

— SOLAR SAIL —  
**DIMENSIONIERUNG UND ANALYSE EINER  
ULTRALEICHTEN, ENTFALTbaren RAUMFAHRTSTRUKTUR**

C. Sickinger, L. Herbeck, E. Breitbach

*Institut für Strukturmechanik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig  
email: christoph.sickinger@dlr.de, lars.herbeck@dlr.de, elmar.breitbach@dlr.de  
tel: +49/531 295 2856, -2310, -2300; fax: +49/531 295 3225*

**Übersicht:** Ultraleichtbau großer, entfaltbarer Raumfahrtstrukturen ist eine grundlegende Voraussetzung für die Realisierung innovativer Solar Sail Antriebskonzepte. Neben der Funktionalität der Entfaltungstechnik und der Entwicklung von Steuerungskonzepten spielen Leichtbauaspekte und deren technische Umsetzung eine Schlüsselrolle für zukünftige Solar Sail Missionen. Aufbauend auf der erfolgreichen Bodendemonstration eines ESA-DLR Technologieträgers in 1999/2000 wird die Weiterentwicklung bis hin zu einer Demonstrationsmission im Erdorbit vorangetrieben [2]. Das DLR Institut für Strukturmechanik beteiligt sich an dem Folgeprojekt mit der Entwicklung, Verifikation und dem Bau von ultraleichten, entfaltbaren Masten (CFRP Booms) und den extrem dünnen Segelsegmenten. Als Systemverantwortlicher für die Durchführung des Folgeprojekts wurde die Kayser Threde GmbH, München beauftragt.

## 1 EINLEITUNG

Solar Sail Konzepte nutzen die Impulsübertragung solarer Photonen auf eine reflektierende Fläche als innovatives Antriebskonzept. Da der Ursprung der Antriebsquelle nicht wie bei konventionellen Verfahren an Bord mitgeführt werden muss, sondern im Raum in nahezu unbeschränktem Umfang zur Verfügung steht, bieten Solar Sails insbesondere bei Langzeitmissionen mit hohem Energiebedarf eine interessante Alternative zu chemischen Antrieben. Die nutzbare Schubkraft ist jedoch aufgrund der sehr geringen Ruhemassen der reflektierten Photonen extrem klein. Erst über die Missionsdauer kann infolge der permanent wirkenden Beschleunigung oder Verzögerung eine signifikante Geschwindigkeitsänderung erreicht werden. Solar Sail Konzepte sind aufgrund der enormen ingenieurwissenschaftlichen Herausforderungen bisher über das Stadium theoretischer Designstudien und einiger Funktionsmodelle nicht hinaus gekommen. Extremer Leichtbau, die Entwicklung und Verifikation sicherer Entfaltungskonzepte für große, membranartige Raumfahrtstrukturen, die Sicherstellung der Langzeitbeständigkeit der eingesetzten Materialien unter Weltraumbedingungen und nicht zuletzt die Entwicklung von Steuerungskonzepten und Missionsplanungen sind wichtige Aufgaben, die in Vorbereitung auf eine erste Solar Sail Mission bearbeitet werden müssen.

Die extremen Anforderungen an Solar Sail Technologien sind vergleichbar mit den Restriktionen einer ganzen Reihe möglicher Anwendungen im Bereich entfaltbarer Raumfahrtstrukturen. Die Entwicklung von Solar Sail Technolo-



BILD 1: ESA-DLR Solar Sail Technologieträger 1999/2000. Sub-Systeme Entfaltungsmodule, entfaltbare Masten und Segel.

gien nimmt daher eine Schlüsselposition ein, die z. B. zur Realisierung zukünftiger entfaltbarer Solar Arrays, Sunshades, Antennen und Reflektoren oder langer, ausfahrbarer Masten genutzt werden kann. Erste Designstudien haben z. B. gezeigt, dass die Boom-Entfaltungstechnologie für zukünftige SAR-Fernerkundungsmissionen (Synthetic Aperture Radar) potenziell geeignet ist [5].

## 2 ANFORDERUNGEN UND DESIGN

Die Beschleunigung eines Solar Sails resultiert aus dem Wirkungsgrad des Segels  $\eta$ , dem Strahlungsdruck  $p_S$  und dem Verhältnis zwischen Gesamtmasse des Raumfahrtgeräts und der reflektierenden Fläche  $\sigma$  gemäß  $a = \eta p_S / \sigma$ . Für eine optimale Beschleunigung muss daher die Gesamtflächenlast  $\sigma$  sehr klein sein. Der Wirkungsgrad  $\eta$  hängt im wesentlichen von den optischen Eigenschaften des Segels und dessen homogener Spannung und Ausrichtung ab. Zu starke Segelspannkraft können allerdings zur übermäßigen Ausbildung geknitterter Bereiche innerhalb der Segelfläche führen und deshalb den Wirkungsgrad negativ beeinflussen. Darüber hinaus erfordern hohe Spannkraft entsprechend massive Stützstrukturen, deren Gewichte sich über ihren Anteil an der Massenbilanz wiederum nachteilig auf die Beschleunigung auswirken können. Analysen für mittelfristige Solar Sail Missionen bilanzieren die notwendigen Gesamtflächengewichte auf mindestens  $\sigma = 10 \dots 20 \text{ g/m}^2$  und Segelgrößen bis zu  $125 \text{ m} \times 125 \text{ m}$

[4]. Diese Werte zeigen deutlich die enormen Herausforderungen, mit denen sich die Ingenieure konfrontiert sehen: Zum einen müssen neuartige Technologien entwickelt werden, die die sichere Entfaltung großer membranartiger Flächen im Weltraum ermöglichen. Gleichzeitig soll die Entfaltungsstruktur extrem leicht sein und sich innerhalb eines sehr kleinen Volumens auf konventionellen Launchern transportieren lassen. Darüber hinaus müssen die eingesetzten Ultra-Leichtbaustrukturen ihre Langzeitbeständigkeit unter z. T. extrem unterschiedlichen Umgebungsbedingungen unter Beweis stellen. Eine weitere Herausforderung bedeutet die Realisierung eines Steuerungskonzepts, das in der Lage ist, große flexible Solar Sails sicher und energiesparend auch über lange Zeiträume hinweg zu manövrieren.

Das von ESA und DLR gemeinsam entwickelte Solar Sail Konzept sieht ein quadratisches Segel vor, das durch vier entfaltbaren CFK Masten (CFRP Booms) aufgespannt wird. Die Masten, die eine spezifische Masse von nur 100 g/m haben, werden im entfalteten Zustand durch die Segelspannkraft axial belastet. Ein zentrales, ebenfalls in CFK-Leichtbautechnologie ausgeführtes Entfaltungsmodul, beinhaltet im gestauten Zustand die Booms und die vier dreieckigen Segelsegmente. Obwohl während der Bodendemonstrationsphase nur eine 20 m x 20 m Variante gebaut wurde, basierte das Design und die Auslegung auf den Annahmen eines 40 m x 40 m Segels (Bild 1). Segelfolien mit unterschiedlichen Wandstärken wurden erfolgreich getestet: 12  $\mu\text{m}$  Mylar, 7,5  $\mu\text{m}$  Kapton, 3  $\mu\text{m}$  PEN (Polyethylenaphthalat).

### 3 ANALYSEN

#### 3.1 Segelfläche

Für die Effektivität des Solar Sail Antriebskonzepts ist die homogene Spannung der Segelmembranen sehr wichtig. Bei sehr dünnen Folien entstehen zwangsläufig geknitterte Bereiche infolge der Querkontraktionskopplung bei mehr oder weniger einachsiger wirkenden Zugspannungen, wie sie bei dem ESA-DLR Konzept in den Ecken der einzelnen Segelsegmente eingeleitet werden. Geknitterte Bereiche der Segelmembranen können nicht nur Auswirkungen auf die Güte der Reflektion und somit auf den Wirkungsgrad des Segels haben. Auch aus thermischen Gründen ist eine genauere Analyse geknitterter Bereiche notwendig, da nicht auszuschließen ist, dass sich durch die Ausbildung von Falten geometrische Muster ergeben, die lokal zu einer Überhitzung des Materials führen ( $\rightarrow$  hot spots). Die Berechnung der komplexen, hochgradig nichtlinearen Vorgänge bei der Ausbildung lokaler Knittermuster in der Segelmembran ist für das gesamte Segel kaum möglich. Daher wird auf eine vereinfachte Knittertheorie zurückgegriffen, die durch Variation der Elementeigenschaften solange iterativ die Steifigkeiten ändert, bis keine negative zweite Hauptspannung  $\sigma_2$  in der Segelmembran auftritt. Das Ergebnis dieser iterativen Vorgehensweise ist in Bild 2 dargestellt. Ausgehend von einem isotropen Material erfolgt zunächst die Analyse der Hauptspannungen und ihrer Trajektorien. In Abhängigkeit des Vorzeichens der zweiten Haupt-

