

EIN BAUSTEINKONZEPT FÜR WARTUNGSFREUNDLICHE UND REKONFIGURIERBARE SATELLITEN

J. Weise¹, K. Brieß¹, A. Adomeit², H.-G. Reimerdes², M. Göller³, R. Dillmann³, D. Nölke⁴

¹ Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt
Marchstr. 12, D-10587 Berlin

² RWTH Aachen, Lehrstuhl und Institut für Leichtbau
Wüllnerstr. 7, D-52062 Aachen

³ FZI Forschungszentrum Informatik, Interaktive Diagnose- und Servicesysteme
Haid-und-Neu-Str. 10-14, D-76131 Karlsruhe

⁴ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Raumfahrt-Agentur Technik für
Raumfahrtsysteme und Robotik
Königswinterer Str. 522-524, D-53227 Bonn

Zusammenfassung

Aktuelle internationale Forschungs- und Entwicklungsarbeiten mit Bezug zum On-Orbit-Servicing, wie etwa die DEOS-Mission, konzentrieren sich in erster Linie auf das Servicer-System. Leitgedanke des hier vorgestellten Konzepts ist hingegen das wartungsfreundliche Design des Client-Satelliten als notwendige Grundlage für die Umsetzung von technologisch wie wirtschaftlich sinnvollen OOS-Missionen. Im Rahmen einer Studie wird ein Konzept für einen modularen und rekonfigurierbaren Client-Satelliten erarbeitet. Der verfolgte Ansatz basiert auf der Zerlegung der Struktur und der Systeme eines konventionellen Satellitenbusses in standardisierte, intelligente Bausteine.

1. EINLEITUNG

Das Ende der Funktionsfähigkeit eines Satelliten, sei es durch das reguläre Ende der Missionslebensdauer oder aufgrund unvorhergesehener Fehlfunktionen, geht einher mit der Frage nach der weiteren Verfahrensweise. Hier gewinnt das On-Orbit-Servicing (OOS) von Raumfahrtssystemen zunehmend an Relevanz. Die kontrollierte Rückführung und Entsorgung funktionsunfähiger Systeme zur Vermeidung von Weltraummüll gemäß des Code of Conduct kann dabei als eine wichtige Aufgabe angesehen werden. Aber auch die wirtschaftlichen Aspekte der unbemannten, robotergestützten Inspektion und Wartung von Satelliten rücken mit OOS verstärkt in den Fokus. So bietet sich sowohl eine greifbare Möglichkeit zur Verlängerung der Lebensdauer der Raumfahrtsysteme, als auch eine frühzeitige Erweiterung und Aufrüstung der Satelliten im Orbit mit neuesten Technologien und Nutzlasten.

2. ON-ORBIT-SERVICING

Einen wichtigen Impuls für das On-Orbit-Servicing von Raumfahrtssystemen stellen die Außeneinsätze der Menschen dar, im Zuge derer u.a. die Wartung der ISS sowie des Hubble Space Telescopes (HST) durchgeführt wurden. In den 1970er Jahren entwickelt, verfügte das HST bereits über ein wartbares, modulares Design, welches den Austausch von Komponenten und Instrumenten durch Astronauten explizit unterstützte. Obgleich eine vollständige Umsetzung von autonomen OOS im Bereich der Satellitensysteme bisher noch nicht

erreicht wurde, können bereits verschiedene Technologie-demonstrationen, Teilverifikationen und OOS-Konzepte aufgelistet werden.

Der erste Schritt in Richtung des automatisierten OOS von Satelliten erfolgte mit der japanischen ETS-VII-Mission im Jahr 1997, die u.a. die Demonstration von R&D-Manövern und eines robotischen Manipulators zum Ziel hatte. Weitere internationale Folgemissionen waren der Nanosatellit SNAP-1 (SSTL) aus dem Jahr 2000 und das NASA-Projekt DART (2005). Der weitaus größte Erfolg konnte mit der im Jahr 2007 gestarteten Orbital Express-Mission (DARPA) verzeichnet werden: Mithilfe zweier Satelliten (Servicer und Client) wurden neben R&D-Manövern vollständige Wartungs- und Servicing-Aktivitäten wie beispielsweise dem Treibstofftransfer und Austausch von Satellitenkomponenten erprobt [1].

Zu den sich aktuell in der Entwicklung befindlichen Raumfahrtssystemen gehört die DEOS-Mission (Deutsche Orbitale Servicing). Der Fokus der Forschungs- und Entwicklungsarbeiten liegt hierbei auf der Demonstration von Technologien zum Einfangen von kooperativen und nicht-kooperativen Client-Satelliten, der Ausführung von Orbitmanövern als Client-Servicer-System sowie des gezielten De-Orbitings [2]. Robotik, Satellitenbau, innovative Technologien und Strukturkonzepte werden hierfür systematisch miteinander verknüpft. Ein weiteres aktuelles Forschungsprojekt der DARPA, FRIEND, zielt auf die Lebensdauererweiterung geostationärer (GEO-) Satelliten durch Re-Boost ab [3]. Selbiges Ziel verfolgt auch das System SMART-OLEV (Orbital Life Extension Vehicle). In seiner Funktion als Schlepper soll das System

die Navigation und Regelung für Kommunikationssatelliten übernehmen und diesen zusätzlich mit Treibstoff versorgen [4]. SMART-OLEV soll als erster, rein kommerzieller Service von der Firma Orbital Satellite Services Limited voraussichtlich ab 2012 angeboten werden [5]. In der Konzeptphase befindet sich derzeit Hermes, ein ebenfalls kommerziell ausgerichtetes System der deutschen Firma KOSMAS GEOring Services. Diese identifizierte die Entleerung und Wiederbefüllung von GEO-Satelliten als zukunftsreichste Anwendung im Bereich des OOS und plant hierfür die Entwicklung von fünf unterschiedlichen Raumfahrtssystemen [6].

3. MODULARE RAUMFAHRTSYSTEME

Neben hoch entwickelten robotischen Servicesystemen bedarf es zudem entsprechend angepasster Client-(Satelliten-)Systeme, die das sogenannte Orbital Replacement Unit- bzw. Building Blocks-Konzept bedienen. Dieses beschreibt die Aufteilung der Satelliten in ein modulares Baukastensystem, wodurch der Austausch von Bausteinen/Modulen, Wartung und Erweiterung ermöglicht wird. Wichtige, zur Umsetzung der Designphilosophie notwendige Entwicklungen liegen in der Auslegung und Neukonfiguration von Komponenten und Subsystemen für das zu wartende Satellitensystem sowie in der Einführung von Standardisierungen in der Raumfahrttechnik.

Bedingung für die Umsetzung von OOS ist die Erfüllung einiger grundlegender Anforderungen an den Satelliten bzw. die Systemarchitektur. Das System soll modular aufgebaut und rekonfigurierbar sein, wobei zu beachten ist, dass Modularität nicht zwangsläufig Rekonfigurierbarkeit impliziert. Die Begrifflichkeit der Modularisierung beschreibt die Unterteilung eines komplexen Gesamtsystems (hier: Satellit) in mehrere funktional und physikalisch zusammengefasste Einzelkomponenten und Baugruppen. Der Grad der Modularität kann unterschiedliche Ausprägungsgrade aufweisen, aber verfolgt stets dasselbe Ziel: die Aufweichung des monolithischen Charakters des Gesamtsystems sowie die Erhöhung der Flexibilität bei dessen Zusammenstellung. Mit der Einführung und Nutzung von Standardisierungen kann die gewünschte Flexibilität durch Modularisierung noch weiter gesteigert werden. Ein aktuelles Beispiel für die Umsetzung von Modularisierung in der Satellitentechnik stellt der Technologieerprobungsträger des DLR dar. Der Aufbau des Satelliten verfügt über eine funktionale Unterteilung in drei Segmente: das Dienstsegment mit Baugruppen wie Batterien und Reaktionsräder sowie ein je ein Segment für Elektronik und Nutzlast. Weitere Systeme, die diesen Modularitätsansatz umsetzen, sind die GMP (Geostationary Minisatellite Platform)-Systeme von SSTL oder auch die modulare Satellitenarchitektur SMARTBus™ von AeroAstro. Diese Unterteilung des Satelliten in zusammengefasste Untersysteme wurde bereits 1980 mit dem von der NASA entwickelten Multimission-Modular Spacecraft (MMS) verfolgt [7]. Mit dem Ziel der Kostenreduktion wurde ein modularisiertes und standardisiertes Kernsatellitensystem entwickelt, welches bei der Integration an verschiedene Missionsanforderungen angepasst werden konnte, ohne die Notwendigkeit einer zusätzlichen und aufwendigen Modifikation von Komponenten oder Baugruppen. Das MMS bestand aus vier Primär- und zwei Sekundär-

