

VORENTWICKLUNG EINES WIDERSTANDSSEGELS ZUR VERMEIDUNG VON RAUMFAHRTRÜCKSTÄNDEN IN NIEDRIGEN ERDORBITS

P. Seefeldt, H.-G. Reimerdes,
Lehrstuhl und Institut für Leichtbau (ilb) der RWTH Aachen,
Wüllnerstr. 7, D-52062 Aachen
B. Dachwald
Fachbereich für Luft- und Raumfahrttechnik der FH Aachen,
Hohenstaufenallee 6, D-52064 Aachen

Zusammenfassung

Zur Vermeidung einer unkontrollierten Zunahme von Weltraummüll (Space Debris) ist es erforderlich geworden, die Verweilzeit ausgedienter Satelliten im Orbit zu verringern. Bei Satelliten in niedrigen Erdorbits kann das Absinken und Verglühen durch segelförmige Strukturen beschleunigt werden. Bis in Höhen von 1000 km besitzt die Erde eine immer dünner werdende Atmosphäre. Durch die Wechselwirkung der Segelfläche mit den Molekülen der Atmosphäre wird Orbitenergie dissipiert. Diese Vergrößerung des aerodynamischen Widerstands durch ein Widerstandssegel führt zu dem gewünschten beschleunigten deorbitieren des Satelliten. Im Folgenden werden die Anforderungen an ein solches Segel beschrieben. Außerdem werden ein Konzept mit dem die Entfaltung eines Segels aus einem CubeSat Nanosatelliten möglich ist und erste Versuchsergebnisse vorgestellt.

1. EINLEITUNG

Durch die in der Vergangenheit unbedachte Nutzung des Weltraums ist die Menge an Weltraummüll (Space Debris) stark angestiegen. Dieser Müll gefährdet zunehmend intakte Satelliten, insbesondere auf für Erdbeobachtungsmissionen wichtigen Orbits. Diese Missionen sind von enormer gesellschaftlicher Bedeutung, z.B. für effektiven Katastrophenschutz, Klima- und Schadstoff-Monitoring, nachhaltige Landwirtschaft, Schutz von Ökosystemen u.v.m.. Aus diesen Gründen wird von neuen Satelliten eine Begrenzung der Orbit-Verweildauer auf maximal 25 Jahre gefordert (ISO 24113).

Bis in große Höhen von mehr als 1000 km besitzt die Erde eine immer dünner werdende Atmosphäre. Deshalb kann in niedrigen Erdorbits (< 1000 km Bahnhöhe), in denen sich über 90% aller Satelliten befinden, der Zunahme von Weltraummüll durch ein Widerstandssegel (Drag Sail) entgegengewirkt werden, ohne dass dafür zusätzlicher Treibstoff verwendet werden muss. Ein entfaltbares Widerstandssegel, wie in BILD 1 zu sehen, vergrößert nach Missionsende den aerodynamischen Widerstand eines Satelliten, sodass dieser schneller absinkt und schließlich in der Atmosphäre verglüht.

Durch Wahl eines geeigneten Anstellwinkels kann außerdem eine passive aerodynamische Stabilisierung des Satelliten erreicht werden. Ein Widerstandssegel kann sowohl an neu startende Satelliten angebracht und am Missionsende entfaltet werden, um einen schnellen Wiedereintritt zu gewährleisten, als auch nachträglich an funktionslosen Satelliten befestigt werden. Am Institut für Leichtbau (ilb) der RWTH Aachen wird derzeit die Struktur für ein solches Widerstandssegel entwickelt. Dieses Segel soll zunächst auf Nanosatelliten, wie dem an der FH Aachen entwickelten COMPASS 2, eingesetzt werden. Weitere Anwendungen dieser Strukturen sind ausrollbare

Solargeneratoren (basierend auf einer neuen Generation von Dünnschichtsolarzellen), Membranantennen u.v.m.

Die Ergebnisse der Vorentwicklung [11] eines Widerstandssegels sollen im Folgenden vorgestellt werden. Zunächst wird das Konzept der Deorbitierung durch Erhöhung des aerodynamischen Widerstandes vorgestellt. Es wird beschrieben, wie das Segel zu dimensionieren ist und welche Anstellwinkel des Segels eine passive aerodynamische Stabilisierung des Satelliten erlauben. Schließlich wird ein Entfaltungsmechanismus vorgestellt, mit dem ein 5 m² Segel erfolgreich auf der Erde entfaltet werden konnte.

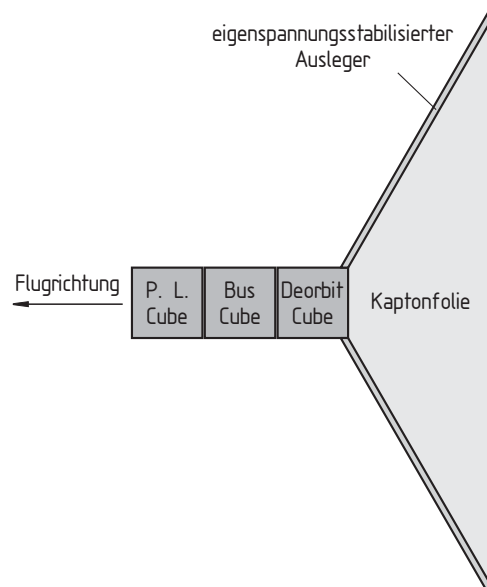


BILD 1. Nanosatellitenkonzept mit Widerstandssegel

2. THEORIE

In diesem Kapitel sollen die physikalischen Grundlagen zusammengefasst werden, die bei der Auslegung eines Widerstandssegels von Bedeutung sind. Dies betrifft vor allem die relevanten Einflüsse der Weltraumumgebung. Die unterschiedlichen Phänomene sind in einem Umfang beschrieben, der es erlaubt, die für die Auslegung wichtigen Schlussfolgerungen bezüglich der Größe und Form des Segels zu ziehen. Durch Wechselwirkungen mit der Weltraumumgebung wirken verschiedene Kräfte und Momente auf Satelliten. In niedrigen Erdorbits ist die Umgebung charakterisiert durch:

- die verbleibende Erdatmosphäre
- das Erdmagnetfeld
- Gravitationsgradienten und
- solare Strahlung

Während der Widerstand in der Erdatmosphäre gezielt genutzt werden soll, um den Satelliten schneller zu deorbitieren und in seiner Fluglage zu stabilisieren, stellen alle anderen Kräfte bzw. Momente Störungen dar.

2.1. Aerodynamischer Widerstand (Drag)

Bis zu einer Höhe von 1000 km nimmt die Dichte der Erdatmosphäre immer weiter ab; dennoch sind noch ausreichend Moleküle vorhanden, um den Satelliten merklich zu beeinflussen. Der Satellit wird mit v_{eff} angeströmt; dadurch stellt sich ein aerodynamischer Druck mit der resultierenden Kraft F_a auf der Oberfläche ein. Dies führt zu einer Dissipation der Orbitenergie und Beeinflussung der Lage des Satelliten. Diese Effekte bilden die physikalische Grundlage für die Funktionsweise eines Widerstandssegels (Drag Sail).

