

Ein bordautonomes Verfahren zur Echtzeitschätzung von Bahn und Lage eines Satelliten mithilfe von Bildbewegungsverfolgung

Autonomous Estimation of Satellite Position and Attitude in Real Time Using Image Motion Tracking

Serguei Dyblenko und Klaus Janschek

Herrn Prof. Dr. Nicolaos Dourdoumas zum 60. Geburtstag gewidmet

Der vorliegende Beitrag präsentiert ein neuartiges Konzept zur autonomen Navigation von Satelliten. Das Verfahren basiert auf der Analyse von Bewegungsvektoren in der Bildebene einer Bordkamera durch Auswerten von Sequenzen der Kamerabilder. Dies ermöglicht eine Reduzierung von benötigten A-priori-Daten im Vergleich zu bekannten Landmarkenverfahren. Das vorgeschlagene Navigationsverfahren ermöglicht sowohl die Ermittlung der Bahnparameter als auch der Lage des Satelliten. Das Konzept bildet somit die Basis für einen autonomen Satellitenbetrieb und ist speziell geeignet für Missionen zu anderen Planeten. Im Beitrag werden die methodischen Grundlagen des Verfahrens vorgestellt, sowie die erreichbaren Leistungen für einige Planeten sowie konzeptbedingte Einschränkungen präsentiert.

The paper presents a novel concept for autonomous navigation of satellites. The navigation method is based on the analysis of motion vectors in the image plane of an onboard camera by processing of image sequences. In contrast to the landmark navigation, it allows to reduce the amount of a priori image information. The proposed navigation concept offers determination of both orbit and attitude state vectors of the satellite. It offers a basis for autonomy of satellite operations, which can be especially useful in planetary missions. The paper describes the navigation method, gives performance estimates for achievable navigation and attitude accuracies for different planetary missions and discusses conceptual limitations.

Schlagwörter: Autonome optische Navigation, Lagebestimmung, Bildbewegungsverfolgung

Keywords: Autonomous optical navigation, attitude determination, image motion tracking

1 Einleitung

Die bordautonome Navigation in Form der „Bereitstellung von Schätzwerten der aktuellen Bahn (Position, Geschwindigkeit) und Lage (Orientierung) des Satelliten ohne Nutzung externer kooperativer Systeme“ ist eine Grundfunktion für den autonomen Betrieb von Satelliten. Diese missionskritische Aufgabe dient sowohl der Umlaufbahnregelung (d. h. Anpassung der Satellitenumlaufbahn an vor-

gegebene Betriebsbedingungen) als auch der Steuerung des Betriebes von Bordinstrumenten, wie beispielsweise Kameras zur Fernerkundung.

Die traditionelle Vorgangsweise nutzt eine bodengestützte Bahnbestimmung mittels Funksignalen (Radiowellen) und eine bordautonome Bestimmung der Lage (Orientierung) des Satelliten mittels verschiedener optischer und inertialer Sensoren. Damit ist zwar ein hoher Grad an Autonomie für

die Lageregelung möglich, für die übrigen oben angeführten Aufgaben wird aber in jedem Fall die Einbeziehung von Bodenressourcen benötigt. Neben dem personellen Aufwand kennzeichnen spezielle technische Einschränkungen wie Sichtbarkeitsbedingungen, Verfügbarkeit von Bodenstationen oder Fehlersituationen (Bord, Boden) den Satellitenbetrieb.

Die bordautonome Bestimmung in Echtzeit der vollständigen Navigationsparameter für Bahn und Lage ist vor allem für folgende Missionsszenarien von Interesse:

- Langzeitige Transferphasen zu Zielumlaufbahnen bei Missionen zu anderen Planeten, insbesondere im Hinblick auf Verwendung von neuartigen elektrischen Antrieben;
- Erhaltung der Fußpunktspur für Kommunikations- oder Fernerkundungssatelliten;
- Rendezvous von Satelliten und relative Positionserhaltung in Satellitenkonstellationen;
- Kompensation von langfristigen Bahnstörungen, z. B. Höherhaltung in niedrigen Umlaufbahnen oder geostationäres Stationkeeping;
- Notbetrieb von Satelliten bei Ausfall von Bordinstrumenten; gegebenenfalls mit degradierter Funktionalität und Genauigkeit, jedoch ohne kompletten Missionsverlust.

Die für die Bahn- und Lageschätzung verwendeten Beobachtungen können entweder durch externe Systeme oder mit Bordsensoren im autonomen oder halbautonomen Betrieb gewonnen werden.

Die radiobasierte Verfolgung mit Bodenstationen ist ein traditioneller Ansatz und kann unter vielfältigen Einsatzbedingungen verwendet werden (von niedrigen Satellitenumlaufbahnen bis zu interplanetaren Weltraummissionen) [1; 2].

