

MODSAT: KONZEPTENTWICKLUNG EINES ROBOTISCH WART- UND REKONFIGURIERBAREN SATELLITENBAUKASTENS

J. Boland, F. Fichtner, P. Küpper, M. Silvanus, A. Adomeit, M. Lakshmanan
Institut für Leichtbau, RWTH Aachen

Zusammenfassung

Heutige Satelliten werden üblicherweise nicht auf die Möglichkeit orbitaler Wartung ausgelegt. Im Fall eines Defekts, beispielsweise im Energieversorgungs- oder Lageregelungssystem, muss oft der gesamte Satellit aufgegeben werden. Eine Möglichkeit, diesem Problem zu begegnen, besteht in der Modularisierung des Satelliten. Einzelne Submodule können im Fall eines Defekts mittels einer Wartungsmission ausgetauscht werden.

Dazu werden im Projekt ModSat ein Nutzlastmodul und mehrere Systemmodule, die Energieversorgung, Lageregelung und Steuerung beinhalten, um ein zentrales Tankmodul angeordnet. Es wird ein Schnittstellenkonzept zur Verbindung der Module entwickelt und ein Strukturentwurf für das Tankmodul vorgestellt.

Das entwickelte Gesamtsystem besitzt ein größenordnungsmäßig gleiches Gewicht wie herkömmliche Satellitenbusse. Dieses Ergebnis zeigt die grundsätzliche Möglichkeit auf, einen modularen Satelliten wirtschaftlich zu betreiben, wenn die Vorteile der orbitalen Wartbarkeit die Nachteile des Mehrgewichts durch die Modularisierung aufwiegen.

1 MOTIVATION

Satelliten werden traditionell als individuelle Konstruktionen entwickelt und ausgelegt, wobei in der Regel nicht auf standardisierte Baugruppen zurückgegriffen wird. Dadurch entstehen hohe Entwicklungskosten und lange Zeiträume, bis das System fertiggestellt werden kann. Da der Satellit als kompakte, zusammenhängende Einheit montiert wird, ist eine Wartung im Orbit bis auf gewisse Ausnahmefälle nicht möglich, sodass er bei einem Defekt oftmals aufgegeben werden muss. Dies ist besonders vor dem Hintergrund der wachsenden Weltraummüllproblematik nicht akzeptabel.

Ein möglicher Ansatz diesen Problemen zu begegnen ist die Entwicklung eines Satellitenbaukastens. Durch die Nutzung von einzelnen standardisierten Bausteinen können zum einen Entwicklungszeit und -kosten reduziert werden, zum anderen wird durch die Zerlegung des Gesamtsystems in robotisch manipulierbare Untergruppen orbitale Wartung ermöglicht. Weiterhin wäre eine im All stationierte Wissenschaftsplattform denkbar. So könnten auch Universitäten oder kleine Unternehmen vergleichsweise kostengünstig einzelne Forschungsmodule zu dieser Plattform schicken und daran betreiben.

Aus diesem Grund wird im Projekt ModSat (kurz für **Modularer Satellit**) ein Konzept für einen Modula-

ren Satelliten und ein Referenzszenario für robotische Wartungsmissionen entwickelt.

2 STAND DER TECHNIK

Bisherige Entwicklungen im Bereich wartbare Satelliten lassen sich in zwei Bereiche aufteilen. Einerseits existieren Ansätze zur Modularisierung von Raumstationen und Satelliten, andererseits gibt es Erprobungsmissionen zur robotischen Wartung im All.

2.1 ORU-Konzept

Das *Orbital-Replacement-Unit*-Konzept baut darauf auf, dass man Systemkomponenten von Satelliten, Raumfahrzeugen und Raumstationen so konzipiert, dass sie einfach austauschbar sind. So werden Systemkomponenten zu einzelnen Modulen mit oft einheitlicher Größe zusammengefasst und leicht zugänglich verbaut.

Missionen, die Systemkomponenten nach dem ORU-Konzept verbaut haben, sind unter anderem die Internationale Raumstation und das Hubble-Weltraumteleskop. Die Wartungsmissionen zu Hubble, die es in der Vergangenheit gab, um die Leistung zu steigern und die Lebenszeit zu verlängern, waren nur aufgrund einer solchen Konstruktionsweise möglich.

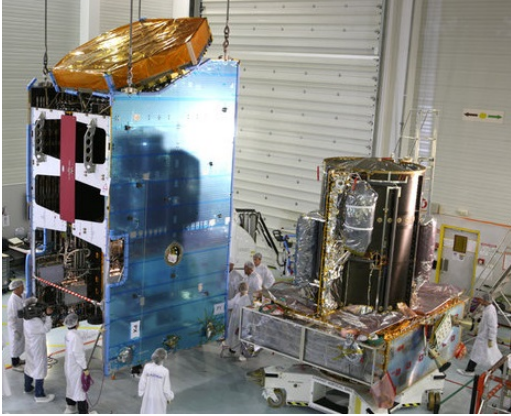


BILD 1. Alphasat und Nutzlastmodul

Eine andere Entwicklung ist der Einsatz von Satellitenbussen. In einem einheitlichen Service-Modul werden die für den Betrieb des Satelliten nötigen Systeme wie Energieversorgung, Antrieb und Lageregelung untergebracht. Ein Nutzlast-Modul wird entsprechend der Mission verwendet. Dieses umfasst beispielsweise bei Kommunikationssatelliten Antennen und Transponder. Abbildung 1 zeigt ein Bussystem der Firma Astrium. Links ist das Nutzlastmodul *Alphasat* zu sehen, rechts der Bus *Alphasat*.