Die Strömung der Atmosphärenmoleküle um den Satelliten ist durch hohe Knudsenzahlen

$$(1) K = \frac{\lambda}{L_c} \gg 2 \text{ (freie Molekularströmung)}$$

mit λ freie Weglänge,

L_c charakteristische Länge (z.B. Satellitenlänge)

und hohe Machzahlen

$$(2) M_a = \frac{v}{\sqrt{\gamma R_s T}} \gg 5 \text{ (hypersonische Strömung)}$$

mit v Geschwindigkeit,

γ Isentropenexponent

R_s Gaskonstante

T Temperatur

gekennzeichnet. Wie üblich wird daher für die weiteren Betrachtungen die Newtonsche Strömungstheorie verwendet, siehe hierzu auch [7].

2.1.1. Druckkoeffizienten

Nach der modifizierten Newtonschen Strömungstheorie wird der Druckkoeffizient in Abhängigkeit des Strömungswinkels β mit Gleichung (3) beschrieben. Die Gleichung wurde für einen Isentropenexponenten von γ gleich 1,4 angegeben.

$$(3) C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho v^2} \\ = C_{p,max} \sin^2(\beta) \\ = 1.85 \sin^2(\beta)$$

Der Widerstandskoeffizient und der Auftriebskoeffizient ergeben sich gemäß des Strömungswinkels zu:

$$(4) C_D = C_p \sin(\beta)$$

und

$$(5) C_N = C_p \cos(\beta)$$

2.1.2. Strömungsgeschwindigkeit

Die Strömungsgeschwindigkeit ist die Relativgeschwindigkeit des Satelliten zur Atmosphäre. Geht man vereinfacht von einer mit der Erde rotierenden Atmosphäre aus, lässt sich die Relativbewegung mittels eines Korrekturfaktors f beschreiben.

$$(6) f = 1 - \frac{\omega_e r \cos(i)}{v_s}$$

mit ω_e Erdrotation

r Orbitradius

i Inklination

v_s Orbitgeschwindigkeit

Eine konservative Auslegung kann damit für eine Inklination i von 0° durchgeführt werden, also für

$$(7) f_{min} = 1 - \frac{\omega_e r}{v_s}$$

Gemäß der Vis-Viva-Gleichung gilt für die Orbitgeschwindigkeit

$$(8) v_s = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

mit μ Standard Gravitationsparameter

r Orbitradius

a große Halbachse

Damit ist die Strömungsgeschwindigkeit gegeben durch

$$(9) v_{eff} = v_s \cdot f \geq v_s \cdot f_{min}$$

2.1.3. Aerodynamische Kräfte und Momente

Mithilfe der Druckkoeffizienten und der Strömungsgeschwindigkeit können die aerodynamische Kraft mit Gleichung (10) und deren Komponenten mit Gleichungen (11) und (12) angegeben werden. Die aerodynamische Kraft zeigt entgegen des Flächennormalenvektors $\vec{n}$ und ist proportional zur Dichte der Atmosphäre ρ und der angeströmten Fläche A .

$$(10) \vec{F}_a = (p - p_\infty) A (-\vec{n}) \\ = -\frac{1}{2} \rho v_{eff}^2 \cdot C_p \cdot A \cdot \vec{n}$$

Die Kraftkomponente normal zur Flugrichtung ist gegeben durch

$$(11) \vec{F}_N = \frac{1}{2} \rho v_{eff}^2 \cdot C_N \cdot A \cdot \vec{e}_n$$

und entgegen der Flugrichtung

$$(12) \vec{F}_D = -\frac{1}{2} \rho v_{eff}^2 \cdot C_D \cdot A \cdot \vec{e}_v$$

Aus dem zweiten Newtonschen Gesetz folgt damit auch die weitverbreitete Beschreibung der Beschleunigung aufgrund des aerodynamischen Widerstandes.

$$(13) \vec{a}_D = -\frac{1}{2} \rho v_{eff}^2 \cdot C_D \cdot \frac{A}{m_s} \cdot \vec{e}_v$$

mit m_s Satellitenmasse

Weicht der Massenmittelpunkt $\vec{r}_{cm}$ vom Druckpunkt $\vec{r}_{cp}$ ab stellt sich zusätzlich ein aerodynamisches Moment ein.

$$(14) \vec{T}_a = -\frac{1}{2} \rho v_{eff}^2 \cdot C_p \cdot A \cdot (\vec{e}_v \times (\vec{r}_{cp} - \vec{r}_{cm}))$$

2.1.4. Energiedissipation

Zur Beschreibung des Absinkens des Satelliten wird die Dissipation der Orbitenergie betrachtet. Eine ähnliche Betrachtung ist auch in [6] zu finden. Die Gesamtenergie des Satelliten setzt sich aus potenzieller und kinetischer Energie zusammen; sie beträgt

$$(15) E = \frac{1}{2} m_S v_S^2 - \frac{\mu m_S}{r}$$

Für das zeitliche Differenzial findet man

$$(16) \frac{dE}{dt} = \frac{1}{2} m_S \cdot \frac{d(v_S^2)}{dt} - \mu m_S \cdot \frac{d(\frac{1}{r})}{dt}$$

und durch einsetzen der Vis-Viva-Gleichung ergibt sich

$$(17) \frac{dE}{dt} = -\frac{1}{4} \mu m_S \cdot \frac{d(\frac{1}{r})}{dt} = \frac{1}{2} \frac{\mu m_S}{a^2} \frac{da}{dt}$$

Für die Energieänderung als Folge des atmosphärischen Widerstandes gilt außerdem

$$(18) \frac{dE}{dt} = \frac{d(F_D S)}{dt} \approx F_D v_{eff}$$

Aus der Energieerhaltung folgt die Differenzialgleichung der Energiedissipation

$$(19) dE = \rho v_{eff}^3 C_D A \cdot dt = \frac{\mu m_S}{a^2} \cdot da$$

2.2. Störmomente

Hier sollen Störungen aufgrund des solaren Strahlungsdrucks, von Gravitationsgradienten und der geomagnetischen Wechselwirkung erfasst werden. Auf eine Herleitung der Formeln wird verzichtet. Es handelt sich um Standardformeln für die Abschätzung dieser Einflüsse wie diese beispielsweise in [5] zu finden sind.

