



(19)
Bundesrepublik Deutschland
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) **DE 603 01 117 T2** 2006.06.08

(12)

Übersetzung der europäischen Patentschrift

(97) **EP 1 428 754 B1**

(51) Int Cl.⁸: **B64G 1/28** (2006.01)

(21) Deutsches Aktenzeichen: **603 01 117.9**

(96) Europäisches Aktenzeichen: **03 028 384.0**

(96) Europäischer Anmeldetag: **11.12.2003**

(97) Erstveröffentlichung durch das EPA: **16.06.2004**

(97) Veröffentlichungstag

der Patenterteilung beim EPA: **27.07.2005**

(47) Veröffentlichungstag im Patentblatt: **08.06.2006**

(30) Unionspriorität:

318867 13.12.2002 US

(84) Benannte Vertragsstaaten:

DE, FR, GB

(73) Patentinhaber:

The Boeing Co., Chicago, Ill., US

(72) Erfinder:

**Wang, Hanching Grant, Hacienda Heights, US;
Fowell, Richard A., Rolling Hills Estates, US; Ih,
Che-Hang C., Rancho Palos verdes, US**

(74) Vertreter:

Witte, Weller & Partner, 70178 Stuttgart

(54) Bezeichnung: **Methode und Vorrichtung für dynamischen Ausgleich mit Reaktionsrädern während einer länger dauernden Entfaltung eines grossen Reflektors**

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99 (1) Europäisches Patentübereinkommen).

Die Übersetzung ist gemäß Artikel II § 3 Abs. 1 IntPatÜG 1991 vom Patentinhaber eingereicht worden. Sie wurde vom Deutschen Patent- und Markenamt inhaltlich nicht geprüft.

Beschreibung**HINTERGRUND DER ERFINDUNG****1. Gebiet der Erfindung**

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft Systeme und Verfahren zum Steuern von Weltraumfahrzeugen, und insbesondere ein System und ein Verfahren zum Steuern des Weltraumfahrzeugs, während ein großes Zubehörteil, wie beispielsweise ein Reflektor, entfaltet wird.

2. Beschreibung des betroffenen Standes der Technik

[0002] Satellitensysteme enthalten typischerweise Zubehör, das während des Starts verstaut ist und etwas danach entfaltet wird. Typischerweise gehören zu diesem Zubehör Solarflügel (mit Solarzellen und den Trägerstrukturen), passive und/oder aktive Sensoren und Antennen, die für Satelliten-zu-Boden- oder Satelliten-zu-Satelliten-Kommunikation verwendet werden.

[0003] Ein typisches Ziel während des Entfaltens des Satellitenzubehörs besteht darin, den dynamischen Zustand des Weltraumfahrzeugs nahe an einer Drehung um eine Achse aufrecht zu erhalten, die bezüglich des Rumpfs bzw. Körpers als auch im Trägheitsraum feststeht. Eine Rotationsachse, die sowohl bezüglich des Weltraumfahrzeugs als auch dem Trägheitsraum fest ist, impliziert, dass die Richtung des Satellitenwinkelgeschwindigkeitsvektors im Satelliten fest ist. Dies ist ein idealisierter Zustand und das Entfalten wird so ausgelegt, dass der Weltraumfahrzeugzustand innerhalb akzeptabler Grenzen dieses Zustands gehalten wird.

[0004] Ein Zweck dieses Ziels besteht darin, die Sonne nahe an der gewünschten Richtung für den Rumpf für Solarenergie oder aus thermischen Steuerungsgründen zu halten. Ein anderes Ziel besteht darin, die Symmetrieachse der ringförmigen Telemetrie und Befehlsantenne nahe an einer bekannten Richtung im Raum zu halten. Die Drehung selbst hilft in großem Maße, den Aufbau eines Impulses auf Grund von Umgebungsdrehmomenten auszumitteln und zu gewährleisten, dass jegliche Blockade der Sichtlinie der Telemetrie und Befehlsantenne durch Weltraumfahrzeugstrukturen bedingt durch Drehung verhindert wird. Solches Zubehör muss ebenfalls in einer Weise entfaltet werden, dass es nicht beschädigt wird und dass die Langzeitstabilität des Satelliten nicht nachteilig beeinflusst wird.

[0005] Da die Trägheit jedes der Zubehörteile typischerweise viel kleiner ist als die des Satelliten selbst, reicht das Lagesteuerungssystem des Host-Satelliten glücklicherweise aus, um die Stabilität des Satelliten während und/oder nach dem Entfalten zu gewährleisten.

[0006] Eine Anzahl von Solararray-Entfaltungstechniken wurde entwickelt. Eine erste Technik benutzt nur die Designvariablen der Satelliten-Spingschwindigkeit und die Trägheitsausrichtung des Spinvektors im Raum, und die Nord und Süd-Solararrays des Weltraumfahrzeugs werden wiederum ohne jegliche andere Lagesteuerung entfaltet. Eine zweite Technik steuert die erste Entfaltung zeitlich mit Bezug auf die Sonnenrotationsphase, und die zweite Entfaltung bezüglich der ersten, um die Designeinschränkungen zu erfüllen. Eine dritte Technik initiiert eine Nutation durch einen Triebwerksimpuls oder ein Impulsradmanöver vor der Freigabe des ersten Solararrays, was so zeitlich geplant ist, dass die Einschränkungen der Entfaltung während der Entfaltungsreihenfolge eingehalten werden. Eine vierte Technik benutzt einen inneren Impulsradimpuls, um die dynamischen Bewegungen während der Entfaltung zu ändern, um eine günstige Wirkung zu erhalten. Dies umfasst die Verwendung eines inneren Impulsradimpulses, der längs der Spinachse ("super spin") vorgehalten wird, um das wirksame Trägheitsverhältnis $\sigma_{\text{eff}} > 1$ zu machen und damit das Weltraumfahrzeug während der Entfaltung passiv stabil zu machen. Eine fünfte Technik verwendet eine aktive Impulsradsteuerung während der Entfaltung, um unerwünschte Weltraumfahrzeug-Rumpfgeschwindigkeiten dämpfen zu helfen. Andere Entfaltungstechniken haben ähnliche Verfahren verwendet selbst für die Entfaltung von asymmetrischen Antennen, die 49 Fuß in der Maximalabmessung messen, und über lang dauernde Entfaltungen, die mehrere Stunden dauern.

[0007] Bei all diesen Techniken sind die Wirkungen des Impulsaufbaus auf Grund von Umgebungsdrehmomenten (einschließlich Solardrehmomenten, thermischen Emissionsdrehmomenten, atmosphärischen Widerstandsdrehmomenten und Hochfrequenz(HF)-Emissionsdrehmomenten) klein genug, so dass die Wirkung auf die Satellitenlage akzeptabel klein und deshalb vernachlässigbar ist. Unter bestimmten Umständen kann jedoch die Wirkung der Umgebungsdrehmomente und des Impulses des entfalteten Zubehörs nicht durch das Lagesteuerungssystem des Satelliten ausgeglichen werden. Dies kann beispielsweise der Fall sein, wenn das

Satellitenzubehör eine große Antenne ist.

[0008] Satelliten werden schon seit langem eingesetzt, um Information mit terrestrisch gestützten Bodenstationen auszutauschen. Kommunikationssysteme wurden auch entwickelt, um eine weltweite Kommunikation mit mobilen Empfängern zu ermöglichen, allerdings haben solche Designs begrenzten Erfolg gehabt. Einer der Gründe für diesen begrenzten Erfolg besteht darin, dass es schwierig ist, einen leichtgewichtigen mobilen Empfänger zu entwerfen, der mit der Satellitenkonstellation kommunizieren kann, selbst mit einer Konstellation in einer mittleren oder niederen Erdumlaufbahn.

[0009] Eine Lösung für dieses Problem besteht darin, einen oder mehrere der Satelliten mit einer oder mehreren koempfindlichen Sende/Empfangsantennen auszurüsten. Das Problem bei dieser Lösung besteht darin, dass eine hohe Empfindlichkeit über eine weite Strahlbreite bereitgestellt werden muss, so dass die Antennen ziemlich groß sind. Dies wirft bezüglich drei Aspekten Schwierigkeiten auf. Zunächst haben die größeren Antennen größere Trägheitsmomente als die kleineren bisher bekannten Antennen, die zuvor diskutiert wurden, so dass noch strengere Anforderungen bezüglich des Designs des Satellitensteuerungssystems gefordert sind, einschließlich der Sensoren (beispielsweise Stern- und Sonnensensoren, Kreisel und Beschleunigungsmesser), Lagesteuerungstriebwerke und der Algorithmen, die von dem Steuerungssystem implementiert sind. Da zweitens die größere Antenne ausgelegt sein muss, um innerhalb des Speicherraums des Startfahrzeugs, das den Satelliten abgibt, hineinzupassen, sind die Strukturen bezüglich dessen Entfaltung komplexer als jene von kleineren Zubehöerteilen. Beispielsweise wird eine große faltbare Antenne im Allgemeinen mehr Gelenke und mehr strukturelle Elemente als eine kleinere bekannte Antenne haben, und jedes dieser strukturellen Elemente muss während der Entfaltung ausklappbar sein. Das Beschreiben der Dynamik der Entfaltung solcher Antennen kann eine entmutigende Aufgabe sein und es für den Satellitendesigner schwierig machen, zu gewährleisten, dass eine solche Entfaltung nicht die Satellitenstabilität beeinträchtigt.

[0010] Es ist ebenfalls wünschenswert, die Entfaltung über eine ausgedehnte Zeitperiode auszuführen, um ein Verwickeln des Netzes zu vermeiden und um die thermische Bedingung der Fachwerkstellen auszugleichen. Wenn dies so ausgeführt wird, erfährt der Satellit und das entfaltete Zubehöerteil eine Vielzahl von Stördrehmomenten (einschließlich des Sonnendrehmoments), die den Entfaltungsvorgang weiter verkomplizieren. Es ist natürlich möglich, das Lagesteuerungssystem einfach zu entwerfen, um eine schnelle Entfaltung des Zubehörs (beispielsweise durch Triebwerksdrehmomente) zu ermöglichen, aber eine solche Lösung würde ein Satellitensteuerungssystem erfordern, das weit robuster sein müsste als es zu jedem Zeitpunkt nach der Entfaltung des Zubehörs erforderlich wäre und damit das Gewicht und die Kosten des Satelliten erhöht. Ebenso erhöht die Verwendung von Triebwerken während der Entfaltung die Möglichkeit, dass das Zubehör während der Entfaltung beschädigt wird.

[0011] Solardrehmomenttechniken, die Satellitenzubehöerteile verwenden, wurden bei sich im Betrieb nicht drehenden Satelliten mit relativ konstanten Masseneigenschaften angewendet. Beispielsweise sind solche Techniken offenbart in "Survey of Solar Sailing Configurations for Satellite Attitude Control", AAS 91-486, von George A. Kyroudis. US-Patent Nr. 5,816,540, erteilt für Murphy, US-Patent Nr. 4,949,922, erteilt für Rosen, und US-Patent Nr. 4,325,124 offenbaren ebenfalls ein Oszillieren von einem oder mehreren der Solararrays, um ein Solardrehmoment anzuwenden (eine Technik, die manchmal als "Solartacking" bekannt ist). Während sie nützlich sind, werden solche Techniken als alleine anwendbar betrachtet, bei sich im Betrieb nicht drehenden Satelliten mit relativ konstanten Masseneigenschaften (beispielsweise nicht während der Entfaltung eines großen Zubehöerteils). Ferner sind solche Techniken hinsichtlich der Anwendung beschränkt, da die Manipulation der Solararrays eine nachteilige Wirkung auf die Fähigkeit der Solararrays haben, für den Satellitenbetrieb Energie zu erzeugen.

[0012] Querimpulse wurden verwendet, um Kreuzprodukt-Kreiseldrehmomente in einem anderen Zusammenhang zu erzeugen, nämlich um externen Boostmotor-Drehmomenten entgegenzuwirken. Diese Technik ist in US-Patent Nr. 6,032,903 offenbart. Diese Technik verlässt sich jedoch auf eine Kombination aus Kreiseldrehmoment und Triebwerksdrehmoment und es ist wie zuvor beschrieben nicht gewünscht, Triebwerksdrehmomente der Zubehörentfaltung zu benutzen. Ferner ist diese Technik typischerweise geeignet für unterschiedliche und viel größere Stördrehmomente.

[0013] Managementsysteme für magnetische Drehmomentimpulse wurden ebenfalls verwendet. Solche Techniken nutzen einen kleinen Versatz der kardanischen Aufhängung in einem kardanisch aufgehängten Impulsrad, so dass, wenn der Satellitenkörper sich über 24 Stunden um 360 Grad dreht, die Spitze des Querwinkelimpulses über den Tag in großem Maße minimiert wird. Diese Technik ist jedoch nicht allgemein auf das Problem der Entfaltung eines großen Zubehöerteils anwendbar, wo der dynamische Zustand als eine Drehung

rechtwinklig zu der Neigungsachse erwartet wird, mit einer Drehgeschwindigkeit, die typischerweise um eine Größenordnung größer ist.

[0014] Was benötigt wird, ist ein System und ein Verfahren zum Steuern eines Satelliten, während ein Zubehör mit einem großen Trägheitsmoment entfaltet wird. Was ebenfalls benötigt wird, ist, dass das Verfahren ausreichend robust ist, um eine Entfaltungsreihe zu entwerfen, ohne ein detailliertes Modell der Trägheit des Zubehörs als Funktion der Zeit während der Entfaltungsreihe zu benötigen. Die vorliegende Erfindung erfüllt dieses Bedürfnis.