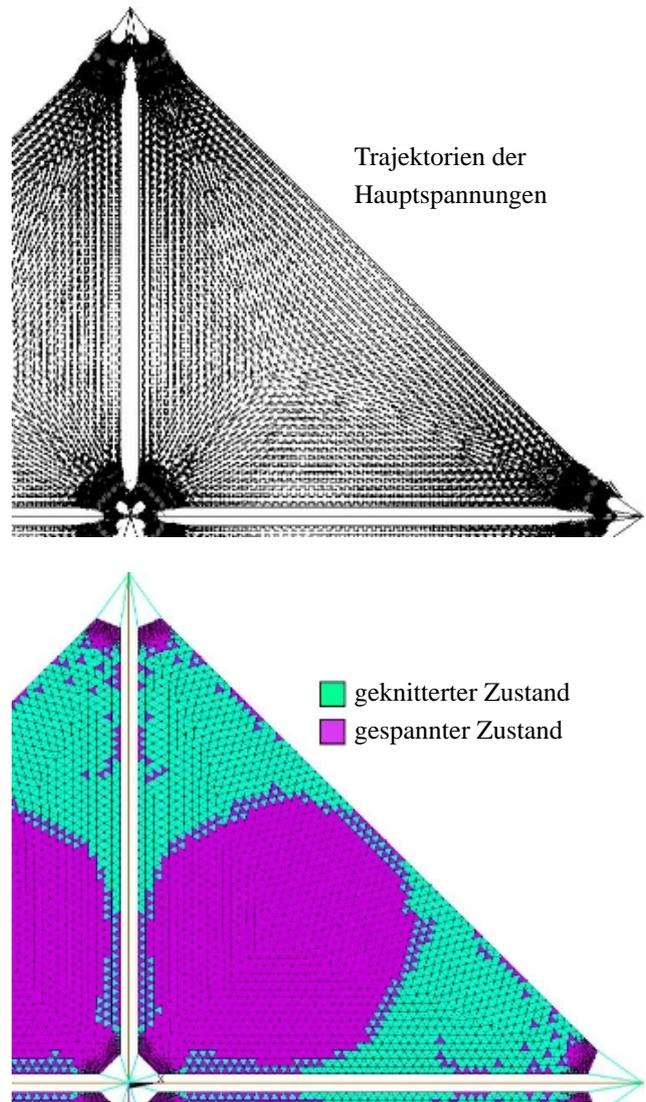


BILD 2: Iterative Segelanalyse der Hauptspannungstrajektorien. Gespannte und geknitterte Bereiche.

spannung wird anschließend für jedes einzelne Element eine Fallunterscheidung zwischen „vollständig gespanntem“ ( $\sigma_1, \sigma_2 > 0$ ) und „geknittertem“ ( $\sigma_1 > 0, \sigma_2 < 0$ ) Zustand durchgeführt und entsprechend modifizierte Materialeigenschaften zugewiesen. Nachteilig erweist sich, dass eine Konvergenz nicht immer gegeben ist. Für das dargestellte Ergebnis waren z. B. 42 Iterationen notwendig. Verlässliche Aussagen über die Amplituden und Wellenlängen des Knittermusters und damit auf die Effizienz der Reflektion sind auf Grundlage dieser vereinfachten Berechnung allerdings nicht ausreichend möglich und müssen in einer detaillierten, lokalen Analyse untersucht werden. Die Auswertung der Rechnung führt auf ein Verhältnis von 56,1 % zwischen den vollständig gespannten Bereichen und der nominellen Segelfläche. Wie in Bild 2 zu erkennen ist, befindet sich der gespannte Bereich näherungsweise innerhalb des Innkreises der dreieckigen Segelsegmente und die geknitterten Bereiche entstehen im wesentlichen an den Segelrändern hin zu den Mastspitzen.

Die Forderung nach einem ultraleichten, membranarti-

gen Solar Sail führt zwangsläufig zu einer Struktur, die im Verhältnis zu ihrem Volumen eine extrem große Oberfläche besitzt und folglich im intensiven Strahlungsaustausch mit ihrer Umgebung steht. Gute Reflektionsgrade lassen sich mit Aluminiumbeschichtungen erreichen, die allerdings durch ein ungünstiges Verhältnis zwischen Absorptionsgrad und Emmissionsgrad  $\alpha/\varepsilon > 1$  die Segelfolie stark aufheizen. Minimale und maximale Temperaturen, thermale Gradienten aber auch transiente Ereignisse wie Licht-/Schattenwechsel müssen bei der Auslegung und Materialwahl daher besondere Beachtung finden. Die Gleichgewichtstemperatur einer einseitig bestrahlten, ebenen Segelfläche lässt sich folgendermaßen abschätzen:

$$(3-1) \quad T_{\text{sail}} = \sqrt[4]{\frac{\alpha c_S \cos \vartheta}{\sigma_S (\varepsilon_{\text{front}} + \varepsilon_{\text{back}})}}$$

$\alpha$  : Absorptionsgrad der bestrahlten Seite,  
 $\varepsilon_{\text{front}}$  : Emissionsgrad der bestrahlten Seite,  
 $\varepsilon_{\text{back}}$  : Emissionsgrad der unbestrahlten Seite,  
 $\vartheta$  : Anstellwinkel des Segels,  
 $\sigma_S$  : Stefan-Boltzmann-Konstante,  
 $= 5,67051 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$ ,  
 $c_S$  : Strahlungsleistung pro Fläche.

Für die Ermittlung der Segelgleichgewichtstemperatur muss im erdnahen Orbit neben der Solarkonstanten ( $\approx 1360 \text{ W/m}^2$ ) sowohl die Albedo als auch die Erdinfrarot-eigenstrahlung berücksichtigt werden. Für eine beidseitig mit Aluminium beschichtete Segelfolie (Herstellerangabe:  $\alpha \approx 0,12, \varepsilon \approx 0,05$ ) ergeben sich bei vollständiger Segelanstellung entlang der Strahlungsrichtung ( $\vartheta = 0^\circ$ ) bereits Gleichgewichtstemperaturen von mindestens  $183^\circ\text{C}$ , die von den Segelmaterialien ertragen werden müssen. Wegen der quadratischen Gesetzmäßigkeit der solaren Strahlungsintensität kommt deshalb dem Thermaldesign des Segels eine sehr wichtige Bedeutung zu. Solar Sail Missionen, insbesondere wenn sie in relativer Sonnennähe bis hin zu  $0,2 \dots 0,3 \text{ AU}$  reichen, erfordern daher zur Kühlung eine gut emittierende und wenig absorbierende Segelrückseite, etwa eine Chrombeschichtung, und darüber hinaus eine genaue und sichere Lagekontrolle. Wegen ihrer Bedeutung für den Thermalhaushalt und die Steuerbarkeit muss im Vorfeld einer Solar Sail Mission außerdem die Langzeitbeständigkeit und Degradation der thermo-optischen Eigenschaften unter Weltraumbedingungen untersucht werden.

### 3.2 Entfaltbare CFRP Booms

Das Design der entfaltbaren Booms sieht vor, dass sie flachgedrückt und aufgerollt innerhalb eines sehr kleinen Volumens gelagert und transportiert werden können. Zum Einsatz kommen kohlenstofffaserverstärkte Kunststoffe (CFK), die in Form von ultra-dünnen Prepregschichten mit einem konventionellen Autoklavverfahren zu zwei Halbschalen ausgehärtet werden. Die Halbschalen werden im Anschluss an den Fügungsflanschen miteinander verklebt. Der Laminataufbau besteht aus einer Kombination

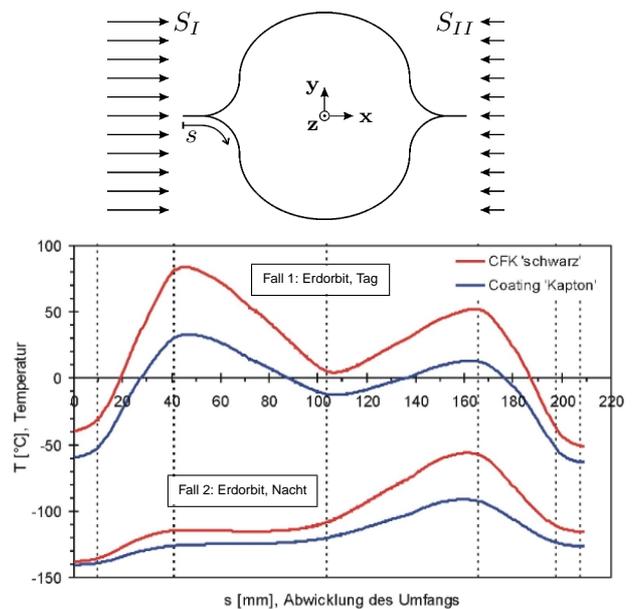


BILD 3: Fallbeispiel: Thermalanalyse eines CFRP Boomquerschnitts mit „schwarzer“ und beschichteter Oberfläche.  $S_I$ : solare Strahlung.  $S_{II}$ : terrestrische Strahlung.

