

DRALLREGELUNG VON NANOSATELLITEN MITTELS SCHWENKBARER SOLARGENERATOREN

K. auf der Heide
85640 Solalinden, Kolja@auf-der-Heide.de
Prof. Dr. K. Janschek
TU Dresden, Institut für Automatisierungstechnik, 01062 Dresden

1. KURZFASSUNG

Im vorliegenden Artikel wird ein Konzept zur Drallentladung für Nanosatelliten vorgestellt, welches durch Mehrfachnutzung einer Geräteeinheit Hardwareressourcen einspart. Es wird gezeigt, wie mit einem zweiachsig schwenkbaren Solargenerator eine systemoptimierte Ausrichtung der Solargeneratoren einerseits und eine Drallentladung andererseits erfolgen kann. Dabei muss man etwas von der optimalen Ausrichtung der Generatoren in die Sonne abweichen, um den Drall zu regeln, erzielt aber eine deutliche Mehrleistung gegenüber einachsigen schwenkbaren Solargeneratoren und senkt die Kosten durch die Einsparung eines redundanten Düsen-systems. Eine mögliche Realisierung des zusätzlichen Gelenks durch adaptive Strukturen wird vorgeschlagen und erläutert. Die Systemleistung des vorgeschlagenen Mechanismus und der Reglerentwurf werden anhand einer Satellitenreferenzkonfiguration diskutiert und mittels Simulationsergebnissen für LEO Kreisbahnen dargestellt.

2. EINLEITUNG

Kleinere und kostengünstigere Satelliten könnten in naher Zukunft bedingt durch die deutlich günstigeren Start- und Entwicklungskosten sowie Fortschritte in der Mikro- und Nanotechnik eine wesentliche Rolle in der Raumfahrt spielen. Allerdings erfordern sogenannte Nanosatelliten mit einem Gesamtgewicht von unter 10 kg im Vergleich zu üblichen Satellitenkonfigurationen völlig neue Konzepte für den Aufbau des Gesamtsystems.

Ein wesentlicher Bestandteil eines solchen Konzeptes kann der Übergang von der klassischen Subsystemstruktur zu multifunktionalen Strukturen sein. Dabei erfüllen Geräteeinheiten mehrere Funktionen gleichzeitig, was insgesamt zu Einsparungen von Hardwareressourcen führt. Im vorliegenden Beitrag wird ein solcher Ansatz zum kombinierten Drallmanagement und zur optimierten Energieerzeugung mittels schwenkbarer Solargeneratoren vorgestellt. Im Gegensatz zu bekannten Lösungen bei größeren Satelliten und Plattformen werden im Beitrag vorteilhafte technologische und funktionelle Eigenschaften bei erdorientierten Nanosatelliten diskutiert.

Solargeneratoren werden bei erdorientierten Satelliten durch ein einachsiges Gelenk in der Bahnebene des Satelliten auf die Sonne ausgerichtet. Bereits bei

äquatorialen Bahnen ist die Leistungsfähigkeit der Solargeneratoren durch die Ekliptik nicht voll ausgeschöpft, aber insbesondere auf Bahnen mit höherer Inklination nimmt die Leistungsausbeute signifikant ab. Hier müssen für eine geforderte Mindestleistung entweder größere Solargeneratoren verwendet oder eine zweite Schwenkvorrichtung vorgesehen werden.

Durch den Einsatz zweiachsig schwenkbarer Solargeneratoren lässt sich auf einer großen Klasse von Bahnen eine deutliche höhere Leistungsausbeute gegenüber einachsigen Solargeneratoren erzielen. Gleichzeitig ist es möglich, vorhandene Drallräder durch Erzeugung äußerer Momente mittels gezieltem Schwenk der Solargeneratoren zu entladen (Drallmanagement). Damit kann auf die Mitnahme zusätzlicher Erzeuger äußerer Momente verzichtet werden. Neben der höheren Leistungsausbeute spielt die bauliche Vereinfachung, beispielsweise der Verzicht auf ein redundantes System von Düsen oder Magnetspulen, einen wesentlichen Einfluss bei den Kosten. Die bekannten konstruktiv bedingten Nachteile von zweiachsigen Schwenkmechanismen (Komplexität, Kosten, Zuverlässigkeit) bei großen Solargeneratorstrukturen lassen sich bei Nanosatelliten mit wesentlich kleineren baulichen Abmessungen elegant durch den Einsatz von adaptiven Strukturen umgehen. Die Ausführung des Gelenks kann hier mittels in die Struktur integrierter piezoelektrischer oder magnetostriktiver Linearantriebe erfolgen. Im Folgenden werden wichtige Aspekte des Entwurfs eines zweiachsigen Schwenkgelenks von der Realisierung des Gelenks über die dynamische Modellbildung bis hin zu den Ergebnissen einer Drallregelung dargestellt. Nach einer Vorstellung des ausgewählten Schwenkmechanismus wird eine mögliche Realisierung eines solchen Gelenks mittels Nanotechnik erläutert. Im Anschluss wird das Modell des Satelliten vorgestellt und der verwendete Regler erläutert. Die erreichbaren Systemleistungen werden abschließend für eine ausgewählte Satellitenkonfiguration auf LEO – Kreisbahnen dargestellt.

3. SCHWENKMECHANISMUS UND REALISIERUNG

3.1. Der Schwenkmechanismus

Im Folgenden wird eine Satellitenkonfiguration verwendet, die durch die gewählte Anordnung der So-

largeneratoren auf Bahnen mit beliebiger Inklination, diese auf die Sonne ausrichten und ein Schwerkraftgradientenmoment erzeugen kann. Der schematische Aufbau des Satelliten ist im BILD 1 links dargestellt. Der Körper des Satelliten ist quaderförmig, die Solargeneratoren stehen senkrecht zur Bahnebene. Das Gesamtgewicht des Satelliten beträgt ca. 10 kg. Die Solargeneratoren haben eine Ausdehnung von 3 m in y-Richtung und 1 m in x-Richtung. Das Gewicht eines Solargenerators lässt sich aus dem üblichen Flächengewicht eines Solargenerators zu 1,5 kg bestimmen. Bei einem Gesamtgewicht von 10 kg abzüglich des Gewichts zweier Solargeneratoren, kann der Satellitenkörper 7 kg wiegen.

Bei einer üblichen Satellitenkonfiguration können die Solargeneratoren wie im BILD 1 links dargestellt um die Nickachse geschwenkt werden. Die zusätzliche Schwenkachse ermöglicht es erstens, den Generator bei beliebiger Inklination der Bahn senkrecht zur Sonne zu stellen und zweitens gezielte Schwerkraftgradientenmomente zu erzeugen (s. BILD 1 rechts). Bei dem angegebenen Koordinatensystem des Körpers handelt es sich um das übliche LVLH – System (Local Vertical Local Horizontal – x-Achse in Flugrichtung, z-Achse in Richtung zum Erdmittelpunkt).

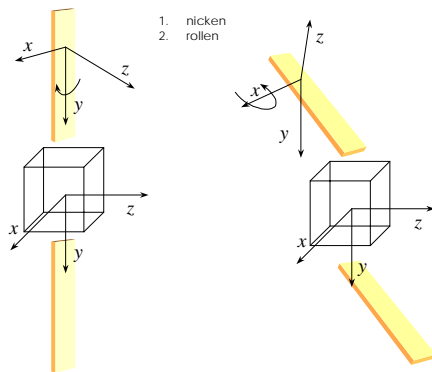


BILD 1. Links: Übliche Schwenkrichtung der Solargeneratoren um die Nickachse. Rechts: zusätzliche Schwenkrichtung um die lokale Rollachse zur Ausrichtung auf die Sonne und Erzeugung eines Schwerkraftgradientenmoments.