Eine bordautonome Navigation ist heutzutage bei erdorientierten Missionen mittels der so genannten GNSS-Dienste (GNSS – Global Navigation Satellite Systems) möglich, die durch vorhandene Systeme wie GPS [3] oder zukünftige Systeme wie Galileo bereitgestellt werden. Das Empfangen der Radiosignale von unterschiedlichen Bezugssatelliten (GPS) ermöglicht die Bestimmung der Beobachterposition und -lage [4]. Solche Navigationssysteme sind jedoch nicht wirklich bordautonom, weil sie auf eine Kooperation mit den GNSS-Navigationssatelliten angewiesen sind. Außerdem sind GNSS-Dienste im interplanetaren Raum nicht verfügbar.

Die geeignetsten Datenquellen für eine völlig autonome Navigation sind natürliche Objekte im Weltraum: Sonne, Planeten, Sterne usw. Die Beobachtung dieser Objekte [5] und ihrer Ränder [6] bietet die Grundlage zur Ermittlung der relativen Position und Lage. Solche Navigations- und Lagebestimmungssysteme benötigen normalerweise Beobachtungsdaten von mehreren Bordsensoren. Die Echtzeitleistungen werden durch die Sichtbarkeit und Beobachtbarkeit der Bezugshimmelskörper, sowie die Menge vorhandener A-priori-Bezugsdaten wie Ephemeriden, Beobachtungs- und Formmodellen für Planetenränder begrenzt.

Im Hinblick auf gerätetechnisch einfache und robuste Systemlösungen (Einzelsensoren) ist für Satelliten in Umlaufbahnen die Verwendung des nächsten Objektes – der Oberfläche des umkreisten Planeten – eine viel versprechende Lösung.

Die Landmarkennavigation ist ein traditioneller und vielerorts untersuchter Ansatz für eine oberflächenbasierte Positions- und Lageschätzung [7; 8]. Das Konzept verwendet eine Bordkamera zur Aufnahme von Oberflächenbildern, eine Borddatenbank mit Landmarkendaten, ein bordgestütztes Bildverarbeitungssystem zur Erkennung und Messung von Landmarkenpositionen auf aufgenommenen Bildern und einen Bordrechner zur Verarbeitung der Messergebnisse. Die Position und die Lage des Satelliten können mit A-priori-Planetenenformationen in einem inertialen System bestimmt werden. Die A-priori-Planetenenformationen umfassen notwendigerweise die Gravitations- und Rotationsmodelle sowie dreidimensionale Koordinatenpositionen und eine adäquate bildliche Beschreibungen aller verwendeten Landmarken.

Die Leistungen solcher Systeme hängen von folgenden Faktoren ab:

- Vollständigkeit der bordseitigen Landmarkendatenbank;
- Genauigkeit der Bezugsdaten, d. h. Landmarkenkoordinaten;
- Robustheit von Landmarkenerkennungsalgorithmen gegenüber veränderlichen Erscheinung von Landmarken.

Der erste Faktor definiert den Abstand zwischen Landmarkenmessungen sowie die Einschwingzeit der Schätzalgorithmen. Ein reduzierter Inhalt der Datenbank (z. B. zwei Landmarken pro Umlauf [8]) erweist sich häufig als unzureichend für Anwendungen mit kurzfristigen Betriebsanforderungen.

Große Messabstände erfordern auch eine höhere Genauigkeit der Definition von Landmarkenpositionen. Die Vorbereitung von qualitativ hochwertigen Bilddaten und die genaue Zuordnung in einem Koordinatensystem sind auch für die Erde eine nichttriviale Aufgabe und sie werden für andere Planeten noch aufwändiger.

Die genaue Messung von Landmarkenpositionen sollte auch robust gegenüber Änderungen von Beobachtungsbedingungen (z. B. in unterschiedlichen Beobachtungswinkeln) und Änderungen der Oberfläche (z. B. saisonale Änderungen von Landmarken) sein. Um dieses Problem zu lösen, müssen entweder Bildkorrekturalgorithmen unter Verwendung von A-priori-Informationen [9] oder ein erweiterter Satz von Landmarken für unterschiedliche Beobachtungsbedingungen verwendet werden. Der Bedarf an umfangreichen und hinreichend exakten A-priori-Daten über Landmarken und eine zuverlässige, robuste bordseitige Bildverarbeitung sind die Haupthindernisse für eine kosteneffektive Landmarkennavigation.

Der vorliegende Beitrag stellt ein neuartiges, rein bildgestütztes Konzept zur Umlaufbahn- und Lageschätzung

vor, das lediglich eine Fernerkundungskamera und minimales A-priori-Wissen benötigt. Im Gegensatz zu bekannten bildgestützten Verfahren der Landmarkennavigation zeigt das vorgestellte Verfahren der Bildbewegungsanalyse eine wesentlich höhere operationelle Robustheit gegenüber Beobachtungseinschränkungen und einen verschwindend kleinen Aufwand für bordseitige Datenbanken. Diese Vorteile müssen jedoch durch eine hohe Rechenleistung für spezielle Bilddatenoperationen (zwei-dimensionale Korrelation) erkauft werden. Dieser prinzipielle rechentechnische Nachteil kann aber wiederum durch eine spezielle Bildverarbeitungstechnologie auf der Basis optischer Fourierprozessoren ausgeglichen werden. Am Institut für Automatisierungstechnik werden gegenwärtig derartige optische Prozessoren entwickelt, die auch die rechentechnische Machbarkeit des vorgestellten Navigationskonzeptes sicherstellen, diesbezügliche Detaildarstellungen sind in [10] zu finden. Der vorliegende Beitrag konzentriert sich auf die Darstellung der methodischen Grundlagen des Navigationskonzeptes und auf die Diskussion der erreichbaren Leistungsmerkmale.