von  $0^\circ$ - und  $\pm 45^\circ$ -Schichten. Neben günstigen Einflüssen auf das Beulverhalten der sehr dünnwandigen Struktur erfolgt die Wahl des Laminataufbaus im wesentlichen aus der Anforderung, die Verkrümmung bei einseitiger thermischer Belastung zu minimieren. Sehr geringe Wärmeausdehnungskoeffizienten in Boomlängsrichtung sind deshalb eine wichtige Voraussetzung ( $\text{CTE}_1 \approx 0$ ). Genauso wie bei den Segelmembranen spielt auch bei den CFRP Booms die thermale Belastung und die Langzeitbeständigkeit für die Auswahl der Materialien eine wichtige Rolle. In Bild 3 ist die statische Temperaturverteilung im Boomquerschnitt bei einem thermalen Lastfall dargestellt, wie er im unteren Erdorbit infolge solarer und terrestrischer Bestrahlung zu erwarten ist. Im Rahmen von Entwicklungstests wurden bereits Beschichtungsmaßnahmen untersucht (siehe Bild 1 und Abschnitt 4), die den Thermalhaushalt der CFK-Struktur günstig beeinflussen, aber auch Schutz gegenüber weiteren Umwelteinflüssen, etwa atomaren Sauerstoff, bieten.

Das strukturelle Boomdesign basiert auf den Anforderungen der Solar Sail Bodendemonstration [3]. Obwohl während der Demonstrationsphase nur 14 m lange Booms gebaut wurden, erfolgte das Design für eine Länge von 28 m. Die Querschnittsgeometrie folgt nach einer Gewichtsoptimierung unter der Erfüllung einer gewissen Mindestbiegesteifigkeit. Es ist wichtig, darauf hinzuweisen, dass die Boomgeometrie aufgrund sehr enger Volumenvorgaben im gestauten Zustand restringiert ist und deshalb das momentane Gewicht von ca.  $100 \text{ g/m}$  bei freier Optimierung und Querschnittsgestaltung noch gesenkt werden kann. Aufgrund ihrer Bedeutung für das Gesamtkonzept kommt der stukturmechanischen Berechnung der Booms eine wichtige Bedeutung zu. In der Regel werden Steifigkeitsrestriktionen, z. B. in Form minimaler Biegesteifigkeiten, und Festigkeitsanforderungen formuliert. Global be-

trachtet, können die Booms durch Definition der Balkensteifigkeiten  $EI_x$ ,  $EI_y$ ,  $GJ_z$  und  $EA$  durch ein einachsiges Balkenmodell beschrieben werden. Die Belastungsgrenzen hingegen, sind bei dem dünnwandigen Profil ausschließlich durch die Beulstabilität gekennzeichnet, die als wesentlicher Bestandteil der strukturmechanischen Beschreibung im Detail analysiert werden muss. Der möglichst genauen Erfassung des Beulverhaltens ist deshalb aus leichtbauspezifischen Gründen eine zentrale Bedeutung beizumessen. Implizite und explizite Finite Elemente Methoden werden zur Analyse des Stabilitätsverhaltens der Booms eingesetzt (ANSYS/LS-DYNA).

Grundsätzlich ist die Berechnung jedes beliebigen Schnittkraftzustandes möglich. Bei den verhältnismässig langen Booms spielen jedoch die antisymmetrischen Querkraftanteile  $F_x$  und  $F_y$  genauso wie die Torsionsbelastung  $M_z$  eine untergeordnete Rolle. Obwohl die Booms infolge der Segelspannkräfte durch eine axial wirkende Druckkraft  $F_z$  belastet sind, spielen für die Auslegung hauptsächlich die Biegemomente  $M_x$  und  $M_y$  eine wichtige Rolle. Die Biegemomente entstehen nicht nur aus einer äusseren out-of-plane Belastung. Auch die axialen Spannkräfte  $F_z$  erzeugen bei geometrisch grossen Deformationen der Segelstruktur in Kombination mit Segel- und Boomexzentrizitäten „innere“ Biegemomente, die für das Design berücksichtigt werden müssen. Aus der Argumentation, dass die Querkräfte „klein“ sind, folgt, dass auch die Gradienten der Biegemomente „klein“ sind. Die Berechnung kann deshalb in guter Näherung an einem Boomsegment vorgenommen werden, für das ein konstanter Schnittkraftzustand angenommen wird. Zur Krafteinleitung wird an einer Seite des untersuchten Abschnitts ein starres Schott modelliert. Auf der anderen Seite werden symmetrische Randbedingungen angenommen. Im allgemeinen ist die Ausnutzung von Symmetrien bei der Behandlung von Beulproblemen nicht ohne weiteres möglich, da auch unsymmetrische Beulmuster ein energetisches Minimum einnehmen können. Aus Effizienzgründen wird hier dennoch von dieser Möglichkeit Gebrauch gemacht, zumal einige gerechnete Beispiele keine signifikanten Unterschiede gezeigt haben.

Zunächst erfolgt die Berechnung der statischen Lösung infolge einer beliebigen Belastung  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $F_z$ . Aus den Ergebnissen können in einfacher Weise die nominellen Balkensteifigkeiten  $EI_x$ ,  $EI_y$  und  $EA$  abgeleitet werden. Im Anschluss daran wird eine lineare Eigenwertbeulanalyse durchgeführt. Die Berechnung der Eigenwerte und Eigenformen dient zum einen der Definition der Belastungsbereiche für die nachgeschaltete nichtlineare Berechnung. Des weiteren werden die Eigenformen zur Definition von geometrischen Imperfektionsmustern verwendet, die zur Initiierung der nichtlinearen Lösung erforderlich sind. In diesem Fall werden die ersten beiden Eigenformen ausgewertet und jeweils mit einer maximalen Imperfektionsamplitude in der Grösse der Wandstärke aufgebracht. Die geometrisch imperfekte Struktur wird im Anschluss durch eine nichtlineare implizite FE Rechnung bis zum Verzweigungspunkt geführt. Der Verzweigungspunkt kennzeichnet diejenige Last, bei der das System instabil reagiert und

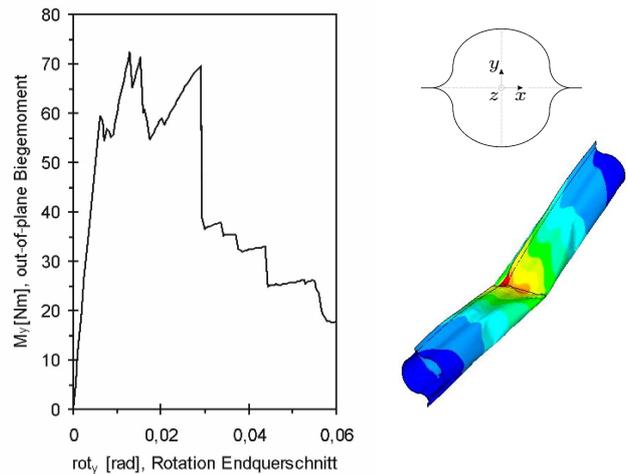


BILD 4: Nichtlineare Beulanalyse der CFRP Booms: out-of-plane Biegung.

unter Ausbildung eines Beulmusters in eine energetisch günstigere Lage grosser Deformationen wechselt. Die Ermittlung des Nachbeulverhaltens verfolgt zwei wesentliche Zielsetzungen: Zum einen erlaubt erst die qualitative Deutung des Nachbeulbereichs in Verbindung mit der Definition eines Beulkriteriums eine Aussage über die Sensitivität der Struktur in Bezug auf Beulphänomene. Des weiteren können auch jenseits des Verzweigungspunktes stabile Deformationsmuster auftauchen, die noch nicht zu einer lokalen Überschreitung der Festigkeitsgrenze führen, sodass es im Sinne eines Leichtbaudesigns möglich ist, diese Bereiche gezielt in die Dimensionierung miteinzubeziehen.

Für den Lastfall einer einachsig wirkenden Biegebelastung  $M_y$  ist das Ergebnis der Beulanalyse in Bild 4 in Form einer Last/Verschiebungs-Kurve dargestellt. Es werden hauptsächlich ebene und stark gekrümmte Bereiche des Querschnitts durch eine Druckkraft belastet. Offensichtlich ist der Flanscbereich in der Lage, das Nachbeulverhalten derart zu beeinflussen, dass eine Laststeigerung auch jenseits des Verzweigungspunktes bei  $M_{y,cr}=59,8$  Nm ertragen werden kann. Erst bei einem deutlich höheren Dehnungsniveau kommt es zum sukzessiven Kollabieren. Beim Lastfall  $M_x$  werden hingegen im wesentlichen elliptische, verhältnismässig schwach gekrümmte Bereiche durch eine Kompressionslast beaufschlagt. Der Verzweigungspunkt befindet sich bei  $M_{x,cr}=89,1$  Nm. Im Gegensatz zum Lastfall  $M_y$  erfolgt das Durchschlagen auf die Nachbeulkurve schlagartig unter Ausbildung eines typisch rautenförmigen Beulmusters. Das zugehörige Lastniveau ist dabei so gering, dass bei kraftgesteuerter Belastung die Stabilitäts- und Festigkeitsgrenzen identisch sind. Die Beulanalyse des Lastfalls  $F_z$  nimmt eine Stellung zwischen den beiden Biegebelastfällen ein. Zwar bildet sich auch hier ein spitzer Pike bei einer kritischen Last von  $F_{z,cr}=2000$  N aus, jedoch kündigt sich das Kollabieren durch die lokale Ausbildung „kleiner“, stabiler Beulen unmittelbar vor dem Durchschlagen an.