Die Berechnung des notwendigen Schwenkwinkels der Solargeneratoren erfolgt aus der Kenntnis der Schwenkreihenfolge im Gelenk und den dazugehörigen Rotationsmatrizen:

$$(1) \quad n_{s,a} = -R_r^T \cdot R_p^T \cdot n_{s,r}$$

Dabei sind R_r und R_p die Rotationsmatrix um die Roll- und die Nickachse, $n_{s,r}$ ist der Normalenvektor von der Sonne zum Satelliten in Koordinaten des LVLH und $n_{s,a}$ der Normalenvektor auf der belegten Fläche der Solargeneratoren, wobei eine Nominalposition vorgegeben werden kann, aus welcher der Schwenkwinkel berechnet wird.

In BILD 2 ist der Winkelverlauf eines Schwenkmechanismus über die Umlaufzeit dargestellt. Der Rollwinkel ist links über ein gesamtes Jahr aufgetragen. Da der Satellit sich in der Äquatorebene bewegt,

beträgt der maximale Rollwinkel gerade $23,44^\circ$ entsprechend dem Winkel zur Ekliptik. Der Verlauf des Nickwinkels ist für einige Erdumläufe dargestellt. Während eines Erdumlaufs dreht sich ein Generator einmal um die Nickachse.

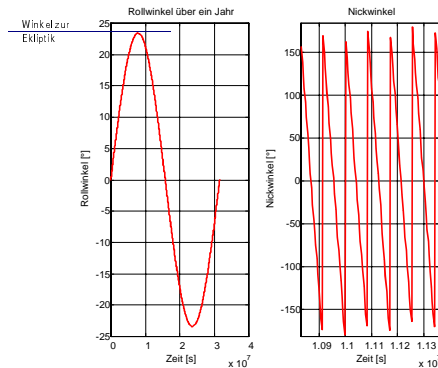


BILD 2. Im Bild ist der Winkelverlauf des Schwenkmechanismus dargestellt. Der Rollwinkel ist links über ein gesamtes Jahr aufgetragen. Der Satellit bewegt sich in der Äquatorebene, der maximale Rollwinkel beträgt $23,44^\circ$ (Winkel zur Ekliptik). Der Verlauf des Nickwinkels ist für einige Erdumläufe dargestellt. Während eines Umlaufs dreht sich ein Generator einmal um die Nickachse.

Während der Ausfall eines einachsigen Gelenks zwar zum Leistungsverlust führt, der Satellit aber mit der verbleibenden Leistung noch Aufgaben erfüllen kann, entstehen beim Ausfall eines zweiachsigen Gelenks neben dem Leistungsverlust auch äußere Störmomente. Deshalb muss bei einem solchen Gelenk ein höherer Anspruch an die Zuverlässigkeit und Lebensdauer gestellt werden.

3.2. Adaptive Strukturen

Adaptive Strukturen sind Festkörperstrukturen, deren Form sich durch innere Veränderung des Werkstoffgefüges reversibel ändern kann. Dabei kann Arbeit geleistet werden. Mittlerweile sind verschiedene Klassen von Strukturen bekannt, die sich in der Auslösung der Formänderung unterscheiden und sich durch hohe Zuverlässigkeit und lange Lebensdauer auszeichnen. Zum Einsatz als Gelenk bei Solargeneratoren im Weltraum werden insbesondere folgende Formänderungsprinzipien in diesem Abschnitt diskutiert:

- Piezoelektrischer Effekt
- Magnetostriktiver Effekt
- Formgedächtnislegierungen

3.2.1. Piezoelektrischer Effekt

Bestimmte Materialien erzeugen bei einer äußeren Krafteinwirkung eine elektrische Spannung. Dieser Effekt wird piezoelektrischer Effekt genannt. Auch der inverse piezoelektrische Effekt, die Geometrieänderung eines Kristalls bei Anlegen einer äußeren Spannung, ist bekannt [1].

Die Umsetzung von mechanischer in elektrische Energie beim piezoelektrischen Effekt erfolgt ohne bewegte Teile und ermöglicht so eine schnelle Reak-

tion sowie eine lange Lebensdauer. Zur Aufrechterhaltung des elektrischen Feldes wird im statischen Betrieb kaum Energie verbraucht [2].

Durch geeignete Kraft-Weg-Umsetzung sind schon heute größere Wege bis zu 200 µm bei deutlich reduzierten Stellkräften möglich. Um noch größere Wege erreichen zu können, muss man piezoelektrische Bausteine in einem Stapel verbinden, um so den Ausdehnungseffekt zu vergrößern. Durch eine zusätzliche Hebelübersetzung entsprechend kleiner Bauform kann man den Effekt auf eine Größe von bis zu 2 mm steigern [2].

Für industrielle Anwendungen mit geringen Kräften aber großer Wegumsetzung stehen piezoelektrische Linearantriebe zur Verfügung, deren Maximalweg praktisch unbegrenzt ist. Solche sogenannten Linearantriebe (Inch-Worm-Antrieb oder Mikroschrittantrieb mit Klemmung) bestehen aus einer Vorschub- und einer Klemmeinheit. Als Vorschubelemente werden beispielsweise die Stapelwandler benutzt, die über eine maximale Wegänderung verfügen. Nach dem Vorschub verbunden mit einer Wegänderung erfolgt die Klemmung, die ebenfalls mit piezoelektrischen Elementen durchgeführt wird. Der gesamte Stellweg ergibt sich aus der Addition der Einzelhübe. Ein von Philipps entwickelter Antrieb verfügt über die in TAB 1 angegebenen Eigenschaften.

Geschwindigkeiten	$v_{\min} \leq 0,01 \mu\text{m} / \text{s}$ $v_{\max} = 16 \text{mm} / \text{s}$
Positioniergenauigkeit	$s_{\min} \leq 10 \text{nm}$
Maximalweg	unbegrenzt
Dynamische Stellkraft	$F_{\text{dyn}} > 1 \text{N}$
Haltekraft	$F_{\text{halt}} > 2 \text{N}$
Bauvolumen	$V = 33 \times 30 \times 6 \text{mm}^3$
Betriebsspannung	-10 V - +60 V

TAB 1. Technische Daten eines CMA – Linearmotors für Präzisionspositionierungen der Fa. Philipps Components nach [2].

Heute werden piezoelektrische Aktoren in der Raumfahrt in ihrer Grundanwendungsform zur Dämpfung von Materialschwingungen bei Trägersystemen und bei flächigen Auslegerstrukturen für Raumfahrzeuge verwendet. Allein durch die Verbindung eines piezoelektrischen Elementes mit einem angepassten Widerstand kann man Schwingungen deutlich dämpfen [3].

3.3. Magnetostriktiver Effekt

Unter dem magnetostriktiven Effekt oder Joule – Effekt versteht man die Änderung der geometrischen Abmessungen eines Körpers unter dem Einfluss eines magnetischen Feldes. Ebenso wie der piezoelektrische Effekt ist der magnetostriktive Effekt nicht an Temperaturänderungen gebunden, da direkt Molekularkräfte erzeugt werden. Deshalb ist der Effekt für Anwendungen mit kurzen Reaktionszeiten geeignet. Der magnetostriktive Effekt ist bei fast

allen Werkstoffen zu erwarten, die auf Metallen und seltenen Erden aufbauen. Seit 1975 ist der Werkstoff Terfenol D bekannt, dessen Formänderung deutlich größer ist als der mit Piezokristallen erzeugbare Effekt. Die Effektgröße der Magnetostriktion sinkt aber bei tieferen Temperaturen [2].