Zur Abschätzung des solaren Strahlungsdrucks wird vereinfacht von folgendem Zusammenhang ausgegangen:

$$(20) P_s = \frac{F_s}{A} = \frac{S_0}{c} \cdot (1 + r_s)$$

mit S_0 Solarkonstante
 c Lichtgeschwindigkeit
 r_s Reflexionsgrad

Hier werden insbesondere die Material- bzw. Oberflächeneigenschaften wie Absorption, Transmission, Spiegelreflexion und diffuse Reflexion nicht im Detail berücksichtigt. Stattdessen wird von einer rein spiegelnd reflektierenden Oberfläche ausgegangen, bei der für eine Abschätzung der Reflexionsgrad r_s gleich 1 gesetzt wird. Damit gilt für die Kraft aufgrund des Strahlungsdrucks:

$$(21) \vec{F}_s \leq 2 \frac{S_0}{c} \cdot \vec{n}_s$$

Für das Moment aufgrund einer Abweichung vom Druckpunkt $\vec{r}_{cp,s}$ zum Massenmittelpunkt $\vec{r}_{cm}$ gilt

$$(22) \vec{T}_s = \vec{F}_s \times (\vec{r}_{cp,s} - \vec{r}_{cm})$$

Mit der Vereinfachung aus Gleichung (21) kann das Moment abgeschätzt werden:

$$(23) T_s \leq 2 \frac{S_0}{c} \cdot r_h$$

Zur Bestimmung des geomagnetischen Einflusses wird der Satellit vereinfacht als Dipol mit Dipolmoment d betrachtet. Daraus folgt im Erdmagnetfeld B ein entsprechendes mechanisches Moment.

$$(24) \vec{T}_G = d \times B$$

Das Erdmagnetfeld kann in erster Näherung als Dipolfeld beschrieben werden.

$$(25) B = \frac{B_0 \cdot R_\oplus^3}{(R_\oplus + h)^3} \cdot \sqrt{1 + 3 \sin^2(\lambda)}$$

mit B_0 Magnetfeldstärke auf Meereshöhe
 $R_\oplus$ Erdradius
 h Höhe des Satelliten

Damit gilt

$$(26) T_m \leq 2 \frac{B_0 \cdot R_\oplus^3}{(R_\oplus + h)^3} \cdot d$$

Aufgrund von Gravitationsgradienten stellt sich ein Störmoment ein, das durch Gleichung (27) beschrieben wird.

$$(27) T_g = \frac{3\mu \cdot (I_z - I_x) \cdot \sin(2\alpha)}{2 \cdot (R_\oplus + h)^3}$$

mit I_z größtes Hauptträgheitsmoment
 I_x kleinstes Hauptträgheitsmoment
 α Auslenkung aus der Fluglage

3. AUSLEGUNG

Die in Kapitel 2 vorgestellten Einflüsse sollen im Folgenden für die Vorauslegung eines Widerstandssegels verwendet werden. Untersucht wird hierbei speziell das Konzept einer passiven Stabilisierung durch angestellte Segelflächen.

3.1. Anstellwinkel für passive Stabilisierung

Für die Stabilisierung der Fluglage sollen die Segelflächen um den Winkel Φ angestellt werden. Bei einer Auslenkung aus der Fluglage um den Winkel α entsteht auf diese Weise ein Stellmoment durch die aerodynamischen Kräfte. Die Geometrie ist in BILD 2 veranschaulicht.

Zur Analyse des benötigten Anstellwinkels wird das Gleichgewicht zwischen Störmomenten und dem stabilisierenden aerodynamischen Moment betrachtet.

$$(28) T_d(\Phi, \alpha) = T_a(\Phi, \alpha)$$

3.1.1. Resultierendes Stellmoment

Zur Analyse wird eine zweidimensionale Betrachtung des Problems durchgeführt (siehe BILD 2). Die Segelfläche mit dem Index 1 wird aus der Flugrichtung weggedreht, während das Segel mit dem Index 2 in die Flugrichtung gelenkt wird. Entsprechend ergeben sich die Widerstandskoeffizienten zu

$$(29) C_{D1} = 1.8 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - (\Phi + \alpha)\right)^3$$

und

$$(30) C_{D_2} = 1.8 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - (\Phi - \alpha)\right)^3.$$

Die durch die einzelnen Segelflächen verursachten aerodynamischen Momente sind hiermit gegeben durch:

$$(31) T_{a_1}(\Phi, \alpha) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{eff}^2 \cdot A_{Seite} \cdot C_{D_1} \cdot r_L$$

und

$$(32) T_{a_2}(\Phi, \alpha) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{eff}^2 \cdot A_{Seite} \cdot C_{D_2} \cdot r_L.$$

Das Stellmoment ergibt sich durch das resultierende aerodynamische Moment.

$$(33) T_a = T_{a_2} - T_{a_1}$$

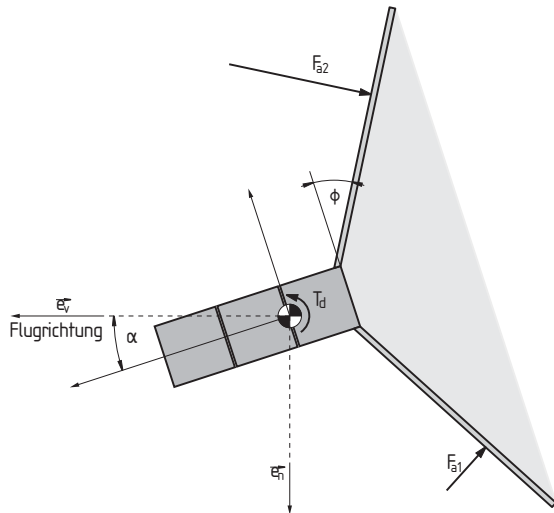


BILD 2. Aerodynamische Stabilisierung

BILD 3 zeigt eine Auswertung dieses Momentengleichgewichts für unterschiedliche zulässige Auslenkungen des Satelliten aus der Fluglage. Wie zu sehen ist, wird eine starke Vergrößerung des Anstellwinkels nicht zu einer deutlichen Verbesserung der Stabilisierung bzw. zu einer Vergrößerung des Höhenbereichs führen. Dies ist einleuchtend, da ab einer gewissen Höhe die verbleibende Atmosphäre auch bei großen Anstellwinkeln nicht mehr für eine Stabilisierung ausreicht. Daher wird hier ein **Anstellwinkel von 20°** gewählt.

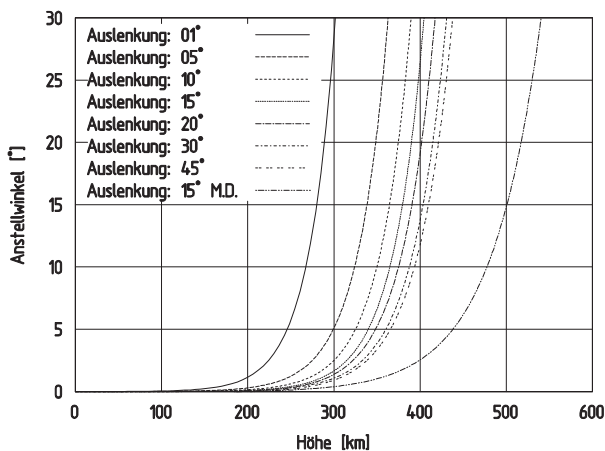


BILD 3. Anstellwinkel des Segels für unterschiedliche Auslenkungen (M.D.: mittlere Dichte)

Im Sinne einer konservativen Auslegung scheint es zunächst sinnvoll zu sein von einer niedrigen Atmosphärendichte auszugehen. Selbst unter diesen ungünstigen Annahmen ist mit dem gewählten Anstellwinkel eine Stabilisierung mit mäßigen Auslenkungswinkeln auch noch in einer Höhe von 400 km möglich. Es zeigt sich jedoch, dass der Satellit bei einer mittleren Atmosphärendichte bis in Höhen von 550 km bei geringen Auslenkungen stabilisiert bleibt.