modulen, letzteres für Erdsensor- und Signalverarbeitungseinheit [8] beinhaltete. Antrieb, Energieversorgung, Lageregelung sowie Datenverarbeitung wurden im Primärmodul integriert [9]. Zu den bekanntesten Satelliten, die sich der MMS-Architektur bedienen, zählen u. a. die Erdbeobachtungssysteme Landsat 4 und TOPEX-Poseidon. Mit Solar Max, dem ersten MMS-System, ließen sich bereits erfolgreich Wartungsaufgaben demonstrieren [10]. Neben den bereits umgesetzten Konzepten von (Teil-)Modularität existieren des Weiteren diverse patentierte Ansätze zur Realisierung neuer, modularer und flexibler Multi-Missionsatelliten [11],[12],[13].

4. REKONFIGURIERBARE SYSTEM-ARCHITEKTUR

Rekonfiguration, als Anwendungsfall des OOS, beschreibt die physikalische und/oder funktionale Veränderung der Satellitensysteme im Orbit. Bisher waren Satelliten häufig zu 100% Unikate, angepasst an die spezifische Missionszielstellung. Durch die Verknüpfung von Modularität mit wiederlösbaren Bausteinschnittstellen ist hingegen eine schnelle Anpassung des Satelliten an neue Ziele und Missionsanforderungen möglich. Die zusätzliche Einführung von Standards ermöglicht letztlich die Rekonfiguration des Client-Satelliten im Orbit; d.h. Reparaturarbeiten, den Austausch von Nutzlasten oder eine Erweiterbarkeit. Fortschritte in diesem Bereich beschränken sich derzeit noch auf erste Konzepte und Labormodelle, die im Großen und Ganzen eine modulare Bauweise durch die Segmentierung des Satelliten in Bausteine mit standardisierten Interfaces verfolgen [14],[15],[16].

Die Systemarchitektur eines modularen, rekonfigurierbaren Satelliten kann in zwei Ebenen unterteilt werden: die Architektur eines Raumfahrtssystems bestehend aus Bausteinen sowie die Architektur der Bausteine selbst. Die Gesamtheit aller Bausteine, die die Funktionen aller Subsysteme bzw. derer Komponenten übernehmen, wird in der Folge als Baukastensystem bezeichnet. D.h. ein Satellit besteht damit aus mindestens einem Baustein. Auch aus Softwaresicht ist die Architektur modular ausgelegt: Software-Module beinhalten die im Baustein vorhandene Software, etwa zur Identifikation des Bausteins oder zur Planung der Konfiguration des Baukastens bei Rekonfiguration von Bausteinen, um nur einige Beispiele aufzuführen.

Die folgenden Abschnitte geben einen Überblick über die grundlegenden Entwurfsaspekte eines Baukastensystems für rekonfigurierbare Satelliten, die Gestaltung eines einzelnen Bausteins, sowohl konzeptionell als auch konstruktiv, sowie die implementierte Software-Architektur.

4.1. Definition und Modellierung eines Baukastensystems

Die Konzeption eines rekonfigurierbaren Satellitensystems erfordert zunächst die Festlegung einer Modularisierungsebene zur Definition der Bausteine. Eine sinnvolle Zerlegung des Satellitenbusses, mit Blick auf die zu erwartende Komplexität, aber auch der Standardisierbarkeit der Bausteine und Schnittstellen, geschieht auf Komponentenebene. BILD 1 zeigt die Zuordnung der

damit entstandenen Bausteine zu ihren entsprechenden Subsystemen, wobei eine Erweiterung der aufgelisteten Systeme im Rahmen alternativer Missionen denkbar ist. Als Bestandteil eines modularisierten Baukastensystems verfügt somit jeder Baustein, ausgerüstet mit entsprechenden Komponenten für AOCS, Kommunikation etc. über eine dedizierte Funktion.

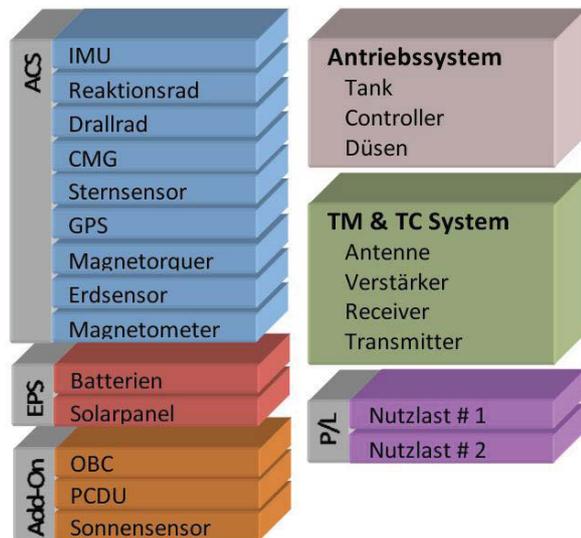


BILD 1. Bausteine eines modularen Satellitensystems

Bei Betrachtung der Größen und Massen einzelner Bausteinhalte wird die Zweckmäßigkeit deutlich, mehrere Komponenten in einem Baustein zu vereinen bzw. miteinander zu verknüpfen. Dies trifft insbesondere auf die Sonnensensoren zu, die praktisch an jedem Baustein implementiert sein können, sowie die Power Control and Distribution Unit (PCDU) und den On-Board-Computer (OBC). Um ein möglichst großes Maß an Flexibilität bei der Rekonfiguration zu erhalten und gleichzeitig einen gewissen Grad an Ausfallsicherheit zu gewährleisten, ist es angestrebt, mehrere ausgewählte Bausteine mit der Funktionalität eines OBCs in Form von Softwaremodulen zu versehen.

Versehen mit standardisierten mechanischen, elektrischen sowie Datenschnittstellen ist eine flexible Zusammenstellung der Bausteine gemäß der Missionszielstellung möglich. Die notwendigen Kriterien für die Anordnung des einzelnen Bausteins im Gesamtsystem, die sich aus den Missionszielen und funktionalen Anforderungen der Subsystemkomponenten ergeben, werden in einer Ontologie modelliert. Neben der Größe der Bausteine, den vorhandenen Schnittstellen sowie den benötigten Ressourcen und enthaltenen Fähigkeiten werden insbesondere auch globale, bausteinrelative und baustein-spezifische Regeln modelliert, welche die Verortung der Bausteine beeinflussen. Mithilfe eines eigens entwickelten Planungstools werden aus dieser Ontologie halb- oder vollautomatisch geeignete Optionen für den Zusammenbau des modularen Bausteinsatelliten berechnet [17].

4.2. Strukturkonzept eines Baukastens

Eine Herausforderung bei der Konstruktion modularer Raumfahrtstrukturen besteht darin, die gewünschte Modularität im Orbit mit den auftretenden strukturellen

Belastungen während der Startphase in Einklang zu bringen. Hier sind neben Stabilitätsproblemen besonders Eigenfrequenzanforderungen ein dimensionierender Faktor. Die Struktur soll auf der einen Seite aus einzelnen rekonfigurierbaren und lösbaren Elementen aufgebaut sein, gleichzeitig aber die benötigte Steifigkeit, Festigkeit und Stabilität bereitstellen.