2 Umlaufbahn- und Lageschätzung mit Bildbewegungsdaten

2.1 Prinzip

Das hier vorgestellte Navigationsprinzip basiert auf der Tatsache, dass die Bildbewegung in der Bildebene einer auf den Planeten gerichteten Bordkamera die relative Bewegung des Satelliten in Bezug zur beobachteten Planetenoberfläche erfasst. Die augenblickliche Bildbewegung in der Bildebene ist grundsätzlich durch die Bewegung und Drehung des Satelliten relativ zur Planetenoberfläche definiert und wird weiters von der Planetenform und der Eigenrotation des Planeten beeinflusst.

Wenn die Kamerabilder so aufgenommen werden, dass sie einige überlappende Teile haben (Bild 1), kann die Bildbewegung als Trajektorie einzelner Bildblöcke auf dem Bildsensor definiert werden.

Solche Trajektorien sind von der augenblicklichen Beobachtungsgeometrie für die jeweiligen Bildblöcke abhängig

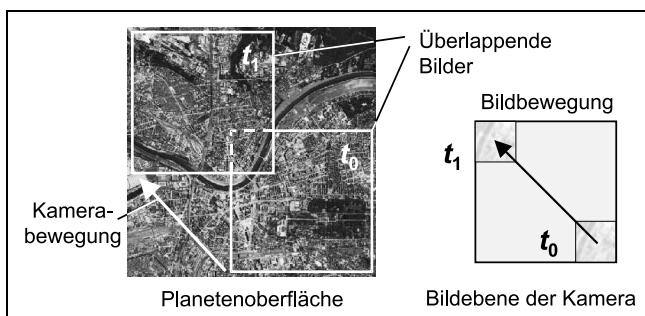


Bild 1: Überlappung von aufeinander folgenden Bildern und resultierende Bildbewegung (links: überlappende Bildprojektionen auf der Planetenoberfläche, rechts: Bildbewegung in der Bildebene (Sicht von oben durch Bildsensor)).

und bleiben im allgemeinen Fall nicht parallel. Daher enthalten diese Trajektorien die Informationen über die dreidimensionale Bewegung der Kamera relativ zur Oberfläche. Diese Informationen können aus den gemessenen Bildbewegungen gewonnen werden.

Bild 2 zeigt die geometrische Interpretation der Beobachtungsverhältnisse.

Die überlappenden Sichtfelder der Bordkamera sind mit Lichtkegeln dargestellt. Aufgrund der Planetenrotation wandern die erfassten Bereiche (A_0 , A_1 , A_2) der Planetenoberfläche ständig in Drehrichtung. Daraus ergibt sich, dass die erfassten Bilder in anderen Bereichen überlappen, als dies ohne die Planetenrotation der Fall wäre.

Die Satellitenkamera nimmt an der ersten Position (Zeitpunkt t_0) ein Bild auf. Während der Satellitenbewegung wandert der abgebildete Bereich A_0 über die Planetenoberfläche hinweg. An der zweiten Position (Zeitpunkt t_1) bildet die Kamera den zweiten Bereich der Oberfläche ab. Dieser Bereich A_1 hat einen überlappenden Teil mit dem ersten abgebildeten Bereich A_0 . Der zweite Bereich A_1 wandert langsamer als der erste Bereich A_0 , weil die Geschwindigkeit der Oberfläche von der geografischen Breite abhängig ist. Aufgrund dieser Verzögerung wird der dritte abgebildete Bereich A_2 relativ zu dem zweiten Bereich A_1 weniger verschoben als der zweite Bereich A_1 relativ zu dem ersten Bereich A_0 . Änderungen der Satellitenlage und der Bahnhöhe resultieren in zusätzlichen Verschiebungen von überlappenden Bereichen.

Unterschiedliche Bahnen und unterschiedliche Planetengeometrie bilden sich also in jeweils spezifischer Form in den Bildsequenzen der Kamerabilder ab.