In BILD 4 ist der Einfluss der Segelgröße auf die benötigten Anstellwinkel gezeigt. Der Einfluss ist, selbst bei einer Verdopplung der Segelgröße von 5 m² auf 10 m² gering.

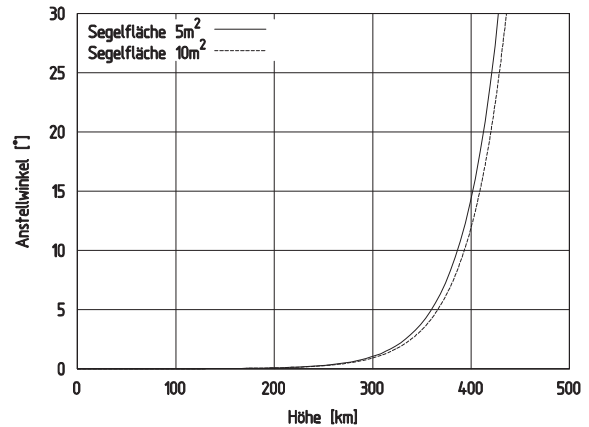


BILD 4. Einfluss der Segelgröße auf die benötigten Anstellwinkel, maximale Auslenkung 15°

3.2. Segelgröße

Zur Bestimmung der benötigten Segelgröße wird die Differenzialgleichung der Energiedissipation (19) für Kreisorbits weiter vereinfacht. Man erhält

$$\begin{aligned} (34) \quad & \rho v_{eff}^3 C_D A \cdot dt = \frac{\mu m}{a^2} \cdot da \\ & \Leftrightarrow \rho v^3 f^3 C_D A \cdot dt = \frac{\mu m}{a^2} \cdot da \\ & \Leftrightarrow \rho \left(\frac{\mu}{a}\right)^{\frac{3}{2}} f^3 C_D A \cdot dt = \frac{\mu m}{a^2} \cdot da \\ & \Leftrightarrow A \cdot dt = \frac{m}{\sqrt{\mu} \rho f^3 C_D \sqrt{a}} \cdot da \end{aligned}$$

Mit Entwicklung des Wurzelausdrucks in eine Taylor-Reihe und Übergang zu endlichen Differenzen folgt:

$$\begin{aligned} (35) \quad & A \cdot \Delta t = \frac{1}{4} \frac{m(\Delta a)^2}{\sqrt{\mu} \rho f^3 C_D a_0^{3/2}} + \frac{m \Delta a}{\sqrt{\mu} \rho f^3 C_D \sqrt{a_0}} \\ & \approx \frac{m \Delta a}{\sqrt{\mu} \rho f^3 C_D \sqrt{a_0}} \end{aligned}$$

Hier wurde der Term $\Delta a^2/a_0$ gegenüber $\Delta a/a_0$ vernachlässigt.

Führt man den ballistischen Koeffizienten

$$(36) B_s = \frac{m}{C_D A}$$

ein, kann man alternativ auch die allgemeinere Form

$$(37) \Delta t \approx \frac{\Delta a \cdot B_s}{\sqrt{\mu} \rho f^3 \sqrt{a_0}}$$

verwenden. Mit Gleichung (35) bzw. (37) steht nun unter Verwendung der Atmosphärendichte (JB2006) eine Berechnungsmöglichkeit für die Lebensdauer des

Satelliten zur Verfügung. BILD 5 zeigt eine Auswertung für einen 4 kg-Satelliten, der von einem 800 km-Kreisorbit deorbitiert wird. Es ist zu sehen, dass selbst unter ungünstigsten Bedingungen ein Segel mit 10 m^2 Fläche zum Verglühen des Satelliten in weniger als fünf Jahren führt. Es ist wahrscheinlich, dass ein solcher Satellit schon innerhalb von ein bis zwei Jahren verglühen würde. Bereits ein Segel mit 2 m^2 Fläche würde, wie von der ESA gefordert, den Wiedereintritt innerhalb von 25 Jahren gewährleisten. Da diese Richtlinien in Zukunft verschärft werden sollen, wird im Folgenden ein **10 m^2 Segel** ausgelegt.

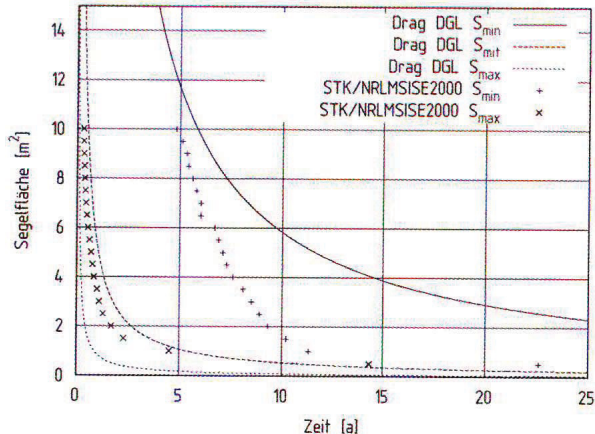


BILD 5. Lebensdauer eines Satelliten in Abhängigkeit der Segelfläche ausgehend von einem 800 km Kreisorbit

Zur Verifikation der Gleichungen wurden außerdem Simulationen mit der Software Satellite Tool Kit (STK) durchgeführt. Die Ergebnisse der STK-Simulationen für das o.g. Szenario (4 kg-Satelliten, 800 km-Kreisorbit) sind ebenfalls in BILD 5 angegeben. Für kürzere Deorbitierungszeiten gibt es eine gute Übereinstimmung der STK-Simulationsergebnisse mit der Auswertung der Widerstandsdifferentialgleichung (35). Bei längeren Zeiten macht sich die zeitliche Schwankung der Atmosphärendichte bemerkbar. Während die Widerstandsdifferentialgleichung für konstante Atmosphärendaten ausgewertet wurde, berücksichtigt STK diese Veränderung. Bei einer Missionsdauer von mehreren Jahrzehnten wird der 11-jährige Sonnenfleckenzyklus unter Umständen mehrfach durchlaufen, daher ist für diesen Fall die Verwendung einer mittleren Atmosphärendichte repräsentativer.

4. KONSTRUKTION

Die endgültige Konstruktion muss folgenden generellen Anforderungen genügen:

- Das Segel muss in einem CubeSat-Segment (Würfel mit ca. 10 cm Seitenlänge) verstaut werden
- Die Gesamtmasse des Systems, inklusive Satellitenstruktur, darf die Masse von 1,3 kg nicht überschreiten
- Das Segel muss im verstauten Zustand den Transport in den Weltraum überstehen (Vibrations- und Schocklasten, schnelle Entlüftung)
- Das Segel muss der thermalen Beanspruchung in der Weltraumumgebung standhalten

- Das System muss auch nach längerer Zeit in der Weltraumumgebung (bis zu ca. 2 Jahren bei CubeSat-Missionen) noch funktionsfähig sein (z.B. Problem der Kaltverschweißung)
- Das System sollte möglichst keine zusätzlichen Ressourcen des Satelliten benötigen (Energie, Lageregelung)

Das Entfaltungskonzept sieht vor, dass eine gefaltete und aufgerollte Kaptonfolie von vier eigenspannungsstabilisierten Auslegern in die beschriebene Segelgeometrie gebracht wird.