Besonders die an die Struktur gestellten Eigenfrequenzanforderungen sind auch bei klassischen Raumfahrtssystemen eine dimensionierende Größe bei der Auslegung. Die Analyse bereits vorhandener Systeme zeigt, dass die benötigte Steifigkeit vor allem bei größeren Strukturen (z. B. MetOp-A) durch zylindrische Zentralstrukturen bereitgestellt wird. Benötigte Systeme werden auf sekundären Strukturelementen wie z.B. Sandwichplatten montiert, die um die zentrale Struktur herum angeordnet und befestigt sind. Die zylindrische Form der Primärstruktur dient weiterhin zur Anbindung an die kreisrunde Struktur des Launchadapters. Kleinere Systeme, wie das in dieser Studie als Referenzmission verwendete System EnMap, besitzen zentrale Strukturelemente, wie z.B. gekreuzt angeordnete Plattenelemente, die ein ausreichendes Trägheitsmoment liefern. Auch der Blick auf die bereits vorgestellten modularen Systeme Landsat 4 oder der Modular Spacecraft Bus (MSB) zeigt dieses Konstruktionsprinzip.

Der Aufbau des gesamten Systems muss daher die aufgezeigten Konstruktionsmerkmale klassischer Systeme berücksichtigen, gleichzeitig aber die Möglichkeit zur direkten Rekonfiguration bereitstellen. Diese Anforderungen legen eine Aufteilung des Systems in lasttragende, festverbundene Strukturkomponenten und flexibel rekonfigurierbare Systemkomponenten nahe. Von einem selbsttragenden Konzept, in dem jeder Baustein eine tragende Funktion übernimmt, wird im Hinblick auf dynamische Probleme Abstand genommen.

BILD 2 zeigt eine mögliche Systemkonfiguration, die die Aufteilung in System- und Strukturbausteine verdeutlicht. Die grün dargestellten Bausteine fungieren als Strukturbausteine, die übrigen, in rot dargestellten, Bausteine als Systembausteine. Die Systembausteine werden zumeist von außen an den Strukturbausteinen befestigt. Für die Startkonfiguration ist vorgesehen, dass nur einzelne Systembausteine und keine Bausteinketten an der Struktur befestigt werden. Diese Anordnung der Systembausteine ermöglicht die Entkopplung z.B. der Schwingungsformen zwischen den einzelnen Systembausteinen. Des Weiteren können die Bausteine nach dem erfolgten Start unabhängig voneinander rekonfiguriert werden, da keine feste mechanische Verbindung zwischen ihnen besteht. Systembausteine mit unterschiedlichen Massen und dynamischem Verhalten können bereits während des Starts beliebig über- und nebeneinander angeordnet werden. Die zentralen Elemente aus Strukturbausteinen sind von ihrer Funktionsweise vergleichbar mit existierenden Launchadaptern für kleine Satellitensysteme. Der Abbildung ist zu entnehmen, dass einzelne Komponenten auch innerhalb der Struktur angeordnet sind. Es wird untersucht, ob besonders schwere Komponenten, wie z.B. Antriebsbausteine, auf diese Weise angeordnet werden können, um einen möglichst geringen Abstand von der Gesamtschwerpunktslage zu erzielen. Es werden hierzu

Konzepte untersucht, wie diese Komponenten nach dem Start ebenfalls modular weiter verwendet werden können.

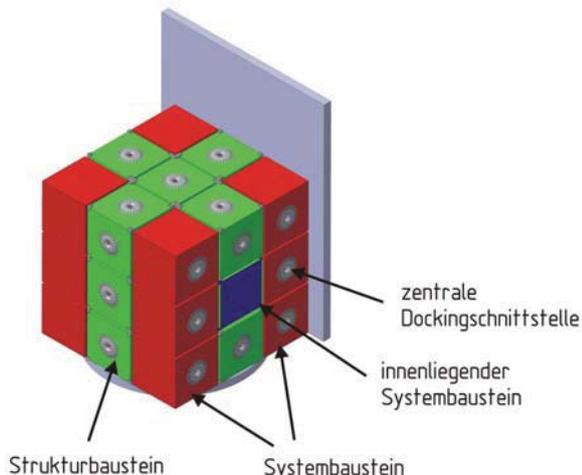


BILD 2. Anordnung von System- und Strukturbausteinen

Für die Konstruktion des MSB-Systems wurden verschiedene geometrische Formen einzelner Bausteine angedacht. Verschiedene Formen von Vielecken und Kreisausschnitten wurden hierzu um die zentrale Struktur angeordnet. Im Hinblick auf die möglichst flexible Rekonfigurierbarkeit im Orbit bietet jedoch die zu allen Ebenen hin vorhandene Symmetrie des Würfels entscheidende Vorteile und wird daher innerhalb dieser Studie verfolgt. Es ist dennoch prinzipiell denkbar, für einzelne Bausteine Sonderformen zu verwenden. Beispielsweise könnten Systeme, die ein größeres Nutzvolumen benötigen, in Mehrfachbausteinen angeordnet werden.

Ein wesentliches Ziel der Auslegung muss die Minimierung des Strukturgewichts sein. Die Analyse der in BILD 2 gezeigten Konfiguration bezüglich Steifigkeit, Festigkeit und Stabilität zeigt, dass die Anforderungen unterschiedlicher Launchsysteme bei variierenden Systembausteinmassen mit vertretbarem Materialaufwand erfüllt werden können. Die Analyse weiterer Konfigurationen zeigt jedoch auch, dass eine Minimierung der Masse nur dann eingehalten werden kann, wenn bei der Anordnung der Strukturbausteine leichtbauspezifische Auslegungsaspekte wie die Maximierung des Trägheitsmoments Berücksichtigung finden. Die lasttragenden Elemente der Strukturbausteine müssen hierzu möglichst weit von der vertikalen Schwereachse entfernt angeordnet werden.

4.3. Konstruktion der Bausteine

Für den Aufbau der Bausteinstruktur ist eine hybride Bauweise geplant. Hierbei sollen sowohl metallische Werkstoffe wie z.B. Invar oder Titan als auch Faserverbundwerkstoffe verwendet werden. Die Verwendung von Faserverbundbauteilen beinhaltet den Vorteil, dass u.a. Eigenschaften wie die thermale Ausdehnung durch gezielte Anordnung der Fasern eingestellt werden können. Kohlenstofffaserverstärkte Verbundwerkstoffe besitzen zudem die Eigenschaft, dass sie parallel zur Faserorientierung fast keinen bzw. einen leicht negativen Wärmeausdehnungskoeffizienten besitzen. Diese Eigenschaft ist mit Blick auf die gewünschte

Modularität von Bedeutung, da im Orbit erhebliche Temperaturgradienten innerhalb der Struktur auftreten können. Für eine Rekonfiguration ist es daher wichtig, dass es nicht zu signifikanten thermalen Spannungen zwischen einzelnen Bausteinen kommt, so dass ein Lösen der Schnittstellen verhindert wird. Die Kombination von Verbundwerkstoffen mit metallischen Komponenten soll eine thermische Formstabilität gewährleisten. BILD 3 zeigt den grundlegenden Aufbau eines Strukturbausteins bestehend aus Plattenelementen und metallischen Komponenten in den Eckpunkten.

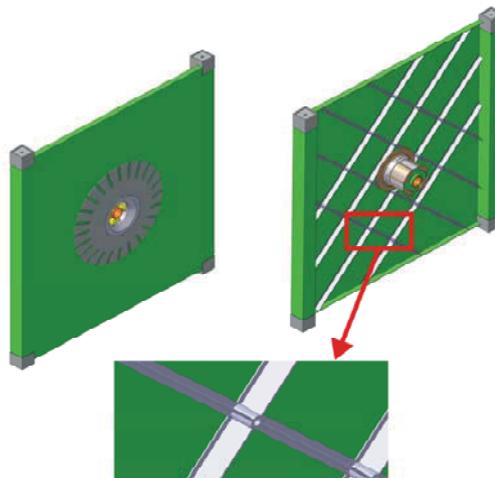


BILD 3. Strukturbaustein

Die metallischen Elemente oder Knoten in den Eckpunkten dienen der geeigneten Lasteinleitung, da eine Einleitung von punktförmigen Lasten in Faserverbundwerkstoffe kritisch zu bewerten ist. So werden an den Knoten zum einen die Strukturbausteine untereinander über Schraubenverbindungen fest miteinander verbunden, zum anderen werden hier die Systembausteine während des Starts mit den Strukturbausteinen z.B. über Frangibolts (BILD 4) verbunden. Dies ermöglicht eine leichtbaugerechte Einleitung der Kräfte in die Stützstruktur und stellt sicher, dass die ebenfalls angedeutete zentrale Schnittstelle nicht die dimensionierenden Startlasten tragen muss. Frangibolts sind nicht explosive Aktuatoren, die das einmalige Lösen von zwei zuvor fest über eine Bolzenverbindung verbundenen Bauteilen ermöglichen.