Damit kann die Überlappung aufeinander folgender Bilder zusammen mit minimalen zusätzlichen A-priori-Informationen zur Schätzung von Umlaufbahn und Lage des Satelliten benutzt werden. Die Überlappung zwischen zwei Bildern definiert den gemeinsamen Bildinhalt. Für

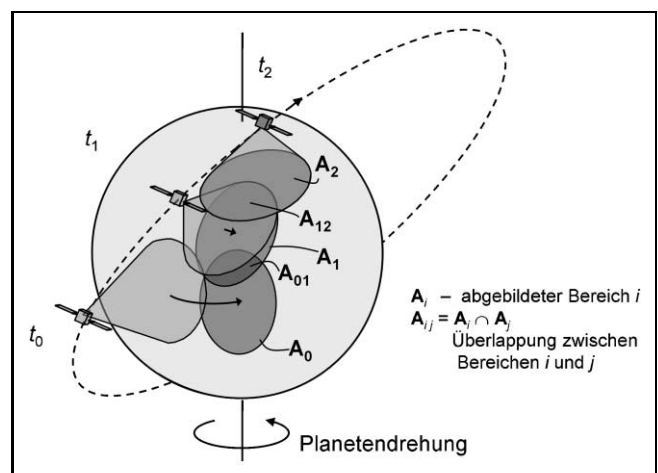


Bild 2: Allgemeine geometrische Interpretation der Beobachtungsverhältnisse.

das vorgestellte Verfahren ist allerdings nicht der Bildinhalt selbst (Merkmale), sondern lediglich die Position von überlappenden Bereichen auf dem Bildsensor maßgebend. Dazu ist eine Auswertung von Texturen ausreichend, wozu mit Vorteil korrelationsbasierte Verfahren verwendet werden können [10].

Die benötigten A-priori-Informationen beschränken sich auf:

- Planetenparameter wie Gravitations- und Rotationsmodell sowie eine topographische Beschreibung;
- Umlaufbahnmodell, d. h. ein Modell der Satellitenbewegung unter Einwirkung von externen Kräften;
- Kameraparameter wie Brennweite, Pixelzahl, Pixelgröße, Bildsensorlage sowie geometrische Kalibrierkoeffizienten.

Das Gravitationsmodell wird zur Beschreibung und Berechnung von Satellitenbewegungszuständen benötigt. Das Umlaufbahnmodell ist ohnehin für alle Methoden zur Bahnschätzung notwendig. Das Rotationsmodell wird hauptsächlich zur Erzeugung eines Beobachtungsmodells für die Navigationsmessungen genutzt. Außerdem ist eine topographische Beschreibung der Planetenform zur Lagebestimmung und zur Erzeugung eines Bildbewegungsmodells erforderlich. Das einfachste topographische Modell ist ein Sphäroid mit Radius und Abplattungskoeffizient.

Die Satellitenbewegungszustände werden in einem nicht rotierenden, im Planeten zentrierten Koordinatensystem bereitgestellt. Eine Koordinatenachse liegt dabei parallel zur Drehachse des Planeten. Die Lagedaten werden im bahnfesten Roll-Pitch-Yaw(RPY)-Koordinatensystem berechnet. Die autonom ermittelten Positionsdaten können zur Umrechnung der Lage in einem inertialen Koordinatensystem verwendet werden.

Bild 3 zeigt die funktionelle Dekomposition des vorgestellten Navigationsverfahrens.

Die aufgenommenen Bilder werden mittels Bildbewegungsverfolgung (F1) verarbeitet. Dabei wird die Bewegung von Bildblöcken zwischen aufeinander folgenden, überlappenden Bildern in der Bildebene des Bilderfassungsgerätes verfolgt. Weiters werden die Positionsvektoren für alle verfolgten Bildblöcke erfasst.

Das zentrale neuartige Element des vorgestellten Navigationsverfahrens bildet die Bildbewegungsanalyse (F2, F3) auf der Basis von speziell definierten Navigationswinkeln λ, χ, β . Damit erfolgt eine Abbildung der dreidimensionalen Bewegung des Satelliten über die Positionsvektoren der betrachteten Bildblöcke. Diese Navigationswinkel λ, χ, β beschreiben räumliche Verhältnisse zwischen unterschiedlichen Satellitenpositionen bezüglich des Planeten zu unterschiedlichen Zeitpunkten. Über eine Zeitreihe von Navigationswinkeln kann die Satellitenbewegung und dementsprechend die Umlaufbahn eindeutig bestimmt werden.

Eine direkte Berechnung der Satellitenbewegungszustände aus den Augenblickswerten der Navigationswinkel ist aus prinzipiellen Gründen nicht möglich. Der gesamte Zustandsvektor (Position und Geschwindigkeit oder Keplersche Bahnparameter) ist jedoch über diese Navigationswinkel beobachtbar und kann mithilfe eines nichtlinearen Schätzalgorithmus (F5) bestimmt werden.