2.2 Robotische Servicemissionen

Eine erfolgreiche Mission zur Erprobung robotischer Kopplung war der japanische *Engineering Test Satellite VII* im Jahr 1997. Mit einem Ziel- und einem Verfolgungssatelliten wurden automatische und manuelle Andockmanöver geprobt. Mittels eines Roboterarms wurden Wartungstätigkeiten simuliert.

Eine aktuelle Technologiererprobungsmission ist die *Deutsche Orbitale Servicing Mission (DEOS)*. Ziel ist es, einen Servicer mit einem Manipulatorarm und einer Dockingschnittstelle sowie einen Zielsatelliten mit einer dazu abgestimmten Schnittstelle zu entwickeln.

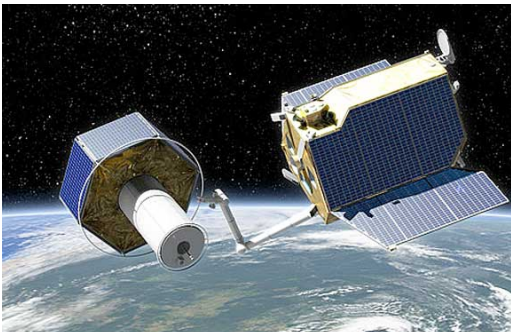


BILD 2. Dockingvorgang bei DEOS

Der Servicer hat die Aufgabe, sein Ziel im erdnahen Orbit auf einer Höhe von 400 bis 500 km anzufliegen. Er folgt dem Zielsatelliten auf dessen Bahn und

nähert sich diesem an. Bild 2 zeigt, wie der Servicer den Zielsatelliten zum Andocken greift. Dieser ist mit einem Ring versehen, der es dem Manipulatorarm ermöglicht, ihn zu greifen und gezielt an die Dockingschnittstelle heranzuführen. Dieser Vorgang soll auch bei einem ins Taumeln geratene Ziel möglich sein.

Im Anschluss verglühen Satellit und Servicer durch Wiedereintritt in der Erdatmosphäre. So wird ein Konzept zur Entsorgung von gealterten und defekten Satelliten erprobt, um die Entstehung von weiterem Weltraummüll zu vermeiden. Zusätzlich werden Möglichkeiten der robotischen Wartung und Nachbetankung untersucht.

DEOS dient für das Projekt ModSat als Referenzmission für den Servicesatelliten. Das Einfangen eines manövrierunfähigen Satelliten mittels eines Fangringes ist eine valide Möglichkeit, einen modularen Satelliten auch beispielsweise im Fall eines Defekts im Lageregelungssystem warten zu können.

3 RANDBEDINGUNGEN

Im Folgenden wird ein Referenzszenario aufgestellt, das weitere Rahmenbedingungen für die Entwicklung des ModSat schafft. Diese schließen für On-Orbit Servicing relevante Bahnen sowie die anzunehmende Masse und Dimension des Satelliten ein.

3.1 Zielorbits

Bei der Betrachtung der Wirtschaftlichkeit des Servicing-Konzepts ist die Anzahl der Wartungsmissionen, die der Servicersatellit vornehmen kann, von entscheidender Bedeutung. Diese wird in hohem Maße vom Treibstoffverbrauch pro Wartungsmanöver beeinflusst.

Es stellt sich daher die Frage, in welchen Orbits sinnvollerweise Wartung vorgenommen wird. Dabei sollte zum einen eine möglichst große Bandbreite an Satellitengruppen angesprochen werden können, zum anderen muss der Aufwand für den Transfer von Satellit zu Satellit in einem vertretbaren Rahmen gehalten werden. Daher wird im Folgenden der Treibstoffverbrauch für eine Inklinationsänderung der Bahn des Servicers betrachtet.

Es ergibt sich der in Abbildung 3 dargestellte Verlauf. Bereits bei einer Inklinationsänderung von 10° muss eine Treibstoffmenge von der Hälfte der Gesamtmasse aufgebracht werden.

Es zeigt sich also, dass ein Wechsel der Bahn für den Servicer nur in sehr begrenztem Umfang sinnvoll ist. In der weiteren Auslegung werden daher Orbits mit einer hohen Dichte an Satelliten pro Bahn betrachtet, sodass Inklinationsänderungen nicht oder in nur geringem Ausmaß nötig sind.