Wenn das Strukturverhalten von streuenden Eingangsgrössen signifikant beeinflusst ist, kann eine deterministische Dimensionierung in Kombination mit Sicherheitsfak-

toren zu unbefriedigenden Ergebnissen führen. Probabilistische Analyseverfahren bieten deshalb neben der konventionellen Strukturoptimierung zusätzliche Einsparpotenziale, um im Sinne der globalen Zielsetzung ein möglichst leichtes Design zu realisieren. Die detaillierten Berechnungen des Boom-Beulverhaltens haben z. B. gezeigt, dass die Resultate sehr sensitiv auf Parametervariationen reagieren. Die Berücksichtigung eines konstanten Sicherheitsfaktors kann daher zu einer sehr konservativen Restriktion, aber auch zu einer Unterschätzung des Phänomens führen. Deshalb werden probabilistische Methoden bei der Dimensionierung der CFRP Booms berücksichtigt, indem signifikante Strukturparameter unter Annahme bestimmter statistischer Verteilungsfunktionen definiert werden. Zur Ermittlung der probabilistischen Boomsteifigkeiten und Beulgrenzen werden folgende Parameter berücksichtigt:

- variierende Schalenwandstärken infolge von Faserflächengewichtsschwankungen der CF-Prepregs,
- CFK Materialdaten in Abhängigkeit der Prepregabegenauigkeit während der Fertigung der Halbschalen,
- geometrische Fertigungstoleranzen des Boomquerschnitts,
- geometrische Imperfektionsamplituden für die nichtlineare Berechnung der Beullast,
- Lastexzentrizitäten infolge einer Querschnittsverdrehung zur nominellen Belastungsrichtung.

Die probabilistischen Simulationen werden mit einer *Monte Carlo Methode mit Latin Hypercube Sampling* und dem Probabilistik-Modul von ANSYS durchgeführt. Die Auswertung der Analyse für die beiden Biegelastfälle inklusive der Ableitung von A-Werten ist in Tabelle 1 angegeben. Es ist wichtig, darauf hinzuweisen, dass die statistische Formulierung der probabilistischen Eingabeparameter in direkter Verbindung zu den Qualitätsanforderungen an die Struktur steht und — während der Designphase — zunächst relativ konservativ angenommen wird. Auf diese Weise können z. B. Flächengewichtsschwankungen der CF-Prepregs im Rahmen des detaillierten Designs berücksichtigt und gleichzeitig als Freigabekriterium einer Wareneingangskontrolle definiert werden. Auch als Input für eine

#### CFRP Booms: Probabilistische Strukturanalyse

einachsige „Balkenparameter“	$\hat{\sigma}_M$	$s$	A-Wert
nominelle $EI_{x,nom}$ [Nm <sup>2</sup> ]	5073	430	4236
Steifigkeit: $EI_{y,nom}$ [Nm <sup>2</sup> ]	5318	442	4380
linearisierte $EI_{x,Sec}$ [Nm <sup>2</sup> ]	4989	426	4185
Sekantensteif.: $EI_{y,Sec}$ [Nm <sup>2</sup> ]	4742	390	3908
Beulmoment: $M_{x,cr}$ [Nm]	95,0	11,3	70,5
$M_{y,cr}$ [Nm]	57,0	6,1	40,3

TAB. 1: Probabilistische Boomanalyse: Mittelwerte  $\hat{\sigma}_M$ , Standardabweichungen  $s$  und A-Werte. Die nominelle Steifigkeit bezieht sich auf einen linearelastischen Boom ohne Imperfektionsverteilung. Die Sekantensteifigkeiten folgen aus den linearisierten Steifigkeiten eines mit geometrischen Imperfektionen versehenen Booms beim nichtlinearen Verzweigungspunkt (Beullast) [6, 7].

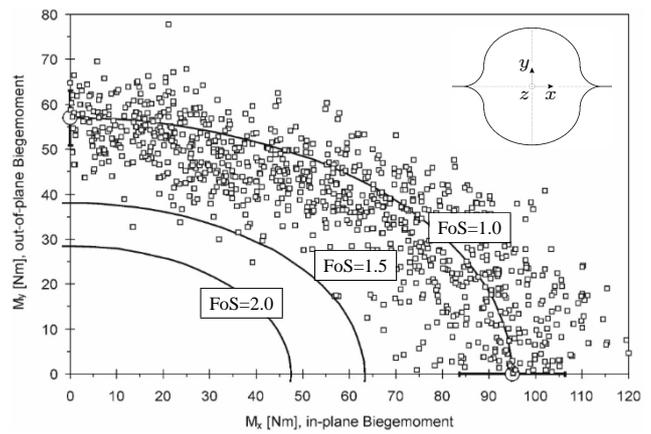


BILD 5: Entwicklung einer Versagenspolare für die CFRP Booms auf Grundlage einer probabilistischen Beulanalyse der Verzweigungslasten.

den Booms übergeordnete Systemanalyse sind die probabilistischen Berechnungen auf Boom Subsystemebene von großer Bedeutung. Systemseitig ist es aus Effizienzgründen nicht sinnvoll, die Booms detailliert durch Schalenelemente abzubilden. Hingegen ist es nicht ohne weiteres möglich eine Aussage über das Boomversagen unter beliebigen Systemlasten zu treffen oder Systemoptimierungen durchzuführen, wenn das lokale Beulverhalten nicht im Rahmen einer einachsigen Balkenformulierung berücksichtigt wird. Die probabilistischen Berechnungen können daher benutzt werden, ein Boom-Fehlerkriterium (*boom failure mode envelope*) auf Grundlage der einachsigen Balkenbelastungen auf Boom Subsystemebene zu etablieren. Dieses Kriterium wird dann einer Solar Sail Systemanalyse zugänglich gemacht und erlaubt die Berechnung der Festigkeitsreserven bei einer allgemeinen Belastung. In Bild 5 ist das Ergebnis einer probabilistischen Beulanalyse im  $M_x, M_y$ -Raum der Booms dargestellt. Die elliptischen Linienzüge kennzeichnen ein einfaches Versagenskriterium, wie es unter Verwendung der einachsigen probabilistischen Mittelwerte  $\hat{M}_{x,cr}$ ,  $\hat{M}_{y,cr}$  und eines Sicherheitsfaktors (FoS = Factor of Safety) ermittelt werden kann. Die Berechnung der Festigkeitsreserve (MoS = Margin of Safety) kann in einem frühen Designstadium auf Grundlage einachsiger probabilistischer Untersuchungen erfolgen (Tab. 1) oder während des detaillierten Designs durch Entwicklungstests bestimmt werden (Tab. 3):

$$(3-2) \quad \text{MoS}_{\text{Boom}} \equiv \frac{\sqrt{\hat{M}_{x,cr}^2 M_x^2 + \hat{M}_{y,cr}^2 M_y^2}}{\text{FoS} \cdot (M_x^2 + M_y^2)} - 1.$$

### 3.3 Solar Sail Gesamtsystem

Bilanziert man das Strukturgewicht eines 40 m x 40 m Solar Sail auf Grundlage einer spezifischen Boommasse von ca. 100 g/m und dem Gewicht einer konventionellen 7,5  $\mu\text{m}$  Kaptonfolie als Segelmaterial, so wird deutlich, dass bereits diese beiden Komponenten ein gemeinsames Flächengewicht von ca. 18,7 g/m<sup>2</sup> aufweisen, das der Forderung

nach  $\sigma = 10 \dots 20 \text{ g/m}^2$  gegenübersteht. Die Notwendigkeit nach weiteren Gewichtsreduzierungen wird umso deutlicher, wenn zusätzliche Massen für die Entfaltungstechnik und die Payload angenommen werden. In Tabelle 2 ist die Abschätzung für eine im folgenden durchgeführte Fallstudie angegeben, die ein Gesamtflächengewicht von ca.  $60 \text{ g/m}^2$  inklusive  $10 \text{ kg}$  Payload aufweist. Für die Dimensionierung sind zwei generelle Fragestellungen von besonderer Bedeutung:

1. **Wie groß ist die notwendige Segelspannung?** Sie muss ausreichend groß sein, damit die Segelfläche auch unter Belastung eben bleibt und der Wirkungsgrad des Segels optimal ist. Zu große Spannkraft können allerdings durch Faltenbildung den Wirkungsgrad negativ beeinflussen. Darüber hinaus muss die Supportstruktur (Booms) steifer und schwerer dimensioniert werden. Die weitere Reduzierung der Foliendicke ist daher sehr wichtig, da unter der Annahme einer minimal einzuhaltenden Segelspannung die reduzierte Dicke in direkter Weise das Gewicht des Segels, aber auch die Auslegungslast der Supportstruktur und daher deren Masse betrifft. Die Ermittlung der optimalen Segelspannung folgt aus der Optimierung der Solar Sail Beschleunigung. Da die Segelspannung sowohl einen Einfluss auf den Wirkungsgrad als auch auf die Massenbilanz hat, muss nicht zwangsläufig das leichteste Solar Sail Design auch tatsächlich die Maximierung der Beschleunigung bedeuten.
2. **Wie groß ist die minimal einzuhaltende erste Eigenfrequenz?** Designoptimierungen, wie sie hier dargestellt werden, münden zwangsläufig in sehr flexible Strukturen, die sich sehr nah an der statischen Stabilitätsgrenze aufhalten. Demzufolge sind die ersten Eigenfrequenzen extrem niedrig und die Amplituden und Ausschwingzeiten aufgrund geringer Dämpfungswerte sehr hoch. Anforderungen an die Systemsteifigkeit in Form von minimal einzuhaltenden Eigenfrequenzen oder tolerierbaren dynamischen Deformationen, wie sie aus der Analyse der Manövrierfähigkeit von realistischen Steuerungskonzepten eines konkreten Designs abgeleitet werden müssten, sind gegenwärtig nicht verfügbar.

Für die Fallstudie wird angenommen, dass das Segel in seinem Grundzustand durch Kräfte verspannt ist, die in den Booms eine axiale Druckbelastung von  $F_z = 10 \text{ N}$  erzeugen. Die erste Hauptspannung in den Segelmembranen erreicht dann einen Minimalwert von  $\sigma_1 >$

**Fallstudie: Massenbilanz und Flächengewichte**

Sub-System:	Sail	Booms	Modul	Payl.	$\Sigma$
m [kg]:	14,9	11,4	46,8	10,0	83,1
$\sigma$ [g/m <sup>2</sup> ]:	10,6	8,1	33,4	7,1	59,4

TAB. 2: Fallstudie: Abschätzung der Massenverteilung und der Flächengewichte der Sub-Systeme eines  $40 \text{ m} \times 40 \text{ m}$  Solar Sail inkl. Payload. Segel:  $1400 \text{ m}^2$  Kaptonfolie ( $7,5 \mu\text{m}$ ). Booms:  $4 \times 28 \text{ m}$  entfaltbare CFRP Booms ( $100 \text{ g/m}$ ).

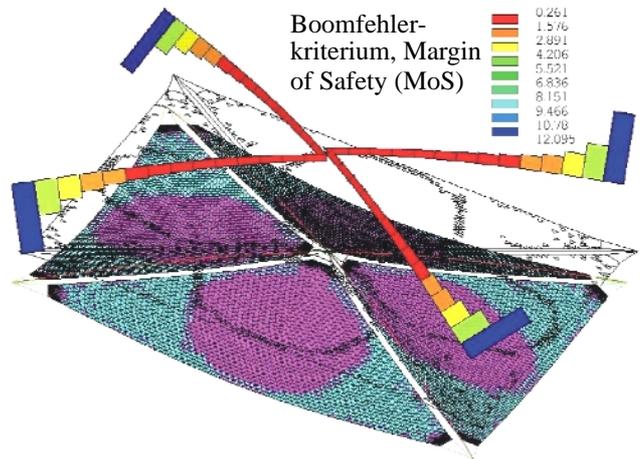


BILD 6:  $40 \text{ m} \times 40 \text{ m}$  Solar Sail,  $\sigma \approx 60 \text{ g/m}^2$ . Lastfall „air drag“,  $300 \text{ km LEO}$ .

$0,0345 \text{ N/mm}^2 (= 5 \text{ psi})$ . Die erste Eigenfrequenz korrespondiert gut mit dem Biegemode eines axial belasteten Balkens. Sie beträgt für die untersuchte Struktur (Tab. 2) ca.  $0,067 \text{ Hz}$ . In diesem vorgespannten Grundzustand ist das Solar Sail verschiedenen Lastfällen unterworfen. Für eine Demonstrationsmission im unteren Erdorbit spielen z. B. Einflüsse der Restatmosphäre und damit verbunden — je nach Luftdichte — „air drag“ Kräfte eine wichtige Rolle. Bei voller Anstellung des  $40 \text{ m} \times 40 \text{ m}$  Solar Sail ist nach konservativer Abschätzung z. B. in einem unteren Erdorbit bei  $300 \text{ km}$  Höhe mit einer „air drag“ Kraft von ca.  $7,4 \text{ N}$  bzw. einem Druck auf die Segelfläche von  $5,25 \cdot 10^{-3} \text{ Pa}$  zu rechnen. Die eigentliche Belastung aus dem solaren Strahlungsdruck kann in diesem Fall nahezu vernachlässigt werden; sie ist bei  $1 \text{ AU}$  mehr als zwei Größenordnungen geringer als die „air drag“-Kräfte in  $300 \text{ km}$  Höhe. In Bild 6 ist die Ermittlung der Boomfestigkeitsreserven (mit  $\text{FoS}=1$ ) auf Grundlage des eingeführten Fehlerkriteriums in Gleichung 3-2 für den konkreten Lastfall dargestellt. Die Belastung kennzeichnet somit in etwa denjenigen Moment, wenn das  $40 \text{ m} \times 40 \text{ m}$  Segel in  $300 \text{ km}$  Höhe durch die Restatmosphäre aufgebläht wird und die Booms infolge der Biegebelastung an der Boomwurzel beulen und abknicken ( $\text{MoS}=+0,26$ ). Die Durchbiegung an den Boomspitzen beträgt ca.  $2,7 \text{ m}$  und an den Boomwurzeln entstehen out-of-plane Biegemomente von ca.  $45,2 \text{ Nm}$ .

Das Resultat der transienten Analyse eines frei im Raum schwebenden  $40 \text{ m} \times 40 \text{ m}$  Solar Sail, das durch den solaren Strahlungsdruck bei voller Anstellung im Erdorbit beschleunigt wird, ist in Bild 7 dargestellt. Das plötzliche Einsetzen der Impulsübertragung auf die Segelfläche bei  $t=0 \text{ s}$  führt zu einer dynamischen Systemantwort, die durch ein ausgeprägtes Schwingungsverhalten infolge der Massenträgheiten geprägt ist. Im Gegensatz zu der Annahme eines starren Solar Sails, wie es üblicherweise vereinfacht für Missionsanalysen angenommen wird, zeigt die Struktur ein sehr flexibles Verhalten, das durch die sehr geringen Eigenfrequenzen und Dämpfungswerte gekennzeichnet ist. Die Impulsanregung zu Beginn des Ereignisses schwingt nur sehr langsam ab und die Beschleunigung

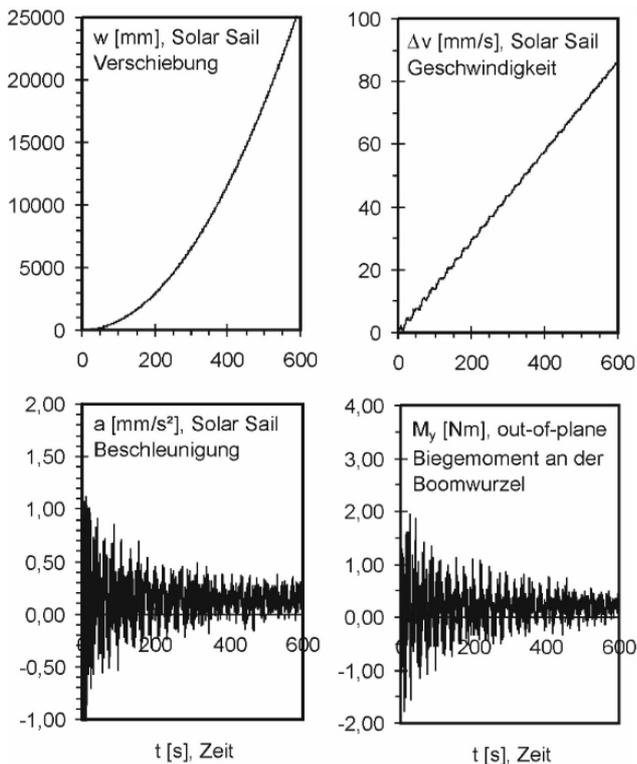


BILD 7: 40 m x 40 m Solar Sail,  $\sigma \approx 60 \text{ g/m}^2$ . Transiente Analyse eines Beschleunigungsmanövers bei 1 AU.

pendelt um den theoretischen Wert eines starren Segels ( $a = \eta F/m \approx 0,13 \text{ mm/s}^2$ ). Die Analyse zeigt allerdings auch, dass sich die Biegebelastungen an den Boomwurzeln selbst bei Berücksichtigung der dynamischen Effekte weit entfernt von den Belastungsgrenzen aufhalten, sofern der Startorbit ausreichend hoch gewählt wird und sich Einflüsse der Restatmosphäre ausschließen lassen. Die sehr geringe Beschleunigung sorgt auch bei dem angenommenen hohen Flächengewicht von ca.  $60 \text{ g/m}^2$  für eine Geschwindigkeitsdifferenz  $\Delta v$ , die durch lineare Zunahme über die Zeit permanent zu einer Geschwindigkeitserhöhung bzw. -verringering beiträgt.