Ähnlich wie beim piezoelektrischen Effekt wurden auch hier Linearmotoren gebaut. Diese haben den Vorteil geringen Bauvolumens gegenüber gestapelten magnetostriktiven Wandlern [2].

3.4. Formgedächtnislegierungen

Formgedächtnislegierungen sind solche Metallegierungen, die bei Erhöhung der Temperatur von einem martensitischen in einen austenitischen Zustand übergehen und dabei unter Arbeit ihre Form verändern.

Heute sind im Wesentlichen zwei Gruppen von Legierungen bekannt, eine auf Basis von Nickel und Titan und die andere auf Basis von Kupfer, Zink und Aluminium. Dabei ist die Formänderungsarbeit, die ein Nickel-Titan-Werkstoff leisten kann größer als bei dem anderen Werkstoff, die Gefahr der Überhitzung ist geringer und die Langzeitstabilität und Korrosionseigenschaften sind besser [2]. Die Temperatur der Umwandlung kann je nach Legierung zwischen -50 und +90° Celsius liegen. Der Umwandlungsbereich hat eine Temperaturbreite zwischen 10 und 20 Kelvin für Nickel-Titan. Durch Änderung der Legierungsbestandteil kann man diesen Bereich der Hysterese abhängig von den Anforderungen noch deutlich erweitern.

Prinzipiell kann man alle mögliche Verformungen wie Längenänderung, Biegung und Torsion erzielen. Die zu leistende Formänderungsarbeit bezüglich der Kraft wird im Wesentlichen durch den Querschnitt des Bauteils bestimmt. Die Wegänderung bzw. Ausdehnung wird durch die Effektgröße bestimmt, die zwischen 5% und 10% der Bauteillänge betragen kann. Sind große Wege bei kleinen Kräften zu erzielen, so setzt man bevorzugt Schraubenfedern ein, die eine Längenänderung von bis zu 200% ermöglichen, wobei der Gesamthub von der Anzahl der Windungen und vom Draht- und Windungsdurchmesser abhängig ist.

Die notwendige Erwärmung des Bauteils erzielt man im speziellen Fall von Schraubenfedern und im Hinblick auf einen Einsatz im Weltraum mit Kontaktheizungen, die aus in Silikongummi eingefassten Widerstandsheizdrähten bestehen. Dieses Verfahren wurde bereits im Weltraum eingesetzt.

Heute werden Formgedächtnislegierungen in der Raumfahrt zur Trennung von Verbindungen eingesetzt. Üblich ist es, zum Transport benötigte Verbindungen durch Sprengbolzen zu lösen, die einerseits in manchen Fällen nicht ausgelöst werden konnten und andererseits zu Schwingungen oder Bewegungen im Orbit geführt haben, die durch Düsen korrigiert werden mussten. Das Lösen solcher Verbindungen durch Formgedächtnislegierungen, die im kalten Zustand eine feste Verbindung herstellen,

geschieht durch die Aufheizung des Bauteils mit einem Heizdraht. Insbesondere die Zuverlässigkeit von Formgedächtnislegierungen spricht für eine solche Anwendung [3]. Weiterhin befinden sich Formgedächtnislegierungen im Hubble Teleskop zur Ver- und Entriegelung im Einsatz [2].

3.5. Realisierung eines Gelenks

In BILD 3 ist eine konstruktive Gestaltungsmöglichkeit eines Gelenks zur Verkippung von Solargeneratoren beruhend auf der Formänderungsarbeit eines Werkstoffes angedeutet. Die einzelnen Kassetten der Solargeneratoren sind gelenkig gegeneinander gelagert. Durch die Längenänderung beispielsweise eines Linearmotors entsteht ein Kippwinkel, der bei festen Längen der eingebauten Umlenkungen nicht möglich wäre. Durch eine entsprechend große bauliche Gestaltung bzw. große Längenänderung des Anschlussstücks kann man Winkel ausreichender Größe erzielen.

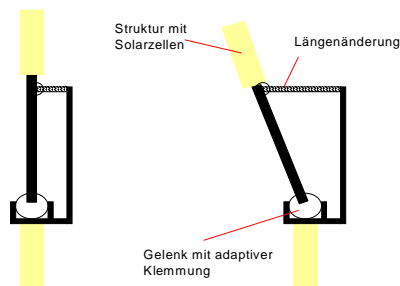


BILD 3. Im Bild ist eine konstruktive Gestaltungsmöglichkeit eines Gelenks zur Verkippung von Solargeneratoren angedeutet. Die einzelnen Kassetten der Solargeneratoren werden durch die Längenänderung beispielsweise eines Linearmotors zueinander verkippt.

Die mögliche Gesamtkonstruktion schwenkbarer Solargeneratoren ist im BILD 4 dargestellt. Solargenerator werden üblicherweise aus mehreren miteinander verbundenen Kassetten hergestellt. Statt einer festen Verbindung zwischen den Kassettenelementen kann man dort mehrere Gelenke anbringen, die noch zusätzliche Redundanz bei Ausfall bieten. Allerdings ist die Ausfallwahrscheinlichkeit bei Gelenken aus adaptiven Strukturen deutlich niedriger als bei üblichen Gelenken an der Basis der Solargeneratoren, da die Anzahl der möglichen Stellzyklen beruhend auf Umwandlungen des Werkstoffs hoch ist. Die konstruktive Gestaltung eines Gelenks, wie es in BILD 3 gezeigt ist, ist sowohl mit elektrostriktiven, magnetostriktiven Werkstoffen und Formgedächtnislegierungen möglich. Will man Formgedächtnislegierungen verwenden, so erscheinen Schraubenfedern mit einer möglichen Längenänderung bei 200% der Bauteillänge sinnvoll. Ein großer Vorteil von Formgedächtnislegierungen liegt darin, dass sie bereits im Weltraum angewendet wurden. Will man ein Gelenk durch elektro- oder magnetostriktive Werkstoffe

realisieren, so erscheint in beiden Fällen ein Linearmotor als sinnvoll, bei denen der erreichbare Stellweg prinzipiell unbegrenzt ist.

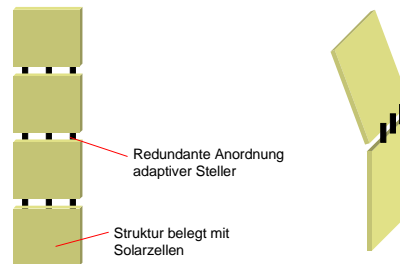


BILD 4. Aufbau der Solargeneratoren aus Kassetten. Die Kassetten werden mit redundanten adaptiven Gelenken gegeneinander verkippt.

Allen Werkstoffen gemein ist die hohe Zuverlässigkeit der elementaren physikalischen Effekte, die zu einer deutlich längeren Einsatzdauer führen können. Der Vorteil adaptiver Werkstoffe liegt in der Möglichkeit, einem festen Werkstoff im nachhinein eine gewünschte Verformung aufzuprägen. Diese Verformung kann auch Biegung sein, so dass es prinzipiell möglich ist, einen Werkstoff mit Solarzellen zu belegen und zum Schwenk der Generatoren, die tragende Struktur zu verformen. Dies ist jedoch heute noch nicht realisierbar. Die von der Bauteillänge abhängige Biegeverformung beträgt im günstigsten Fall einige Prozent. Geht man von 4% aus, so lässt sich durch Biegung ein Winkel von 2,3° erreichen. Womöglich werden in Zukunft weitere Fortschritte in der Größe der Formänderung eine solche Bauweise erlauben.