ZUSAMMENFASSUNG DER ERFINDUNG

[0015] Um die zuvor beschriebenen Anforderungen zu erfüllen, offenbart die vorliegende Erfindung ein Verfahren, eine Vorrichtung zum Steuern einer Lage eines Weltraumfahrzeugs, während ein Zubehör von dem Weltraumfahrzeug entfaltet wird. Die vorliegende Erfindung initialisiert den Querimpuls rechtwinklig zu den Umgebungsdrehmomenten, die während der Zubehörentfaltung auftreten, um durch ein Kreuzprodukt-Kreisel-drehmoment dem entgegenzuwirken. Das Verfahren umfasst die Schritte Bestimmen einer Richtung und eines Impulsbetrags, der über eine Vielzahl von Impulsrädern dem Weltraumfahrzeug hinzugefügt werden soll, Speichern des Impulses in zumindest einem der Impulsräder, um den Impuls in der vorbestimmten Richtung und in dem festgelegten Betrag bereitzustellen, und Entfalten des Zubehörs, während die Lage des Weltraumfahrzeugs zumindest teilweise durch Ausrichten der Solarflügel gesteuert wird, um unterschiedliche Solardrehmomente auf das Weltraumfahrzeug anzuwenden.

[0016] Die vorliegende Erfindung wendet zwei Elemente an (direkte Sonnensteuerung und Kreisel-drehmoment auf Grund eines inneren Impulses, der rechtwinklig zu der Weltraumfahrzeug-Drehgeschwindigkeit ist), um den Wirkungen der Umgebungsdrehmomente beim Entfalten entgegenzuwirken. Anders als im Stand der Technik erkennt die vorliegende Erfindung und nimmt Vorteil an der Tatsache, dass die Nutzlast während der Entfaltung des Satelliten und des Zubehörs inaktiv ist. Dies reduziert den Energieverbrauch und die Wärmeabfuhr des Satelliten und erlaubt eine größere Flexibilität bezüglich der Manipulation der Solararrays (da es ein geringeres Bedürfnis gibt, die Flächen der Solararrays auf die Sonne gerichtet zu halten, und da die Wärmeradiatoren in der verstaute Position verbleiben und eine größere Solararray-Bewegung ohne Interferenz ermöglichen).

KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNGEN

[0017] Es wird nun auf die Zeichnungen Bezug genommen, in denen ähnliche Bezugszeichen durchweg entsprechende Teile bezeichnen:

[0018] [Fig. 1A](#) und [Fig. 1B](#) sind Diagramme, die einen Drei-Achsenstabilisierten Satelliten darstellen;

[0019] [Fig. 2A](#) ist ein Blockdiagramm, das ein Satellitensteuerungssystem darstellt;

[0020] [Fig. 3](#) ist ein Blockdiagramm einer Ausführungsform des Weltraumfahrzeug-Zubehör-Steuerungssystems;

[0021] [Fig. 4A–Fig. 4C](#) sind Diagramme, die das Entfalten eines Weltraumfahrzeugzubehörs darstellen;

[0022] [Fig. 5](#) ist ein Flussdiagramm, das beispielhafte Verfahrensschritte zeigt, die zur Ausführung einer Ausführungsform der Erfindung benutzt werden;

[0023] [Fig. 6](#) ist ein Flussdiagramm, das beispielhafte Verfahrensschritte darstellt, die zur Berechnung der Größe und der Richtung des Impulses verwendet werden, der dem Weltraumfahrzeug vor dem Entfalten des Zubehörs zugefügt wird;

[0024] [Fig. 7](#) ist ein Flussdiagramm, das weiter die Berechnung des Impulses darstellt, der vor dem Entfalten des Zubehörs dem Weltraumfahrzeug zugefügt wird;

[0025] [Fig. 8](#) ist ein Diagramm, das erläuternde Verfahrensschritte darstellt, die verwendet werden können, um die Lage des Weltraumfahrzeugs zu steuern und/oder um einen Impuls dem Weltraumfahrzeug hinzuzufügen oder abzuziehen; und

[0026] [Fig. 9A](#) und [Fig. 9B](#) sind Diagramme, die Techniken zur Anwendung eines Differential-Sonnendrehmoments auf das Weltraumfahrzeug zeigen.

DETAILLIERTE BESCHREIBUNG DER BEVORZUGTEN AUSFÜHRUNGSFORMEN

[0027] In der nachfolgenden Beschreibung wird Bezug genommen auf die begleitenden Zeichnungen, die Teil der Beschreibung bilden und in denen bildlich mehrere Ausführungsformen der vorliegenden Erfindung gezeigt sind. Es versteht sich, dass andere Ausführungsformen verwendet werden können oder strukturelle Änderungen ausgeführt werden können, ohne den Rahmen der vorliegenden Erfindung zu verlassen.

[0028] [Fig. 1A](#) und [Fig. 1B](#) zeigen einen dreiaachsenstabilisierten Satelliten oder Weltraumfahrzeug **100**. [Fig. 1A](#) zeigt ein Zubehör **114** in einer entfalteten Position, während [Fig. 1B](#) das Zubehör **114** in einer verstauten Position zeigt. Der Satellit **100** besitzt einen Hauptkörper bzw. Rumpf **102**, ein Paar von Solarflügeln oder Tafeln **104N** und **104S**. Der Satellit **100** kann auch eine Anzahl von Instrumenten und Sensoren aufweisen, wie beispielsweise ein oder mehrere Antennen **106** mit schmaler Strahlungskeule und hoher Verstärkung, eine Telemetrie und Befehls-Rundstrahlantenne, die auf eine Steuerungsbodenstation gerichtet ist, ein an einem Ausleger angebrachtes Magnetometer oder ein optischer Abbilder, der auf verschiedene Bodenziele gerichtet ist.

[0029] Der Satellit **100** kann auch ein oder mehrere Sensoren **100** umfassen, um die Lage des Satelliten **100** zu messen. Diese Sensoren können Sonnensensoren, Erdsensoren und Sternsensoren umfassen. Der Satellit **100** umfasst ebenfalls ein oder mehrere Lagesteuerungstriebwerke **112**, um den Satelliten **100** mit einem Rotationsdrehmoment zu beaufschlagen. Der Satellit umfasst einen Antennenreflektor **114A** und einen Ausleger **114B** mit einem zugeordneten Entfaltungsmechanismus und Ansteuerungskomponenten, wie beispielsweise eine Kombination aus Motoren, Federn und Dämpfungsmechanismen. Zusammen werden diese Elemente nachfolgend alternativ als Zubehör **114** bezeichnet.

[0030] Die drei Achsen des Weltraumfahrzeugs **100** sind in [Fig. 1B](#) gezeigt. Die Nickachse Y liegt längs der Ebene der Solartafel **104N** und **104S**. Die Rollachse X und die Gierachse Z sind rechtwinklig zu der Nickachse Y und liegen in den gezeigten Richtungen und Ebenen.

[0031] [Fig. 2](#) ist ein Diagramm, das die funktionale Architektur eines repräsentativen Lagesteuerungssystems darstellt. Die Steuerung des Weltraumfahrzeugs wird von einem Computer oder einem Weltraumfahrzeugsteuerungsprozessor (SCP) **202** bereitgestellt. Der SCP führt eine Anzahl von Funktionen aus, die Nach-Auswurf-Ablaufsteuerung, die Übergangsumlaufbahnverarbeitung, die Erfassungssteuerung, die Lagehaltungssteuerung, die Normalmodussteuerung, die Mechanismussteuerung, Fehlerschutz und Weltraumfahrzeugsystemunterstützung. Die Nach-Auswurf-Ablaufsteuerung könnte eine Initialisierung umfassen in den Steigungsmodus und eine Triebwerksaktivnutationssteuerung (TANC). Die Übergangsumlaufbahnverarbeitung könnte eine Lagedatenverarbeitung, eine Triebwerkimpulszündung, erdnahe Unterstützungsmanöver und eine Triebwerkszündung des Flüssigapogeemotors (LAM) umfassen. Die Erfassungssteuerung könnte eine Leerlaufmodusablaufsteuerung umfassen, eine Sonnensuch/Erfassung und eine Erdsuch/Erfassung. Die Lageerhaltungssteuerung könnte eine Automodusablaufsteuerung, eine Kreiselkalibrierung, eine Lagehaltungs-/Lagesteuerung und einen Übergang zum Normalmodus umfassen. Die Normalmodussteuerung könnte eine Lage-schätzung, eine Lage- und Solargruppenausrichtung, eine Impulsvorspannungssteuerung, eine magnetische Drehmomentbeaufschlagung und Triebwerkimpulsdämpfung (H-Dämpfung) umfassen. Die Mechanismusmodussteuerung könnte eine Solartafelsteuerung und eine Reflektorpositionierungssteuerung umfassen. Die Weltraumfahrzeugsteuerungssystemunterstützung könnte eine Nachführungs- und Befehlsverarbeitung, ein Batterielademanagement und eine Druckwandlerverarbeitung umfassen.

[0032] Eine Eingabe in den Weltraumfahrzeugsteuerungsprozessor **202** kann von einer Kombination einer Anzahl von Weltraumfahrzeugkomponenten und Untersystemen kommen, wie beispielsweise einem Übergangsumlaufbahnsonnensensor **204**, einem Erfassungssonnensensor **206**, einer Trägheitsreferenzeinheit **208**, einem Übergangsumlaufbahnerdsensor **210**, einem Betriebsumlaufbahnerdsensor **212**, einem Normalmodusweitwinkelsonnensensor **214**, einem Magnetometer **216** und einem oder mehreren Sternsensoren **218**. Die Bodenbefehle werden ebenfalls in den Weltraumfahrzeugsteuerungsprozessor eingegeben. Diese Befehle bestimmen die Steuerungsfunktionen des Prozessors und die Abtastmuster für einige Instrumente und Sensoren.

[0033] Das SCP **202** erzeugt Steuerungssignalf Befehle **220**, die direkt zu einer Befehlsdecodereinheit **222** gerichtet werden. Die Befehlsdecode-Einheit betreibt die Lastabschaltung und die Batterieladesysteme **224**. Die Befehlsdecodereinheit sendet ebenfalls Signale an die Magnetdrehmomentsteuerungseinheit (MTCU) **226** und

die Drehmomentspule **228**.

[0034] Das SCP **202** sendet ebenfalls Steuerungsbefehle **230** an die Triebwerksventilansteuerungseinheit **232**, die ihrerseits das Flüssigapogeemotor(LAM)triebwerk **234** und die Lagesteuerungstriebwerke **236** steuert.

[0035] Allgemein kann das Weltraumfahrzeug **100** Triebwerke, Impuls/Reaktionsräder oder eine Kombination davon verwenden, um die Weltraumfahrzeug **100** Lagesteuerung auszuführen.

[0036] Schwungraddrehmomentbefehle **262** werden von dem SCP **202** erzeugt und werden der Schwungradgeschwindigkeitselektronik **238** und **240** übermittelt. Dies beeinflusst Änderungen der Schwungradgeschwindigkeiten für Schwungräder in den Impuls/Reaktionsradanordnungen **242** bzw. **244**. Die Geschwindigkeit der Schwungräder wird ebenfalls gemessen und dem SCP **202** zurückgeführt durch das Rückkopplungssteuerungssignal **264**.

[0037] Wenn Impulsradanordnungen verwendet werden, sendet der Weltraumfahrzeugsteuerungsprozessor ebenfalls Schraubwindenansteuerungssignale **266** an die Impulsradanordnungen **242** und **244**. Diese Signale steuern den Betrieb der Schraubwinden individuell und damit den Betrag der Neigung bzw. Verkipfung der Impulsräder. Die Position der Schraubwinden wird dann über das Befehlssignal **268** an den Weltraumfahrzeugsteuerungsprozessor zurückgeführt. Die Signale **268** werden ebenfalls an die Telemetrikodiereinheit **258** gesendet und wiederum zu der Bodenstation **260**. Das Weltraumfahrzeug umfasst typischerweise vier Reaktionsräder, die angeordnet sind, um die Anwendung von Drehmomenten in jede Richtung zu ermöglichen und um ein Reservedrehmomentrad zu ermöglichen, jedoch sind unterschiedliche Anzahlen von Impulsrädern und Impulsräder anderen Designs verwendbar. Aus Vereinfachungsgründen werden diese Räder nachfolgend als Impulsräder, Reaktionsräder oder Drehmomenträder bezeichnet.

[0038] Bei einigen Satelliten steuert der Weltraumfahrzeugsteuerungsprozessor **202** ebenfalls die Abtastbewegungen verschiedener Sensoren und Instrumente. Die Abtastsynchronisierung und die Muster **276**, die von dem SCP **202** erzeugt werden, werden den Abtastmotoransteuerungen **278** zugeführt.

[0039] Das SCP **202** liefert ebenfalls Befehle an die Solarflügelansteuerungen **246**, **248**, die die Solarflügel **104N** bzw. **104S** manipulieren. Die Solarflügel **104N** und **104S** können um die X-Achse und um die Y-Achse manipuliert werden, wie in Fig. 1 gezeigt. Das SCP **202** kann ebenfalls die Reflektorpositionierungsmechanismen (RPMs) **250** und **252** schrittbewegen, um die Antennenausrichtung einzustellen. Module **250** und **252** stellen die Mechanismuspositionen der TM-Kodiereinheit **258** bereit.