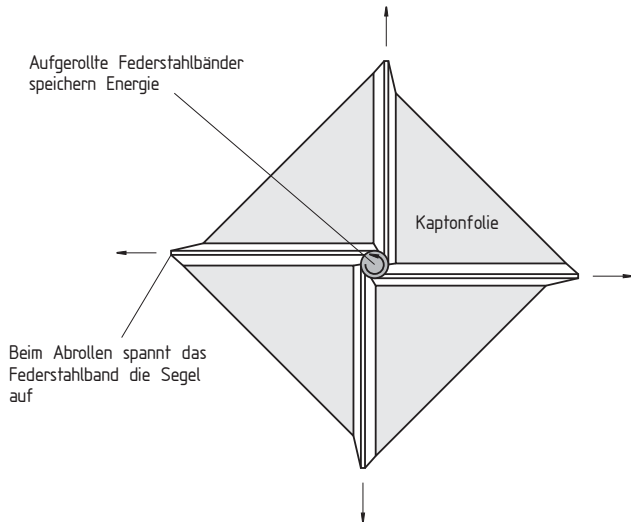


BILD 6. Funktionsprinzip der Segelentfaltung, elastisch gespeicherte Energie in den aufgerollten Auslegern wird zur Entfaltung genutzt.

4.1. Segel

Als Segelmaterial wurde Kapton ausgewählt. Neben guten mechanischen Eigenschaften (die Zugfestigkeit einer $7,6 \mu\text{m}$ dicken Folie liegt bei 110 Mpa) zeichnet sich Kapton durch seine gute Temperaturbeständigkeit aus. Es ist einsetzbar bis zu Spitzentemperaturen von 400°C . Obwohl von Seiten der Temperaturbeständigkeit eigentlich keine Gefahr eines Materialversagens besteht, sollte in Versuchen geklärt werden, ob durch Falten in der Folie sogenannte Hot-Spots entstehen können. Durch Falten oder zerknitterte Folienstellen könnte eine Fokussierung von Sonnenstrahlen auf einem Punkt entstehen. Diese Stelle würde dann überdurchschnittlich stark erhitzt. Die guten mechanischen Eigenschaften der Folie werden nur erreicht, solange keine Störstellen im Material vorhanden sind. Selbst mikroskopisch kleine Risse können sich bei geringsten Belastungen ungehindert ausbreiten. Aus diesem Grund müssen vor allem die Ecken und Kanten des Segels verstärkt werden und es muss für eine homogene Krafteinleitung gesorgt werden. Ferner muss sichergestellt sein, dass bei der Verarbeitung und beim Verstauen des Segels keine Beschädigungen der Folie auftreten. Die Flughardware muss daher unter Reinraumbedingungen gefertigt und in den Satelliten integriert werden.

Die homogene Krafteinleitung wird durch Bänder gewährleistet, die in die umgeschlagenen und verklebten Kanten der Segelfolie eingelegt werden. Die Bänder sind an den äußeren Enden verklebt, können sich jedoch ansonsten verschieben. Dies soll ein Verspannen der

Segel durch unterschiedliche Längenänderungen bei Temperaturschwankungen verhindern. Beim Verkleben der Kanten ist darauf zu achten, dass Schlitz für das Entweichen der Luft vorhanden bleiben.

Zur ausfaltbaren Verstaung der Segel auf kleinstem Raum wurde eine Kombination aus Ziehharmonikafaltung (Frog-Leg-Folding) und Aufrollen verwendet. In BILD 7 sind die einzelnen Arbeitsschritte dargestellt. Zunächst wird das Segel in gleich lange Abschnitte eingeteilt, wobei die Höhe des Segels geteilt durch die Anzahl der Faltungen eine gerade Zahl ergeben sollte. Im Anschluss wird das gefaltete Segel einmal über die Mitte zusammengelegt, sodass die Faltungen sichtbar sind. Alle vier Segel werden übereinandergelegt und schließlich an einer Rolle befestigt und aufgerollt. Beim Zusammenbau der Ausrollvorrichtung werden die Enden der Segel mit den Auslegern verbunden.

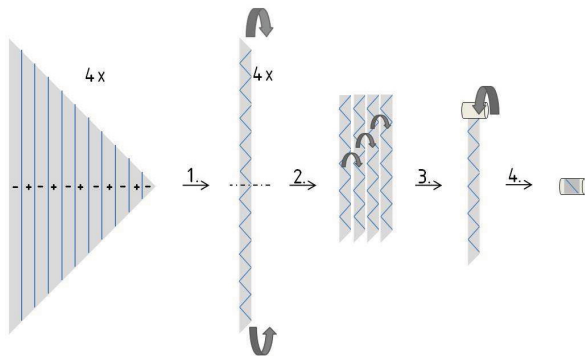


BILD 7. Verstaung der Segel mittels Ziehharmonikafaltung (Frog-Leg-Folding) und Aufrollen.

4.2. Eigenspannungsstabilisierte Ausleger

Um komplizierte Abrollmechanismen und Führungen zu vermeiden, wurde auf das Prinzip eigenspannungsstabilisierter Ausleger (bi-stable booms) zurückgegriffen. Einige prinzipielle Aspekte hierzu sind in den Arbeiten von Pellegrino [3] und [4] zu finden. Die dort verwendeten einfachen Zusammenhänge folgen direkt aus der Schalentheorie und sind unter anderem in [1] und [2] erläutert. In BILD 8 sind zwei Metallbänder zu sehen. Während das obere Band aufgrund der Eigenspannungen in der aufgerollten Form verbleibt, will das untere Band sich in den spannungsfreien geraden Zustand zurückverformen.

Trotz der stabilisierten aufgerollten Form hat das Band die benötigte Energie für das Abrollen bzw. Entfalten der Segel gespeichert. Klappt man das äußere Ende in die zweite stabile Form (der abgerollte Zustand), so wirkt ein konstantes Drehmoment (ausgehend von dieser Stelle), welches zu einem Abrollen der Ausleger führt. Im Folgenden werden die allgemein beschriebenen Zusammenhänge immer quantitativ für das oben gezeigte Federstahlband angegeben. Das Band verfügt über die in BILD 9 und TAB 2 (Anhang) beschriebenen Eigenschaften.