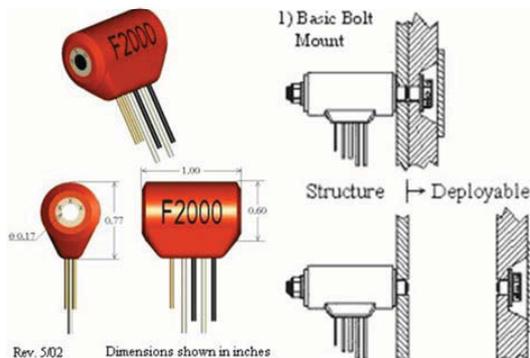


BILD 4. Frangibolts [18]

Die Mechanismen werden heutzutage bereits für die Befestigung von ausfaltbaren Strukturen wie Solarpanelen verwendet. Ihr Funktionsprinzip basiert auf der Verwendung von Formgedächtnislegierungen. Hierbei wird ein zylindrischer Hohlkörper aus Nitinol um den zu

lösenden Bolzen gebracht. Durch das Erwärmen des Zylinders wird in diesem eine Formänderung (Längung) hervorgerufen, die wiederum den gezielten Bruch des Bolzens bewirkt. Im Vergleich mit explosiven Trennmechanismen sind die hierbei hervorgerufenen dynamischen Lasten deutlich geringer.

Die eigentliche Stabilität und Steifigkeit des Strukturbausteins wird über die dargestellten Plattenelemente erzielt. Diese Plattenelemente können entweder in Sandwich- oder Isogridbauweise ausgelegt werden.

Analysen hinsichtlich Eigenfrequenz und Stabilität haben gezeigt, dass abhängig von der gewählten Konfiguration, vor allem die während der Startphase vertikal in Flugrichtung angeordneten Strukturkomponenten entlang der äußeren Kanten einen dimensionierenden Einfluss auf das Verhalten der Gesamtstruktur haben. In den vertikalen Eckbereichen der Strukturbausteine sind die Plattenelemente daher aufgedickt und werden durch zusätzliche Kantenprofile verstärkt. Die einzelnen Komponenten des Bausteins (Platten, Eckprofile und metallische Komponenten) sollen mittels Klebeverbindungen miteinander verbunden werden. Analysen der Klebeverbindungen für die gegebenen Belastungen haben gezeigt, dass bei geeigneter Gestaltung der Klebefläche z.B. durch Stufen oder Schäften, eine Übertragung der Kräfte möglich ist.

Im Sinne der Standardisierung ist ein Ziel der Konstruktion und Strukturauslegung, die Bausteine aus einer möglichst kleinen Anzahl Einzelteilen aufzubauen, die jeweils Standardelementen entsprechen. Es soll ein Katalog aufgestellt werden, der eine begrenzte Anzahl an Bauteilkomponenten bereitstellt, aus dem die einzelnen Bausteine aufgebaut werden können. Grundlegende Konstruktionsprinzipien wie Fügetechniken und äußere Abmessungen werden nicht verändert. Auf geänderte Anforderungen hinsichtlich der Steifigkeit oder Festigkeit kann durch die Variation der Bauteildicke in Form zusätzlicher Lagen der Faserverbundbauteile reagiert werden.

Zur Steigerung der Modularität der Strukturbausteine werden zwei Konzepte für eine erweiterte Nutzung verfolgt. Wie bereits oben angesprochen, sollen schwere Komponenten während des Starts innerhalb der Struktur untergebracht werden. Damit im Orbit eine Anordnung dieser Komponenten außerhalb der Zentralstruktur möglich ist, werden Möglichkeiten sowohl für die Befestigung als auch die Führung der Systeme im Inneren der Strukturbausteine untersucht. Diese sollen eine Entnahme der Bausteine ermöglichen. Besonders im Hinblick auf mögliche Sonderbausteine bzw. größere Mehrfachbausteine wird hierin eine Möglichkeit gesehen, diese effizient in den Orbit zu transportieren. Weiterhin wird untersucht, ob auch ein Konzept mit lösbaren Strukturbausteinen aus strukturmechanischer Sicht möglich ist. Zwar werden die Strukturbausteine nicht den gleichen Grad an Modularität besitzen können wie die Systembausteine, dennoch ermöglicht der Ansatz den orbitalen Aufbau von größeren zusammenhängenden Strukturen, die aus mehreren ursprünglich einzelnen Systemen bestehen.

Die Systembausteine werden ebenfalls in einer hybriden Bauweise ausgelegt. Metallische Komponenten werden

auch hier im Bereich der Lasteinleitung verwendet, um die Anbindung der Systembausteine an die Strukturbausteine mit Hilfe der über Frangibolt-Aktuatoren lösbaren Bolzenverbindung herzustellen. Die übrigen Komponenten werden aus Faserverbundmaterialien gefertigt. Für die Auslegung der Systembausteine sind im Vergleich zu den Strukturbausteinen weniger die mechanischen Lasten dimensionierend. Die Auslegung der Strukturkomponenten wird maßgeblich durch die Anforderung hinsichtlich der Funktionalität bestimmt:

- Anbindung von Systembaustein am Strukturbaustein
- Einbindung der zentralen Schnittstelle
- Anbindungsmöglichkeiten für beliebige Systeme im Inneren des Bausteins
- Strahlungsabschirmung
- Regelung des Thermalhaushalts

Diese Anforderungen bestimmen im Wesentlichen den Aufbau der Bausteine und die Wahl der Komponenten. Auch hierbei wird das Ziel verfolgt, möglichst standardisierte Elemente für den Aufbau der Bausteine bereitzustellen.

4.4. Software-Architektur

Die modulare Bausteinarchitektur wird durch ein modulares, verteiltes Software-Framework ergänzt. Dieses ist in der Lage, die in einem Satelliten vorhandenen Bausteine und deren Kopplungen zu anderen Bausteinen im laufenden Betrieb zu erkennen und daraus den Aufbau des Satelliten in die darin enthaltenen Komponenten zu ermitteln. Das Software-Framework stellt außerdem Mechanismen zur Verfügung, um effizient und transparent auf die Komponenten des Satelliten zugreifen zu können, ohne sich um deren exakte Position oder um Netzwerkkommunikation kümmern zu müssen [19].

5. SCHNITTSTELLENBETRACHTUNG

Jeder Baustein verfügt zur Realisierung eines Gesamtsystems über verschiedene Schnittstellen. Hierzu zählen die mechanische Verbindung zur Kopplung der Bausteine aneinander, elektrische Schnittstellen zur Energieübertragung, thermische Schnittstellen zur Regulierung des Wärmehaushalts sowie Datenschnittstellen.

Es ist gefordert, dass jeder Systembaustein mit einer Schnittstellenanzahl von $n \geq 3$ ausgestattet ist. Hierbei ist jedoch die Art und Anordnung der im Baustein vorhandenen Komponenten zu beachten. Bausteinseiten, die für Kameraöffnungen vorgesehen oder durch Triebwerke besetzt sind, können zwangsläufig nicht über eine der oben genannten Schnittstellen verfügen.

5.1. Anforderungen an Bausteinschnittstellen

Die zentralen Eigenschaften für eine Standardschnittstelle leiten sich aus der Forderung ab, dass die einzelnen Bausteine frei verknüpfbar sein sollen. Das bedeutet zum einen, dass jede Bausteinseite (soweit mit einer Schnittstelle ausgestattet) mit jeder Fläche anderer Bausteine Verbindungen eingehen können soll und zum anderen, dass die Bausteine gegeneinander verdreht sein dürfen – in dem betrachteten würfelbasiertem Konzept in

90°-Schritten. Hieraus ergibt sich die Anforderung, dass die Schnittstelle sowohl rotations- als auch spiegelsymmetrisch sein soll.