[0040] Das SCP **202** sendet ebenfalls Befehlssignale **254** an die Telemetrikodiereinheit **258**, die ihrerseits Rückkopplungssignale **256** an das SCP **202** sendet. Diese Rückkopplungsschleife, wie mit anderen Rückkopplungsschleifen bei der SCP **202** zuvor beschrieben, unterstützt die Gesamtsteuerung des Weltraumfahrzeugs. Das SCP **202** kommuniziert mit der Telemetrikodiereinheit **258**, die Signale von verschiedenen Weltraumfahrzeugkomponenten und Untersystemen empfängt, die die aktuellen Betriebsbedingungen anzeigen, und leitet sie dann an die Bodenstation **260** weiter.

[0041] Das SCP **202** kann umfassen oder aufweisen Zugriff auf Speicher **270**, wie der Speicher mit wahlfreiem Zugriff (RAM). Allgemein arbeitet das SCP **202** unter der Steuerung eines Betriebssystems **272**, das im Speicher **270** gespeichert ist, und an anderen Systemkomponenten angeschlossen ist, um Eingaben zu akzeptieren und Ausgangssignale einschließlich Befehle zu erzeugen. Anwendungen, die auf dem SCP **202** ablaufen, greifen auf Daten zu, die im Speicher **270** gespeichert sind, und manipulieren sie. Das Weltraumfahrzeug **100** kann auch eine externe Kommunikationsvorrichtung aufweisen, wie beispielsweise eine Satellitenverbindung zur Kommunikation mit anderen Computern, beispielsweise einer Bodenstation. Falls notwendig, können Operationsbefehle für neue Anwendungen von Bodenstationen aufwärts geladen werden.

[0042] In einer Ausführungsform sind Befehle, die das Betriebssystem **272** implementieren, Anwendungsprogramme und andere Module körperlich in einem computerlesbaren Medium verkörpert, beispielsweise einer Datenspeichervorrichtung, die ein RAM, EEPROM oder andere Speichervorrichtungen umfassen könnte. Ferner enthalten das Betriebssystem **272** und das Computerprogramm Instruktionen bzw. Befehle, die, wenn sie von dem SCP **202** gelesen und ausgeführt werden, den Weltraumfahrzeugprozessor **202** veranlassen, die zur Implementierung und/oder Benutzung der vorliegenden Erfindung erforderlichen Schritte auszuführen. Das Computerprogramm und/oder Betriebsbefehle können ebenfalls im Speicher **270** und/oder Datenkommunikationsvorrichtungen (beispielsweise andere Vorrichtungen im Weltraumfahrzeug **100** oder am Boden) greifbar

verkörpert sein, wodurch sie ein Computerprogrammprodukt oder einen Herstellungsartikel entsprechend der Erfindung machen. Die Begriffe „Programmspeichervorrichtung“, „Herstellungsartikel“ und „Computerprogrammprodukt“ als solche wie sie hier verwendet werden, sollen ein Computerprogramm umfassen, das von einer computerlesbaren Vorrichtung oder Medium auslesbar ist.

[0043] [Fig. 3](#) ist ein Blockdiagramm einer Ausführungsform eines Weltraumfahrzeugzubehörsteuerungssystems **300**. Das Weltraumfahrzeugzubehörsteuerungssystem **300** umfasst ein Entfaltungsmodul (DM) **302**. Das DM **302** kann mit getrennten elektronischen Schaltungen implementiert sein, durch den SCP **202** (wie in [Fig. 2](#) gezeigt), oder durch einen separaten Prozessor, der für die nachfolgend beschriebenen Funktionen bestimmt ist.

[0044] Die Lagesteuerungssensoren **310**, die beispielhaft Daten von Kreisel- und Beschleunigungsmessern in der Trägheitsreferenzeinheit **208**, Betriebserdumlaufbahnsensoren **210**, Normalmodusweitwinkelsonnensensor(en) **214**, Magnetometer **216**, Sternsensoren **218** und/oder Telemetriedaten umfassen können), stellt dem Lagesteuerungsmodul **312** Information bereit, um die Lage des Weltraumfahrzeugs **100** unter normalen (nicht entfalteten) Bedingungen zu steuern. Die Lagesteuerungssensoren **310** liefern ebenfalls solche Messungen an das Entfaltungsmodul (DM) **302**. Das DM **302** liefert Befehle an den Entfaltungsmechanismus **304**, die Solarflügelantriebe **246**, **248** und die Lagesteuerungsaktuatoren **306** (die beispielhaft die ACS Triebwerk(e) **236** und die zugehörigen Triebwerkansteuerungseinheiten **232**, und die Impuls- oder Reaktionsradanordnung **242**, **244** und zugehörige Module umfassen). Solche Befehle führen zu einer Weltraumfahrzeug **100** Bewegung, die durch die Weltraumfahrzeugdynamik **308** dargestellt wird.

[0045] [Fig. 4A–Fig. 4C](#) sind ein Diagramm, das eine Darstellung des Weltraumfahrzeugs **100** während der Entfaltung des Zubehörs **114** zeigt. In einer Ausführungsform werden die dargestellten Schritte in einer Sonnenhaltephase der Satellitenentfaltung ausgeführt, nachdem die Sonne erfasst und durch einen der Sonnensensoren **206** oder **204** verfolgt wird.

[0046] [Fig. 4](#) ist ein Diagramm des Weltraumfahrzeugs **100** während der Entfaltung des Auslegers **114B**. Wenn das Weltraumfahrzeug in die Sonnenhaltephase gelangt, ist die Sichtlinie (der X-Z-Ebene) des Sonnensensors in Richtung der Sonne **402** gerichtet. In der dargestellten Ausführungsform ist die Sichtlinie des Sonnensensors **206** in der X-Z-Ebene, 49 Grad weg von der +X-Achse und 41 Grad weg von der –Z-Achse.

[0047] [Fig. 4B](#) ist eine Darstellung des Weltraumfahrzeugs **100**, nachdem der Ausleger **114B** entfaltet ist (in einer Ausführungsform ist der Gesamtentfaltungswinkel 210 Grad). Nachdem der Ausleger entfaltet ist, liefert das Lagesteuerungssystem Befehle an die Impulsräder, um die Vorentfaltungslage des Weltraumfahrzeugs **100** wieder einzunehmen. Das Weltraumfahrzeug **100** wird dann neu orientiert in die gewünschte Lage für die Entfaltung des Reflektors wie in [Fig. 4C](#) gezeigt. Diese Lage wird gewählt, um die Reflektor **100A** Temperatur zu optimieren und eine Sonnenabschattung der Reflektorelemente zu verhindern, während die Sonne **402** im Sichtfeld des Sonnensensors gehalten wird. In einer Ausführungsform ist die Sonne 6 Grad weg von der –Z-Achse und in Richtung der +Y-Achse.

[0048] Das Reflektorbündel wird dann gelöst, um es zur vollen Größe bringen zu können. Nach diesem Öffnen wird der Reflektor durch passende Befehle vom Boden oder vom Weltraumfahrzeug selbst entfaltet, indem Schrittmotoren oder andere Vorrichtungen verwendet werden.

WELTRAUMFAHRZEUGSTEUERUNG WÄHREND ZUBEHÖRENTFALTUNG

[0049] Wie zuvor beschrieben, ist es wünschenswert, das Weltraumfahrzeug **100** in einer spezifischen Ausrichtung während der Entfaltung des Auslegers **114B** und/oder Reflektors **114A** zu halten. Die Umgebungsdrehmomente sowie die Entfaltung des Auslegers **114B** und Reflektors **114A** selbst können jedoch signifikante Lagestörungen verursachen. Solche Störungen können kompensiert werden durch (1) Benutzung von Kreisel-drehmomenten, indem die Impulsräder **244** und **242** benutzt werden, (2) Ausrichtung der Solarflügel **104**, um das Weltraumfahrzeug mit einem Differential-Drehmoment zu beaufschlagen, oder (3) durch Verwendung beider Techniken. Diese Techniken werden nachfolgend beschrieben.

[0050] Eine dynamische Gleichung für die Entfaltung des Zubehörs **114** ist

$$T_{og} + T_{sp} + \Delta T_{st} = \frac{d}{dt} (I\omega + H) + \omega \times (I\omega + H) \quad \text{Gleichung (1)}$$

wobei T_{og} und T_{sp} die Umgebungsdrehmomente (Entgasung bzw. nominaler Sonnendruck), ΔT_{st} das gesteu-

te Solartacking-Drehmoment (weiter unten diskutiert) ist, I die Gesamtträgheit des Weltraumfahrzeugs ist (typischerweise ausgedrückt in einer Matrix wie in Gleichung (2) unten), ω die Weltraumfahrzeugumpfspingeschwindigkeit (typischerweise ausgedrückt als ein Vektor) ist, und H den Impuls in den Reaktionsrädern **244** und **242** darstellt (ebenfalls typischerweise ausgedrückt als Vektor).

[0051] Wie zuvor diskutiert, verläuft die Spinachse des Weltraumfahrzeugs **100** typischerweise entlang der Sonnenlinie (die Linie vom Weltraumfahrzeug **100** zur Sonne **402**). Typischerweise ist jedoch die Spinachse des Weltraumfahrzeugs nicht eine Hauptachse, und das Weltraumfahrzeug **100** ist deshalb nicht passiv stabil.

[0052] Ein gewünschter Betrag und Richtung von H wird berechnet, um die Umgebungsdrehmomente T_{og} und T_{sp} zu korrigieren, indem die Gleichung (1) verwendet wird. Wie zuvor beschrieben, sind bestimmte Weltraumfahrzeuge-**100**-zur-Sonne-**402**-Geometrien wünschenswert (um die thermischen und Energieanforderungen zu erfüllen). Basierend auf einer ausgewählten Weltraumfahrzeug-**100**-zu-Sonne-**402**-Geometrie wird ein vorhergesagtes Entgasungs- T_{og} und Solardrehmoment T_{sp} erzeugt. Diese vorhergesagten Werte werden benutzt, um H zu berechnen. Die Richtung von H ist rechtwinklig zu der Sonnenlinie und der Summe der Umgebungsdrehmomente T_{og} und T_{sp} .

[0053] Da das Weltraumfahrzeug **100** typischerweise nicht symmetrisch um die Sonnenlinie ist (dargestellt durch diagonal versetzte Ausdrücke in der Matrix von Gleichung (2) unten), wird das Weltraumfahrzeug flattern, wenn es um die Sonnenlinie dreht. In einer Ausführungsform wird der Impuls H auch ausgewählt, um dieses Weltraumfahrzeug-**100**-Flattern auszugleichen, so dass, wenn das Weltraumfahrzeug **100** sich dreht, dessen Dynamik ähnlich jener eines symmetrischen Objekts ist, das entlang einer Hauptachse gedreht wird.

[0054] Der Radimpuls kann in zwei Komponenten aufgelöst werden:

Den Superspin-Impuls, H_s , und den Querimpuls H_t . Der Radimpuls entlang der Spinachse ist der Superspin-Impuls H_s . H_s wird gewählt derart, dass das effektive Trägheitsverhältnis $\sigma_{eff} > 1$ ist, so dass das Weltraumfahrzeug **100** während der Entfaltung passiv stabil gemacht wird.

[0055] Es sei angenommen, dass das Weltraumfahrzeug **100** längs der Achse-3 mit dem Weltraumfahrzeugträgheitsmoment dreht:

$$\begin{bmatrix} I_{11} & 0 & 0 \\ 0 & I_{22} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} \end{bmatrix} \quad \text{Gleichung (2)}$$

und die Spingeschwindigkeit ω_s (ω_s ist die Spingeschwindigkeit des Weltraumfahrzeug längs der Spinachse 3), mit dem hinzugefügten Superspin-Radimpuls H_s , kann die äquivalente dynamische Trägheit entlang der Spinachse I_s berechnet werden durch die Gleichung (3) unten.

$$I_s = I_{33} + \frac{H_s}{\omega_s} \quad \text{Gleichung (3)}$$

[0056] Das wirksame Trägheitsverhältnis kann berechnet werden mit:

$$\sigma_{eff} = 1 + \sqrt{\left(\frac{I_s}{I_{22}} - 1\right)\left(\frac{I_s}{I_{11}} - 1\right)} \quad \text{Gleichung (4)}$$

[0057] Es sei angemerkt, dass in einem Fall, wo das Weltraumfahrzeug symmetrisch ist und sich um eine Symmetrieachse dreht,

$$I_{11} = I_{22} = I_{transverse} = I_t \quad \text{Gleichung (5)}$$

und

$$I_{33} = I_{spinline} \quad \text{Gleichung (6)}$$

[0058] Ersetzt man Gleichung (5) in Gleichung (4), ergibt sich Gleichung (7) unten.

$$\sigma_{\text{eff}} = 1 + \sqrt{\left(\frac{I_s}{I_t} - 1\right)\left(\frac{I_s}{I_t} - 1\right)} = \frac{I_s}{I_t} \quad \text{Gleichung (7)}$$

[0059] Eine weitere Ersetzung der Gleichung (3) in Gleichung (7) führt zu Gleichung (8), die eine vereinfachte Darstellung des wirksamen Trägheitsverhältnisses für den Fall eines symmetrischen Weltraumfahrzeugspins um eine Symmetrieachse darstellt.

$$\sigma_{\text{eff}} = \frac{I_{\text{spinline}} + \frac{H_s}{\omega_s}}{I_t} = \frac{I_{\text{spinline}} + \frac{\|M_{\text{spin}}\|}{\omega_s}}{I_t} \quad \text{Gleichung (8)}$$

[0060] Der Radimpuls, der in der Querebene liegt, H_t , wird verwendet, um das dynamische Ungleichgewichtsdrehmoment zu löschen und das vorher gesagte mittlere Entgasungsdrehmoment und das mittlere Solardrehmoment zu löschen, d.h.

$$T_{\text{og}} + T_{\text{sp}} - \omega \times I\omega = \omega \times H_t \quad \text{Gleichung (9)}$$

[0061] Ein Querimpuls, H_t , wird so berechnet, um dem externen Drehmoment basierend auf der Gleichung (9) zuvor entgegenzuwirken, und ein Superspin-Impuls H_s wird ausgewählt, dass die wirksamen Trägheitsverhältnisse maximiert werden und die Vielzahl von Impulsrädern **242** und **244** nicht sättigen (obgleich zwei Impulsräder in [Fig. 2](#) gezeigt sind, umfasst das Weltraumfahrzeug **100** typischerweise zumindest drei Impulsräder und aus Redundanzgründen ein zusätzliches Impulsrad).