Die Krümmungen werden definiert als

$$(38) k_x = \frac{1}{R}$$

und

$$(39) k_y = \frac{1}{r}.$$

Für die Momente aufgrund einer Krümmungsänderung gilt damit:

$$(40) M_x = -D(\Delta k_x - \nu \Delta k_y)$$

$$(41) M_y = -D(\Delta k_y - \nu \Delta k_x)$$

Diese Formulierung wird in der Regel auch für eine einfache Beschreibung von STEMs (Storable Tubular Extensible Members) verwendet. Bei einem eigenspannungsstabilisierten Ausleger sorgt nun ein zusätzliches inneres Moment M_{y0} dafür, dass der aufgerollte Zustand metastabil ist. Dieses Moment kommt durch zuvor eingebrachte plastische Verformungen zustande. Für die Stabilisierung muss gelten:

$$(42) M_{y0} = -M_y = D(k_y - \nu k_x)$$

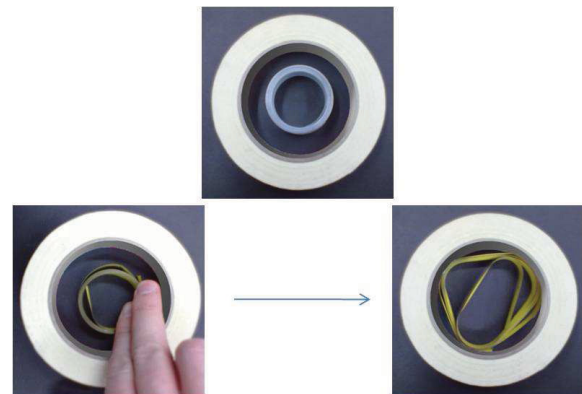


BILD 8. Durch Eigenspannungen in der aufgerollten Form stabilisiertes Federstahlband (oben) und Federstahlband ohne Eigenspannungen (unten)

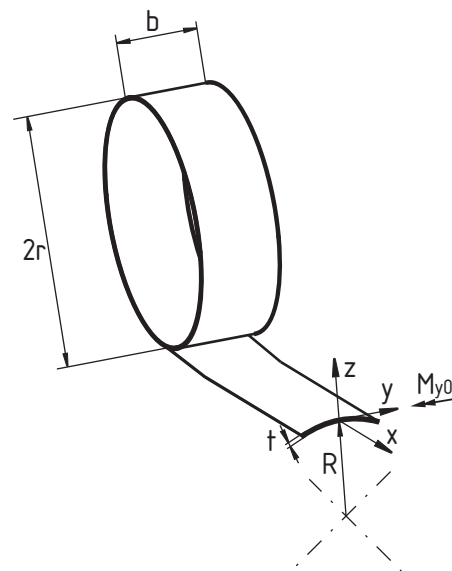


BILD 9. Geometrie des eigenspannungsstabilisierten Federstahlbandes

Betrachtet man nun die Energie in einem solchen Ausleger, müssen folgende Anteile berücksichtigt werden.

- Verformungsenergie U_1 der (ausgerollten) Ausgangskonfiguration mit dem durch die Eigenspannungen verursachten Moment M_{y0}

- Arbeit U_2 des Eigenspannungsmomentes M_{y0} aufgrund der Krümmungsänderung Δk_y
- Verformungsenergie U_3 aufgrund der Krümmungsänderung

Für die flächenspezifische Energie unter Vernachlässigung von Schubspannungen gilt:

$$(43) U_1 = \frac{1}{2} \frac{M_{y0}^2}{D(1-\nu)}$$

$$(44) U_2 = M_{y0} \Delta k_y$$

$$(45) U_3 = \frac{1}{2} D (\Delta k_x^2 + 2\nu \Delta k_x \Delta k_y + \Delta k_y^2)$$

Ein grundsätzliches Verständnis für die gespeicherte Formänderungsenergie kann man erhalten, wenn man eine Umformung des Bandes von der einen zur anderen Gleichgewichtslage in zwei Schritten betrachtet. Zunächst wird die Wölbung des Querschnitts k_y immer kleiner bis diese null ist, dann wird das Band aufgerollt bis sich die Krümmung der metastabilen Lage k_x eingestellt hat. Man erhält damit für den Energieverlauf folgende zwei Funktionen:

$$(46) U_I = \frac{1}{2} \frac{M_{0y}^2}{D(1-\nu)} + \frac{1}{2} D (\Delta k_x^2)$$

$$(47) U_{II} = \frac{1}{2} \frac{M_{0y}^2}{D(1-\nu)} + M_{0y}^2 \Delta k_y + \frac{1}{2} D (\Delta k_y^2 + \Delta k_{x,max}^2)$$

In BILD 10 ist die flächenspezifische Energie des Federstahlbandes in Abhängigkeit der Krümmungen gezeigt. Die Energieminima stellen die beiden Gleichgewichtslagen dar

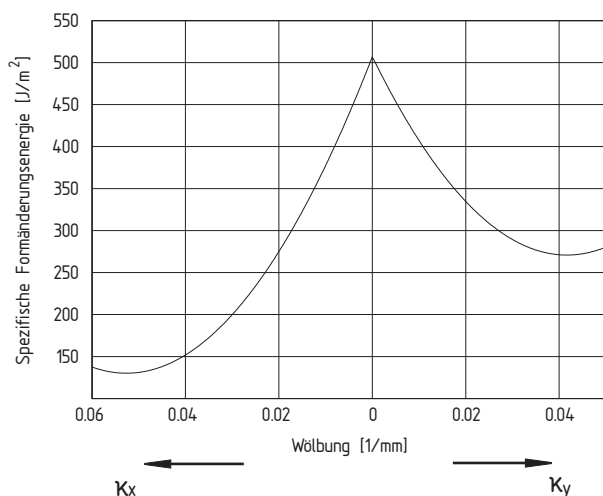


BILD 10. Stabile und Metastabile Gleichgewichtslage

Die in den Auslegern gespeicherte Gesamtenergie ergibt sich aus der Differenz der Energieminima integriert über die Breite und Länge der Schale.

$$(48) U_{ges} = [U_{II}(\Delta k_y = \Delta k_{y,max}) - U_I(\Delta k_x = \Delta k_{x,max})] \cdot b l$$

Das betrachtete Federstahlband kann somit eine Energie von 2.25J/m aufnehmen, daraus ergibt sich ein konstantes Abrollmoment von

$$(49) T_{ab} = \frac{2E}{\varphi} = \frac{2E}{l \Delta k_y} = 0,1 \text{ Nm.}$$

Da das Segel von vier Auslegern entfaltet wird, steht also insgesamt ein Abrollmoment von 0.4 Nm zur Verfügung.

Unter Verwendung des Drallsatzes kann nun auch die benötigte Zeit für die Segelentfaltung abgeschätzt werden. Für das Trägheitsmoment der Ausleger gilt:

$$(50) J_A = \int_{\varphi_0}^{\varphi(t)} a^2 \varphi^2 \rho b 4 h \sqrt{a^2 \varphi^2 + a^2} d\varphi$$

Außerdem müssen noch die konstanten Trägheitsmomente der Auslegerspule

$$(51) J_{AS} = 3.52 \cdot 10^{-5} \text{ kg m}^2$$

und der Segelspule

$$(52) J_{SS} = 1.15 \cdot 10^{-4} \text{ kg m}^2$$

mitberücksichtigt werden. Die Trägheitsmomente der Segel können vernachlässigt werden.