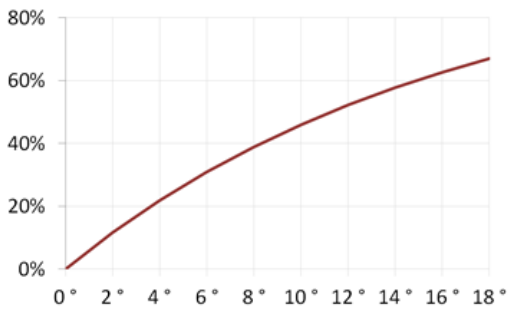


BILD 3. Treibstoffbedarf bei Inklinationsänderung

Als geeignet werden folgende folgende Orbits ausgewählt:

- sonnensynchrone Bahnen des niedrigen Erdorbits. Hier kommen bevorzugt Erdbeobachtungssatelliten zum Einsatz.
- mittlerer Erdorbit. Bei Satellitennavigationssysteme gibt es meist wenige Bahnen, auf denen mehrere Satelliten angeordnet sind.
- geostationärer Orbit mit geringer Inklination. Dies ist der typische Einsatzort für Kommunikationssatelliten.

In diesen drei Orbits sind die nötigen Inklinationsänderung so gering, dass der Servicersatellit mehrere Servicingmanöver durchführen kann, ohne unverhältnismäßig hohe Mengen an Treibstoff zu benötigen.

3.2 Größe des Satelliten

Um für den weiteren Entwurfsprozess eine konkrete Masse verwenden zu können, wird die Satellitendatenbank der US-amerikanischen Nichtregierungsorganisation *Union of Concerned Scientists* analysiert, in der öffentlich zugängliche Daten zu allen aktiven Satelliten erfasst sind.

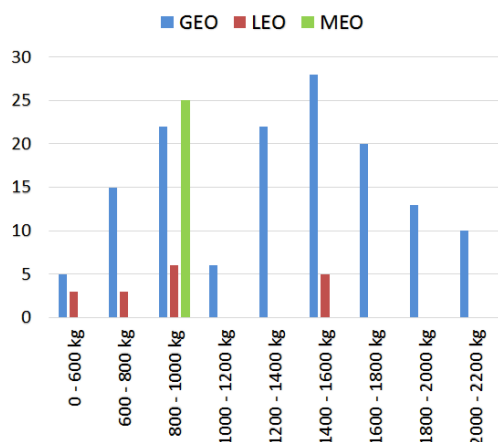


BILD 4. Trockenmasse existierender Satelliten.

¹ *Mixed Oxides of Nitrogen*, gebräuchlicher Oxidator

Nach einer Filterung der Datenbank auf für ein modulares Konzept relevante Satelliten in den zuvor identifizierten Bahnen ergibt sich eine Stichprobengröße von etwa 700 Satelliten.

In Diagramm 4 wird die Trockenmasse dieser Satelliten betrachtet. Es wird ersichtlich, dass bei Navigationsanwendungen im MEO nur verhältnismäßig geringe Massen bis 1000 kg vertreten sind, es im LEO Klassen bei etwa 900 und 1500 kg gibt, im GEO hingegen eine dichte Verteilung von 500 bis 4000 kg.

Die Trockenmasse des ModSat wird für den weiteren Entwurf auf 1500 kg festgelegt. Dies stellt eine obere Grenze für Erdbeobachtungssatelliten dar und deckt gleichzeitig eine große Bandbreite von im GEO stationierten Satelliten ab. Satelliten für Navigationsanwendungen, die gewöhnlich im MEO platziert sind, sowie Kommunikationssatelliten im LEO werden aufgrund der verhältnismäßig geringen Masse in dieser Klasse nicht eingeschlossen.

Im nächsten Schritt wird beispielhaft für eine GEO-Mission die Startmasse des Satelliten berechnet. Für den Transfer aus dem GTO in den GEO wird die Treibstoffkombination aus Hydrazin und MON¹ verwendet. Für die Manöver während der angestrebten Lebensdauer von 10 Jahren bis zur ersten Wartung wird Hydrazin als Monopropellant verwendet. Dabei ergeben sich folgende Werte:

- benötigte Treibstoffmassen:
 $m_{Hyd} \approx 880 \text{ kg}$
 $m_{MON} \approx 690 \text{ kg}$
- benötigte Tankdurchmesser bei kugelförmigen Tanks:
 $D_{Hyd} \approx 1,18 \text{ m}$
 $D_{MON} \approx 1 \text{ m}$

Diese Größen dienen als erste untere Schranke für die Dimensionierung des ModSat. Die obere Schranke durch den zur Verfügung stehenden Bauraum im Trägersystem bestimmt. Für LEO-Missionen wird die Sojus-Rakete mit einer Sylda-S-Doppelstartvorrichtung zum Start von zwei Satelliten als Referenz benutzt. Sie stellt ein günstiges, zuverlässiges und für viele Einsatzszenarien verwendbares Trägersystem dar. Darin steht ein annähernd zylindrischer Bauraum mit einem Durchmesser von 3 m und einer Höhe von 3,60 m zur Verfügung. Für GEO-Missionen kann auf eine Fregat-Oberstufe oder ein alternatives Trägersystem wie die Ariane 5 zurückgegriffen werden.

4 MODULARES KONZEPT

Im Folgenden werden die benötigten Systeme eines Satelliten hinsichtlich ihrer Masse und ihres Modularisierungsgrades analysiert. Daraufhin werden mögliche Modulformen und -anordnungen entwickelt und die Aufteilung der Systeme auf die Module vorgenommen.