[0062] Ein optimales Design für die Impulsraddynamikkompensation zum Entfalten des Zubehörs erfordert eine passende Wahl sowohl von H_s als auch H_t . Bei der passiven Entfaltung ist der Kegelwinkel auf Grund des restlichen Querdrehmoments (das Querdrehmoment nach Reduzierung durch den Radquerimpuls) proportional zu dem restlichen Querdrehmoment und umgekehrt proportional zu dem gesamten Weltraumfahrzeugimpuls. Dies favorisiert ein höher geschütztes H_s in der Spinachse und eine höhere Spingeschwindigkeit ω_s . Der Kegelwinkel ist ebenfalls umgekehrt proportional zu der Notationsfrequenz, die bevorzugt höhere σ_{eff} (d.h. eine geringere Spingeschwindigkeit für ein festes H_s) und favorisiert höhere ω_s . Deshalb existiert eine optimale Auswahl der Spingeschwindigkeit ω_s bei vorgegebenem zugewiesenem Superspin H_s der Impulsräder **242** und **244**. Für den speziellen Fall eines Weltraumfahrzeugs **100**, das symmetrisch mit Bezug auf die Spinachse ist, kann gezeigt werden für eine Annäherung erster Ordnung, dass die resultierende optimale Spingeschwindigkeit ω_{s_opt} und das optimale effektive Trägheitsverhältnis $\sigma_{\text{eff_opt}}$ sind.

$$\omega_{s_opt} = \frac{H_s \left(\frac{2I_{\text{spinline}}}{I_t} - 1 \right)}{2I_{\text{spinline}} \left(1 - \frac{I_{\text{spinline}}}{I_t} \right)} \quad \text{Gleichung (10)}$$

$$\sigma_{\text{eff_opt}} = \frac{1}{2 - \frac{I_t}{I_{\text{spinline}}}} \quad \text{Gleichung (11)}$$

[0063] Es sei angemerkt, dass die vorherigen optimalen Werte nur existieren, wenn $I_{\text{spinline}} < I_t < 2I_{\text{spinline}}$ ist. Für ein asymmetrisches Weltraumfahrzeug steigt der Flatterwinkel, wenn die Spingeschwindigkeit ansteigt (während σ_{eff} reduziert wird). Die optimale Spingeschwindigkeit ω_{s_opt} und das optimale effektive Trägheitsverhältnis $\sigma_{\text{eff_opt}}$ können durch einen numerischen Optimierungsalgorithmus berechnet werden.

[0064] [Fig. 5](#) ist ein Flussdiagramm, das die erläuternden Verfahrensschritte darstellt, die verwendet werden können, um die Wirkung der Zubehörentfaltungsstörungen zu reduzieren, wie zuvor beschrieben. Eine Vorhersage des Umgebungsdrehmoments, mit dem das Weltraumfahrzeug **100** während der Entfaltung des Zubehörs **114** beaufschlagt werden wird, wird berechnet, wie in Block **502** gezeigt. Dieses Umgebungsdrehmoment und andere Störungen, die durch das Entfalten des Zubehörs **114** verursacht werden, können kompensiert

werden durch Ausrichtung der Solarflügel **104**, durch Speichern eines ausreichenden Impulses in den Impulsrädern **242**, **244** oder einer Kombination beider Techniken. In einer Ausführungsform werden die Impulsräder **242**, **244** verwendet, um das Weltraumfahrzeug **100** während der Entfaltung des Zubehörs **114** zu stabilisieren, und die Solarflügel **104** werden ausgerichtet, um eine Sättigung der Impulsräder **242**, **244** zu verhindern, während dies ausgeführt wird.

[0065] Eine Richtung und ein Betrag des Impulses, der dem Weltraumfahrzeug hinzugefügt werden soll, \bar{M} , wird festgelegt, wie in Block **504** gezeigt.

[0066] [Fig. 6](#) ist ein Flussdiagramm, das beispielhafte Verfahrensschritte zeigt, die verwendet werden können, um die Richtung und den Betrag des Impulses zu bestimmen, der dem Weltraumfahrzeug \bar{M} hinzugefügt werden soll. In Blöcken **602** und **604** wird ein Vorentfaltungs-Weltraumfahrzeugimpuls \bar{M}_b und ein gewünschter Nachzubehörentfaltungsimpuls \bar{M}_a bestimmt. Impulsänderungen während der Entfaltung, \bar{M}_1 , werden bestimmt, wie in Block **606** gezeigt. Schließlich wird der gewünschte Impuls, der dem Weltraumfahrzeug **100** hinzugefügt werden soll, aus \bar{M}_a , \bar{M}_b und \bar{M}_1 entsprechenden Gleichungen (12)–(15) unten festgelegt:

$$\bar{M} = \bar{M}_a - \bar{M}_b - \bar{M}_1 \quad \text{Gleichung (12)}$$

$$\bar{M} = \bar{M}_{\text{spin}} + \bar{M}_{\text{transverse}} \quad \text{Gleichung (13)}$$

$$\bar{M}_{\text{spin}} = \bar{M} \cdot \bar{u} = H_s \quad \text{Gleichung (14)}$$

$$\bar{M}_{\text{transverse}} = \bar{M} \cdot \bar{v} = H_t \quad \text{Gleichung (15)}$$

wobei \bar{u} der Einheitsvektor der Spinachse ist (d.h. \bar{M}_{spin} ist die Projektion des gesamten Impulses in die Spinachse, oder die Impulskomponente in Richtung der Spinachse), und \bar{v} ist der Einheitsvektor der Querachse. Aus diesen Werten wird der Betrag und die Richtung des Impulses bestimmt, der dem Weltraumfahrzeug **100** hinzugefügt werden soll, wie in Block **608** gezeigt.

[0067] Der Vor-Entfaltungsweltraumfahrzeugimpuls \bar{M}_b kann aus bekannten oder gemessenen Weltraumfahrzeugparametern (beispielsweise die Rotationsträgheit) und Daten berechnet werden, die von den Lagesteuersensoren **310** und anderen Navigations- und Lagesensoren erhalten werden, wie jene, die in [Fig. 2](#) gezeigt sind. Der gewünschte Nach-Entfaltungsweltraumfahrzeugimpuls \bar{M}_a kann bestimmt werden basierend auf der gewünschten Dynamikbedingung während und nach der Entfaltung und kann berechnet werden, indem die Weltraumfahrzeug-Spingsgeschwindigkeit, Radsuperspin, Raddynamikausgleich und andere Weltraumfahrzeugparameter verwendet werden. In ähnlicher Weise kann die Impulsänderung während des Entfaltens \bar{M}_1 aus der Weltraumfahrzeuggeometrie und den Masseeigenschaften (einschließlich der Umgebungsdrehmomentquellen, wie Umgebungsmagnetfeld, atmosphärischer Widerstand, Gravitätsgradient und Strahlungsdruck), Navigationsdaten, den Entfaltungsprozeduren und vorhergesagten Weltraumfahrzeug-**100**-Reaktionen auf Befehle berechnet werden, um solche Prozeduren auszuführen.

[0068] [Fig. 7](#) ist ein Flussdiagramm, das die Berechnung des Impulses \bar{M} weiter darstellt, der dem Weltraumfahrzeug **100** vor der Entfaltung des Zubehörs **114** hinzugefügt werden soll. Wie in Gleichung (13) zuvor beschrieben, umfasst der Gesamtimpuls \bar{M} , der dem Weltraumfahrzeug hinzugefügt werden soll, einen Querimpuls H_t (der so berechnet wird, um einem externen Drehmoment basierend auf der Gleichung (9) zuvor entgegenzuwirken) und ein Superspinimpuls H_s (der ausgewählt wird, um das Weltraumfahrzeug während der Entfaltung passiv zu stabilisieren). Diese Werte werden berechnet, wie in Block **702** und **704** gezeigt. Ein Wert für die Spingsgeschwindigkeit des Weltraumfahrzeugs, ω_s , die optimal den sich ergebenden Kegelwinkel des Weltraumfahrzeugs minimiert, kann eingerichtet werden, indem die Verhältnisse verwendet werden, die in Gleichungen (10) und (11) verwendet werden.

[0069] In einer Ausführungsform wird der Vorgang des Festlegens des Betrags und der Richtung des Impulses, der dem Weltraumfahrzeug hinzugefügt werden soll, ausgeführt von dem Entfaltungsmodul **302** des SCP **202**, dieser Prozess kann jedoch in anderen Modulen des SCP **202**, in einem anderen Weltraumfahrzeugprozessor oder in einer zweckgebundenen Schaltung ausgeführt werden. Typischerweise wird der Impuls dem Weltraumfahrzeug **100** durch Addieren des Impulses auf die Impulsräder **242**, **244** hinzugefügt. Dies kann erreicht werden, indem die Impulsräder **242**, **244** hinsichtlich des Spins erhöht werden, während die ACS-Triebwerke **236** am Weltraumfahrzeug **100** arbeiten.

[0070] Zurückkommend auf [Fig. 5](#) ist nun ein Impuls gespeichert, wie in Block **506** gezeigt. Dies wird erreicht,

indem ein oder mehrere Befehle von dem DM **302** einem oder mehreren der Lagesteuerungsaktuatoren **306** bereitgestellt werden, die die Impulsräder **242** und **244** umfassen. In einer Ausführungsform ist der Impuls in den Impulsrädern **242** und **244** gespeichert. Der Betrag des Impulses, der in jedem bestimmten Rad gespeichert ist, wird festgelegt durch die Größe und Richtung von M , der Richtung und der Trägheit jedes jeweiligen Impulsrades.

[0071] Um das Weltraumfahrzeug **100** zu stabilisieren und die Speicherung des Impulses in den Impulsrädern **242** zu ermöglichen, können ausgewählte Lagesteuerungstriebwerke aktiviert werden. Da das große Drehmoment von den Lagesteuerungstriebwerken negativ die Entfaltung des Zubehörs beeinflussen kann, wird das Vergrößern des Spins des Impulsrads typischerweise ausgeführt, bevor irgendein Teil des Zubehörs entfaltet wird. Diese Notwendigkeit muss jedoch nicht der Fall sein. Bei einer beispielhaften Darstellung, die beispielsweise in [Fig. 4A–Fig. 4C](#) dargestellt ist, ist es möglich, die Lagesteuerungstriebwerke zu aktivieren, wenn das Weltraumfahrzeug den Ausleger entfaltet hat, wie in [Fig. 4A](#) und/oder [Fig. 4B](#) gezeigt, wenn das Drehmoment nicht wesentlich das Zubehör beeinflusst, bevor der Reflektor **114** entfaltet ist.

[0072] Sobald der gewünschte Betrag des Impulses in den Impulsrädern gespeichert ist, wird das Zubehör **114** entfaltet, wie in Block **510** gezeigt. Während das Zubehör **114** entfaltet wird, wird die Lage des Weltraumfahrzeugs **100** durch die Reaktionsräder gesteuert, weiter noch wird die Lage und/oder der Impuls des Weltraumfahrzeugs **100** gesteuert durch Ausrichtung der Solarflügel, um das Weltraumfahrzeug **100** mit einem Differentialsolardrehmoment zu beaufschlagen, wie in Block **508** gezeigt. Dieser Vorgang setzt sich fort, bis das Zubehör vollständig entfaltet ist, wie in Block **512** gezeigt.

[0073] [Fig. 8](#) ist ein Diagramm, das erläuternde Verfahrensschritte darstellt, die verwendet werden können, um die Lage des Weltraumfahrzeugs zu steuern und/oder Impuls dem Weltraumfahrzeug **100** hinzuzufügen oder abziehen.

[0074] Wie in Block **802** gezeigt, ist zumindest einer der Solarflügel **104** ausgerichtet, um ein Differentialdrehmoment auszuüben, um den Spinimpuls H_s entlang der Spinachse des Weltraumfahrzeugs **100** zu steuern. Dieses Drehmoment ist als Windmühlendrehmoment bekannt.