Aus den Aufgaben der Schnittstelle resultieren weitere Anforderungen: sie soll in der Lage sein, zwei Bausteine mechanisch fest zu verbinden sowie Ressourcen (Daten, Energie und Wärme) zu übertragen. Des Weiteren muss die Schnittstelle eine Detektion ermöglichen, inwieweit sie gegen die mit ihr verbundenen Schnittstelle verdreht ist und ob eine Kopplung letztlich stattfand. Die letzten Anforderungen resultieren aus dem Einsatzumfeld im Orbit: die Schnittstelle soll den Umweltbedingungen gegenüber resistent sein. Gefordert werden zudem für jede der Schnittstellen eine geringe Masse und Größe, wenige bewegliche Teile und eine geringe mechanische Komplexität. Außerdem soll sie im passiven Zustand keine elektrische Leistung verbrauchen.

Zusammenfassend lassen sich die Anforderungen wie folgt auflisten:

- Rotationssymmetrie
- Spiegelsymmetrie
- Detektierbarkeit der Kopplung
- Detektierbarkeit der Verdrehung
- Mechanische Schnittstelle: keine Energie zum Halten nötig – nur zum Lösen
- Wenig bewegliche Teile
- Geringe Komplexität
- Leicht
- Platzsparend
- Resistent gegen Umweltbedingungen

5.2. Mechanische Schnittstelle

Der grundlegende Aufbau der mechanischen Schnittstelle wird durch die bereits beschriebenen Randbedingungen und Anforderungen bestimmt. Eine weitere, für die Bewegungsaktuatorik wichtige Anforderung ist zudem die Versenkbarkeit bzw. Einfahrbarkeit der Schnittstelle. Dies soll ermöglichen, dass auch Bausteine entnommen werden können, die zentral in einer Matrix von miteinander verbundenen Bausteinen angeordnet sind. Nach dem Einfahren der Schnittstelle können benachbarte Bausteine aneinander vorbei gleiten.

BILD 5 zeigt einen Schnitt entlang der zentralen Verbindungsachse durch die zentrale Schnittstelle, wobei der spiegelsymmetrische Aufbau erkennbar ist. Das Docking der beiden Schnittstellen erfolgt über ein verfahrbares zylindrisches Dockingelement. Dieses Dockingelement ist auf beiden Seiten der Schnittstelle vorhanden und wird über ein innenliegendes Gewinde geführt. Durch eine von einem Motor hervorgerufene Drehbewegung wird das Element aus- bzw. eingefahren. Der Verschluss des Mechanismus, nach erfolgreichem Verfahren des Dockingelementes, erfolgt über einen separat angetriebenen Bajonettverschluss. Hierbei werden hakenähnliche Elemente in eine Nut auf dem Dockingelement gebracht und eine Fixierung der Schnittstellen gewährleistet, die ein Auseinandergleiten im gedockten Zustand verhindert.

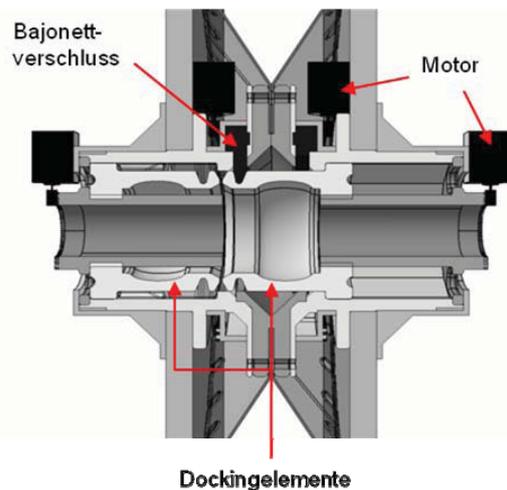


BILD 5. Zentraler Dockingmechanismus

Der Mechanismus soll das zuverlässige Docking im Orbit während des Betriebs und die im Orbit wirkenden mechanischen Lasten übertragen. Im Orbit treten Kräfte und Momente entsprechend der Weltraumumgebung auf. So wirken auf einen Satelliten verschiedene Kräfte bzw. Störmomente. In niedrigen Orbits (LEO) sind hierfür Wechselwirkungen mit der solaren Strahlung, Gravitationsgradienten, der Restatmosphäre und dem Erdmagnetfeld maßgeblich. Bei konventionellen Satellitenmissionen sind die Störmomente im LEO in der Größenordnung von 10^{-6} bis 10^{-4} Nm. Im GEO sind die Störmomente weitaus geringer, allerdings müssen Driftbewegungen ausgeglichen werden. Grundsätzlich hängt die Größenordnung der lokal auftretenden Belastungen stark von der Konfiguration und Größe des Gesamtsystems ab. Es ist jedoch leicht einzusehen, dass erst bei sehr großen Systemen diese Kräfte zu einer dimensionierenden Größe werden.

Die Kräfte aufgrund von Lagemanövern sind ebenfalls stark missionsabhängig. Neben dem Einfluss der Systemgröße und Konfiguration spielen hier natürlich auch die Anforderungen an die Geschwindigkeit, in der eine bestimmte Lage eingenommen werden soll, eine Rolle. An dieser Stelle kann jedoch ggf. auch die Lagerregelung für das System angepasst werden.

Aus den oben beschriebenen Überlegungen wurde die Schlussfolgerung gezogen, dass zunächst der eigentliche Kopplungsvorgang gleichzeitig auch die für die Dimensionierung der Schnittstelle relevanten Lasten verursacht. Zu einem späteren Zeitpunkt sollen weitere Untersuchungen zeigen, wo die Grenzen der konstruierten Schnittstelle bezüglich anderer missions- bzw. systemspezifischer Aspekte liegen. Kräfte während der Startphase müssen nicht durch die zentrale Schnittstelle getragen werden. Hierdurch ergeben sich Masseneinsparpotentiale bei der Auslegung der Schnittstelle.

Die mechanische Verbindung zwischen beiden Schnittstellen erfolgt während des Dockingprozesses über das Ausfahren eines zylindrischen Körpers. Der zylindrische Körper wird auf einem Gewinde geführt und mit Hilfe einer Drehbewegung aus- bzw. eingefahren. Der Verschluss beider Seiten erfolgt über einen Bajonettverschluss, der ein Auseinandergleiten im gedockten Zustand verhindert.

Zustand verhindert. Ein wesentlicher Auslegungsaspekt ist die Reduktion des Komplexitätsgrades der gesamten Schnittstelle und ihrer Aktuatorik. Hierdurch sollen potentielle Fehlerstellen verringert und die Zuverlässigkeit gesteigert werden. Ein verfolgtes und erfolgreich umgesetztes Ziel ist daher die Reduktion auf einen benötigten elektrischen Antrieb pro Schnittstelle. Dies ist besonders im Hinblick auf die zwei benötigten Aktuatoriken für die Bewegung des Kopplungszyllinders sowie des Verschlussmechanismus zu sehen. Wie bereits in BILD 3 gezeigt wurde, wird die Schnittstelle zentral in die Plattenelemente sowohl der Strukturbausteine als auch der Systembausteine eingebaut und befestigt. Die Schnittstelle wird aus metallischem Werkstoff gefertigt.

5.3. Elektrische Schnittstelle und Buskonzept

Ausgangslage für die Untersuchungen zur elektrischen Schnittstelle sind Betrachtungen der Form der Stromübertragung sowie der Geometrie und Positionierung der Verbindungsstellen. Für letztere stehen derzeit drei Möglichkeiten für weiterführende Betrachtungen im Fokus:

- 1) Positionierung der Schnittstellen in den Bausteinecken
- 2) Positionierung der Schnittstellen auf der Symmetrieachse
- 3) Positionierung als zentrale Ringschnittstelle auf einer Bausteinseite

Eine Einschränkung bezüglich des radialen Abstands zur Mitte einer Bausteinseite ist nicht notwendig und erhöht somit die Freiheitsgrade. Die einzigen zu betrachtenden Randbedingungen für die Wahl der Anordnung sind die Positionierungsanforderungen der mechanischen und Datenschnittstelle, die als übergeordnet angesehen werden.