#### 4 Verifikationen

Das Herstellungskonzept der Booms basiert auf einer konventionellen CFK Technologie unter Verwendung von extrem dünnen, unidirektionalen Prepregs. Zur Auswahl stehen die Standardkombination T300/Epoxid ( $E_F = 230 \text{ GPa}$ ) und eine hochmodulige Variante M30/Epoxid ( $E_F = 294 \text{ GPa}$ ). Das aktuelle Boomdesign basiert auf den T300-Prepregs, sodass durch Einsatz der steiferen M30-Fasern die Eigenschaften der Booms ohne großen Aufwand noch weiter gesteigert werden können. Die Prepregs wurden bisher nicht für den Einsatz im Weltall qualifiziert, sodass eine Reihe von Anstrengungen initiiert wurden, um die Einsatzfähigkeit für die unmittelbaren Solar Sail Missionsziele der In-Orbit Demonstrationsphase nachzuweisen. Folgende Tests wurden im Rahmen der Materialuntersuchungen bisher durchgeführt:

- **Statische Zugversuche:** konventionelle Materialuntersuchungen an T300/Epoxid- und M30/Epoxid-Coupons unter normalen Umgebungsbedingungen zur Ermittlung der CFK Steifigkeiten und Festigkeiten.
- **Ausgasungstests nach ECSS-Q-70-02A:** Untersuchungen an T300/Epoxid- und M30/Epoxid-Proben in Bezug auf TML- (Total Mass Loss) und CVCM-Raten (Collected Volatile Condensable Material).
- **Thermal/Vakuum Alterungstests nach ECSS-Q-70-04A:** visuelle Inspektion thermisch zyklierter T300/Epoxid Couponproben, im Anschluss Zugtest in nomineller Boom Längsrichtung innerhalb eines Temperaturbereichs von  $[-196^\circ \text{ C}; +100^\circ \text{ C}]$ .

Die CFK Steifigkeits- und Festigkeitstests dienen zur Kontrolle der theoretischen Annahmen. Es konnte eine sehr gute Übereinstimmung mit den Erwartungen festgestellt werden. Darüber hinaus werden die Tests als Maßnahme einer fertigungsbegleitenden Qualitätssicherung, z. B. als Wareneingangskontrolle, definiert. Im Sinne der probabilistischen Designphilosophie (siehe Abschnitt 3.2) konnte z. B. nachgewiesen werden, dass die experimentell ermittelten statistischen Abweichungen geringer sind, als die für die probabilistische Auslegung auf Boom-Subsystemebene angenommenen Toleranzgrenzen der CFK Materialdaten. Beide Prepregsysteme haben den Ausgasungstest nach ECSS-Q-70-02A bestanden. Die nach ECSS-Q-70-04A thermisch zyklerten Proben wurden einer visuellen Inspektion unterzogen. Beschädigungen konnten nicht nachgewiesen werden. Im Anschluss an die thermische Alterung wurden Zugversuche in nomineller Boom längsrichtung in einem Temperaturintervall von  $[-100^\circ \text{ C}; +100^\circ \text{ C}]$  durchgeführt. Als Stichprobe konnte sogar ein Zugversuch bei  $-196^\circ \text{ C}$  realisiert werden. Die gemessenen CFK Steifigkeiten und Festigkeiten lassen keinen Rückschluss auf eine Degradation der Materialeigenschaften im untersuchten Temperaturintervall infolge der thermischen Alterung zu.

Theoretische Untersuchungen haben gezeigt, dass die einseitig bestrahlte, sehr dünnwandige und leichte Schalenstruktur grundsätzlich thermischen Problemen ausgesetzt ist. Kritisch ist dabei die inhomogene Temperaturbelastung, die zu einer Verkrümmung des Booms führen kann, aber auch die Verteilung der absoluten Temperaturen zu bewerten. Aus diesem Grund wurden Coatingmaßnahmen untersucht, die neben der Verbesserung der thermischen Eigenschaften zusätzlich einen Schutz gegen die Umgebungsbedingungen, z. B. atomaren Sauerstoff, bieten. Die Beschichtung mit einer dünnen Kaptonfolie, die ein günstiges  $\alpha/\varepsilon$ -Verhältnis aufweist, konnte erfolgreich in den Fertigungsprozess der Booms integriert werden, ohne das Gewicht der Booms entscheidend zu erhöhen. Beschichtete und unbeschichtete Boomabschnitte wurden im Solar Simulator des DLR einer einseitigen Strahlungsleistung von  $1400 \text{ W/m}^2$  ausgesetzt (1 AU). Der Vergleich der Temperaturverläufe zeigt, dass die Coatingmaßnahme das Temperaturniveau deutlich nach unten verschiebt, und die Unterschiede zwischen sonnenzugewandter und abgewandter Boomseite geringer ausfallen, als bei der unbeschichteten Variante. Die

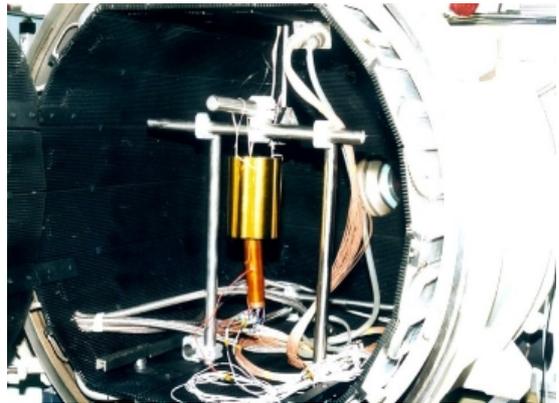
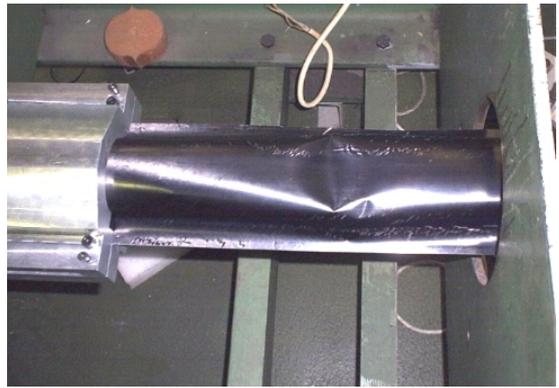
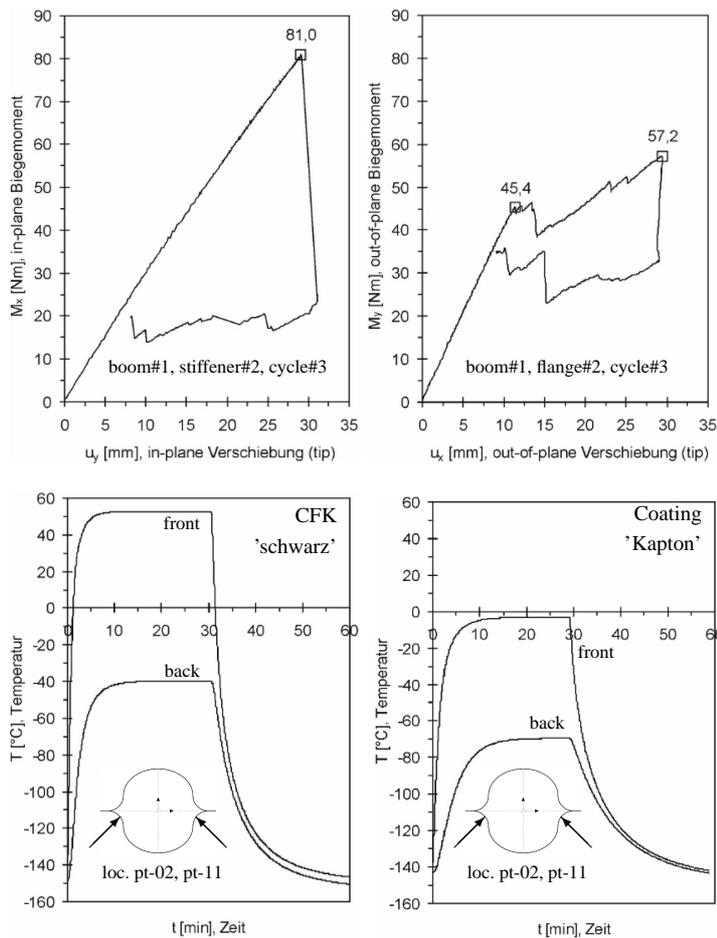


BILD 8: Strukturelle Biegetests und Thermal/Vakuum Entwicklungstests an Boomabschnitten. Coatingmaßnahmen wurden erfolgreich für eine Anwendung unter Weltraumbedingungen getestet [1, 8].