4.1 Modularisierungsgrad

Um einen Überblick über die Massen der Systeme zu erhalten, werden diese mit Hilfe von Durchschnittswerten aus [3] abgeschätzt. Die Massen beziehen sich dabei auf einen Einsatz im GEO. Weiterhin werden Modularisierungsoptionen aufgestellt, um aufzuzeigen, in welchem Rahmen die Systeme wartbar sein sollen.

Defekte von TT&C², Lageregelung und Energieversorgung sind häufige Gründe für den Ausfall eines Satelliten. Daher sollen diese Systeme austauschbar sein. Auch der Antrieb gehört zu den kritischen Systemen. Allerdings gestaltet sich ein Austausch aufgrund von benötigten Treibstoffleitungen und verteilten Düsen schwierig.

Durch den hohen Anteil der Nutzlastmasse an der Gesamtmasse des Satelliten ist es nur bedingt wirtschaftlich sinnvoll, die gesamte Nutzlast auszutauschen. Die Nutzlast soll allerdings erweiterbar sein, um einzelne Instrumente hinzuzufügen oder defekte Systeme austauschen zu können. Der Tank ist ein nur selten von Defekten betroffenes System und muss deshalb nicht austauschbar sein. Allerdings soll zur Verlängerung der Lebensdauer des Satelliten Treibstoff nachfüllbar sein. Die Ergebnisse der Massenabschätzung und die Modularisierungsoptionen sind dem Diagramm in Abbildung 5 zu entnehmen.

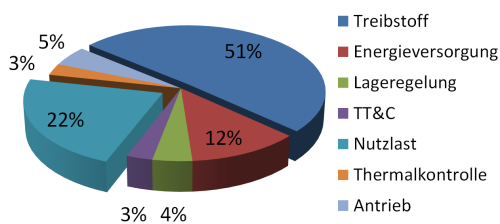


BILD 5. Modularisierungsgrad

4.2 Modulform und -anordnung

Da der Tank das einzige System darstellt, welches fest installiert wird und auf das nicht im All von außen zugegriffen werden muss, wird dieser in eine Zentralstruktur integriert. Als ersten Ansatz zur Gestaltung der Modulform werden Quader angenommen

(siehe Abbildung 6). Diese lassen sich gut skalieren, wodurch sich verschiedene Modulgrößen realisieren lassen. Alle Module werden seitlich um das Tankmodul angeordnet. Bei diesem Entwurf besteht allerdings das Problem, dass der üblicherweise zylindrische Bauraum im Launcher nicht gut ausgenutzt wird und es nur vier Seitenflächen gibt, an denen Module verteilt werden können.

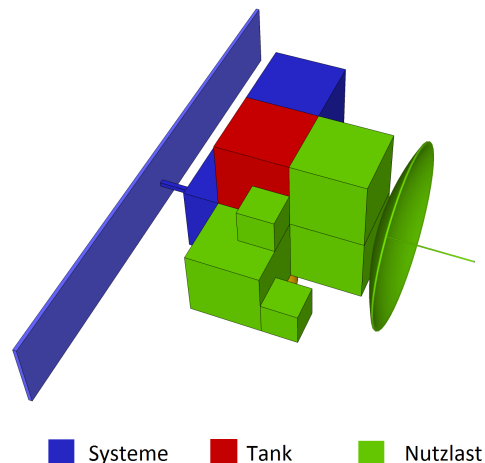


BILD 6. quaderförmige Zentralstruktur und quaderförmige Module

Ein zweiter Ansatz ist eine prismatische Gestaltung der Module (siehe Abbildung 7). Dabei wird der Bauraum im Launcher deutlich besser ausgenutzt und es sind mehr Seitenflächen zur Anbringung von Modulen vorhanden. Auch ist die Integration eines kugelförmigen oder zylindrischen Tanks platzsparender möglich. Problematisch ist allerdings, dass sich einzelne Module nur schlecht skalieren lassen. Auch sind die Zwischenräume zwischen einzelnen Modulen sehr klein, sodass sich ein Austausch im All schwierig gestaltet.

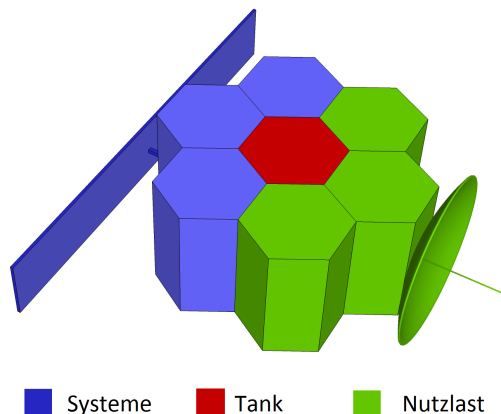


BILD 7. prismatische Zentralstruktur und prismatische Module

² Telemetry, Tracking and Control – dient zur Kommunikation mit der Bodenstation, zur Bahnverfolgung und -regelung und Steuerung der Satellitensysteme

Die finale Anordnung stellt eine Kombination aus beiden Entwürfen dar (siehe Abbildung 8). Ein prismatisches zentrales Tankmodul mit quaderförmigen Systemmodulen nutzt den Bauraum im Launcher gut aus und bietet zudem ausreichend viele Seitenflächen zur Anbringung von Modulen. Das Nutzlastmodul ist wie das Tankmodul prismatisch aufgebaut. Es wird oberhalb der Tankstruktur angebracht, um möglichst viel Platz und ein großes Sichtfeld für Antennen oder Instrumente bereitzustellen. Die Erweiterbarkeit wird mit durch die Anbringung von Submodulen realisiert, analog zur Anbringung der Systemmodule am Tankmodul. Das Tankmodul ist unterhalb der Nutzlast positioniert, um den Schwerpunkt des Satelliten möglichst nahe am Launchadapter zu halten.