4. MODELLBILDUNG

Zur Simulation des Satelliten mit einem zweiachsigen Solargenerator zur Drallregelung müssen insbesondere die Drallaufladung des Systems und die verfügbare Leistung modelliert werden. In diesem Abschnitt werden die notwendigen Bestandteile des Simulationsmodells erläutert und einige charakteristische Eigenschaften aufgezeigt.

4.1. Das Satellitenmodell

Zur Lageregelung des erdorientierten Nanosatelliten wird sollen Drallräder verwendet werden. Für einen erdorientierten Satelliten mit Bias-Momentum-Wheels [4] gilt folgende lineare Bewegungsdifferentialgleichung im LVLH - System:

$$\begin{aligned} I_x \cdot \ddot{\varphi} + \varphi \cdot n \cdot h_n + \dot{\psi} \cdot h_n - n \cdot I_{wz} \cdot \dot{\omega}_{wz} + I_{wx} \cdot \dot{\omega}_{wx} &= T_x \\ (2) \quad I_y \cdot \ddot{\vartheta} &+ I_{wy} \cdot \dot{\omega}_{wy} = T_y \\ I_z \cdot \ddot{\psi} + \psi \cdot n \cdot h_n - \dot{\varphi} \cdot h_n + n \cdot I_{wx} \cdot \dot{\omega}_{wx} + I_{wz} \cdot \dot{\omega}_{wz} &= T_z \end{aligned}$$

Dabei φ , θ , ψ die Lagewinkel des Satelliten sind, n ist die Bahnfrequenz und h_n der Radrall um die Nickachse, ω_w die Winkelgeschwindigkeit der Drallräder

und T die äußeren Stör- und Stellmomente.

Man erkennt, dass die Bewegung um die Nickachse entkoppelt von der Roll-/Gierbewegung ist. Durch Zerlegung der Roll-/Gierbewegung in ein Modalsystem, erhält man aus der gekoppelten Dynamik vierter Ordnung zwei entkoppelte Systeme zweiter Ordnung. Das erste System beschreibt die Dynamik des Satelliten, das zweite die Dynamik durch die Bewegung des Satelliten um die Erde. Beide Bewegungen sind in ihrer Bandbreite klar separiert, so dass es zur Untersuchung der Entladung der Drallräder reicht, die Dynamik der Räder alleine zu betrachten. Dabei kompensieren die Drallräder alle äußeren Störungen perfekt (ideale Drallregelung). Für die üblichen Genauigkeitsforderungen sind diese Annahmen gerechtfertigt. Die Dynamik des Satelliten reduziert sich auf die Dynamik „frei im Orbit fliegender Drallräder“ [5]:

$$(3) \quad \begin{aligned} \dot{H}_x &= \dot{H}_x^0 + n \cdot H_z^0 = T_x^0 \\ \dot{H}_y &= \dot{H}_y^0 = T_y^0 \\ \dot{H}_z &= \dot{H}_z^0 - n \cdot H_x^0 = T_z^0 \end{aligned}$$

H ist der Drall auf dem Drallrad der entsprechenden Achse und T sind die äußeren Stör- und Stellmomente (Schwerkraftgradient durch Solargeneratorbewegung).

Die Drallgleichung (3) ist linear und die Bewegung um die Nickachse ist entkoppelt von der Roll-/Gierachse. Die Bewegung um die Nickachse lässt sich durch ein einfach integrierendes System beschreiben, bei dem konstante äußere Störmomente zu konstanter Beschleunigung des Drallrades führen. Die Bewegung um die Roll-/Gierachse ist durch die Ausrichtung des Satelliten auf die Erde gekoppelt. Dynamisch gesehen handelt es sich um einen ungedämpften Schwinger mit der Resonanzfrequenz gleich der Erdumlauf Frequenz. Äußere Störmomente mit Umlauffrequenz führen zu einer angefachten sinusförmigen Schwingung der Drallräder.

Die Beschleunigung der Räder um die Nickachse sowie die angefachte Sinusschwingung im Roll-/Giersystem muss durch eine geeignete Drallregelung gedämpft werden.

4.2. Die äußeren Störmomente

Als äußere Störmomente sind das Schwerkraftgradienten-, das Solardruck- und das magnetische Moment zu nennen, deren charakteristische Eigenschaften im Folgenden erläutert werden. Das aerodynamische Moment ist für die angenommene Konfiguration ab einer Bahnhöhe von 1000 km um ein bis zwei Größenordnungen kleiner als die anderen Momente und wird daher in der weiteren Betrachtung vernachlässigt.

4.2.1. Das Schwerkraftgradientenmoment

Aus [6] erhält man folgende allgemeine Beschreibung des Schwerkraftgradientenmoments:

$$(4) \quad T_{GG} = \frac{3 \cdot \mu}{r^3} \cdot (r_e \times [I \cdot r_e]) \quad \text{mit} \quad \frac{\mu}{r^3} = n^2$$

Dabei ist I der Trägheitstensor des Satelliten, r_e der Einheitsvektor der vom Satelliten von der Erde weg zeigt und n die Bahnfrequenz. Das Schwerkraftgradientenmoment wird also wesentlich durch den Trägheitstensor des Satelliten und dessen Ausrichtung im LVLH – System geprägt.

Für die angenommen perfekte Lageregelung der Strecke entstehen Schwerkraftgradientenmomente nur durch die Änderung des Trägheitstensors. Diese werden durch die Bewegung der Solargeneratoren erzeugt. Gleichung (4) lässt sich also bei idealer Lageregelung vereinfachen zu:

$$(5) \quad T_{GG} = \frac{3 \cdot \mu}{r^3} \cdot \begin{pmatrix} I_{yz} \\ -I_{xz} \\ 0 \end{pmatrix}$$

Der Trägheitstensor des Satelliten setzt sich aus einem konstanten und zwei veränderlichen Anteilen im LVLH – System zusammen. Der konstante Anteil stellt den Körper dar, die veränderlichen Anteile repräsentieren die beiden Solargeneratoren. Der Trägheitstensor der Gesamtkonfiguration lässt berechnet sich zu:

$$(6) \quad I = K + 2 \cdot R' \cdot J \cdot R + S$$

Dabei ist K der Trägheitstensor des Körpers, J der Trägheitstensor der Solargeneratoren und S ein Anteil durch die translatorische Verschiebung des Trägheitstensors der Solargeneratoren aus seinem Schwerzentrum in das des Satelliten. Die Transformation lässt sich nach dem Satz von Steiner durchführen [1]. R ist eine Transformationsmatrix, welche die Drehbewegung der Solargeneratoren entsprechend dem gewählten Schwenkmechanismus repräsentiert.