Der Drehimpuls der Spulen beträgt damit:

$$(53) L_S = (J_{AS} + J_{SS}) \cdot \frac{d\varphi}{dt}$$

Der Drehimpuls des noch aufgewickelten Teils des Auslegers beträgt:

$$(54) L_{auf} = J_A \cdot \frac{d\varphi}{dt}$$

Für den Drehimpuls des bereits abgewickelten Anteil gilt:

$$(55) L_{ab} = \rho t b l_{ab} \cdot r^2 \cdot \frac{d\varphi}{dt}$$

Die Drallerhaltung liefert damit

$$(56) \frac{dL}{dt} = \frac{d(L_S + L_{auf} + L_{ab})}{dt} = -T$$

Eine numerische Auswertung dieser Gleichung ist in BILD 11 zu sehen. Hier wurde noch nicht berücksichtigt, dass aufgrund der Drallerhaltung auch der Satellit während des Ausrollvorgangs in Rotation versetzt wird.

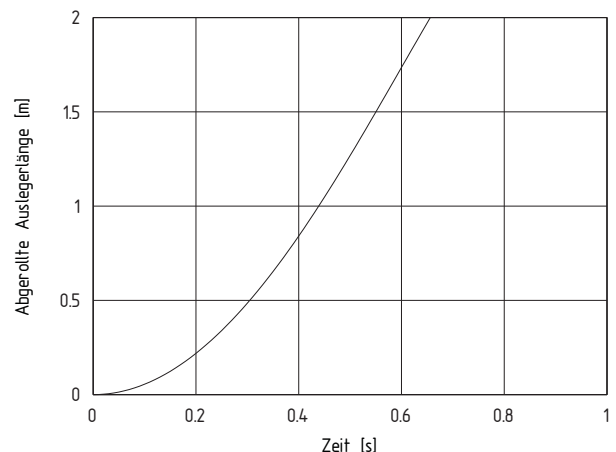


BILD 11. Benötigte Zeit für die Segelentfaltung

5. KRAFTANALYSE

Für die Berechnung der auftretenden Kräfte, die während des Satellitenbetriebs mit ausgefaltetem Segel auf dieses einwirken, werden der solare Strahlungsdruck und der aerodynamische Druck betrachtet. BILD 12 zeigt die mithilfe der Formeln (11) und (29) ermittelten Werte.

Die größte Belastung des Segels tritt also, erwartungsgemäß, in niedrigen Höhen auf. Wenn eine Höhe von 200 km erreicht ist, treten Objekte innerhalb weniger Tage in die dichtere Atmosphäre ein und verglühen. Das Segel sollte also bis zu dieser Höhe seine

Form behalten. Damit lässt sich die maximale Belastung des Segels während der Betriebsphase ermitteln.

In BILD 13 wird das Ergebnis einer ersten FEM Analyse des Segels gezeigt. Die Belastung in 200 km Höhe ruft hier lediglich eine Verformung von maximal 4,9 mm hervor. Diese geringe Verformung kommt dadurch zustande, dass der Ausleger entsprechend seines größten Flächenträgheitsmomentes belastet wird. Sollte der Querschnitt kippen, also nur noch das kleinere Flächenträgheitsmoment der Biegebelastung entgegensteht, ist mit größeren Verformungen zu rechnen. Eine genauere Analyse der Belastungszustände und entsprechende Optimierung der Ausleger wird zurzeit durchgeführt.

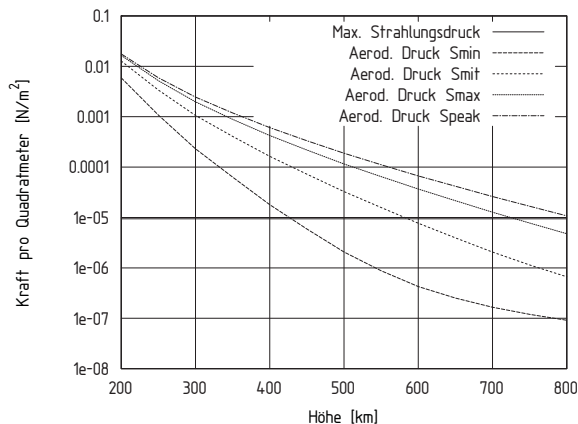


BILD 12. Belastung des Segels durch solaren Strahlungsdruck und aerodynamischen Druck

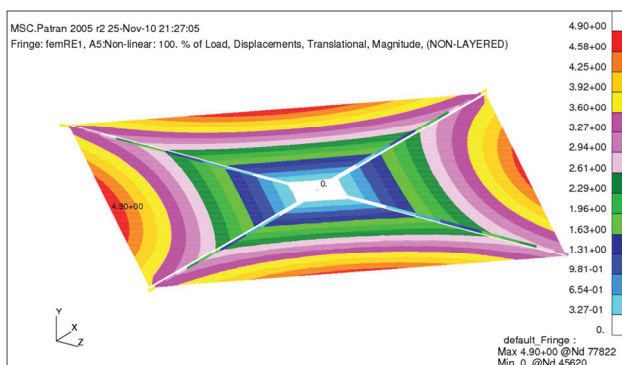


BILD 13. Ergebnis einer FEM-Analyse für eine statische Belastung, Verformung des Segels in der Ebene senkrecht zur Flugrichtung.

6. ENTFALTUNGSVERSUCH

Erste Entfaltungstests demonstrierten die Funktionsweise der beschriebenen Konstruktion. In BILD 14 ist die Entfaltung einer 7 μm dicken, 5 m^2 großen Kaptonfolie zu sehen. Die Folie ist von beiden Seiten mit Aluminium bedampft. Die Aluminiumschicht sorgt für eine bessere chemische und thermische Beständigkeit.

Das gesamte Segel wurde in etwas mehr als einer Sekunde entfaltet, wobei die Geschwindigkeit stark von der in der Konstruktion auftretenden Reibung abhängt. Dadurch ist auch die geringe Abweichung von der Vorhersage nach Kapitel 4.2 zu erklären. In der späteren Hardware wird es genauere Führungen für die Ausleger geben; dies wird unweigerlich auch zu einer Zunahme der

Reibung führen.

Das wie in BILD 7 ausgefaltete Segel nimmt bereits durch den Gravitationseinfluss eine Pyramidenform ein. Unter Schwerelosigkeitsbedingungen soll diese Form bereits in den Auslegern durch eine entsprechende Verformung "gespeichert" werden. Der aktuelle Versuchsaufbau kann dieses Verhalten noch nicht zeigen.

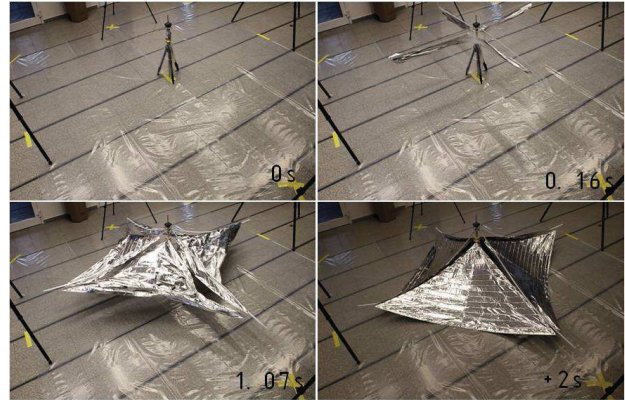


BILD 14. Entfaltung eines 5 m^2 Kapton-Segels mit eigenspannungsstabilisiertem Federstahlband

7. AUSBLICK

Für zukünftige Versuche wird derzeit ein Demonstrator fertiggestellt, der in der Lage sein wird, sowohl das Ausfahren aus einem Satelliten als auch das Ausfalten des Segels zu demonstrieren. Für die Rahmenstruktur wurde Aluminium als Material ausgewählt. Um Einblick in das Innere des Demonstrators zu haben, sollen die Wände aus Plexiglas hergestellt werden. Alle beweglichen Teile wurden aufgrund der guten Reibungseigenschaften aus Teflon hergestellt. Teflon bietet gleichzeitig ausgezeichnete chemische und thermische Stabilität, dies ermöglicht auch den Einsatz unter Weltraumbedingungen.