In einem weiteren Schritt kann die direkt aus den Augenblickswerten der Navigationswinkel ableitbare Rohlage des Satelliten korrigiert werden (F4). Die Rohlage wird als Ausrichtung des Satelliten relativ zur Planetenoberfläche definiert. Da die Planetendrehung und das Oberflächenrelief die Rohdaten beeinflussen, werden aus den geschätzten

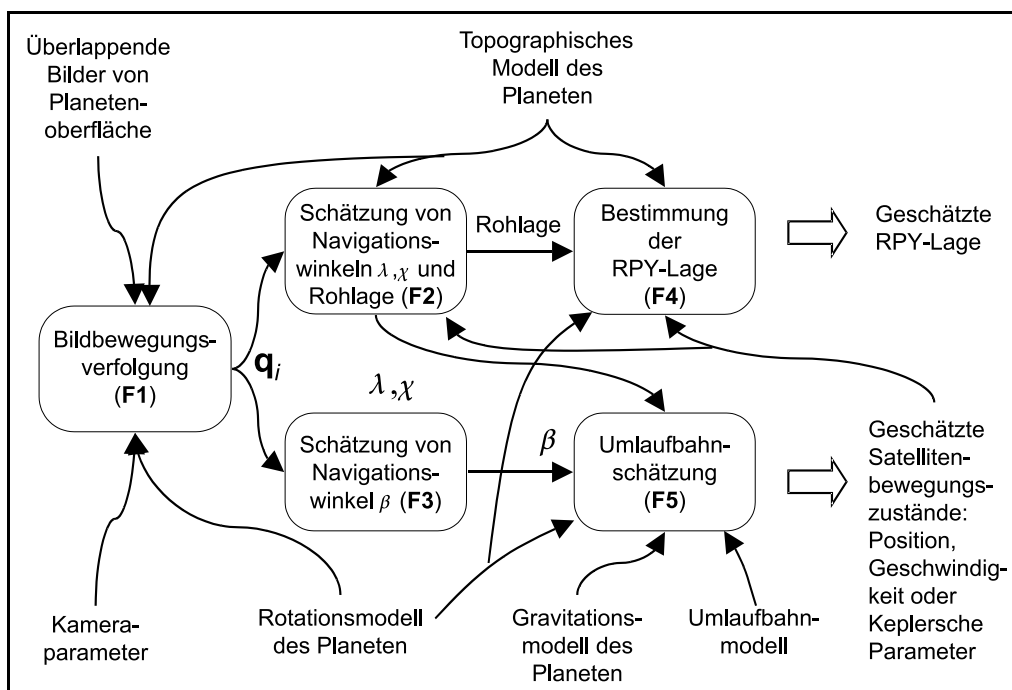


Bild 3: Funktionelle Dekomposition des Navigationsalgorithmus.

Umlaufbahnparametern spezielle Korrekturwinkel errechnet, die zur Umrechnung der Rohlage in das Roll-Pitch-Yaw(RPY)-Koordinatensystem benötigt werden.

2.2 Bildbewegungsverfolgung

Die geometrischen Beziehungen bei der Abbildung von Oberflächenbereichen im Kamerabild sind aus Bild 4 ersichtlich.

Im Rahmen des vorgestellten Verfahrens wird die Bildbewegung durch einen Satz von Positionen der Bildblöcke \mathbf{q}_i^j im Kamerakordinatensystem VWU zu den Zeitpunkten t_0 und t_1 definiert. Die Vektoren \mathbf{q}_i^0 gehören zum ersten Zeitpunkt t_0 und die Vektoren \mathbf{q}_i^1 zum zweiten Zeitpunkt t_1 . Die Verfolgung der Bildblöcke beginnt von festgelegten Positionen, d.h. die Vektoren \mathbf{q}_i^0 werden zu Beginn einer Beobachtungssequenz geeignet festgelegt.

Zur Bestimmung der Vektoren \mathbf{q}_i^1 sind zwei Bilder notwendig. Aus dem ersten zum Zeitpunkt t_0 aufgenommenen Bild werden mehrere Referenzbildblöcke ausgelesen und abgespeichert. Das zweite zum Zeitpunkt t_1 aufgenommene Bild enthält die entsprechenden verschobenen Bildblöcke, deren Auslesepositionen durch Voraussagen mit einem Bildbewegungsmodell bestimmt werden. Die Korrektur der vorhergesagten Positionen erfolgt durch den Vergleich der Referenzblöcke mit den aktuellen Bildblöcken mittels zweidimensionaler Bildkorrelation. Dabei werden die Positionen von Korrelationsmaxima ermittelt und mit einfachen algebraischen Formeln in die gewünschten Vektoren \mathbf{q}_i^1 umgerechnet. Die Messgenauigkeit liegt im Subpixelbereich [10; 11; 12].