[0075] Wie in Block **804** gezeigt, ist zumindest einer der Solarflügel **104** ebenfalls ausgerichtet, um unterschiedliches Drehmoment anzuwenden, um den Querimpuls H_t zu steuern. Allgemein werden diese Operationen gleichzeitig ausgeführt, dies muss jedoch nicht der Fall sein.

[0076] [Fig. 9A](#) und [Fig. 9B](#) sind Diagramme, die Techniken zur Beaufschlagung des Weltraumfahrzeugs **100** mit einem Differentialsolardrehmoment zeigen. [Fig. 9A](#) zeigt das "Solartacking". Solartacking ist implementiert durch Drehen von einem oder mehreren der Solarflügel um eine Achse rechtwinklig zu der Längsachse des Solarflügels **104**, wie beispielsweise der X(Roll)-Achse des Weltraumfahrzeugs (in der X-Z-Ebene). Wie in [Fig. 9A](#) gezeigt, wenn der Solarflügel **104S** aus seiner nominalen Position bei **104S'** in die Position **104S** bewegt wird, gibt es einen reduzierten Solardruck auf dieser Seite des Weltraumfahrzeugs **100**, während die andere Seite des Weltraumfahrzeugs den nominalen Betrag des Solardrucks erfährt. Im Ergebnis gibt es ein Differential-"Überdreh"-Drehmoment, und das Weltraumfahrzeug wird drehen (rollen) in Richtung des Pfeils, der in [Fig. 9A](#) gezeigt ist. Diese Solarflügel-**104**-Manipulationen werden verwendet, um den zuvor beschriebenen Umgebungs-drehmomenten entgegenzuwirken.

[0077] [Fig. 9B](#) zeigt eine Implementierung der "Windmühle", bei dem das Weltraumfahrzeug um die Z(Gier-)Achse dreht. Hier verursacht die Drehung der Solarflügel **104** um die Y-Achse des Weltraumfahrzeugs **100** (und die Längsachse der Flügel) Differentialsolardrehmomente auf jeder der Solarflügel, was dafür sorgt, dass das Weltraumfahrzeug giert. Falls jeder der Solarflügel **104N** oder **104S** in entgegengesetzten Richtungen aus seiner nominalen Position **104N'** oder **104S'** dreht, wird ein im Wesentlichen gleicher und entgegengesetzter Solardruck auf jeden Solarflügel theoretisch auf das Weltraumfahrzeug **100** ausgeübt, was bei dem Weltraumfahrzeug dafür sorgt, dass dessen Impuls längs der Sonnenlinie (die sich von dem Weltraumfahrzeug zur Sonne erstreckt) größer und kleiner wird. Diese Solarflügel-**104**-Manipulationen können eingesetzt werden, um den Spinimpuls H_s längs der Spinachse des Weltraumfahrzeugs zu steuern.

[0078] Der Betrag des Differentialsolardrehmoments, mit dem das Weltraumfahrzeug **100** durch die Solarflügel **104** beaufschlagt werden kann, ist eine Funktion von Parametern (einschließlich des Solarflügels **104** und der Weltraumfahrzeug-**100**-Form und Reflexionsvermögen sowie der relativen Ausrichtung zur Sonne), die sich mit der Zeit ändern können und schwierig vorherzusagen sind. Bei einer Ausführungsform der vorliegenden Erfindung wird der Betrag des Differentialsolardrehmoments, das sich aus den Solarflügel-**104**-Manipula-

tionen ergibt, geschätzt. Dies kann erreicht werden, indem die geschätzten Weltraumfahrzeugwinkelbeschleunigungen herangezogen werden, die von den Weltraumfahrzeugwinkelgeschwindigkeitsmessungen verwendet werden. Diese Winkelbeschleunigungsabschätzungen werden verwendet, um genauer das Verhältnis zwischen Solarflügel-**104**-Manipulationen und dem sich ergebenden Differentialsolardrehmoment zu bestimmen. Ferner können dann die Solarflügel-**104**-Ausrichtungsbefehle geeignet eingestellt werden, so dass das gewünschte Differentialsolardrehmoment bereitgestellt wird.

Schlussfolgerung

[0079] Dies schließt die Beschreibung der bevorzugten Ausführungsformen der vorliegenden Erfindung ab. Zusammengefasst beschreibt die vorliegende Erfindung ein Verfahren, eine Vorrichtung und einen Speicher zum Steuern der Lage eines Weltraumfahrzeugs während ein Zubehörteil entfaltet wird.

[0080] Die vorhergehende Beschreibung der bevorzugten Ausführungsform der Erfindung wurde zu Darstellungs- und Beschreibungszwecken angegeben. Es ist nicht daran gedacht, dass die Erfindung auf die präzise offenbarte Form beschränkt werden soll oder erschöpfend betrachtet werden soll. Viele Modifikationen und Variationen sind im Lichte der vorherigen Lehre möglich. Beispielsweise, während die vorherigen Offenbarungen viele Operationen ausführen, die den SCP **202** verwenden, können solche Operationen durch oder mit der Hilfe von zusätzlichen Prozessoren oder spezieller Hardwaremodule ausgeführt werden. Ferner können solche Operationen von Prozessoren ausgeführt werden, die auf anderen Satelliten oder am Boden angeordnet sind, wobei die erforderlichen Daten zu dem Satelliten **100** aufwärts geladen werden, wenn erforderlich.

[0081] Es ist beabsichtigt, dass der Umfang der Erfindung nicht durch diese detaillierte Beschreibung beschränkt sein soll, sondern eher durch die hier angehängten Ansprüche. Die vorherige Beschreibung, Beispiele und Daten liefern eine vollständige Beschreibung der Herstellung und der Verwendung der Zusammensetzung der Erfindung. Da viele Ausführungsformen der Erfindung ausgeführt werden können, ohne den Umfang der Erfindung, wie er in den Ansprüchen definiert ist, zu verlassen, liegt die Erfindung in den hier folgenden Ansprüchen.

Patentansprüche

1. Verfahren zum Steuern der Lage eines Weltraumfahrzeugs (**100**), während ein Zubehör (**114**) von dem Weltraumfahrzeug (**100**) entfaltet wird, wobei das Weltraumfahrzeug (**100**) im Wesentlichen variable Massen-Eigenschaften durch das Entfalten des Zubehörs (**110**) besitzt und wobei eine Vielzahl von Stabilisierungsschwungrädern (**244**) und eine Vielzahl von Solarsegeln (**104**) vorgesehen sind, mit den Schritten:
Vorhersagen eines Umgebungs-Drehmoments, das das Weltraumfahrzeug (**100**) während des Entfaltens des Zubehörs (**114**) erfahren wird;

Berechnen einer Größe und einer Richtung eines Impulses, der dem Weltraumfahrzeug (**100**) hinzugefügt werden soll, um zumindest teilweise dem vorhergesagten Umgebungs-Drehmoment entgegenzuwirken; und
Speichern der berechneten Größe und Richtung des Impulses in zumindest einem der Stabilisierungsschwungräder (**244**) vor dem Entfalten des Zubehörs (**114**).

2. Verfahren nach Anspruch 1, wobei das Umgebungs-Drehmoment eine Ausgasungs-Drehmoment- T_{og} -Komponente und eine Solardrehmoment- T_{sp} -Komponente besitzt.

3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, wobei der Impuls eine Querimpulskomponente H_i umfasst und der Schritt des Berechnens einer Größe und einer Richtung eines Impulses, der dem Weltraumfahrzeug (**100**) hinzugefügt werden soll, um zumindest teilweise dem vorhergesagten Umgebungs-Drehmoment entgegenzuwirken, den Schritt aufweist:

Berechnen des Querimpulses H_i senkrecht zu dem Umgebungs-Drehmoment und der Weltraumfahrzeug-Drehachse.

4. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, wobei der Impuls eine Querimpulskomponente H_i aufweist, und der Schritt des Berechnens einer Größe und einer Richtung eines Impulses, mit dem das Weltraumfahrzeug (**100**) beaufschlagt werden soll, um zumindest teilweise dem vorhergesagten Umgebungs-Drehmoment entgegenzuwirken, den Schritt aufweist:

Berechnen des Querimpulses H_i , um zumindest teilweise das dynamische Ungleichgewichts-Drehmoment auszulöschen.

5. Verfahren nach einem der Ansprüche 1–4, wobei der Impuls ein Drall-Impuls H_s aufweist, und der Schritt

des Berechnens einer Größe in eine Richtung eines Impulses, mit dem das Weltraumfahrzeug beaufschlagt werden soll, um zumindest teilweise dem vorhergesagten Umgebungs-Drehmoment entgegenzuwirken, ferner den Schritt aufweist:

Berechnen des Drall-Impulses H_s längs der Drallachse des Weltraumfahrzeugs, um das Weltraumfahrzeug (100) während des Entfaltens des Zubehörs (114) passiv stabil zu halten.

6. Vorrichtung zur Steuerung einer Lage eines Weltraumfahrzeugs (100) während ein Zubehör (114) von dem Weltraumfahrzeug (100) entfaltet wird, wobei das Weltraumfahrzeug (100) im Wesentlichen variable Massen-Eigenschaften während der Zubehör(114)-Entfaltung besitzt und eine Vielzahl von Solarsegeln (104) aufweist, mit:

einer Vielzahl von Stabilisierungsschwungrädern (242);

einem Prozessor (202), der mit einem Speicher (270) kommunizierend gekoppelt ist;

dadurch gekennzeichnet, dass der Speicher (270) Befehle zur Ausführung von Berechnungen speichert, die ein Umgebungs-Drehmoment vorhersagen, mit dem das Weltraumfahrzeug (100) während des Entfaltens des Zubehörs (114) beaufschlagt werden wird, und zum Berechnen einer Größe und einer Richtung des Impulses, mit dem das Weltraumfahrzeug (100) beaufschlagt werden soll, um zumindest teilweise dem vorhergesagten Umgebungs-Drehmoment entgegenzuwirken; und

dass die Vielzahl von Stabilisierungsschwungrädern (242) die berechnete Größe und Richtung des Impulses speichert, bevor das Zubehör (114) entfaltet wird.

7. Vorrichtung nach Anspruch 6, wobei das Umgebungs-Drehmoment eine Ausgasungsdrehmoment(T_{og})-Komponente und eine Solardrehmoment- T_{sp} -Komponente besitzt.

8. Vorrichtung nach Anspruch 6 oder 7, wobei der Impuls eine Querimpulskomponente H_i aufweist und die Befehle zur Berechnung einer Größe und einer Richtung eines Impulses, mit dem das Weltraumfahrzeug (100) beaufschlagt werden soll, um zumindest teilweise dem vorhergesagte Umgebungs-Drehmoment entgegenzuwirken, aufweisen:

Befehle zum Berechnen des Querimpulses H_i senkrecht zu dem Umgebungs-Drehmoment und der Weltraumfahrzeug-Drallachse.

9. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 6–8, wobei der Impuls ferner einen Drall-Impuls H_s aufweist, und die Befehle zum Berechnen einer Größe und einer Richtung eines Impulses, mit dem das Weltraumfahrzeug beaufschlagt werden soll, um zumindest teilweise dem vorhergesagten Umgebungs-Drehmoment entgegenzuwirken, ferner umfassen:

Befehle zum Berechnen des Drall-Impulses H_s längs der Drallachse des Weltraumfahrzeugs (100), um das Weltraumfahrzeug (100) während des Entfaltens des Zubehörs (114) passiv stabil zu halten.

10. Vorrichtung nach Anspruch 9, wobei die Befehle zum Berechnen einer Größe und einer Richtung eines Impulses, mit dem das Weltraumfahrzeug (100) beaufschlagt werden soll, um zumindest teilweise dem vorhergesagten Umgebungs-Drehmoment entgegenzuwirken, ferner die Befehle zum Bestimmen einer Weltraumfahrzeug-Drallgeschwindigkeit ω_s umfassen, um einen Kegelwinkel während des Entfaltens wesentlich zu minimieren.

