Energiebedarf Nachtphase E_{Nacht}	5,40 W h
Versorgungswirkungsgrad Tagphase η_{Tag}	0,85
Versorgungswirkungsgrad Nachtphase η_{Nacht}	0,80
Erforderliche Solarenergie $E_{\text{SP,req}}$	19,61 W h
Sicherheitsmarge m	20 %
Erforderliche Solarenergie inkl. Marge	23,53 W h
Generierte Solarenergie $E_{\text{SP,gen}}$	24,72 W h
Energiereserve ΔE	1,19 W h

ermittelte durchschnittliche Kontaktzeitbudget von 22,55 min pro Tag resultiert daraus eine erforderliche Mindestübertragungsrate von rund 170 kbit s⁻¹. Als Ausgangsbasis für die nachfolgende Analyse des Linkbudgets wird die Downlink-Datenrate daher mit nominal 256 kbit s⁻¹ angesetzt, wodurch zugleich eine Reserve für Protokoll- und Paket-Overhead berücksichtigt wird.

TAB 6. Linkbudget des S-Band-Downlinks (500-km-SSO9, 10° Elevation).

Parameter	Wert
Trägerfrequenz f	2,245 GHz
Sendeleistung P_{tx}	3,01 dBW
Tx-Leitungsverlust L_{tx}	-1,00 dB
Tx-Ausrichtungsverlust L_{pt} (5° Fehler)	-0,06 dB
Tx-Antennengewinn G_{tx}	8,30 dBi
EIRP	10,25 dBW
Pfadlänge (10° Elevation)	1695 km
Freiraumdämpfung L_{s}	-164,06 dB
Atmosphärendämpfung L_{a}	-0,30 dB
Rx-Antennengewinn G_{rx}	15,83 dBi
Systemrauschtemperatur T_{sys}	250 K
Datenrate R	256 kbit s ⁻¹
Empfanges E_{b}/N_0	12,26 dB
Erforderliches E_{b}/N_0 (Faltungscode $k = 7, r = 1/2$)	4,40 dB
Linkmarge	7,86 dB

Wie in Tab. 4 dargestellt, wird eine S-Band-Antenne für den Datendownlink und eine UHF/VHF-Antenne für den Empfang von Telekommandos verwendet. Tab. 6 zeigt das resultierende Linkbudget des S-Band-Downlinks für den ungünstigsten Fall bei 10° Elevation. Bei einer Sendeleistung von 2 W und einer resultierenden äquivalenten isotropen Strah-

lungsleistung (EIRP, engl. *Equivalent Isotropically Radiated Power*) von 10,25 dBW wird eine Linkmarge von 7,86 dB erzielt. Dieser Wert erfüllt die von der European Cooperation for Space Standardization empfohlene Marge von 3 dB [6].

Die ergänzende UHF/VHF-Funkstrecke für den Empfang von Telekommandos basiert auf etablierten CubeSat-Standards, weshalb auf eine gesonderte Budgetierung in diesem ersten Systementwurf verzichtet wird.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen der Forschungsprojekte PEEKsat und EnviLoopCube wurde der Systemvorentwurf eines 3U-CubeSats zur In-Orbit-Validierung einer PEEK-Trägerstruktur sowie eines hybriden Thermalkonzepts erarbeitet.

Für ein repräsentatives Missionsszenario in einem 500-km-SSO konnte anhand von Analysen der solaren Energieerzeugung und der aerodynamischen Störmomente die Konfiguration *Horizontal B* als geeignetste Konfiguration identifiziert werden. Diese kombiniert eine hohe solare Leistungserzeugung durch senkrecht zur Flugrichtung montierte, sekundär zur Sonne ausgerichtete SPs mit einer freien 3U-Nadir-Fläche zur Nutzlastintegration bei gleichzeitig beherrschbaren Störmomenten.

Die vorläufigen Systembudgets bestätigen die technische Machbarkeit der Plattform:

- **Masse:** Mit einer Gesamtmasse von 4573,2 g (inkl. 20 % Marge) wird das 6,0 kg-Limit deutlich unterschritten.
- **Energie:** Die erforderliche Solarenergie von 23,53 W h pro Orbit wird durch die solare Erzeugung von 24,72 W h pro Orbit im SSO9 gedeckt.
- **Kommunikation:** Der S-Band-Downlink ermöglicht rechnerisch mit einer Datenrate von 256 kbit s^{-1} und einer Worst-Case-Linkmarge von 7,86 dB bei 10° Elevation die Übertragung des angenommenen täglichen Datenvolumens.