Während der Kamerabewegung ändern sich die geometrischen Beobachtungsbedingungen und die geometrischen Bildverzerrungen aufgrund der sphärischen Planetenform nehmen zu. Um die Korrelationsfehler klein zu halten, wird deshalb die gesamte Bildbewegung in mehreren kleinen Schritten gemessen (oversampling), sodass in einem

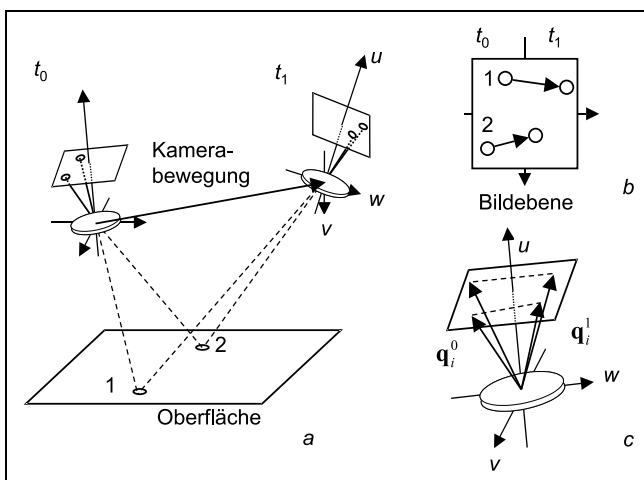


Bild 4: Definition der Bildbewegung: a) Abbildung von Oberflächenbereichen zu unterschiedlichen Zeitpunkten, b) resultierende Bildbewegungsvektoren in der Bildebene der Bordkamera, c) Beschreibung der Bildbewegung mit fokalen Vektoren.

Schritt die Bildverzerrungen hinreichend klein sind. Die Endpositionen \mathbf{q}_i^1 werden durch die Summe aller Bewegungs(sub)vektoren ermittelt. Dafür wurde ein spezieller Algorithmus entwickelt, der die entstehenden Verzerrungen analysiert, die optimalen Zeitpunkte zur Bildaufnahme bestimmt und gleichzeitig die Bildrate minimiert [11; 12].

2.3 Schätzung der Navigationswinkel

2.3.1 Definition von Navigationswinkeln

Im vorgestellten Verfahren werden die räumlichen Verhältnisse zwischen dem Satelliten und dem Planeten mit drei Navigationswinkeln repräsentiert. Detaillierte Untersuchungen bezüglich der Beobachtbarkeit der Bahnparameter haben als bestmögliche Wahl auf die im Bild 5 definierten drei Navigationswinkel λ , χ , β geführt.

Die Vektoren $\mathbf{P}_{t_0}^{t_0}$, $\mathbf{P}_{t_1}^{t_1}$ und $\mathbf{P}_{t_2}^{t_2}$ beschreiben Satellitenpositionen zu Zeitpunkten von Bildaufnahmen t_0 , t_1 und t_2 , dabei gilt: $t_0 < t_1 < t_2$. Der untere Index enthält den Zeitpunkt der Bildaufnahme. Der Positionsvektor wird bei der Aufnahme mit der Planetenoberfläche verknüpft. Wegen der Planetenrotation drehen sich diese Vektoren mit der Planetenoberfläche um die Planetendrehachse Z. Zu einem bestimmten Zeitpunkt t_2 nehmen die Vektoren neue Positionen $\mathbf{P}_{t_0}^{t_2}$, $\mathbf{P}_{t_1}^{t_2}$ und $\mathbf{P}_{t_2}^{t_2}$ ein. Der obere Index bezeichnet hier den Zeitpunkt t_2 . Die Vektoren $\mathbf{P}_{t_0}^{t_2}$ und $\mathbf{P}_{t_1}^{t_2}$ drehen sich um Winkel, die proportional zu den Zeitintervallen $t_2 - t_0$ und $t_2 - t_1$ sind. Obwohl die Vektoren $\mathbf{P}_{t_0}^{t_0}$, $\mathbf{P}_{t_1}^{t_1}$ und $\mathbf{P}_{t_2}^{t_2}$ in der Umlaufbahnebene liegen, weichen die Vektoren $\mathbf{P}_{t_0}^{t_2}$, $\mathbf{P}_{t_1}^{t_2}$ und $\mathbf{P}_{t_2}^{t_2}$ wegen der Planetendrehung von der Umlaufbahnebene ab. Die Winkel zwischen diesen Vektoren werden damit entsprechend geändert. Sie beschreiben räumliche Verhältnisse zwischen den rotierten Positionsvektoren und sind abhängig von der Satellitenbewegung und Planetendrehung. Einige dieser Winkel, hier als Navigationswinkel λ , χ , β bezeichnet, können aus Bildbewegungsdaten ermittelt werden.

Der erste Navigationswinkel $\lambda > 0$ ist der Winkel zwischen den Vektoren $\mathbf{P}_{t_0}^{t_2}$ und $\mathbf{P}_{t_1}^{t_2}$.

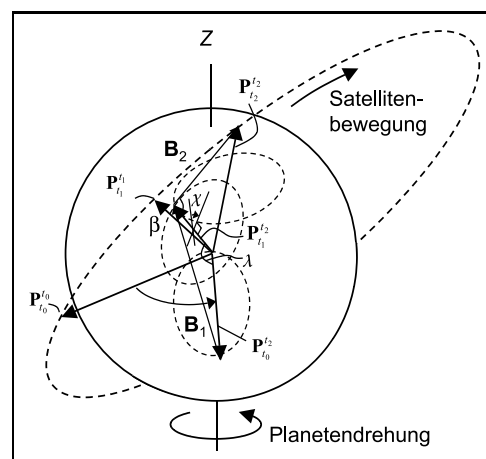


Bild 5: Definition der Navigationswinkel.