Es folgen 12 Blatt Zeichnungen

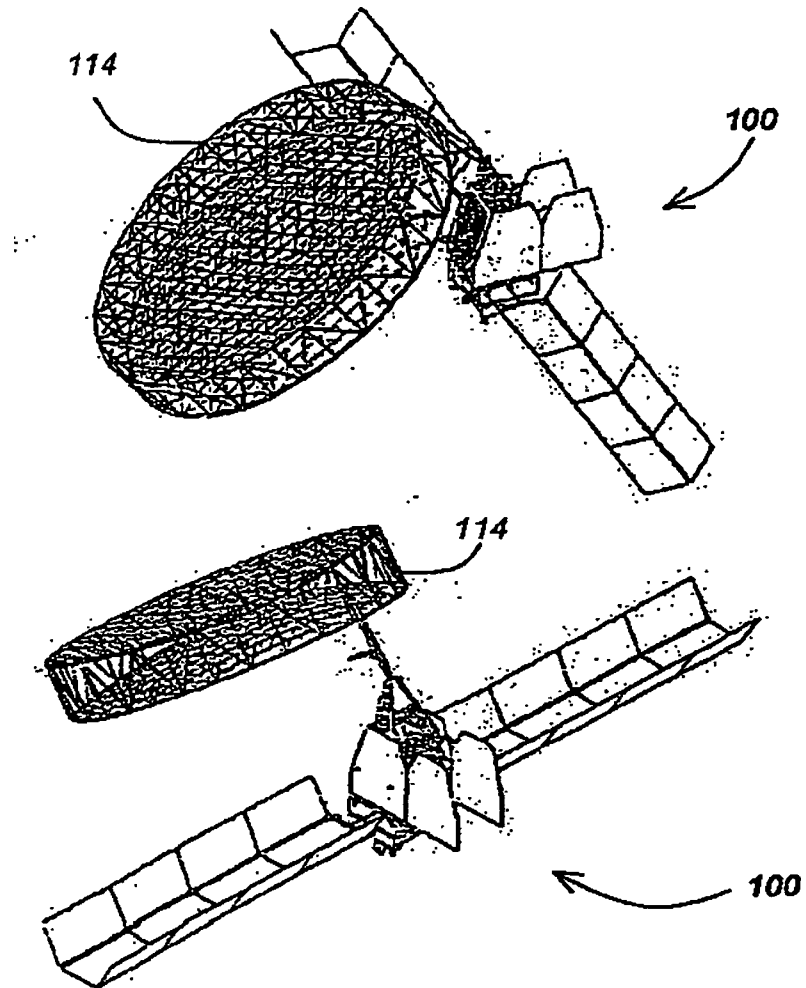


FIG. 1A

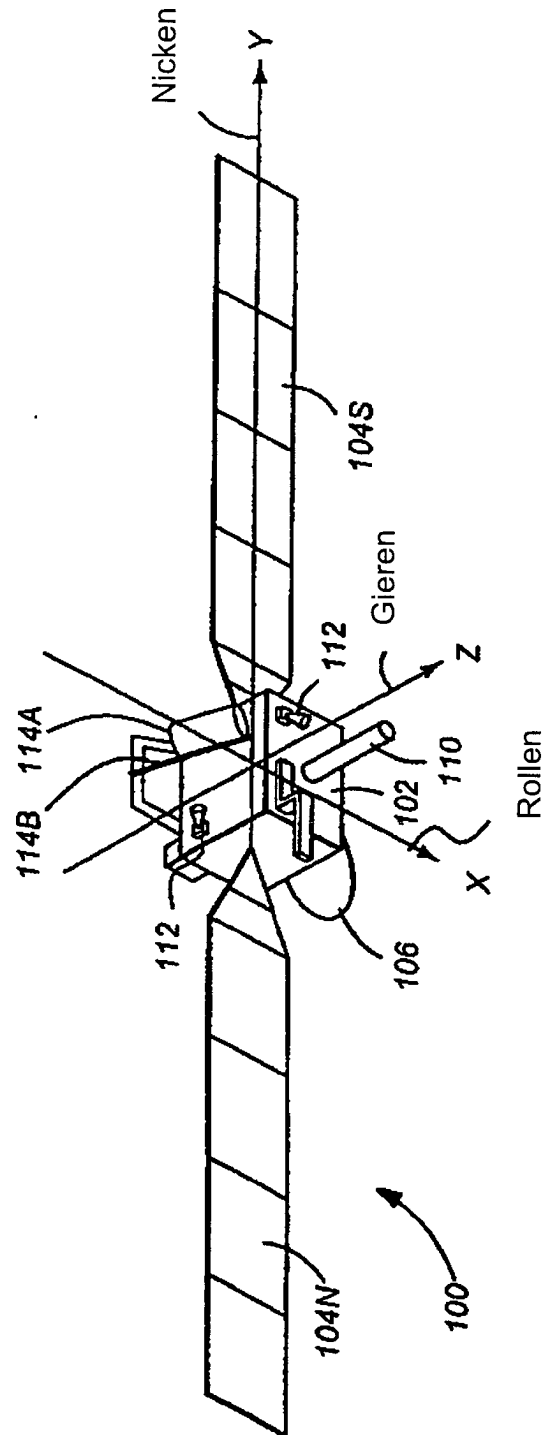


FIG. 1B

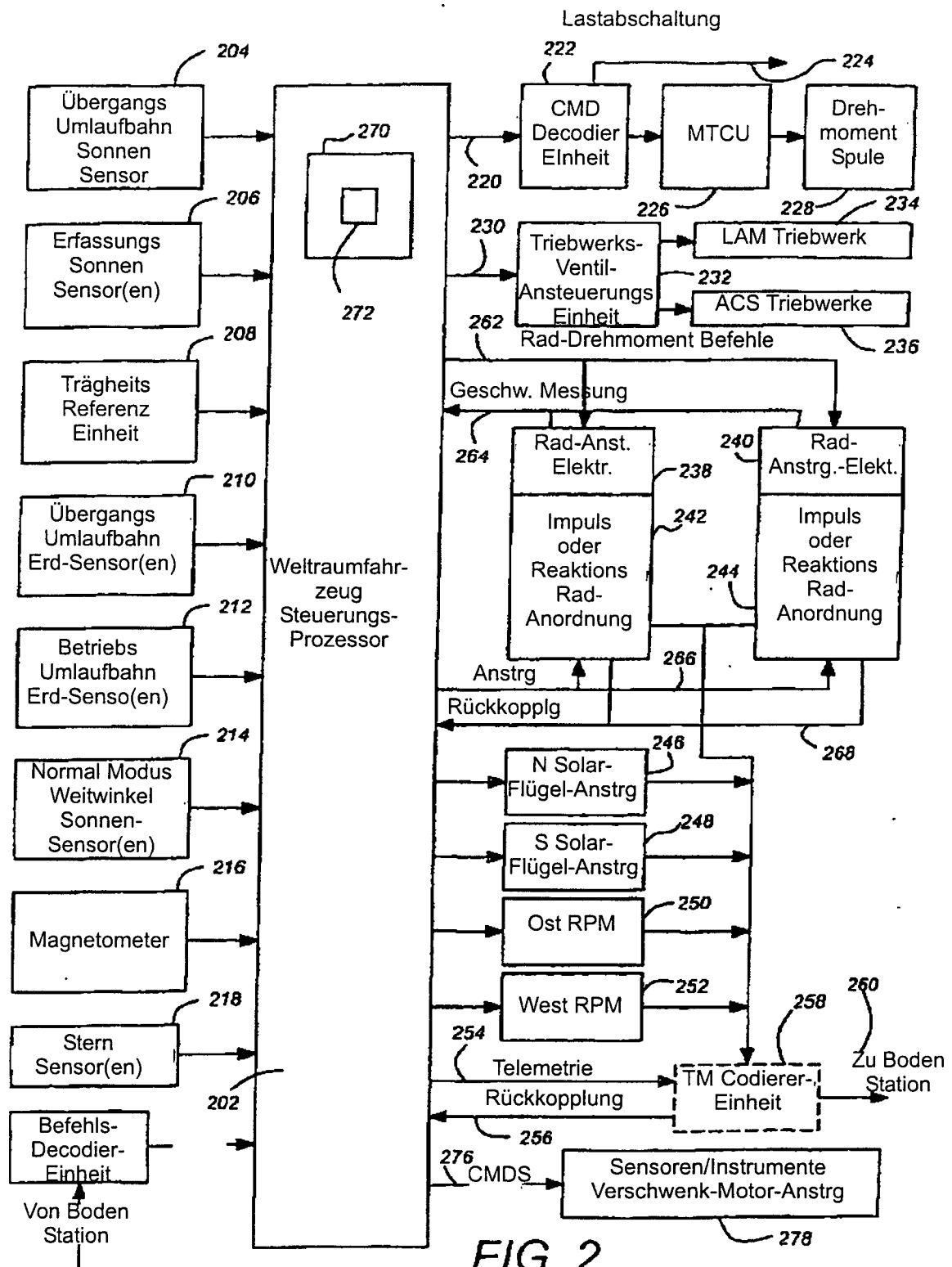


FIG. 2

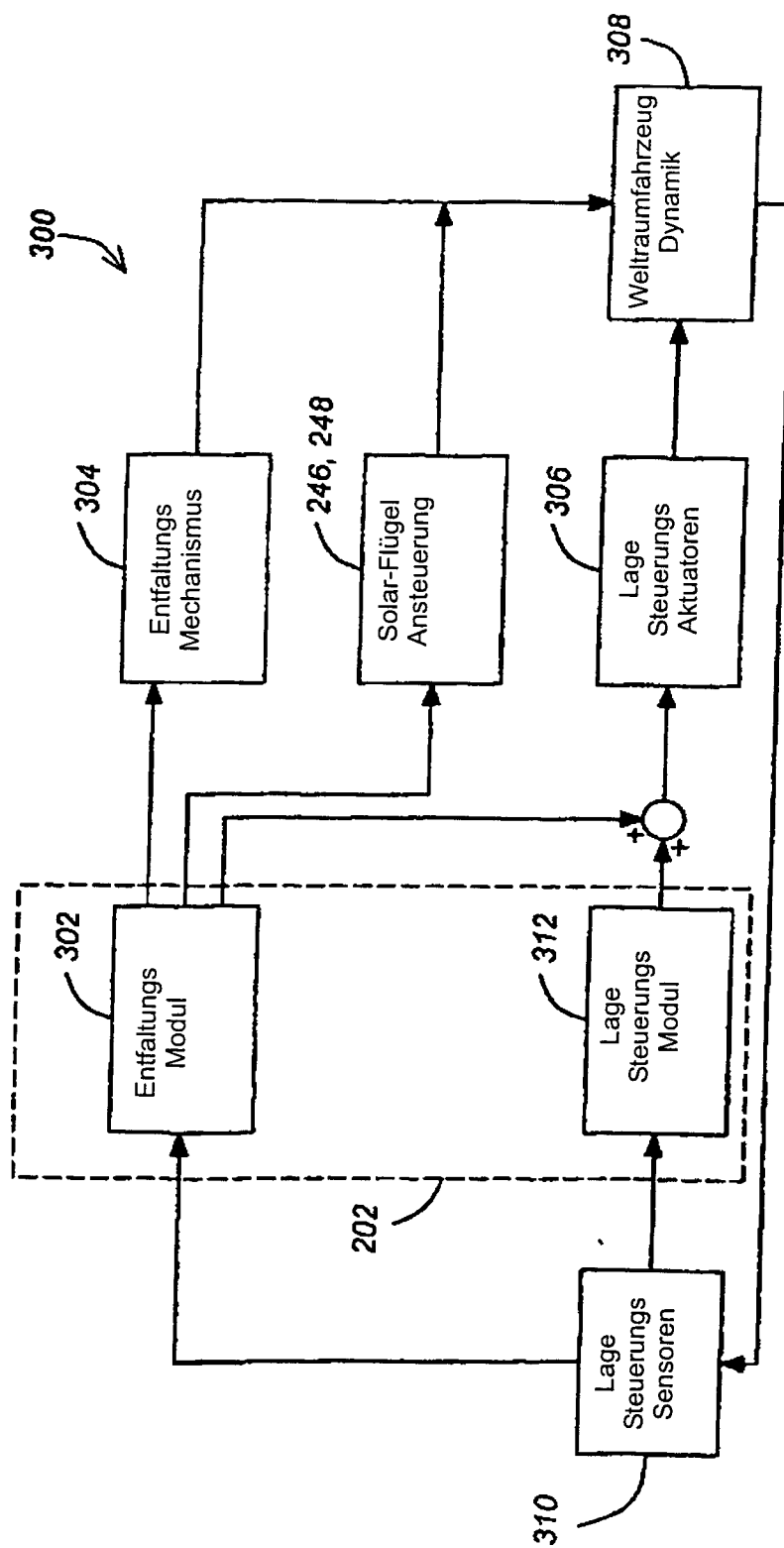