Berechnet man die Nebendiagonalelemente I_{yz} und I_{xy} aus Gleichung (6), so entsteht eine nichtlineare Darstellung des Trägheitstensors in Abhängigkeit vom benötigten Solargeneratorwinkel. Wie man erkennt, wird durch das Schwerkraftgradientenmoment kein Moment um die Gierachse erzeugt:

$$(7) \quad \begin{aligned} I_{xz} &= \frac{1}{2} \cdot \sin(2p) \cdot (A + B + C + D) - k_{xz} \\ A &= -2 \cdot j_x \\ B &= (1 - \cos(2r)) \cdot j_y \\ C &= (1 + \cos(2r)) \cdot j_z \\ D &= (1 - \cos(2r)) \cdot d^2 \cdot m \\ I_{yz} &= \cos(p) \cdot \sin(2r) \cdot (j_y - j_z + d^2 \cdot m) - k_{yz} \end{aligned}$$

Dabei sind p und r der Nick- und Rollwinkel der Solargeneratoren, und j die Trägheitsmomente der Solargeneratoren und k die des Satellitenkörpers.

Das Schwerkraftgradientenmoment kann aus der Kenntnis der Bewegung des Satelliten um die Erde und der Bewegung der Sonne im LVLH - System aus (5) und (7) berechnet werden. Dies gilt für sowohl für das aus der Ausrichtung des Solargenerators resultierenden Moments als auch für das zur Regelung erzeugten Moments.

Der Verlauf der Drallaufladung durch das Schwerkraftgradientenmoment ist in Abhängigkeit von der

Größe der Trägheitsmomente des Satelliten in BILD 5 dargestellt. Es wurden verschiedene Größen für das Trägheitsmoment angenommen. Die Drallaufladung für die gewählten Momente sind über der Bahnhöhe aufgetragen. Die Drallaufladung wurde jeweils für ein Jahr gerechnet.

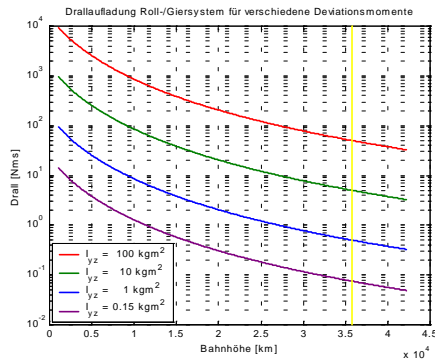


BILD 5. Drallaufladung durch das Schwerkraftgradientenmoment in Abhängigkeit von der Größe der Deviationsmomente des Trägheitstensors.

Bei dem vorgeschlagenen Schwenkmechanismus treten für die gewählten Satellitenkonfiguration Trägheitsmomente in der Größenordnung von 1 kgm^2 (entspricht dem Hauptträgheitsmoment eines Solargenerators, 10% des Hauptträgheitsmoments des Satelliten) auf. Es ist zu erkennen, dass dabei eine Drallaufladung pro Jahr von bis zu 1000 Nms auftreten kann. Für die Entladung des Dralls benötigt man mit einem Triebwerk, welches mit 10 mN und einem Hebel von 1 m betrieben werden kann, ca. 200 h Betriebszeit des Triebwerks pro Jahr. Das Schwerkraftgradientenmoment führt also zu nicht vernachlässigbarer Aufladung der Drallräder des Satelliten, selbst auf geostationären Bahnen würde bei einem Deviationsmoment von 100 kgm^2 noch ein Drall von 80 Nms in die Räder geladen werden.

4.2.2. Das Solardruckmoment

Das Solardruckmoment lässt sich aus folgender Gleichung abschätzen:

$$(8) \quad T_{SP} = 2 \cdot p \cdot A \cdot \begin{pmatrix} \Delta_y^{cog} \cdot \cos(n \cdot t) \\ \sqrt{\Delta_x^{cog^2} + \Delta_z^{cog^2}} \cdot \sin(n \cdot t) \\ \Delta_y^{cog} \cdot \sin(n \cdot t) \end{pmatrix}$$

Dabei sind p der Solardruck, der konstant für erdorientierte Satelliten ist, A die Fläche eines Solargenerators und Δ die Abweichung des geometrischen Zentrums zum Schwerzentrum des Satelliten. Die Größe des Solardruckmoments bei einer Differenz zwischen Schwerpunkt und geometrischem Zentrum im Bereich von einigen Millimetern beträgt zwischen 10^{-7} und 10^{-6} Nm. Das Solardruckmoment ist wie in BILD 6 konstant für eine Satellitenkonfiguration über der Bahnhöhe

Die Aufladung des Dralls durch das Solardruckmoment beträgt ca. 5 Nms pro Jahr. Damit kommt das Solardruckmoment erst ab einer Bahnhöhe von etwa 25.000 km zum tragen.

Durch die Simulation der Bewegung der Sonne bezüglich des LVLH - Systems, ist die notwendige Solargeneratorbewegung bekannt. Aus dieser und der Annahme einer Abweichung von Schwerzentrum und geometrischem Zentrum lässt sich das Moment durch den Solardruck während der Simulation berechnen.

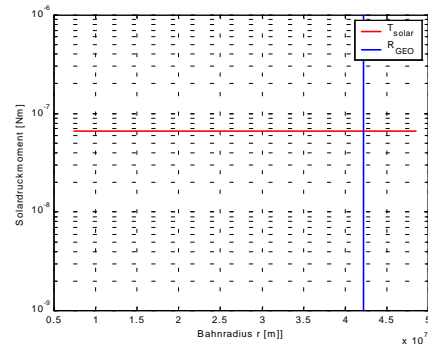


BILD 6. Das Solardruckmoment über der Bahnhöhe.

4.2.3. Moment durch magnetische Induktion

Weiterhin wird ein Störmoment aus der Interaktion der Restmagnetisierung des Satelliten und dem Erdmagnetfeld erzeugt. Ein vereinfachtes Modell ist im Folgenden dargestellt:

$$(9) \quad T_{MM} = m \times b^0 = \begin{pmatrix} 2m_y \sin \eta \sin i + m_z \cos i \\ m_z \cos \eta \sin i - 2m_x \sin \eta \sin i \\ -m_x \cos i - m_y \cos \eta \sin i \end{pmatrix} \cdot |g_1^0| \cdot \left(\frac{r_e}{r}\right)^3$$

Dabei sind i die Inklination, η der Bahnwinkel vom aufsteigenden Knoten der Bahn und m die Größe des Magnetfeldes. Das magnetische Moment ist abhängig von der Position des Satelliten auf der Bahn und variiert mit dem Umlauf. Im Roll-/Giersystem wird ein konstanter und ein mit Bahnfrequenz schwingender Anteil erzeugt. Im Nicksystem sieht es ebenso aus. Die Amplitude des magnetischen Moments wächst mit wachsender Inklination.

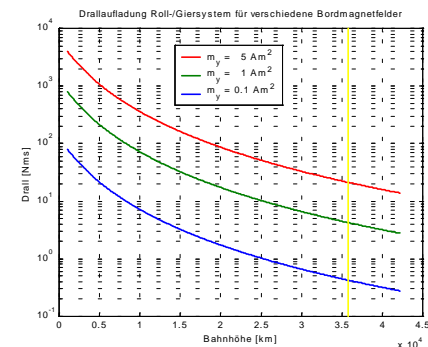


BILD 7. Drallaufladung des Satelliten über ein Jahr für verschiedene Größen der Restmagnetisierung des Satelliten.

Im BILD 7 ist wiederum die Drallaufladung des Satelliten über ein Jahr für verschiedene Größen der Restmagnetisierung des Satelliten aufgezeichnet. Es ist zu erkennen, dass das magnetische Moment in der Größenordnung des Schwerkraftgradientenmoments liegt.

In der Simulation wird ein erweitertes Modell für das

Magnetfeld der Erde aus dem Potential des Internationalen geomagnetischen Referenzfeldes aus [7] verwendet. Das Moment berechnet sich dann aus der Kenntnis der Bahnelemente und einer Annahme über einen Magnetfeldvektor des Satelliten.