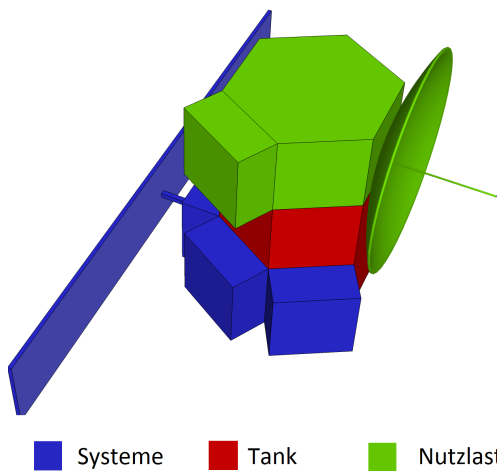


BILD 8. prismaförmige Zentralstruktur und quaderförmige Module

4.3 Modulgröße und -zusammensetzung

Damit die Belastungen der Schnittstelle zur Verbindung von Systemmodulen und Tankmodul möglichst ähnlich ist, sollen die Module einheitliche Eigenschaften bezüglich Größe, Gewicht und Stromverbrauch besitzen. Dies ermöglicht theoretisch eine Anbringung eines jeden Moduls an jedem Steckplatz, ohne beispielsweise auf Gewichtsverteilungen achten zu müssen. Ausgenommen sind Module, die eine bestimmte Positionierung im Raum erfordern, wie beispielsweise Komponenten des Lageregelungssystems.

Bei Betrachtung der einzelnen Systemkomponenten stellt sich wie in Tabelle 9 gezeigt heraus, dass eine Aufteilung in zwei Modulgrößen sinnvoll ist. Zu der großen Klasse zählen die Komponenten des Energiesystems, zu der kleinen alle weiteren Komponenten. Receiver, Antenne und Transmitter sowie Bordcomputer, Magnetometer und Datenspeicher werden dabei zu jeweils einem Modul zusammengefasst, um Module ähnlicher Größe und Masse zu erhalten.

Modul	Anzahl	Masse	Leistung/Kapazität
Sonnensensor	3 - 4	3,3 kg	9 W
Drallrad	3 - 4	5,2 kg	16,3 W
Stellmagnet	3 - 4	4,5 kg	8,9 W
Receiver, Transmitter, Antenne	1 - 2	2,7 kg	40 W
Bordcomputer, Magnetometer, Datenspeicher	1 - 2	3,1 kg	23,4 W
Solarmodul	1 - 4	max 51 kg	max 2,7 kW
Batteriemodul	1 - 4	max 67 kg	max 9 kW
Gesamt	13 - 24		

BILD 9. Modulaufteilung

Die maximal benötigte Anzahl an Modulsteckplätzen beträgt 24. Durch den begrenzten Bauraum im Launcher (Doppelstartvorrichtung SylDA-S) ist eine Aufteilung der Module auf drei Ebenen mit jeweils acht Steckplätzen sinnvoll. Somit ergibt sich eine achteckige Zentralstruktur. Auf der untersten Ebene werden die Solar- und Batteriemodule angebracht, um den Schwerpunkt des ModSat möglichst weit nach unten zu verlagern. Auf den oberen beiden Ebenen werden die übrigen Module angeordnet. In Abbildung 10 ist die gesamte Anordnung mit den Positionen der benötigten Schnittstellen dargestellt. Im Folgenden werden ausgehend von der Anordnung der Module erste Betrachtungen einer Modulschnittstelle durchgeführt und ein Strukturkonzept entwickelt.

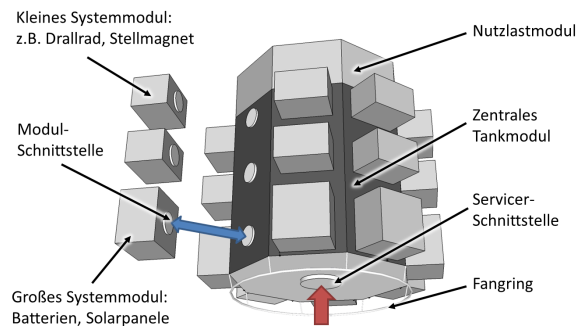


BILD 10. finale Modulordnung mit Schnittstellenpositionen

5 SCHNITTSTELLE

Um die Systemmodule mit der Zentralstruktur zu verbinden, sind Modulschnittstellen nötig. Sie müssen die mechanische Verbindung sowie den Zugang zum Strom- und Datennetz gewährleisten.