FIG. 3

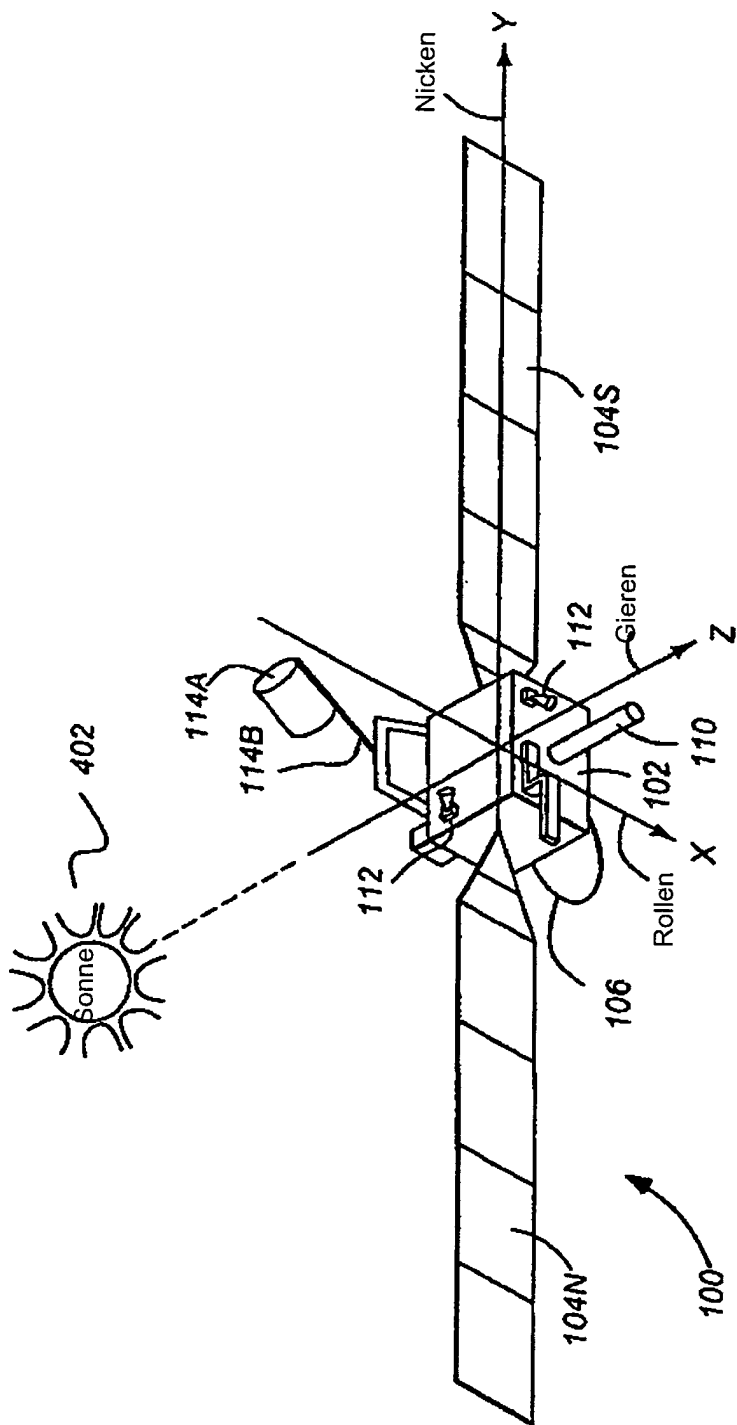


FIG. 4A

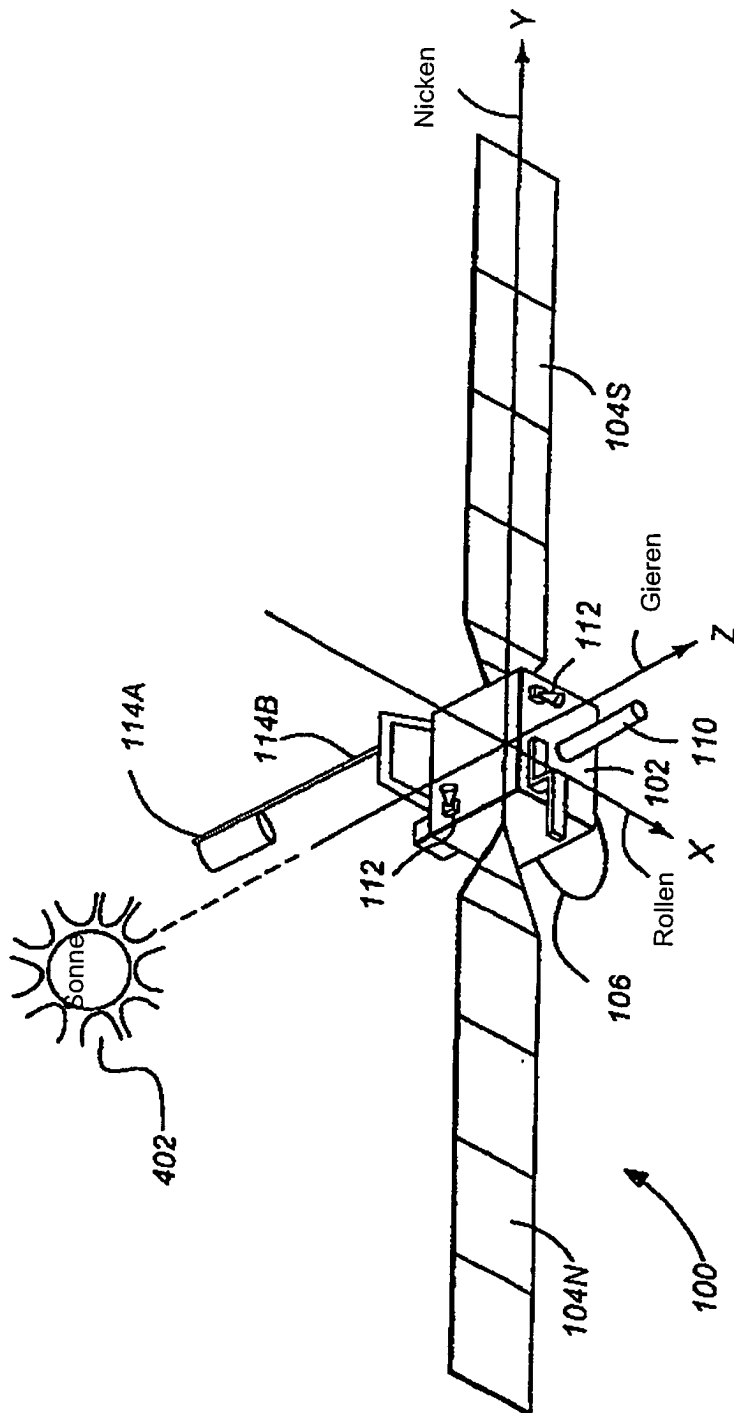


FIG. 4B

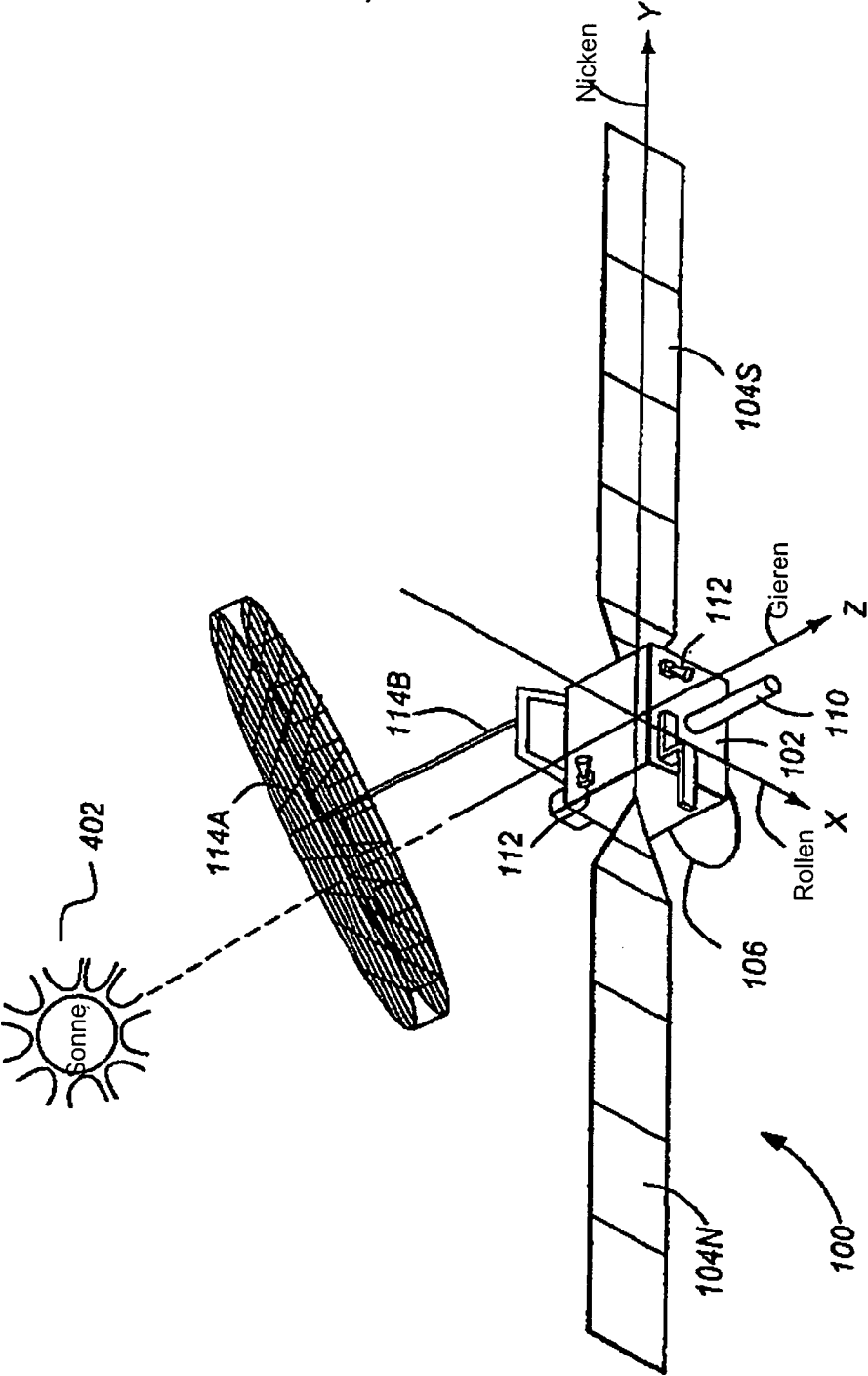


FIG. 4C

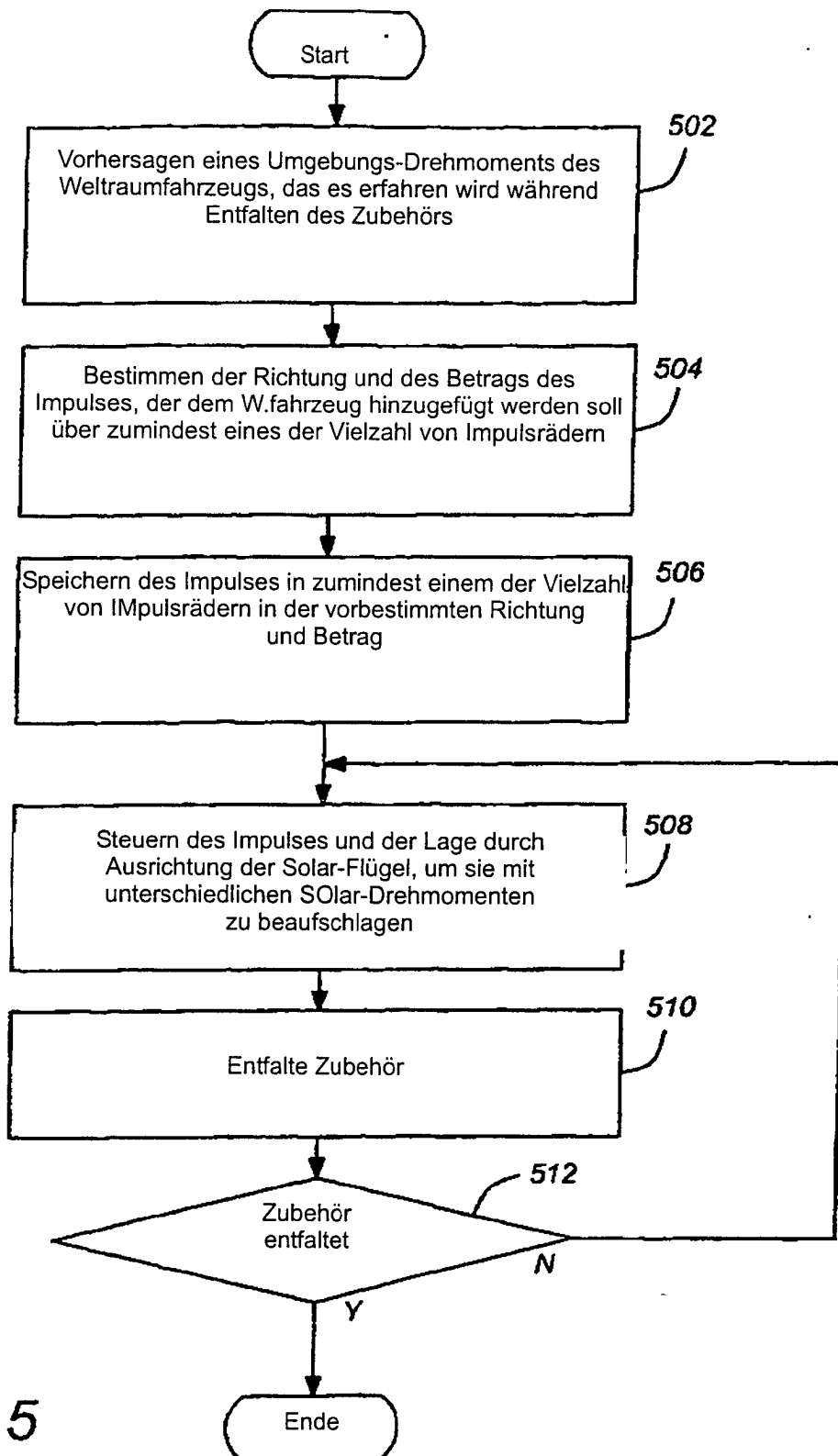


FIG. 5

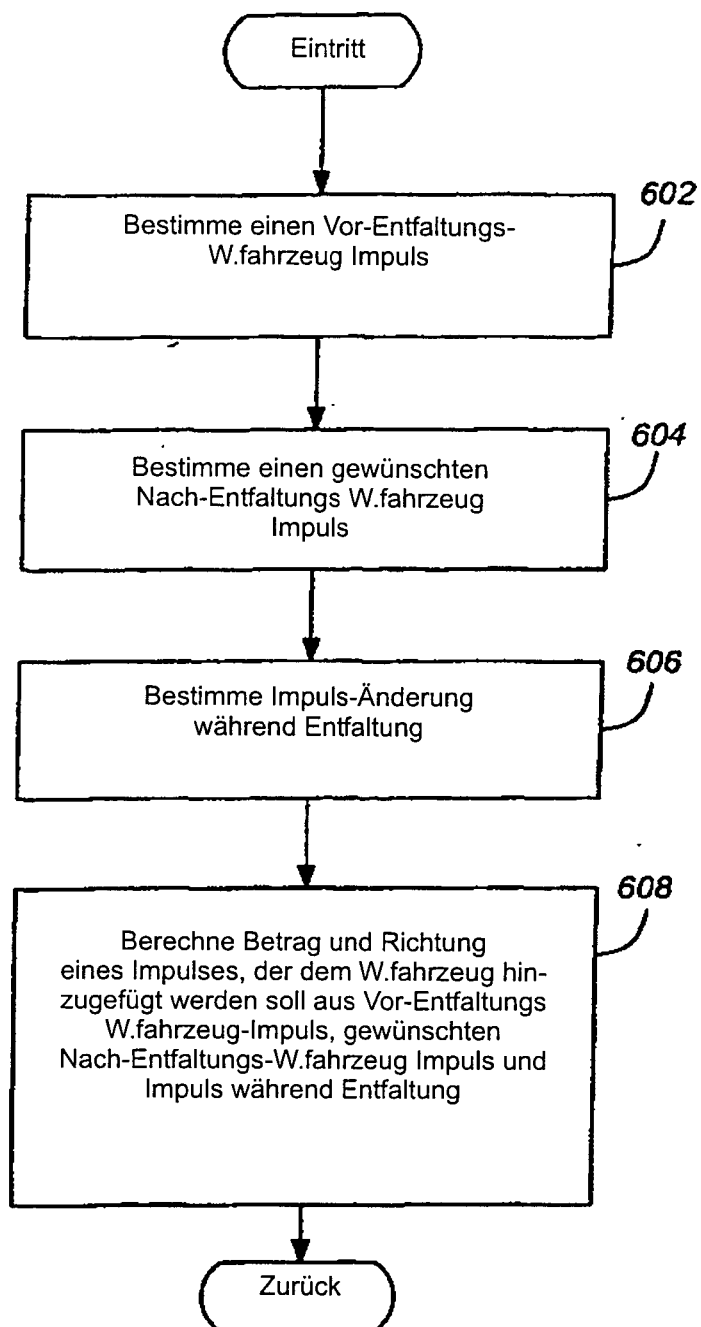