Zusammenfassend kann man sagen, dass das Schwerkraftgradienten- und das magnetische Moment auf niedrigen Bahnen deutlich die Aufladung der Drallräder bestimmen.

4.3. Bahnmodell und Sonnenbewegung

Zur Berechnung der Satellitenbewegung und der Position relativ zur Sonne sowie der Position des Satelliten bezüglich des Erdmagnetfeldes wird ein Bahnmodell für Kreisbahnen benötigt. Da Bahnstörungen nicht modelliert werden, kann zur Simulation der Bahn ein einfacher Integrator für den Bahnwinkel verwendet werden. Durch Vorgabe der restlichen Bahnelemente ist die Bahn vollständig definiert [8].

Die Simulation der Sonnenbewegung erfolgt in einem erdfesten System [8]. Aus der Vorgabe der Jahreszeit zum Startpunkt der Simulation lässt sich die Position der Sonne eindeutig festlegen. Die Position der Sonne wird in das Koordinatensystem des Satelliten transformiert, wobei der Knotenwinkel der Bahn, die Inklination und der Bahnwinkel des Satelliten benötigt werden [7]. Aus der Position der Sonne im LVLH errechnet man die Stellung der Solargeneratoren aus Gleichung (1).

5. DRALLREGELUNG

Zum Entwurf des Reglers betrachtet man einige wesentliche Eigenschaften des unregulierten Satelliten. Bei Satelliten mit dem zweiachsigen Schwenkmechanismus entsteht eine Schwingung des Schwerkraftgradientenmoments um die Rollachse. Die Amplitude der Schwingung wird durch die Größe des Rollwinkels der Solargeneratoren bestimmt, die Frequenz entspricht der Bahnfrequenz. Der benötigte Rollwinkel wächst mit der Größe des Winkels der Bahn zur Ekliptik (s. BILD 2). Die Schwingung bestimmt in erster Linie den Aufbau des Dralls beim Satelliten (s. Gleichung (3)). Der Regler muss also im Wesentlichen die Schwingung im Roll-/Giersystem dämpfen.

Die Aufladung des Dralls um die Nickachse des Satelliten wird vorwiegend vom Magnetfeld der Erde und den entsprechenden Trägheitsmomenten der Gesamtkonfiguration hervorgerufen, wobei die Größe der Dralländerung im Nicksystem geringer als im Roll-/Giersystem ist.

Zur Regelung des Satelliten wird ein Regler verwendet, der soweit notwendig ein maximales Moment zur Entladung des Dralls erzeugt und damit optimal in Bezug auf die benötigte Zeit zur Erreichung des Regelzieles ist [9]. Für eine lineare Strecke, wie sie durch die „freifliegenden Drallräder“ aus Gleichung (3) charakterisiert wird, ist ein Regler, der zeitoptimal sein Regelziel erreicht, immer ein sogenannter Bang-Bang-Regler. Durch Erzeugung eines maximalen Stellmoments erzielt man die maximal mögliche

Entladung des Drallsystems in gegebener Zeit. Die benötigte Zeit wird dabei durch das zur Verfügung stehende maximale Stellmoment bestimmt. Durch die Kenntnis des Trägheitstensors der Konfiguration kann man den notwendigen Solargeneratorwinkel berechnen, mit dem man das gewünschte Stellmoment erzeugt.

Zum Entwurf des optimalen Reglers verwendet man die Optimalsteuerungstheorie. Dabei entwirft man zuerst eine bezüglich des zu wählenden Gütekriteriums optimale Steuerung, die man dann durch entsprechende Analyse in einen Regler überführen kann. Die Optimalsteuerungstheorie für lineare Strecken ist hinreichend bekannt und eine optimale Steuerung kann nach Standardverfahren berechnet werden [10]. Als Ergebnis für die optimale Steuerung erhält man für die in (3) gegebene Strecke zu:

$$(10) \quad u = -M \cdot \operatorname{sgn}\left(\frac{1}{I_x^w} \cdot \psi_1(t)\right)$$

Dabei ist u das zur Regelung zu erzeugende Schwerkraftgradientenmoment um die Rollachse, M das maximal erzeugbare Moment und ψ die Lösung der adjungierten Differentialgleichung des Problems [10]:

$$(11) \quad \psi_1 = A \cdot \sin(nt + \alpha)$$

Setzt man (11) in (10) ein, so erkennt man den Bang-Bang-Charakter der Steuerung. Die unbestimmten Koeffizienten in (11) berechnet man aus den Anfangsbedingungen der Differentialgleichung der Strecke. Die optimale Steuerung, die sich so ergibt, wirkt immer mit maximalem Moment gegen den Drall auf dem Rad im Rollsystem. Einen entsprechenden Regler erhält man, indem man die momentane Radgeschwindigkeit misst und das maximale Moment mit umgekehrtem Vorzeichen zur Radwinkelgeschwindigkeit erzeugt.

Ein Regler, der nur maximale Stellmomente erzeugt, wird bei Erreichen seines Regelzieles zu sogenanntem „Chattering“ führen. Das Regelziel wird nie erreicht, jeweils beim Nulldurchgang wird das Vorzeichen des Stellmoments gewechselt, der Regler schwingt um sein Regelziel. Im vorliegenden Fall kann man auf das Erreichen des Regelzieles verzichten, wenn der Raddrall im Roll-/Giersystem begrenzt wird. Im Reglerentwurf gibt man eine Schwelle für den Drall vor, bei deren Überschreiten der Regler aktiviert wird. Der Regelfehler berechnet sich aus der Amplitude des Dralls. Gespeichert werden die Drallwerte der Räder zu diskreten Zeitpunkten mit einer wählbaren Zeitlänge. Wird in dieser Historie die Schwelle überschritten, so wird der Regler eingeschaltet und erst wieder abgeschaltet, wenn in der Historie keine Überschreitung mehr vorhanden ist. Durch die Wahl der Länge der Historie lässt sich das Reglerverhalten einstellen. Je länger die Historie gewählt wird, desto stärker wird der Regler bis zur Abschaltung den Drall vermindern. In der Schattenphase wird immer geregelt, soweit eine Schwelle überschritten ist, die durch das mögliche Chattering festgelegt wird.

Der gewählte Regler ist optimal bezüglich der Regelzeit, um ein vorgegebenes Ziel zu erreichen. Damit kann man erwarten, dass auch die Leistungsausbeute optimal ist.

6. SIMULATIONSERGEBNISSE

Mit dem beschriebenen Modell und Regler werden Simulationen durchgeführt, um die erreichbare Leistung des Reglers zu demonstrieren.

Simuliert werden Kreisbahnen, wobei drei Bahnelemente variiert werden, um die Aussage bezüglich der zu erzielenden Reglerleistung zu verallgemeinern. Die erzielte Reglergüte wird durch die mittlere Leistung der Solargeneratoren in Prozent der maximal möglichen Leistung charakterisiert, da bei allen erzielten Ergebnissen der Raddrall begrenzt wird. Folgende Bahnelemente werden variiert: die Bahnhöhe, die Inklination der Bahn und die Rektaszension des aufsteigenden Knotens. Es werden drei Bahnhöhen von 1000, 5000 und 10.000 km zur Simulation verwendet. Auf allen Bahnhöhen wird die Inklination zwischen 0° für äquatoriale Bahnen und 90° für polare Bahnen in Schritten von 20° variiert. Die Rektaszension des aufsteigenden Knotens variiert in Schritten von 45° von 0° bis 315° . Die Variation der Inklination und der Rektaszension charakterisieren die erzielbare Leistung zweiachsig schwenkbarer Solargeneratoren für eine bestimmte Höhe. Zur weiteren Verallgemeinerung werden die angegebenen drei verschiedene Bahnhöhen gewählt.