Trotz unterschiedlicher Anforderungen der Module an die Schnittstellen bezüglich montierter Masse, Leistungsaufnahme und der Dateninfrastruktur wird nur eine Schnittstellenvariante verwendet. Dies ist nötig, damit jedes Modul an jeder gewünschten Position angebracht werden kann.

5.1 Anforderungen

Die Anforderung an die Schnittstelle können in zwei Kategorien unterteilt werden, die Raum- und die Startanforderungen. Die Raumanforderungen betreffen den Raumbetrieb mit den wichtigen Funktionen der Halterung und des Ein- bzw. Auskoppelns des Moduls im Raum. Dabei muss auch eine mögliche Ungenauigkeit der Verbindung in Position oder Winkel des Moduls durch eine geeignete Konstruktion ausgeglichen werden. Die Grenzen der Genauigkeit werden durch den Roboterarm festgelegt. Die Startanforderungen betreffen dagegen statische und dynamische Belastungen sowie Steifigkeitsanforderungen und die Kräfteinleitung während des Starts.

5.2 Anordnung

Eine einzige zentrale Schnittstelle hat Vorteile bei der Kopplung im Raum, da nur ein Zielpunkt angesteuert werden muss. Der Ausgleich von Winkel- und Positionsabweichungen kann zudem in dieser Anordnung wesentlich einfacher durch die Schnittstellengestalt sichergestellt werden. Im Hinblick auf die erforderlichen Eigenfrequenzen und dem Vermeiden von Momenten ist eine räumliche Verteilung der Schnittstellen auf die Ecken der Module sinnvoll, wodurch die Wege bei der Lasteinleitung kurz bleiben.

5.3 Lösungsprinzip

Da sich die Anforderungen zwischen Startphase und Orbitalbetrieb deutlich unterscheiden und die optimalen Lösungen nicht miteinander vereinbar sind, bietet es sich an, die Funktion der Kräfteübertragung in der Startphase und die der Halterung und des An- und Abkoppelns im All voneinander zu trennen.

Zur Aufnahme der Startbelastung werden vier Bolzen verteilt auf die Ecken der Module vorgesehen. Diese sind gut geeignet, den vorliegenden Belastungen standzuhalten und können durch eine Ausführung als Spreng- oder Scherbolzen nach Erreichen des Orbits aufgetrennt werden.

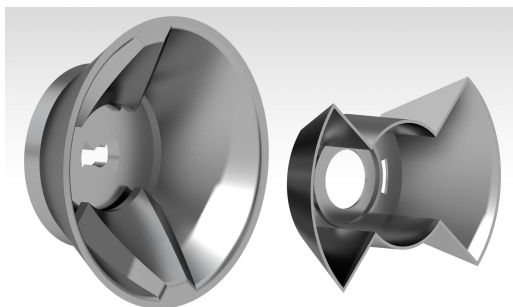


BILD 11. Raumschnittstelle

Die Raumschnittstelle, dargestellt in Abbildung 11, übernimmt die Funktion der Halterung im Raum und

des An- und Abkoppelns während der Wartung. Damit während des Starts keine mechanischen Lasten aufgenommen werden, wird die Raumschnittstelle schwimmend gelagert.

Um die Raumanforderungen zu erfüllen, wird die Raumschnittstelle als Trichter mit Führungsflächen ausgeführt. Die Gegenstücke der Schnittstelle sind komplementär ausgeführt und befinden sich an der Modul- und Satellitenseite. Der Innendurchmesser der in den Trichter integrierten Führungsflächen ist kleiner als der kleinste Durchmesser des Gegenstücks. Damit wird sichergestellt, dass sich die richtigen Flächenpaare gegenüberstehen. Werden die beiden Schnittstellenseiten weiter aufeinander zu bewegt, wird ein möglicher Verdrehwinkel durch die Führungsflächen ausgeglichen. Sind die beiden Schnittstellenseiten vollständig zusammengeführt, wird die Schnittstelle durch einen Hakenverschluss verriegelt. Diese Kombination ist robust gegenüber Winkel- und Positionsabweichungen. Weiterhin ist in der Endlage eine eindeutige Positionierung des Moduls gegeben.

Die Daten- und elektrische Schnittstelle soll vor äußeren Einflüssen geschützt werden. Deshalb wird sie über einen ausfahrbaren Stecker realisiert. Um das Ausfallrisiko zu minimieren, wird für die Verriegelung der mechanischen Schnittstelle und das Ausfahren des Steckers die selbe Bewegung verwendet. Dies vermeidet einen zweiten Antrieb und somit eine mögliche Fehlerquelle, welche die Schnittstelle unbrauchbar machen könnte.

6 STRUKTUR

Im Folgenden wird die Struktur des ModSat auf Grundlage der zuvor beschriebenen Rahmenbedingungen bezüglich Form und Modulaufteilung entworfen. Der Fokus liegt dabei auf dem zentralen Tankmodul, auf dessen Oberseite sich die Nutzlast befindet und an dessen Außenseite die Systemmodule angebracht werden. Es werden verschiedene Grundkonzepte qualitativ und quantitativ verglichen. Das favorisierte Konzept wird im Anschluss analytisch und numerisch ausgelegt.