Im Zuge der Arbeiten soll eine Optimierung der Ausleger stattfinden. Hier scheint es noch erhebliches Potenzial zu geben, durch verbesserte Formgebung steifere Ausleger herzustellen.

Die derzeitigen Konstruktionsrichtlinien und Qualifikationsmethoden für Raumfahrzeuge sind kaum auf die hier beschriebene ultra-leichte und flexible Struktur anwendbar. Mit diesem Problem sind viele Projekte im Bereich der "Gossamer Structures" konfrontiert. Der Grund hierfür ist, dass diese Strukturen zwar den Lasten während des Satellitenbetriebs standhalten, unter den Bedingungen auf der Erde (Gravitation, Atmosphäre) jedoch versagen. Weiterhin sind die Weltraumbedingungen in Versuchen nur schwer nachstellbar. Daher sollen im Zuge dieses Projektes am ilb Verfahren entwickelt werden, um die Zuverlässigkeit dieser Strukturen zu untersuchen und nachweisen zu können. Dies betrifft unter anderem das Verhalten unter dynamischen Orbitlasten. Hierzu gibt es bereits eine Untersuchung großer imperfekter Raumfahrtstrukturen in [10].

Ausrollbare bzw. ausfaltbare Strukturen sind für viele Raumfahrtanwendungen von großer Bedeutung und könnten in Zukunft den Bau völlig neuartiger Satelliten ermöglichen. Das belegen auch erste erfolgreiche Missionen, z.B. IKAROS [8] und NanoSail-D [9]. BILD 15 zeigt schematisch ein mögliches Zukunftssatelliten-

konzept. So könnten ausrollbare Dünnschichtsolarzellen die Energieversorgung wesentlich verbessern. Diese neue Generation von Solarzellen ist sehr leicht und flexibel, allerdings muss der schlechtere Wirkungsgrad durch größere Flächen ausgeglichen werden. Weitere Anwendungsmöglichkeiten sind große Antennen oder Ausleger, auf denen eine Nutzlast befestigt werden kann. Trotz dieser guten Aussichten ist die Skepsis gegenüber der Verwendung solcher Strukturen weit verbreitet. Um das Vertrauen von Raumfahrtagenturen und der Industrie in solche Systeme zu stärken müssen geeignete Analysemethoden, Simulationen und Tests entwickelt werden.

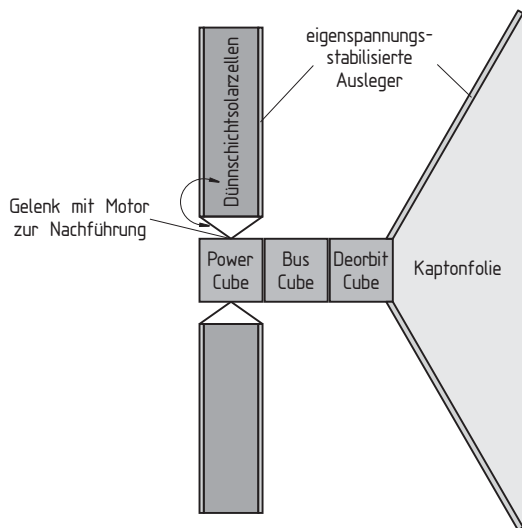


BILD 15. Nanosatellitenkonzept

Mit den neuen Nanosatellitenmissionen (z.B. CubeSats) steht außerdem eine für Universitäten finanzierbare Möglichkeit zur Verifikation der entwickelten Methoden im Orbit zur Verfügung.

8. ANHANG

8.1. Systemparameter

Kennzahl	Wert
Hebelarm zum Druckpunkt r_h	1,05 m
Satellitendipol d	0,3 A m ²

TAB 1. Systemparameter

8.2. Kennwerte der Ausleger

Kennzahl	Wert
Elastizitätsmodul E	$2 \cdot 10^{11} \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$
Querkontraktionszahl ν	0,3
Breite b	$1,6 \cdot 10^{-2} \text{ m}$
Querschnittsradius R	$1,9 \cdot 10^{-2} \text{ m}$
Aufrollradius r	$2,4 \cdot 10^{-2} \text{ m}$
Dicke h	$0,2 \cdot 10^{-2} \text{ m}$
Dichte ρ	$7870 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

TAB 2. Kennwerte des eigenspannungsstabilisierten Federstahlbandes

8.3. Verwendete Umgebungsgrößen

Kennzahl	Wert
Gravitationsparameter μ	$3,98604415 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}$
Magnetfeldstärke B_0	$7,75155 \cdot 10^{30} \text{ nT cm}^3$
Solarkonstante S_0	$1414,3 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$
Erdrotation ω_e	$7,292115 \cdot 10^{-5} \frac{\text{rad}}{\text{s}}$
Erdradius $R_\oplus$	6363672,6 m
Lichtgeschwindigkeit c	$2,99792458 \cdot 10^8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
Isentropenexponent γ	1,4

TAB 3. Umgebungsgrößen

9. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] S. Timoshenko: *Theory of Plates and Shells*, McGraw-Hill Book Company, Inc., 1940
- [2] A. L. Gol'Denveizer: *Theory of Thin Shells*, Pergamon Press, 1961
- [3] S. Pellegrino: *Deployable Structures*, Springer Verlag, 2001
- [4] S. Pellegrino: *Bistable prestressed shell structures*, International Journal of Solids and Structures, 2004
- [5] J. R. Wertz und W. J. Larson: *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm Press/Springer, 2007
- [6] M. D. Griffin und J. R. French: *Space Vehicle Design*, AIAA, 2004

- [7] Jr. J. D. Anderson: *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, McGraw-Hill College, 1988
- [8] JAXA: *IKAROS Project*:
<http://www.jspec.jaxa.jp/e/activity/ikaros.html>, 2010.
- [9] NASA Facts: *NanoSail-D*, Technical report, NASA, 2010
- [10] H. Öry, A. Rittweger, E. Hornburg, H. Ludwig:
Numerical results of simplified dynamic analyses on large imperfect space structures,
Acta astronautica, 29(5):347–362, 1993
- [11] P. Seefeldt: *Entwicklung eines Widerstandssegels zur Vermeidung von Raumfahrtrückständen in niedrigen Erdborbits*, Diplomarbeit, Lehrstuhl und Institut für Leichtbau, RWTH Aachen University, 2010