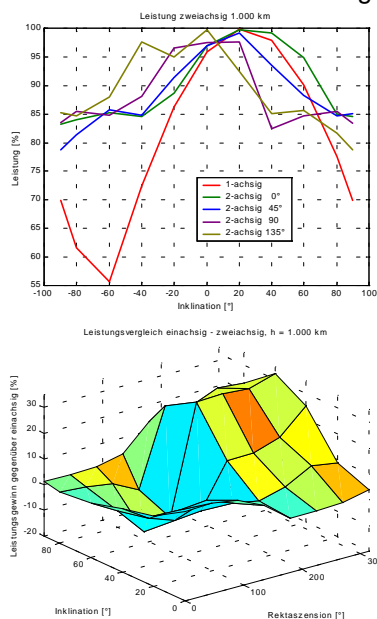


BILD 8. Bahnhöhe 1000 km. Oberes Bild: Darstellung der erzeugten Solargeneratorleistung in Prozent vom maximal möglichen. Als Referenz ist die auf allen Bahnen erzielbare Leistung eines einachsigen Solargenerators eingetragen (negative Inklination bedeutet Rektaszension + 180°). Unteres Bild: Leistungsdifferenz in Prozent zwischen einachsigem und zweiachsigem Mechanismus.

In BILD 8 ist das Ergebnis für eine Bahnhöhe von

1000 km dargestellt. Als Referenz der erreichten Leistung ist die erzielbare Leistung mit einem einachsigen Schwenkmechanismus eingetragen. Eingezeichnet sind im BILD 8 verschiedene Werte der Inklination, wobei die jeweilige Rektaszension in der Legende angegeben ist. Für negative Inklination gilt die jeweils um 180° verschobene Rektaszension: 45° wird zu 225° Rektaszension. Im unteren BILD 8 ist die Leistungsdifferenz zum einachsigen Mechanismus aufgetragen.

Man erkennt, dass der maximale Leistungsgewinn gegenüber einem einachsigen Mechanismus bei etwa 30% liegt, der insbesondere bei hoher Inklination erzielt wird. Allerdings muss man auch sehen, dass zur Drallregelung ein Leistungsverlust in Kauf genommen werden muss, der bei maximal 15% liegt. Dieser Leistungsverlust ist bei mittlerer Inklination und geringer Abweichung der Bahnebene aus der Ekliptik festzustellen, da hier ein größeres magnetische Moment durch die höhere Inklination erzeugt wird. Im Bereich niedriger Inklination muss man eine Leistungseinbuße eingehen, die nur einige Prozent beträgt und sich dafür die Drallregelung erkauft. Für verschiedene Rektaszension variiert die erzielbare Leistung, da sich die Lage der Erdumlaufbahn zur Ekliptik und zur Sonne verändert. Damit ändert sich auch die Dauer der Schattenphasen.

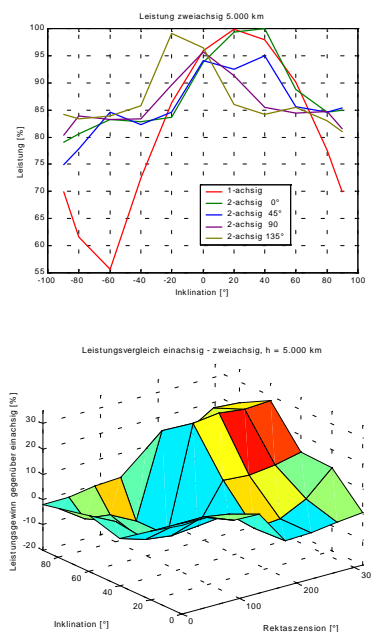


BILD 9. Bahnhöhe 5000 km. Oberes Bild: Darstellung der erzeugten Solargeneratorleistung in Prozent vom maximal möglichen. Als Referenz ist die auf allen Bahnen erzielbare Leistung eines einachsigen Solargenerators eingetragen (negative Inklination bedeutet Rektaszension + 180°). Unteres Bild: Leistungsdifferenz in Prozent zwischen einachsigem und zweiachsigem Mechanismus.

In BILD 9 ist das Ergebnis für eine Bahnhöhe von 5000 km dargestellt. Das Ergebnis ist vergleichbar zu dem Ergebnis für eine Bahnhöhe von 1000 km.

Allerdings ist zu erkennen, dass sich der Leistungsgewinn und Leistungseinbuße insgesamt etwas verringert haben. Weiterhin gilt, dass für geringe Inklination der Bahn nur kleine Leistungseinbußen von einigen Prozent für die Drallregelung in Kauf genommen werden müssen.

In BILD 10 sind die Ergebnisse der Leistungsbeurteilung eines zweiachsigen Mechanismus der Solargeneratoren mit Drallregelung auf einer Bahnhöhe von 10.000 km dargestellt. Die Ergebnisse sind sehr ähnlich denen auf einer Bahnhöhe von 5000 km. Gegenüber einer Bahnhöhe von 5000 km ist jedoch der Bereich geringfügigen Leistungsverlusts etwas ausgedehnt. Für eine Inklination zwischen 0 und 50° bei verschiedener Rektaszension lässt sich die Drallregelung bei geringem Leistungsverlust durch den zweiachsigen Mechanismus mit erledigen. Der maximale Leistungsverlust gegenüber dem einachsigen Mechanismus beträgt nur noch 10%.

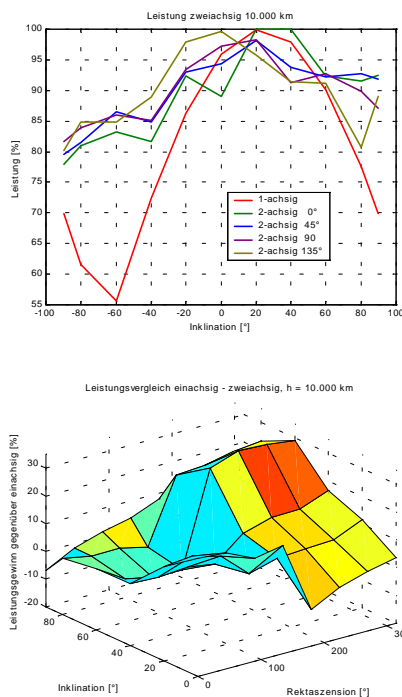


BILD 10. Bahnhöhe 10000 km. Oberes Bild: Darstellung der erzeugten Solargeneratorleistung in Prozent vom maximal möglichen. Als Referenz ist die auf allen Bahnen erzielbare Leistung eines einachsigen Solargenerators eingetragen (negative Inklination bedeutet Rektaszension + 180°). Unteres Bild: Leistungsdifferenz in Prozent zwischen einachsigem und zweiachsigem Mechanismus.

In BILD 11 ist die Drallregelung für einige Erdumläufe aufgetragen. Es wurde eine Bahnhöhe von 1000 km gewählt und eine Inklination von 60°. Die Rektaszension beträgt 0°. Wie zu erkennen ist, hält die Drallregelung den Drall im Roll-/Giersystem konstant. Als maximal zulässige Abweichung vom Nominaldrall (s. 5) wurden 15 Nms gewählt. Dieser Drall wird nicht überschritten. Im Nicksystem beträgt die Schwelle zur Drallregelung 5 Nms vom Nominal-

drall (hier -10 Nms). Das Ergebnis der Regelung ist repräsentativ für alle Bahnen.