Der zweite Navigationswinkel χ ist der Winkel zwischen den beiden Ebenen, die durch die Vektorpaare $\mathbf{P}_{t_0}^{t_2}, \mathbf{P}_{t_1}^{t_2}$ und $\mathbf{P}_{t_1}^{t_2}, \mathbf{P}_{t_2}^{t_2}$ gebildet werden.

Der dritte Navigationswinkel $\beta > 0$ ist der Winkel zwischen den Vektoren \mathbf{B}_1 und \mathbf{B}_2 , wobei gilt $\mathbf{B}_1 = \mathbf{P}_{t_1}^{t_2} - \mathbf{P}_{t_0}^{t_2}$ und $\mathbf{B}_2 = \mathbf{P}_{t_2}^{t_2} - \mathbf{P}_{t_1}^{t_2}$.

Die drei Navigationswinkel λ, χ, β werden jeweils auf den Zeitpunkt t_2 bezogen. Zur Ermittlung der Navigationswinkel sind zumindest drei überlappende Bilder erforderlich.

2.3.2 Schätzung der Navigationswinkel λ, χ und Rohlage

Der Schätzung der Navigationswinkel λ, χ und Rohlage liegt ein Bildbewegungsmodell zugrunde (Bild 6). Dieses Modell gibt die Position eines bewegten Bildblocks auf dem zweiten Bild \mathbf{q}_i^1 als eine Funktion von einem Zentral- und sechs Rotationswinkeln (Rohlagen) $\mathbf{a} \in \mathbf{R}^3$ an:

$$\mathbf{q}_i^1 = f(\lambda, \mathbf{a}^0, \mathbf{a}^1; \mathbf{q}_i^0, h_0, h_1, R) \quad (1)$$

Weitere geometrische Abhängigkeiten sind gegeben durch die Höhe des Satelliten h_0, h_1 , den Planetenradius R und die festgelegten Anfangspositionen der Bildblöcke \mathbf{q}_i^0 . Das Modell basiert auf der Annahme, dass die Planetenoberfläche sphärisch ist. Für nicht sphärische Planeten wird eine Näherung verwendet, wobei R den Radius für den Positionsvektor $\mathbf{P}_{t_1}^{t_2}$ darstellt. Die Rotationswinkel repräsentieren die Satellitenorientierung im lokalen Koordinatensystem. Dieses liegt tangential zur Planetenoberfläche im Durchstoßpunkt, wo der Positionsvektor die Oberfläche schneidet, und ist so ausgerichtet, dass eine horizontale Achse in der Ebene liegt, die von zwei rotierten Positionsvektoren ($\mathbf{P}_{t_0}^{t_2}, \mathbf{P}_{t_1}^{t_2}$ oder $\mathbf{P}_{t_1}^{t_2}, \mathbf{P}_{t_2}^{t_2}$) gebildet wird.

Die Unbekannten $\lambda, \mathbf{a}^0, \mathbf{a}^1$ aus Beziehung (1) lassen sich über ein Optimierungsproblem (Gl. (2)) berechnen. Dazu werden die gemessenen Positionen $\hat{\mathbf{q}}_i^1$ von Bildblöcken mit den berechneten (propagierten) Positionen gemäß Gl. (1) verglichen.

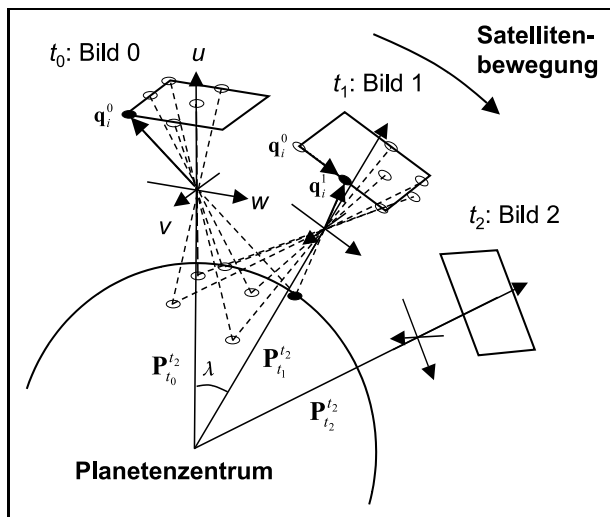


Bild 6: Bestimmung des Navigationswinkels λ .

$$J(\mathbf{x}) = \sum_i |f(\mathbf{x}; \mathbf{q}_i^0 \dots) - (\hat{\mathbf{q}}_i^1)|^2 \rightarrow \min_{\mathbf{x}} \quad (2)$$

mit

$$\mathbf{x} = [\lambda, \mathbf{a}^0, \mathbf{a}^1]. \quad (3)$$

Aus der Lösung von Gl. (2) mit den Bildern 0 und 1 erhält man Schätzwerte für $\hat{\mathbf{x}}_{01} = [\hat{\lambda}, \hat{\mathbf{a}}^0, \hat{\mathbf{a}}^1]_{01}$.