Hinsichtlich der geometrischen Auslegung ergeben sich hingegen Herausforderungen durch die aufgestellten Standardanforderungen, wie etwa der Symmetrie und der 90°-Rotationsfähigkeit der Bausteine sowie der beliebigen Kopplung aller Bausteine. BILD 6 skizziert anhand einiger Beispiele die Verknüpfung von Position und Geometrie bei gleichzeitiger Erfüllung der Forderungen. Dabei repräsentieren die hellen Flächen nach außen stehende (männliche) Stecker, die dunklen nach innen stehende (weibliche) Kontaktbuchsen. Eine Integration der elektrischen in die mechanische Schnittstelle kann unter Umständen sinnvoll sein, ist jedoch primär von der Komplexität und Ausführung dieser abhängig.

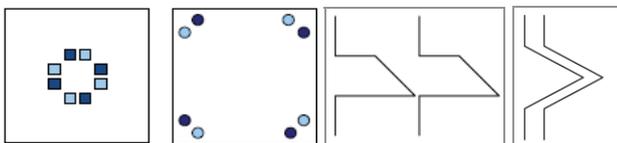


BILD 6. Beispielgeometrien elektrischer Schnittstellen

Für eine weitere Detaillierung der geometrischen Auslegung wird es notwendig, die Art der möglichen Übertragungsformen elektrischen Stroms in die Betrachtungen mit einzubeziehen. Als vielversprechendste Übertragungsarten konnten die Kontaktübertragung mittels Stromleitung sowie die induktive kontaktlose Stromübertragung mittels Magnetfeldern identifiziert werden.

Bei einer Übertragung mittels elektrischer Leitung kristallisieren sich fünf aussichtsreiche Ausführungen der Verbindungsart heraus, die im folgenden Verlauf der Studie weiter untersucht werden. Diese umfassen eine Federkontaktschnittstelle, bei der Feder und Kontakt eine Einheit bilden, sowie eine weitere Version, bei der Feder und Kontakt getrennt vorliegen.

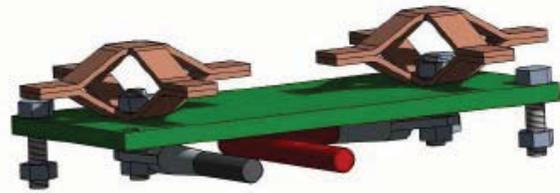


BILD 7. Federkontakte mittels Blattfedern

Als dritte Schnittstelle wird eine androgyne Steckerschnittstelle untersucht. Die Eignung einer Ringschnittstelle basierend auf Kontakten sowie eine kontaktlose Schnittstelle mittels Induktion, ausgeführt als Transformator mit Spalt, bilden den Abschluss der Analyse. Problematiken, die bei weiterführenden Untersuchungen Betrachtung finden, betreffen neben der konstruktiven Umsetzung vor allem die auftretenden Wirkungsgradverluste und die Eignung der Schnittstellen-ausführung für eine Implementierung in ein orbitales Baukastensystem.

Die Gestaltung des elektrischen Buskonzeptes sieht die Verwendung zweier Netze vor: ein globales, welches alle Bausteine über die Schnittstellen verbindet und Busspannungen von 100 VDC bei 30-50 A übertragen kann. Des Weiteren existiert in jedem Baustein ein internes Netz zur Versorgung der Standardsubsysteme, für welches die eingehende Spannung sodann auf einen Wert von 28 VDC herunter geregelt wird bei einem Leistungsbedarf von bis zu 1 kW pro Baustein. Sonderbausteine wie Antriebe oder große Nutzlasten können auch vom globalen Netz direkt versorgt werden. Zum letztlichen Betrieb der mitgeführten Komponenten eines Bausteins besteht die Möglichkeit, die Spannung weiter auf die benötigten Voltbereiche herunterzuregeln.

Eine besondere Rolle im weiteren Verlauf der Studie wird die Untersuchung des Zusammenspiels mehrerer Energieerzeugerbausteine (Solargeneratoren), Speicherbausteine (Batterien) und Verbraucher haben. Im Mittelpunkt stehen die Entwicklungen der Spannungsregelung, Stromkontrolle, Lade- und Entladeregulierung. Neben dem Konzept eines übergeordneten zentralen Stromkontrollmoduls, welches entscheidet, welche Lasten (Stromverteilung, Batterie laden) oder Erzeuger (Shunt-Regulierung der Solargeneratoren, Batterieeinspeisung) im Betrieb sein können, wird vor allem das Konzept dezentraler autonomer Regelung durch jeden einzelnen Baustein untersucht.

5.4. Thermische Schnittstelle

Die Modellierung der thermalen Schnittstelle eines Bausteinsystems fordert neben der Umsetzung subsystemspezifischer Bedingungen, wie die Einhaltung der Temperaturgrenzen bzw. Minimierung thermaler Schwankungen im Bausteininnern, auch die Betrachtung der zuvor aufgeführten allgemeinen Schnittstellen-

anforderungen. Dies schließt u.a. die Forderung nach einer mehrfachen und wiederholbaren Lösung der Verbindung durch einen robotischen Manipulator ein, woraus besondere Herausforderungen bei der Wahl von Wärmeleit- und Koppellementen resultieren. Mechanismen dieser Art finden derzeit in konventionellen Raumfahrtssystemen keine nennenswerte Anwendung. Eine Ausnahme bilden die auf der ISS genutzten „Thermal Brush Fins“ der Orbital Replacement Units. Diese auf Aluminiumplatten aufgetragenen Bürsten aus Kohlenstofffasern ermöglichen eine thermische Kopplung mit dem thermalen Bussystem der ISS. Derartige Systeme benötigen jedoch bei einem Wärmedurchgangskoeffizient von $660 \text{ W/m}^2\text{K}$ einen relativ großen Bauraum für einen ausreichenden Wärmetransfer [20].

Anhand der aufgeführten Forderungen und der derzeit verfügbarer TCS-Technologien wurden vier Thermal-kontroll-Architekturen ausgearbeitet (BILD 8). Bei drei der betrachteten Architekturen wird ein thermales Bussystem verwendet, welches sich durch die Strukturbausteine des gesamten Raumfahrzeugs zieht. Dieser nahezu isotherme Bus soll Systembausteinen die Möglichkeit geben, durch Kopplung Wärmeenergie aufzunehmen und abzugeben. Variationen in den Architekturen erlauben z.B. die Regelung des isothermen Busses durch Radiator- und Heizerbausteine auf eine feste Temperatur oder die interne Regelung der Bausteintemperatur durch zusätzliche Radiator- und Heizelemente. Die vierte Architektur sieht die thermische Isolierung aller Bausteine und eine autonome Regelung ihres Wärmehaushalts vor. Alle Architekturen unterscheiden sich in ihrer Komplexität.

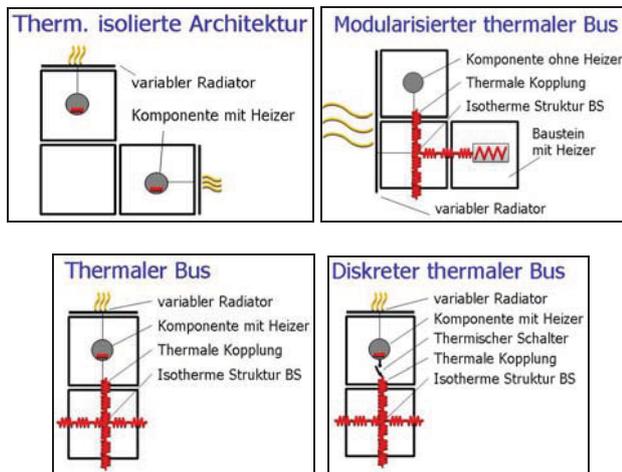


BILD 8. Konzepte für die thermale Schnittstelle

Die untersuchten Konzeptvariationen basieren auf der Einbindung aktueller sowie sich derzeit noch in der Entwicklung befindlicher Thermal-kontrollelemente, wie Heizer oder thermische Schalter zur Veränderung der Wärmeleitfähigkeit eines Pfades. Eine besondere Erwähnung gilt den Radiatoren mit variabler Emissivität. Bisher hergestellt als mechanische Jalousien, sind sie aufgrund beweglicher Teile fehleranfällig, benötigen elektrische Energie und einen gewissen Bauraum. Aktuelle Prototypen auf Basis von MEMS oder mit elektrochromatischen und elektrostatischen Beschichtungsfilmen versprechen langfristig durch einen geringen mechanischen Aufwand und Leistungsbedarf neue Möglichkeiten. Der Auslegungsprozess der thermalen

Schnittstelle des Bausteins entsteht daher in enger Verzahnung mit dem strukturellen Bausteindesign. Hierbei wird u.a. untersucht, inwieweit Außenseiten mit thermischer Isolierung beschichtet und zur Integration der thermischen Schnittstellenelemente genutzt werden können. Denkbar ist ein Anbringen von Außenplatten im Baukasten, auf welchen standardisierte Radiatoren mit variabler Emissivität aufgebracht sind. Des Weiteren besteht ein enger Zusammenhang zwischen der Materialwahl der Bausteinwände, wie im Abschnitt zuvor bereits Erwähnung fand.