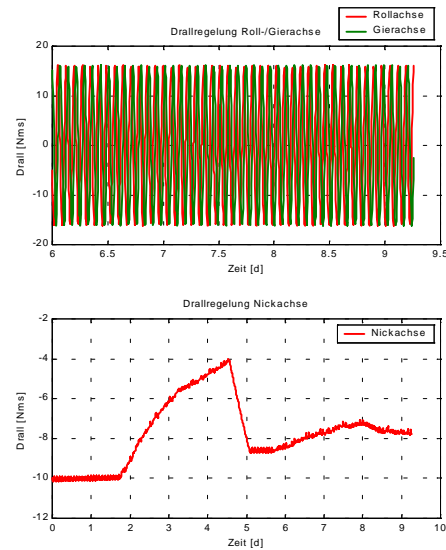


BILD 11. Im Bild ist das Ergebnis der Drallregelung zu sehen. Die Drallregelung hält den Drall im Roll-/Giersystem konstant um die Voreinstellung von 15 Nms. Im Nicksystem wird der Drall erst ab einer Abweichung um 5 Nms vom Nominaldrall zurückgesetzt. Das Ergebnis der Regelung ist repräsentativ für alle Bahnen.

Zusammenfassend kann man sagen, dass auf den hier verwendeten Bahnhöhen die Drallregelung abhängig von den gewünschten Bahnelementen gute Ergebnisse erzielt. Für eine geringfügige Zahl von Bahnelementen muss man deutliche Verluste bis zu 15% gegenüber dem einachsigen Mechanismus in Kauf nehmen. Bei den höheren Bahnhöhen ist insgesamt die Leistungsausbeute besser, da hier eine geringfügige Abnahme der Schattenphase einer deutlichen Abnahme der Amplitude der Störmomente gegenübersteht.

7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Im vorliegenden Artikel wurde die Realisierung eines zweiachsigen Schwenkmechanismus für Solargeneratoren vorgestellt, der es gegenüber einachsigen Solargeneratoren ermöglicht, eine höherer Leistung zu erzielen und den Drall des durch Drallräder lagerregulierten Satelliten zu entladen. Die Drallentladung erfolgt dabei mittels Erzeugung eines Schwerkraftgradientenmoments. Insbesondere erreicht man eine deutliche bauliche Vereinfachung des Satelliten, indem auf ein redundantes System von Düsen oder Magnetspulen verzichtet werden kann.

Die Realisierung des zweiachsigen Gelenks erfolgt mit adaptiven Strukturen. Zur Konstruktion des Gelenks können entweder Schraubenfedern aus Formgedächtnislegierungen oder Linearantriebe aus magneto- oder elektrostriktiven Materialien verwendet werden, wobei der bisherige Aufbau der Solargeneratoren weitestgehend beibehalten werden kann.

Der Leistungsgewinn und die erzielte Regelungsgüte

durch einen solchen zweiachsigen Schwenkmechanismus wurden demonstriert. Mit zweiachsig schwenkbaren Solargeneratoren, die zur Drallregelung eingesetzt werden, muss zwar auf die maximal mögliche Leistungsausbeute verzichtet werden, gegenüber einachsig schwenkbaren Solargeneratoren erzielt man aber für eine große Zahl von Bahnelementen eine deutlich bessere Leistung. Die Leistungen der Drallregelung wurde für eine ausreichende Zahl von LEO – Kreisbahnen demonstriert.

Die durch den Schwenkmechanismus erzielbare Leistung lässt sich durch die Berücksichtigung der Restmagnetisierung des Körpers gezielt beeinflussen. Durch eine geeignete Anordnung der elektrischen Geräte lässt sich die Drallregelung unterstützen, indem das Magnetfeld der Geräte durch geschickte Anordnung dieser gezielt ausgerichtet wird. Durch die Bewegung der Solargeneratoren zur Drallregelung und die dafür erforderlich Frequenz der Bewegung koppelt man diese mit der Lageregelung des Satelliten. Durch die zur Drallregelung benötigte Kenntnis des Trägheitstensors kann der Einfluss auf den Lageregler kompensiert werden.

Die vorgelegten Untersuchungen sind auf die Klasse der Kreisbahnen beschränkt. In weiteren Arbeiten soll der Regler auf elliptischen Bahnen eingesetzt werden, da der Satellit im Perigäum einer elliptischen Bahn oftmals keine speziellen Missionsaufgaben zu erfüllen hat. Oftmals ist das Perigäum der Bahn so gewählt, das der Satellit hier durch den Erdschatten tritt. Somit kann auf die volle Leistung verzichtet werden und die Drallregelung dort eingesetzt werden, wo das Schwerkraftgradientenmoment am größten ist.

Zweiachsige Solargeneratoren, die auch zur Drallentladung genutzt werden, stellen sehr wohl ein interessantes Anwendungsgebiet bei Nanosatelliten dar. Aufgrund des geringen Gewichts und der geringen Maße müssen bei diesen Satelliten systemtechnisch neue Ansätze gefunden werden, um die vorhandenen Hardwareressourcen mehrfach nutzen und damit den geringen Raum optimal zu nutzen. Hierzu wurde in dem vorliegenden Artikel ein Beitrag geliefert. Schließlich gewinnt man durch das Studium der äußeren Störmomente und deren Zusammenhänge mit der Umlaufbahn Einsichten, die zur gezielten Verbesserung der Genauigkeit einer Lageregelung mittels Drallrädern verwendet werden können. Durch eine auf einen Beobachter gestützte Schätzung der Störmomente, können diese in einer Vorsteuerung direkt kompensiert werden [11].

8. LITERATUR

- [1] Hering, Martin, Stohrer, Physik für Ingenieure, 3. Auflage, VDI-Verlag, Düsseldorf 1989.
- [2] D.J. Jendritza, Technischer Einsatz Neuer Aktoren, Expert Verlag, Renningen 1995.
- [3] Neumann, Bausteine „intelligenter Technik“ von morgen, Funktionswerkstoffe in der Adaptronik, Wissenschaftliche Buchgesellschaft, Darmstadt 1995.
- [4] Marshall H. Kaplan, Modern Spacecraft Dynamics & Control, John Wiley & Sons, New York 1976.
- [5] Bals, Fichter, Surauer, Optimization of Magnetic Attitude and Angular Momentum Control for Low Earth Orbit Satellites, 3rd ESA Conf. on GNC, ESTEC, Noordwijk, 1996.
- [6] James R. Wertz, Spacecraft Attitude Determination and Control, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht 1978.
- [7] O. Chatillon, Satelliten Lageregelung mittels Erdmagnetfeld und Schwerkraftgradienten, Diplomarbeit, Universität Stuttgart, 1996.
- [8] J. E. Prussing, B. A. Conway, Orbital Mechanics, Oxford University Press, New York, 1993.
- [9] O. Föllinger, Optimale Regelung und Steuerung, 3. Auflage, Oldenbourg Verlag, München, 1994.
- [10] M. Papageorgiou, Optimierung, 2. Auflage, Oldenbourg Verlag, München, 1996.
- [11] Bjørgan, Bøe, et. al., Solar Pressure Disturbance Torque Estimation, DaimlerChrysler Forschung, Technischer Bericht, 1998.