Während des gesamten Auslegungsprozesses wird angenommen, dass die Struktur in Aluminium gefertigt wird. Dies bietet bei den Werkstoffkennwerten eine Abschätzung zu sicheren Seite und vermeidet zudem Komplikationen durch die Verwendung unterschiedlicher Werkstoffe.

6.1 Anforderungen und Strukturkonzept

Das zuvor entwickelte Modularisierungskonzept mit einer prismatischen Grundform des Satelliten bringt verschiedene Anforderungen mit sich. Dazu gehören primär die Lastüberleitung von dem oben liegenden

Nutzlastmodul in den Launcher und zudem die Anbringung und Lasteinleitung der Systemmodule an der Außenseite der Zentralstruktur.

Nach der Betrachtung verschiedener Ansätze stellt sich eine als Zylinderschale ausgeführte Zentralstruktur in Kombination mit einer oktagonalen Außenstruktur als das qualitativ beste Konzept heraus. Hierbei ist sowohl eine möglichst direkte Lastüberleitung durch die Schale in den Launcher als auch eine einfache Anbringung der Systemmodule an der Außenstruktur gewährleistet.



BILD 12. Strukturkonzept des ModSat

In einem ersten analytischen Vergleich verschiedener Ausführungen dieses Konzepts zeigt sich, dass die Variante einer Skin-Stringer-verstärkten Zentralstruktur mit Umfangsversteifungen und einer plattenverstärkten Außenstruktur das beste Steifigkeits-Gewichts-Verhältnis der betrachteten Konzepte aufweist. Daher wird diese Ausführung im Folgenden weiter ausgelegt.

6.2 Auslegung

Aus struktureller Sicht ist bei der Auslegung besonders die Startphase kritisch, da hier die höchsten statischen und dynamischen Belastungen auftreten. Zum einen muss hierbei ausreichende Stabilität unter den Startlasten erreicht werden, zum anderen muss die Struktur hinreichend steif sein, so dass es nicht zu Resonanzeffekten durch die Vibration des Launchers kommt.

Im ersten Schritt wird die Struktur des Tankmoduls analytisch ausgelegt. Dabei wird zunächst die Eigenfrequenz betrachtet. Damit das Problem überhaupt mit vertretbarem Aufwand analytisch lösbar ist, wird die Struktur dazu als einseitig eingespannter Balken vereinfacht. Weiterhin gelten folgende, allgemeine Annahmen:

- es liegt keine Dämpfung vor
- am oberen Ende der Struktur befindet sich die Nutzlastmasse, welche als starr idealisiert wird

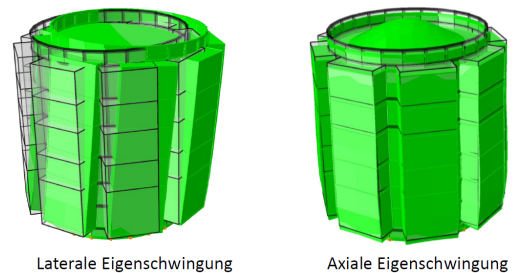
- die restliche Masse des Satelliten wird als über die Länge der Struktur verschmiert angenommen

Die Eigenfrequenz wird nun nach dem Verfahren von Raleygh-Ritz berechnet. Es werden zwei separate Lastfälle, die reine Biege- und die reine Schubverformung, betrachtet und anschließend mit der Dunkerley-Formel kombiniert.

Neben einer ausreichenden Steifigkeit muss zudem die Stabilität der Struktur gewährleistet sein. Dazu wird nicht nur ein Festigkeitsnachweis geführt, sondern es werden zudem zusätzliche Versagensmodi wie Beulen, Crippling oder Teilschalen-Instabilität betrachtet.

Es zeigt sich hierbei, dass für den ModSat die Steifigkeit respektive die Eigenfrequenz das entscheidende Auslegungskriterium darstellt. Die dabei berechneten Materialdicken führen zu ausreichend hohen Sicherheitsbeiwerten bei der Stabilitätsberechnung.

Um insbesondere die Eigenfrequenzen des gekoppelten Systems aus Zentral- und Außenstruktur des Tankmoduls zu bestimmen, wird eine Modell zur Analyse mittels der Finite-Elemente-Methode erstellt.



Laterale Eigenschwingung

Axiale Eigenschwingung

BILD 13. Eigenschwingungsmoden des Tankmoduls

Da es sich bei den bisher entworfenen Komponenten um dünne - also in einer Dimension deutlich kleinere - Strukturen handelt, werden für die Modellierung durchgehend zweidimensionale Elemente verwendet.

Die Haut des Zentralrohrs wird als isotrope Schale modelliert; die versteifenden Stringer werden als Balkenelement auf eine zuvor erzeugte Sektion des Rohres aufgebracht. Analog werden die um das Rohr verlaufenden Spante erzeugt.