Aufzeichnung der absoluten Temperaturen deutet zwar auf leichte Abweichungen zu den theoretischen Erwartungen hin, jedoch verlaufen alle gemessenen Temperaturen in einem ertragbaren Bereich. Alle untersuchten Boomabschnitte haben den Test ohne erkennbare Schäden überstanden.

Zum Nachweis der Boomsteifigkeiten und der Beullasten werden Querkraftbiegetests und Eigenfrequenzmessungen an Boomsegmenten mit einer freien Länge von ca. 2 m definiert. Teilweise werden die Tests unter dem Einfluss der thermischen Zusatzbelastung einer einseitig wirkenden Strahlungsquelle, wie sie bei einer Solar Sail Anwendung im Erdorbit erwartet wird, durchgeführt. Die Temperaturverteilung wird gemäß einer theoretischen Analyse auf bis zu 100 °C eingestellt. Grundsätzlich kann das nach den Beullberechnungen erwartete Verhalten tendenziell bestätigt werden: Der Lastfall  $M_x$  führt zu einem schlagartigen Kollabieren nach Erreichen der Beullgrenze. Bei Biegung  $M_y$  hingegen, verhält sich der Boom viel toleranter und es kommt zur Ausbildung überkritischer Nachbeulbereiche, d. h. selbst nach Eintreten des Beullfalls sind weitere Laststeigerungen möglich. Auch in Bezug auf die absoluten Beullasten kann eine gute Übereinstimmung mit den theoretischen Erwartungen festgestellt werden. Der degradierende Effekt einer einseitig wirkenden Wärmequelle auf die beulkritischen Momente ist signifikant (Tab. 3). Einflüsse auf die Boomsteifigkeiten konnten hingegen nicht festge-

**CFRP Booms: Testergebnisse Biegetests**

kritische Beulmomente	[Nm]	$\hat{\sigma}_M$	$s$
... ohne Thermallast:	$M_{x,cr}$	83,9	3,14
	$M_{y,cr}$	51,5	3,51
... inkl. Thermallast:	$M_{x,cr,t}$	76,9	1,25
	$M_{y,cr,t}$	42,6	2,66

TAB. 3: Test der beulkritischen Momente [1]: Mittelwerte  $\hat{\sigma}_M$  und Standardabweichungen  $s$ . Im Bereich der Boomwurzel wurden die Booms auf der druckbelasteten Seite teilweise mit einer Strahlungsquelle auf ca. +100 °C aufgeheizt.

stellt werden. Während der Tests wurden die Boomabschnitte mehrfach in den überkritischen Beullastbereich belastet. Reduzierte Steifigkeiten und Beullasten liessen sich nicht nachweisen. Selbst ein absichtlich zerstörter Boom war in der Lage, 92 % der Beullast vor der Zerstörung zu tragen ohne dabei deutlich an Steifigkeit einzubüßen. Das Boomdesign ist also ausgesprochen schadenstolerant.

Es darf allerdings nicht verschwiegen werden, dass sich die homogene Krafteinleitung in die sehr dünnwandige und steife Schalenstruktur während der Biegetests und der dynamischen Eigenfrequenzmessungen als besonders schwierig herausgestellt hat. Um eventuelle Geometrietoleranzen der Boomschale auszugleichen, wurde eine Krafteinleitungsvorrichtung benutzt, die um die  $y$ -Achse

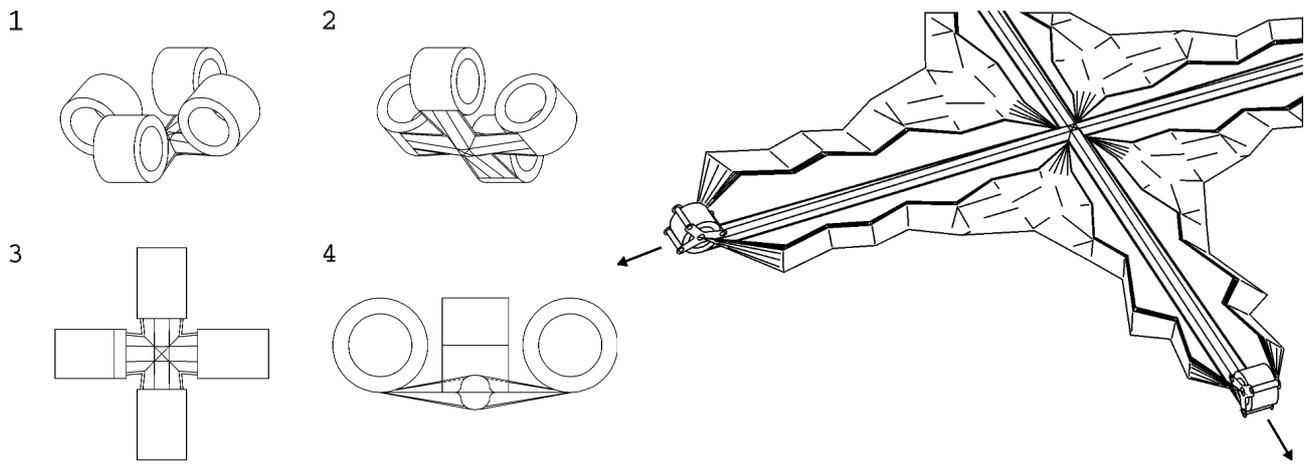


BILD 9: Patentiertes „upside-down“ Boomfaltungskonzept. Reduzierung der Komplexität durch Vermeidung von Mechanismen.

eine mechanische Klemmung vorsieht, und um die  $x$ -Achse eine pneumatische Pressung realisiert. Setzeffekte waren insbesondere bei Biegung um die  $x$ -Achse zu beobachten, sodass die Nachgiebigkeit der Lagerung die Auswertung der Biegesteifigkeit  $EI_x$  deutlich beeinflusst hat. Obwohl die Biegesteifigkeit  $EI_y$  mit  $5308 \text{ Nm}^2$  ( $s = \pm 109 \text{ Nm}^2$ ) bzw.  $5256 \text{ Nm}^2$  ( $s = \pm 96 \text{ Nm}^2$ ) inklusive thermischer Zusatzlast gut innerhalb der Erwartungen liegt, lassen die Schwierigkeiten der experimentellen Steifigkeitsbestimmung bei Biegung um die  $x$ -Achse weitere wichtige Schlüsse auf die Anforderungen der Boomwurzel an das Interface des Entfaltungsmoduls zu: Um die guten Steifigkeitseigenschaften der Booms zu nutzen, muss das Boomroot-Interface in der Lage sein, die Kräfte vollständig und ohne Setzeffekte in die CFK Schale abzusetzen.

## 5 AUSBLICK

Die abgeschätzte Massenbilanz in Tabelle 2 zeigt deutlich, dass für erste Solar Sail Missionen weitere Gewichtsreduzierungen notwendig sind. Dies betrifft sowohl die Segel als auch die Booms, im besonderen aber die Entfaltungsmechanismen und die Nutzlast.

Eine Gewichtsreduzierung bei den Segeln ist vor allem durch reduzierte Wandstärken zu erzielen. Bei NASA entwickelte und durch SRS Technologies vertriebene CPI Folien (Clear Polyimid) sind z. B. bis zu einer Dicke von  $5 \mu\text{m}$  erhältlich und weitere Reduzierungen werden angestrebt. Der Nachweis der Langzeitbeständigkeit der Beschichtungen ist eine der wesentlichen Aufgaben bei der Entwicklung der Segel.

Neben der Verwendung steiferer Fasersysteme und Laminattypen lassen sich Gewichtsreduzierungen bei den entfaltbaren Booms besonders durch ein konisches Design über die Boomlänge erwarten. Die in Bild 6 dargestellte Auswertung der Festigkeitsreserven macht deutlich, dass die Belastungen nicht homogen über die Boomlänge verteilt sind. Die für die Auslegung besonders wichtigen Biegemomente werden zu den Boomspitzen hin immer kleiner. Durch ein modulares Toolingkonzept und durch die Definition verschiedener Boomklassen kann auf unterschiedliche Anforderungen reagiert werden [3]. Skalierbarkeit — so-

wohl bei der Fertigung als auch bei der Analyse und dem Design — ist eine besondere Stärke des Boomkonzepts, die sich im Sinne der Leichtbauphilosophie einsetzen lässt und kürzlich im Rahmen einer Designstudie für eine SAR-Anwendung unter Beweis gestellt werden konnte [5].