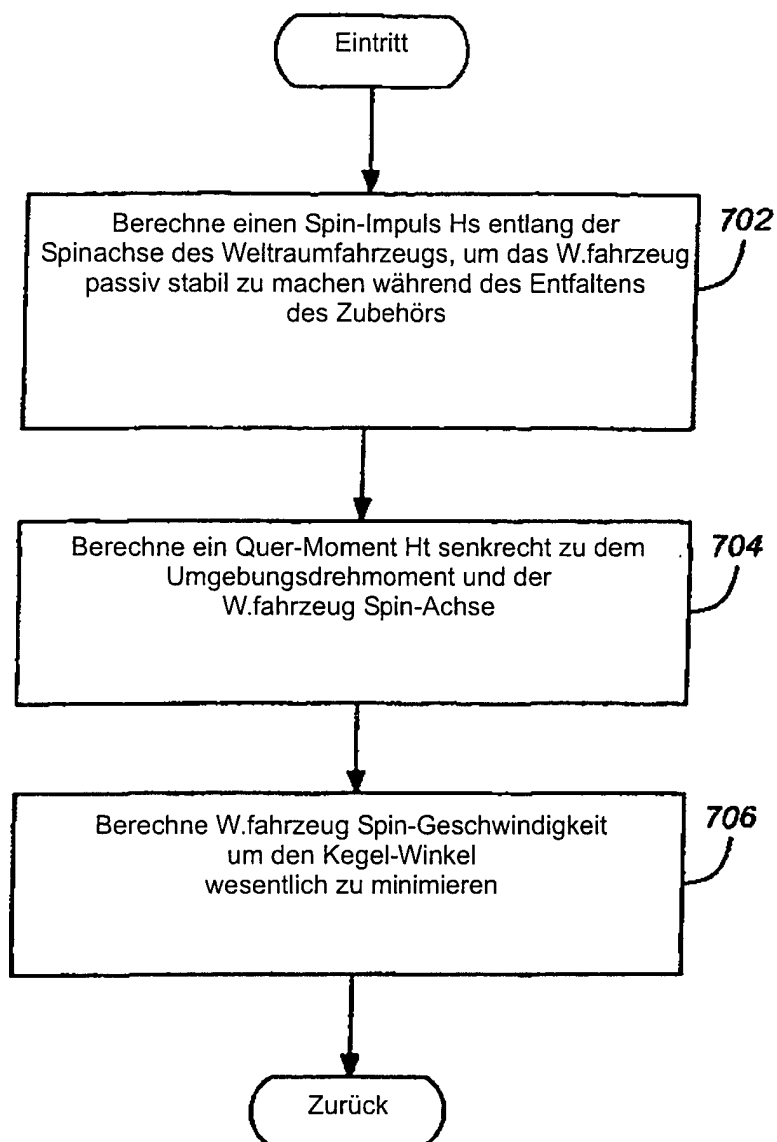


FIG. 6

**FIG. 7**

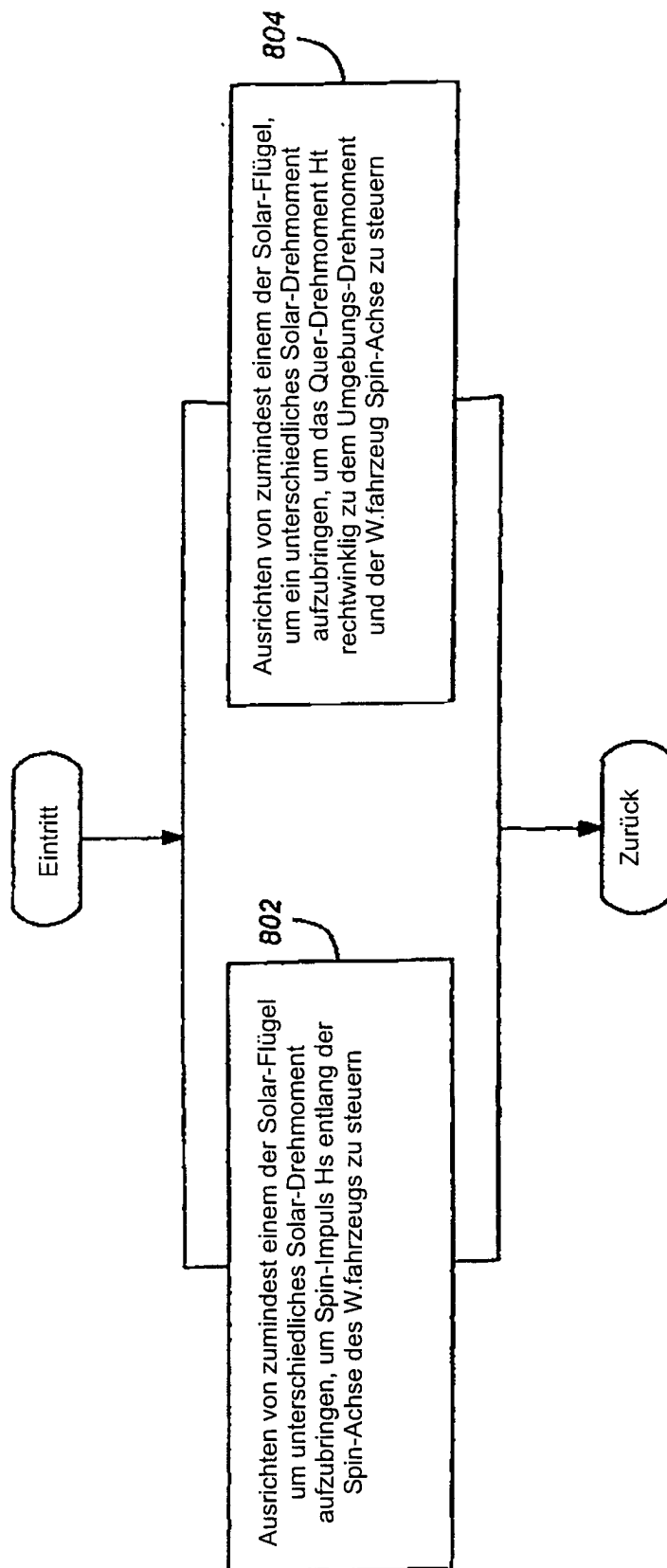


FIG. 8

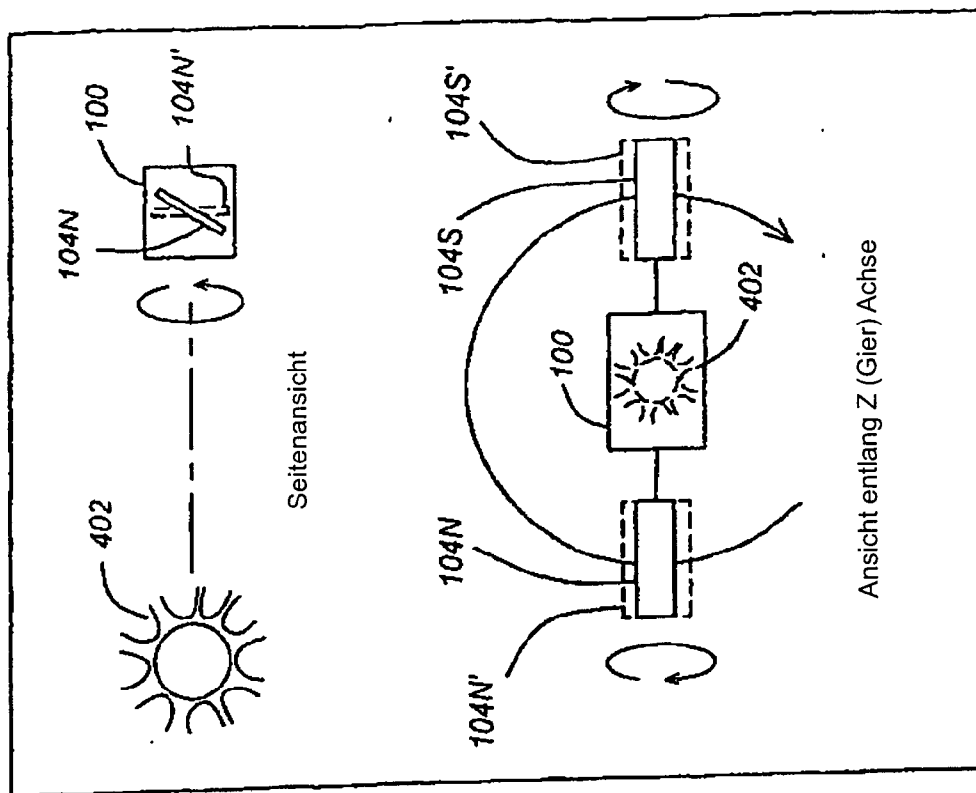


FIG. 9B

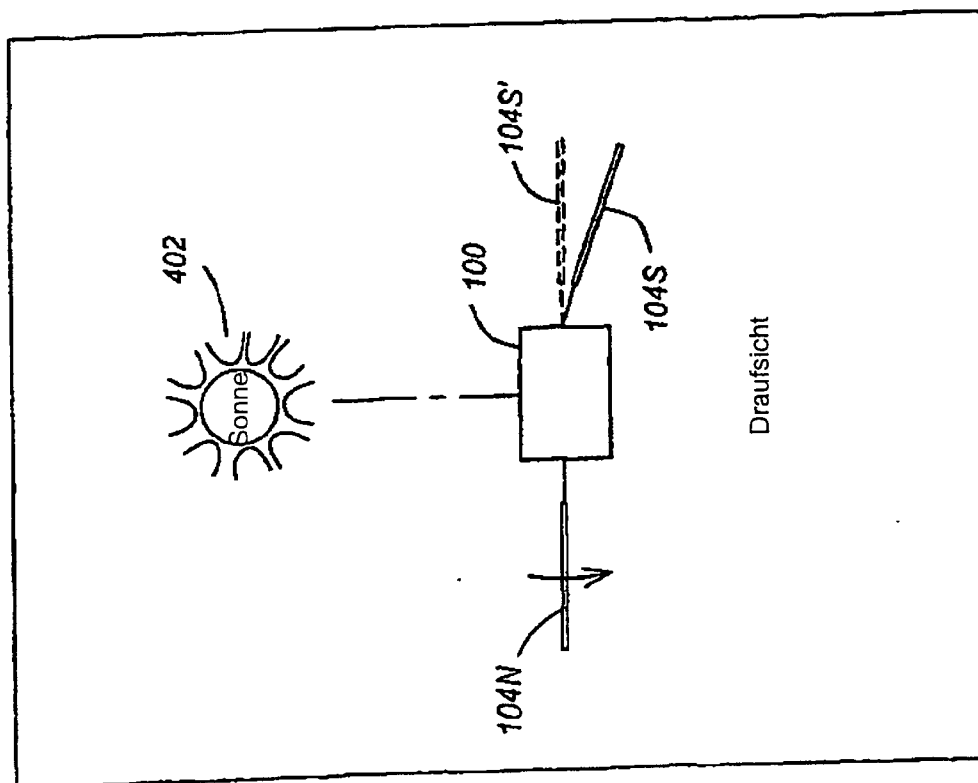


FIG. 9A