Um eine Bewertung für die ausgearbeiteten Thermal-kontroll-Architekturen durchführen zu können, wurden diese zunächst in einem thermal-mathematischen Knotenmodell modelliert und jeweils diverse Fälle simuliert, welche u.a. einen kalten und heißen Orbit umfassen, sowie unterschiedliche Wärmeleitparameter in Struktur und Schnittstelle einbeziehen. Die anschließende Integration des Knotenmodells in die eigens entwickelte Software ModuSat ermöglicht eine grafische, dreidimensionale Beobachtung der thermischen Verläufe. ModuSat erlaubt die flexible Zusammensetzung von Bausteinen aus dem Katalog und generiert automatisch die Knotenzusammenhänge. Die Algorithmen für die thermalen Berechnungen berücksichtigen Bahndaten, Sonneneinstrahlung, Erdinfrarot, Erdalbedo, sowie Abschattung durch Anordnung der Bausteine. Die noch ausstehende abschließende Bewertung wird zum einen Aussagen zur Leistung des TCS, z.B. der Temperaturstabilität und der Schwankung im Temperaturbereich beinhalten. Zum anderen werden Aspekte im Design bewertet, wie z.B. die Komplexität und die Modularisierbarkeit der Schnittstelle.

5.5. Datenschnittstelle

Um einen modularen Aufbau des Satellitensystems auch softwareseitig möglichst gut unterstützen zu können, ist eine Datenschnittstelle mit einer möglichst hohen Datenrate wünschenswert. So können beispielsweise die Aufnahme und Verarbeitung größerer Datenmengen, etwa von datenintensiven Sensoren, räumlich getrennt in unterschiedlichen Bausteinen durchgeführt werden. Die Mindestanforderung liegt bei 100 Mbit/s . Aufgrund des rotations- und spiegelsymmetrischen Aufbaus der mechanischen Schnittstelle ist weiterhin eine einadrigige Verbindung wünschenswert. Eine mehradrigige und rotationssymmetrische Verbindung stellt gerade bei der Hochfrequenzdatenübertragung eine große Herausforderung dar, da redundante Datenpfade entweder exakt gleich lang sein oder jeweils intelligente Elektronik die Mehrwegausbreitung herausfiltern müsste. Außerdem ergeben sich an den Medienübergängen der Kontaktflächen zwischen den Bausteinen Teilreflexionen und damit eine weitere Beeinträchtigung der Signalqualität, die es zu vermeiden gilt. Nützlich, aber nicht erforderlich, wäre es zudem, über das verlegte Netz, und somit über die Schnittstelle, mehrere logische Netze parallel übertragen zu können (siehe auch Anforderungen an das Datenbuskonzept, Abschnitt 5.5.1). Außerdem wäre eine galvanische Trennung der Datenverbindung wünschenswert. Als Anforderungen an die Datenschnittstelle ergeben sich somit:

- Hohe Datenrate
- Einadriges Konzept

- Möglichkeit paralleler Netze auf einer Leitung (optional)
- Galvanische Trennung (optional)

5.5.1. Datenbuskonzept

Aus den Anforderungen zur Datenschnittstelle geht hervor, dass eine einadrige Lösung zu bevorzugen ist, wenn es um die Realisierung einer rotationssymmetrischen Schnittstelle geht. Unter Berücksichtigung der generellen Schnittstellenanforderungen und des Entwurfs der mechanischen Schnittstelle wurden mögliche Datenbusysteme getestet und evaluiert. Hierbei ergaben sich bei der Lichtwellenleitertechnik (LWL) bisher die besten Ergebnisse, besonders da der Aufbau einer rotationssymmetrischen Datenschnittstelle mit hoher Bandbreite und niedriger Komplexität möglich ist. LWL sind leicht, robust gegenüber elektromagnetischer Strahlung und liefern zudem die gewünschte galvanische Trennung. Für das Gesamtkonzept bietet sich daher eine Lösung auf Glasfaserbasis an. Mit Hinblick auf den schnellen Aufbau von Prototypen wurden hierzu insbesondere Untersuchungen mit einer polymeroptischen Variante durchgeführt, da diese wesentlich einfacher handhabbar ist.

Einadrige LWL aus Glas erreichen heute schon Datenraten im Bereich von 10 GBit/s im kommerziellen Einsatz, über 100 GBit/s sind in Versuchen auf einer Faser erreicht worden. Die maximale Datenrate hängt hierbei im Wesentlichen von der mit zunehmender Entfernung steigenden Dämpfung des Übertragungsmediums ab. Da diese jedoch erst bei Distanzen im Kilometerbereich eine Rolle spielt, ist sie bei Einsätzen in einem Satelliten nicht von Relevanz.

Multimode-Fasern sind einzelne Fasern, auf denen unterschiedliche Signale mittels mehrerer Wellenlängen gleichzeitig übertragen werden können. Sie haben üblicherweise eine Datenrate im Bereich von 10 Gbit/s, wenn Wellenlängenmultiplexing eingesetzt wird. Mit speziellen Multiplex-Verfahren können erheblich höhere Raten erzielt werden: mittels DWDM (dense wavelength division multiplexing) können z.B. 40 Signale parallel mit je 2,5 Gbit/s, also insgesamt 100 Gbit/s, übertragen werden. Die Fasern haben einen Durchmesser im Bereich von 125 Mikrometern (0,1 mm) inkl. Kern und Mantel. Hinzu kommt bei handelsüblichen Kabeln noch eine dicke PVC-Schutzschicht, um die Biegeeigenschaften und mechanische Belastbarkeit sicherzustellen. Bei fester Montage kann diese aber eingespart werden. Da sich bei diesen Fasern mehrere Wellenlängen unabhängig voneinander übertragen lassen, können somit auch mehrere Netze parallel betrieben werden.

Singlemode-Fasern sind auf die Übertragung einer einzelnen Wellenlänge ausgelegt. Sie haben ebenfalls einen Durchmesser im Bereich von 125 Mikrometern (0,1 mm) inkl. Kern- und Mantelglas. Auch hier kommt für gewöhnlich eine Schutzschicht aus PVC zum Einsatz. Aufgrund ihrer geringen Dämpfung im Vergleich zu Multimode-Fasern werden sie hauptsächlich für die Datenübertragung über große Distanzen eingesetzt. Hier sind Abstände von bis zu 100 km ohne Repeater möglich. Der Gewichtsvorteil von LWL gegenüber Kupferkabeln ist

offensichtlich: 1 km LWL ohne Kunststoffmantel hat ein Gewicht in der Größenordnung von etwa 25 g. Der mit Abstand größte Anteil am Gewicht kommerzieller LWL entsteht durch die Stecker sowie den Mantel, der die Faser vor mechanischer Beschädigung schützen soll. Beides lässt sich im Falle des Satelliten einsparen. Auch die Robustheit gegenüber den Einsatzbedingungen ist sehr gut: So wurden Fasern mit einem Temperaturbereich von -55 °C bis +125 °C bereits für Raumfahrtanwendungen getestet [21], und es gibt kommerzielle Fasern mit einem Einsatz-Temperaturbereich von -60 °C bis +350 °C, die auch im Vakuum einsetzbar sind. Da die Übertragungstechnik auf Lichtwellen basiert, ist sie nicht anfällig gegen elektromagnetische Störeinflüsse und stört selbst auch keine empfindliche Sensorik. An den Endgeräten im Baustein selbst muss nach heutigem Stand der Technik entweder direkt ein Transceiver eingebaut sein oder es muss ein Wandler von LWL auf herkömmliches Ethernet (oder andere Netzwerktypen) verwendet werden.