7. AUSBLICK

Aufbauend auf dem vorliegenden ersten Systemvorentwurf konzentrieren sich die nächsten Schritte des Systemdesigns auf die detailliertere Analyse der Subsysteme.

Dies umfasst zum einen die Untersuchung der PEEK-Struktur hinsichtlich ihres strukturellen Verhaltens während des Raketenstarts und zum anderen die Analyse des thermischen Verhaltens des CubeSats im Orbit. Im Fokus stehen dabei die werkstoffspezifischen Herausforderungen von PEEK, insbesondere die im Vergleich zu metallischen Werkstoffen deutlich geringere Wärmeleitfähigkeit.

Des Weiteren wurden die aerodynamischen Störmomente bislang lediglich im Rahmen eines relativen Vergleichs der Systemkonfigurationen untersucht. Daraus lässt sich noch keine Aussage darüber ableiten, ob das ADCS die auftretenden Störmomente

ausreichend kompensieren und den CubeSat in der vorgesehenen Lage halten beziehungsweise in diese überführen kann. Unter Einbeziehung weiterer Störeinflüsse, beispielsweise des Erdmagnetfelds, ist daher eine detaillierte Auslegung der Aktuatoren sowie der Lagebestimmungs- und Lageregelungsalgorithmen erforderlich.

Auch das EPS ist in den weiteren Entwicklungsschritten detaillierter auszulegen. Die bisherige Energiebilanz basiert auf der mittleren Leistungsaufnahme der Subsystemkomponenten und zeigt, dass über einen Orbit ausreichend Solarenergie zur Verfügung steht. Aussagen über kurzzeitig auftretende Leistungsspitzen sind damit jedoch nicht möglich. Hierfür ist eine zeitaufgelöste Betrachtung der Leistungs- und Energieflüsse erforderlich. Zu den zukünftigen Arbeiten zählt zudem die Dimensionierung der Batterie.

Die weiterentwickelten Subsystemmodelle bilden anschließend die Grundlage für eine gekoppelte Systemsimulation und die schrittweise Verifikation im Rahmen der MIL-, HIL- und EIL-Phasen.

8. DANKSAGUNG

Die Forschungsprojekte PEEKsat und EnviLoopCube werden durch das Bundesministerium für Forschung, Technologie und Raumfahrt gefördert.

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Forschung, Technologie
und Raumfahrt

Kontaktadresse:

thermann@fh-aachen.de

Literatur

- [1] E. Kulu. CubeSats & Nanosatellites – 2024 Statistics, Forecast and Reliability. In *75th International Astronautical Congress (IAC)*, Milan, Italy, Oct. 2024. International Astronautical Federation (IAF).
- [2] H. van Weeren, H. J. M. ter Brake, G. Holl, R. J. Hamann, and S. Price. Thermal aspects of satellite downscaling. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 23(3):592–600, July 2009. DOI: [10.2514/1.41857](https://doi.org/10.2514/1.41857).
- [3] S. Walsh, D. Murphy, M. Doyle, J. Reilly, J. Thompson, R. Dunwoody, J. Erkal, G. Finneran, G. Fontanesi, J. Mangan, F. Marshall, L. Salmon, D. de Faoite, L. Hanlon, A. Martin-Carrillo, D. McKeown, W. O'Connor, A. Uliyanov, R. Wall, and S. McBreen. Development of the EIRSAT-1

CubeSat through functional verification of the engineering qualification model. *Aerospace*, 8(9), 2021. DOI: [10.3390/aerospace8090254](https://doi.org/10.3390/aerospace8090254).

- [4] M. Rutzinger, L. Krempel, M. Salzberger, M. Buchner, A. Höhn, M. Kellner, K. Janzer, C. G. Zimmermann, and M. Langer. On-orbit verification of space solar cells on the CubeSat MOVE-II. In *2016 IEEE 43rd Photovoltaic Specialists Conference (PVSC)*, pages 2605–2609, Portland, OR, USA, 2016. IEEE. DOI: [10.1109/PVSC.2016.7750120](https://doi.org/10.1109/PVSC.2016.7750120).
- [5] National Aeronautics and Space Administration. Spacecraft aerodynamic torques. Technical Report NASA-SP-8058, Jan. 1971.
- [6] European Cooperation for Space Standardization. Space Engineering — Radio Frequency and Modulation. Standard ECSS-E-ST-50-05C Rev. 2, ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, Oct. 2011.