Bezüglich der potenziellen Nutzlasten können Miniaturisierungstrends dazu beitragen, das Gesamtgewicht eines Solar Sail Spacecraft weiter zu reduzieren. „Picosatelliten“, die weniger als 1 kg wiegen, basieren auf technologischen Entwicklungen im Bereich der Mikroelektronik und Mikro-mechanik.

Die größten Einsparpotenziale sind jedoch bei der Entfaltungstechnik zu erwarten. Neben dem Leichtbauaspekt muss das Entfaltungsmodul in der Lage sein, die Subkomponenten Sails und Booms sicher und kontrolliert zu entfalten. Funktionalität und Leichtbauaspekte müssen daher gleichermaßen berücksichtigt werden. Das Boomfaltungsmodul besteht aus einer zentralen Trommel, auf der alle vier Booms gemeinsam aufgerollt werden. Im Rahmen der Bodendemonstration konnte die Funktionalität erfolgreich verifiziert werden. Leichtbauaspekte werden durch den konsequenten Einsatz von CFK Teilen berücksichtigt. Basierend auf dem generellen Konzept sind die Booms während der Entfaltung an der Schnittstelle zum Modul allerdings nur teilentfaltet und müssen daher durch eine Führung gestützt werden. Die vollen Biegesteifigkeiten können sich erst im Anschluss an den Entfaltungsvorgang ausbilden, wenn die Booms durch einen speziellen Mechanismus eingespannt werden. Kritisch ist zu beurteilen, dass die Steifigkeit der Booms an der Boomwurzel nur nach aber nicht während des Entfaltungsvorgangs zur Verfügung steht und deshalb eine geometrisch genaue und gerichtete Entfaltung besonders bei sehr langen Booms, wie sie für mittelfristige Anwendungen notwendig sein werden, erschwert wird. Ein großer Vorteil der Booms gegenüber aufblasbaren Strukturen, nämlich das prinzipielle Vermögen, auch während der Entfaltung relativ hohe Lasten zu tragen und somit ein sicheres und kontrolliertes Entfalten zu unterstützen, wird dadurch teilweise aufgehoben. Beim aktuellen Design werden mit fortschreitender Entfaltung immer mehr Massen (Sails und Booms) translatorisch bewegt. Eine Selbstentfaltung durch Nutzung gespeicherter Formänderungs-

energie ist deshalb insbesondere bei zunehmenden Ausfahrlängen nicht möglich, sodass schwere und komplexe Antriebsmechanismen mitgeführt werden müssen. Der Komplexitätsgrad und das Gewicht ist insgesamt relativ hoch. Die Reduzierung der Mechanismenanzahl ist deshalb nicht nur eine Zielsetzung der Risikominimierung. Auch aus leichtbauspezifischen Gründen ist ihr eine zentrale Bedeutung beizumessen.

Ein alternatives Entfaltungskonzept sieht daher vor, die Speichertrommeln nicht an den Boomwurzeln, sondern jeweils an der Boomspitze zu realisieren (Bild 9). Auf diese Weise können die Biegesteifigkeiten an den primär belasteten Boomwurzeln auch während des gesamten Ausfahrvorgangs dargestellt werden und z. B. zum parallelen Entfalten der Segelfolien genutzt werden. Darüber hinaus lässt sich bei gleichzeitiger Realisierung eines zur Boomspitze konischen Boomdesigns insgesamt ein kleinerer Volumenbedarf im gepackten Zustand erreichen. Der Platzbedarf wird durch den größten Querschnitt bestimmt, der aber in diesem Fall erst am Ende der Packungsprozedur aufgerollt wird. Der energetische Aspekt der in den Booms gespeicherten Formänderungsenergie wird bei dem Alternativkonzept effektiver genutzt. Im gestauten Zustand steht ein Maximum an gespeicherter Energie zur Verfügung. Nach dem „upside-down“ Konzept müssen mit fortschreitender Entfaltung immer weniger Massen bewegt werden, sodass die gespeicherte Energie für eine Selbstentfaltung ausreicht. Obwohl es trivial erscheint, bedeutet das sukzessive und kontrollierte Freigeben des longitudinalen Boomfreiheitsgrades eine besondere Herausforderung. Nachteilig ist zu bewerten, dass für ein kontrolliertes Entfalten ebenfalls Führungsmechanismen notwendig sind, die nach der Entfaltung an den Boomspitzen als Einzelmassen verbleiben und sich deshalb negativ auf die dynamischen Eigenschaften des Sailcraft auswirken. Schwierig dürfte sich außerdem die Synchronisierung der einzelnen Trommeln realisieren lassen.

Das Abwerfen überflüssiger Teile und Mechanismen nach erfolgter Entfaltung ist sicher eine sehr effektive Methode der Gewichtseinsparung. Besonders bei einem Start aus dem Erdorbit muss das Kollisionsrisiko allerdings sehr genau analysiert werden.

Das Abspannen der Booms mit Seilsystemen ( $\rightarrow$  *rigging*) ist im Sinne des klassischen Leichtbaus sehr effektiv, da die tragende Struktur im Idealfall nur Zug- und Drucklasten zu tragen hat und Biegemomente vermieden werden. Abspannungskonzepte bergen jedoch ein sehr hohes Maß an Risiken bei der Entfaltung in der Schwerelosigkeit und sind deshalb schwierig im Rahmen einer automatischen Entfaltung zu etablieren.

Aus ingenieurwissenschaftlicher Sicht bedeutet die Forderung nach einem Solar Sail Gesamtflächengewicht von  $\sigma = 10 \dots 20 \text{ g/m}^2$  nach wie vor eine enorme Herausforderung. Jedoch ist auf Grundlage der gegenwärtig zur Verfügung stehenden Designkonzepte und eingeleiteten Trends die Entwicklung einer ultraleichten Entfaltungstechnologie als notwendige Voraussetzung für ein Solar Sail Antriebskonzept aus heutiger Sicht sicher positiv zu

bewerten, wenngleich eine Reihe notwendiger Entwicklungsarbeiten nach wie vor zu leisten sind. Als nächster konsequenter Schritt planen ESA und DLR die Demonstration der Solar Sail Entfaltungstechnologie im Erdorbit unter Weltraumbedingungen. Die Kayser Threde GmbH wurde als Systemverantwortlicher mit der Durchführung des Projekts beauftragt. Parallel dazu wird die Entwicklung der Schlüsseltechnologien in Vorbereitung einer ersten Solar Sail Mission weiter vorangetrieben.

**Danksagung:** Die Materialuntersuchungen sind z. T. im Rahmen einer Kooperation mit AMTT Seibersdorf, Österreich (Austrian Research Centers, Aerospace Materials Technology Testhouse) durchgeführt worden. Die damit verbundenen Arbeiten bei AMTT wurden durch das „Improving Human Potential“ Programm der Europäische Kommission finanziert (LSF contract No. HPRI-CT-1999-00024).

## LITERATUR

- [1] A. Bruhn and C. Sickinger. Experimentelle Verifikation der strukturmechanischen Eigenschaften von entfaltbaren CFRP Booms für ein Solar Sail. Interner Bericht IB 131-2001/48, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Strukturmechanik, 2001.
- [2] P. Groepper, F. Burger, S. Lascar, T. Niederstadt, C. Sickinger, E. Bachem, M. Leipold, E. Wulf, and W. Unckenbold. Solar sails — an innovative and enabling technology for gossamer space structures. In *54th International Astronautical Congress*, Bremen, Germany, Sep 29 – Oct 3 2003. IAC-03-U.2.a.08.
- [3] L. Herbeck, M. Eiden, M. Leipold, C. Sickinger, and W. Unckenbold. Development and test of deployable ultralightweight CFRP-booms for a solar sail. In *Proc. European Conf. on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing*, pages 107–112, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2000.
- [4] M. Leipold, E. Pfeiffer, P. Groepper, M. Eiden, W. Seboldt, L. Herbeck, and W. Unckenbold. Solar sail technology for advanced space science missions. In *52th International Astronautical Congress*, Toulouse, France, Oct 1–5 2001. IAF-01-S.6.10.
- [5] H. Runge et al. Future SAR missions for the measurement of ocean currents. In *54th International Astronautical Congress*, Bremen, Germany, Sep 29 – Oct 3 2003. IAC-02-B.4.01.
- [6] C. Sickinger and C. Fischer. Probabilistisch begründete Designparameter für die Dimensionierung entfaltbarer CFRP Booms für ein Solar Sail. Interner Bericht IB 131-2002/22, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Strukturmechanik, 2002.
- [7] C. Sickinger and L. Herbeck. Deployment strategies, analyses and tests for the CFRP booms of a solar sail. In *Proc. European Conf. on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing*, CNES, Toulouse, France, 2002.
- [8] C. Sickinger and O. Marchel. Solar Sail CFRP Booms — Thermal/Vacuum Development Tests und CFK Materialqualifikation. Interner Bericht IB 131-2002/03, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Strukturmechanik, 2002.