5.5.2. Konzept der Datenschnittstelle

Das Konzept für die Datenschnittstelle baut auf dem Konzept des Datenbusses sowie den analysierten Anforderungen für die Datenschnittstelle auf. Entsprechend soll hier eine Datenverbindung zwischen zwei Bausteinen geschaffen werden, die rotations- und spiegelsymmetrisch ist und Daten eines einadrigen glasfaserbasierten Lichtwellenleiters bidirektional überträgt. Das Konzept sieht vor, das Lichtbündel der Glasfaser mittels Linsen aufzufächern, als Lichtstrahl mit (verhältnismäßig großem) Durchmesser (mehrere mm bis cm) zu übertragen und auf der jeweils anderen Seite durch die gleiche Linse wieder zu bündeln. Der Vorteil dieses Konzeptes liegt zum einen darin, dass relativ große Strecken überbrückt werden können und zum anderen darin, dass durch die Dicke des Strahls die nötige Montage- und Kopplungspräzision gesenkt wird. Zwei 0,05 mm dicke Glasfaserkerne 90% deckungsgleich zu koppeln, würde eine immense Präzision der Schnittstelle erfordern.



BILD 9. Schematische Darstellung der optischen Datenschnittstelle. Durch die Auffächerung des Strahls wird die Positionierungstoleranz signifikant erhöht.

Blendschutz

Der Einsatz von Linsen zur Freiraumübertragung zwischen Bausteinen – wenn auch nur über sehr kurze Distanzen – stellt eine Neuerung im Unterschied zu bereits weltraumproben Glasfasertechnologien dar, und ist daher hinsichtlich der Raumfahrttauglichkeit noch zu bewerten. Möglicherweise benötigen die Linsenköpfe der Datenschnittstelle einen Blendschutz, damit die Empfängerdioden bzw. die Linsenköpfe an den Schnittstellen, an denen keine Bausteine angekoppelt sind, keinen Schaden nehmen, wenn sie z.B. direkt in die Sonne gerichtet sind (Brennglaseffekt). Denkbar wäre hier eine Iris-Blende zur Verdeckung der Linse.

5.5.3. Orientierungsdetektion

Zur Detektion der Verdrehung zwischen zwei Baustein-Schnittstellen wird ein Lichtschrankenprinzip benötigt: 4 Phototransistoren sind auf einem Kreisumfang in 90° Schritten montiert und detektieren eine LED mit passendem Emitterspektrum auf der Gegenseite. Durch das Wissen, welcher Transistor das Licht der LED empfängt, lässt sich die Verdrehung bestimmen.

6. ZUSAMMENFASSUNG & AUSBLICK

Die Modularisierung eines konventionellen Satellitenbusses in ein System bestehend aus Bausteinen ist die grundlegende Voraussetzung für die Realisierung erweiterter On-Orbit-Servicing-Aufgaben. Dies beinhaltet nicht nur die Wartung des Baukastensatelliten, sondern schließt viel mehr auch die Erweiterung und Rekonfiguration des Satellitensystems im Orbit entsprechend der Anforderungen durch neue Aufgaben und Missionszielstellungen mit ein. Mit dieser Arbeit wurde eine Architektur für einen rekonfigurierbaren Bausteinsatelliten präsentiert. Ansätze zur Umsetzung der mechanischen, elektrischen, thermischen sowie Datenschnittstelle zwischen den Bausteinen wurden vorgestellt und Möglichkeiten zur konstruktiven Umsetzung der Satellitenbausteine erläutert. Die erarbeiteten Ergebnisse liefern damit den Nachweis der technologischen Machbarkeit und stellen einen ersten Schritt zur Realisierung dar.

7. DANKSAGUNG

Gefördert von der Raumfahrt-Agentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages unter dem Förderkennzeichen 50RA1005.

8. LITERATUR

- [1] DARPA: Orbital Express; Fact Sheet, März 2007
- [2] Rupp Th., Boge T., Kiehling R., Sellmaier F.: Flight Dynamics Challenges of the German On-Orbit Servicing Mission DEOS; 21st International Symposium on Space Flight Dynamics, 28/09- 2/10 2009, Toulouse, France
- [3] DARPA: Front-End Robotic Enabling Near-Term Demonstrations (FRIEND); web: <http://www.darpa.mil/tto/programs/frend/index.html>, Download: 26.11.2010
- [4] DLR: OLEV; web: http://www.dlr.de/rm/de/desktopdefault.aspx/tabid-3825/5963_read-8760/, download: 04/2010
- [5] ESA: Adaptation of CX-OLEV to SMART-OLEV; web: <http://telecom.esa.int/telecom/www/object/index.cfm?fobjectid=29306>, download: 04/2010
- [6] OSMAS GEORING Services: WHITE PAPER Version 2.0; 2007
- [7] Bartlett, R. O.: NASA: NASA standard Multimission Modular Spacecraft for future space exploration; web: <http://adsabs.harvard.edu/abs/1978aans.meetR....B>; download: 04/2010
- [8] Suzuki, M.: Satellite Bus (Multimission Modular Spacecraft or Multimission Platform); University of Texas; web: <http://www.tsgc.utexas.edu/spacecraft/topex/mms.html>; download: 27.04.2010
- [9] Leete, S.J.: DESIGN FOR ON-ORBIT SPACECRAFT SERVICING; NASA Goddard Space Flight Center, 2002
- [10] Shayler, D.J.: Walking in Space; Springer Verlag, 2004
- [11] Ganssle et al.: Spacecraft structure for orbital assembly and servicing; US-Patent Nr. 4964596; Oktober 1990
- [12] Benedetti et al.: Modular spacecraft bus; US-Patent Nr. 6206327; März 2001
- [13] Chicoine et al.: Multi-Mission Spacecraft Bus Having Space Frame Structural Design; US-Patent Nr. 5518209, Mai 1996
- [14] Hicks, M.T.; Enoch, M.; Capots, L.H.: HexPak – A Flexible, Scalable Architecture For Responsive Spacecraft; 3rd Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, Apr. 2005
- [15] Tanaka, H.; Yamamoto, N.; Yairi, T.; Machida, K.: Reconfigurable Cellular Satellites Maintained by Space Robots; Journal of Robotics and Mechatronics, Vol. 18, Nr. 3, pp.356-363; 2006
- [16] Dong, S. et al.: Self-assembling wireless autonomously reconfigurable module design concept; Acta Astronautica, Vol. 62, pp.246-256; 2008
- [17] Göller, M.; Pfozter, L.; Oberländer, J.; Uhl, K.; Büttner, T.; Rönnau, A.; Dillmann, R.: Modellierung und Konfigurationsgenerierung für bausteinbasierte Satellitensysteme; Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2011
- [18] TiniAerospace: Frangibolt; web: <http://www.tiniaerospace.com/fbt/frangibolt.html>; download: 04/2011
- [19] Uhl, K.; Göller, M.; Oberländer, J.; Pfozter, L.; Rönnau, A.; Dillmann, R.: Ein Software-Framework für modulare, rekonfigurierbare Satelliten; Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2011
- [20] Seaman, C. L.: ESLI: Enhanced Thermal Conductance of ORU Radiant Fin Thermal Interface using Carbon Brush Materials; Proceedings of Space Technology & Applications Forum, Albuquerque, USA, February 1999
- [21] Ott, M.: Fiber Optic Cable Assemblies for Space Flight Applications III: Characterization of Commercial Cables for Thermal Effects; Photonics for Space Environments VI, Proceedings of SPIE Vol. 3440, 1998.