Die Außenstruktur wird ebenso aus Schalenelementen für die Felder und Balkenelementen für die Gurte aufgebaut. Die am Rohr angebrachten Enden der Gurte sowie Kanten der Felder werden mittels einer *tie*-Übergangsbedingung angebunden, wobei die Rohrfläche als *master surface* definiert wird. Tank- und Nutzlastmasse werden als Massenpunkte idealisiert und in ihrem Schwerpunkt als Starrkörper mit den zugehörigen Spanten verbunden.

Der unterste Spant des Zentralrohrs wird per Randbedingung als gelagert betrachtet, wobei rotatorische Bewegungen erlaubt werden.

Um die numerischen Ergebnisse für lateralen Eigenfrequenz aufzuzeigen, wird eine der Einflussgrößen auf die Eigenfrequenz variiert und mit dem analytischen Ergebnis verglichen.

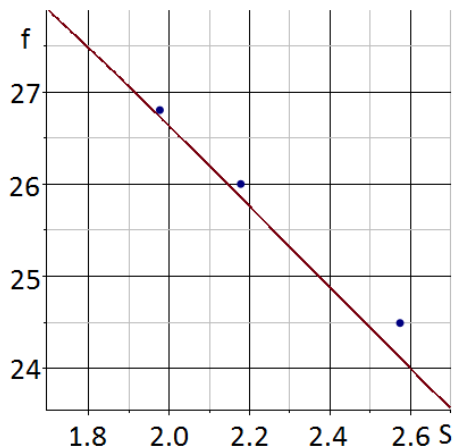


BILD 14. Variaton der Eigenfrequenz mit der Nutzlasthöhe

Abbildung 14 zeigt den stärksten Einfluss auf die Eigenfrequenz, eine Änderung des Nutzlastschwerpunktsstands. Der Graph zeigt die analytischer Betrachtung, die Punkte entsprechen den per FEM simulierten Werten. Wie zu erkennen ist, stimmen die numerischen Ergebnisse gut mit denen der analytischen Berechnung ein.

Mit den zu diesem Zeitpunkt finalen Auslegungsdimensionen wird abschließend auf Basis des FEM-Modells eine kurze Abschätzung der Masse vorgenommen. Dabei ergibt sich für die Struktur ein Gewichtsanteil von etwa 9% am Gesamtgewicht des Satelliten.

7 FAZIT

Das im Rahmen der Projekt ModSat entwickelte Konzept für einen robotisch wart- und rekonfigurierbaren Satellitenbaukasten beruht im Wesentlichen auf einer Auftrennung der Systeme auf Komponentenebene in austauschbare Module sowie auf einem Strukturkonzept, welches in seiner Grundform dem der monolithischen Bauweise aktueller Systeme ähnelt. Durch die Funktionstrennung für die Schnittstelle in Start- und Orbitalbetrieb wird zudem die Notwendigkeit einer recht massiven und dementsprechend schweren Schnittstelle vermieden.

Der Massenzuwachs durch den modularen Aufbau des Satelliten ist zwar vorhanden, sollte jedoch aufgrund der oben genannten Tatsachen nicht unverhältnismäßig groß ausfallen.

Nicht unerwähnt bleiben sollten auch die weiteren Herausforderungen, die beispielsweise bei der Entwicklung einer passenden Schnittstelle für Daten- und Stromaustausch zu bewältigen sind. Dabei gilt es nicht nur die Bedingungen im All zu meistern, sondern auch die Tatsache technischer Entwicklung zu bedenken, sodass das System nach 20 Jahren technischem Fortschritt noch einsetzbar ist.

Dem gegenüber stehen die schwer messbaren qualitativen Vorteile des modularen Konzepts. Es bietet die Möglichkeit der Kostenreduktion bereits während der Entwicklungs- und Konstruktionsphase des Satelliten durch die Verwendung standardisierter Bausteine. Zudem eröffnet es die Möglichkeit, die Lebenszeit eines Satelliten im Orbit durch Reparatur- oder Upgrade-Maßnahmen teils entscheidend zu verlängern und somit kostenintensive Neustarts zu vermeiden.

Das Projekt ModSat zeigt somit eine mögliche Alternative zu aktuellen Konzepten auf, um die Raumfahrt in Zukunft nachhaltiger zu gestalten.

AUTOREN

Die Inhalte dieser Arbeit entstanden im Rahmen einer Projektarbeit am Institut für Leichtbau der RWTH Aachen. Autoren der Projektarbeit sind J. Boland, T. Boße, F. Fichtner, P. Küpper, J. Macuvele und M. Silvanus. Besonderer Dank gilt den Betreuern A. Adomeit und M. Lakshmanan.

LITERATUR

- [1] KLEIN: *Leichtbau-Konstruktion*. 9. Auflage. Vieweg + Teubner, 2011
- [2] LEY (Hrsg.) ; WITTMANN (Hrsg.) ; HALLMANN (Hrsg.): *Handbuch der Raumfahrttechnik*. 3. Auflage. Hanser, 2008
- [3] WERTZ (Hrsg.) ; LARSON (Hrsg.): *Space Mission Analysis and Design*. Third Edition. Microcosm Press, 1999
- [4] WIEDEMANN: *Leichtbau - Elemente und Konstruktion*. 3. Auflage. Springer, 2007