Dieses Verfahren wird für die Bilder 1 und 2 wiederholt und als Ergebnis von Gl. (2) erhält man Schätzwerte für $\hat{\mathbf{x}}_{12} = [\hat{\lambda}, \hat{\mathbf{a}}^0, \hat{\mathbf{a}}^1]_{12}$. Aus den geschätzten Vektoren $\hat{\mathbf{x}}_{01}, \hat{\mathbf{x}}_{12}$ lassen sich die beiden Navigationswinkel λ, χ sowie drei Rotationswinkel (Rohlage) zum Zeitpunkt t_2 berechnen. Der Navigationswinkel λ ist gleich $\hat{\lambda}_{01}$. Den Winkel χ erhält man über die beiden Vektoren $\hat{\mathbf{a}}_{01}^1$ und $\hat{\mathbf{a}}_{12}^0$ gemäß

$$\mathbf{M}(\chi) = \mathbf{M}(\hat{\mathbf{a}}_{01}^1) \cdot \mathbf{M}(\hat{\mathbf{a}}_{12}^0)^{-1}, \quad (4)$$

wobei \mathbf{M} eine Rotationsmatrix darstellt. Dieser Zusammenhang resultiert daraus, dass $\hat{\mathbf{a}}_{01}^1$ und $\hat{\mathbf{a}}_{12}^0$ einer und derselben Satellitenlage entsprechen, aber die lokalen Koordinatensysteme, in denen diese Daten definiert werden, wegen der Planetenrotation um den Winkel χ gedreht sind.

Als Rohlage wird direkt der Vektor $\hat{\mathbf{a}}_{12}^1$ verwendet.

2.3.3 Schätzung des Navigationswinkels β

Der dritte Navigationswinkel β wird mit einem anderen Verfahren ermittelt.

Für beliebige Oberflächenformen gilt, dass sich die Bewegungsgeraden von Bildpunkten in einem Punkt der Bildebene schneiden, sofern sich die Kamera zwischen zwei Zeitpunkten nur translatorisch bewegt (Bild 7).

Wenn die Bewegungsvektoren, wie in Bild 7 dargestellt, auf diesen Punkt zeigen, wird dieser Punkt als Kontraktionspunkt bezeichnet [13]. Er wird zum Expansionspunkt, wenn die Bewegungsvektoren aus diesem Punkt herauszeigen (z. B. wenn die Kamerahöhe abnimmt).

Wenn die Position (v_0, w_0) ermittelt ist, kann der Vektor der Kamerabewegung \mathbf{b}_{01}^0 im Kamerakoordinatensystem C_0 zum Zeitpunkt t_0 (oberer Index) zwischen den Bildaufnah-

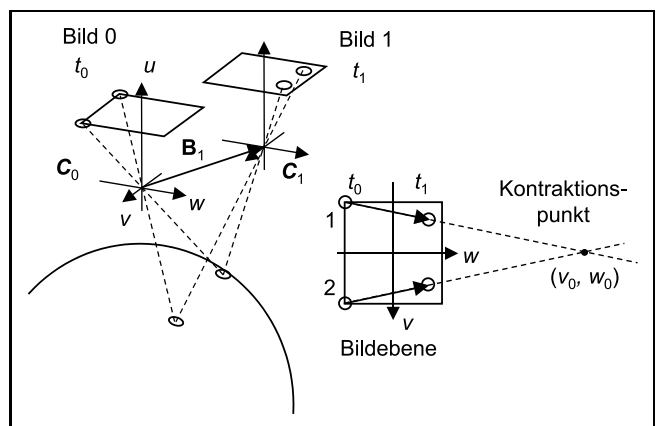


Bild 7: Kontraktionspunkt.

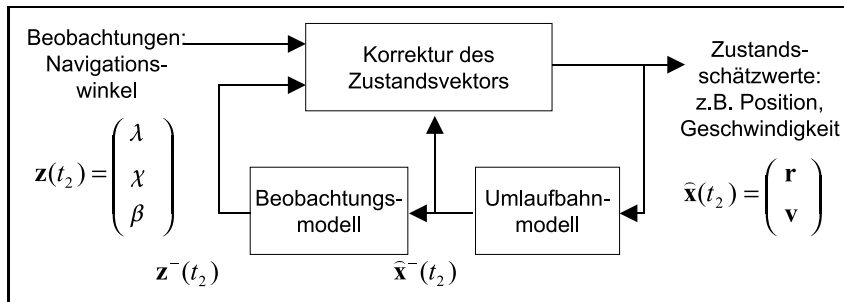


Bild 8: Umlaufbahnschätzung mit dem Kalman-Filter.

mezeitpunkten t_0 und t_1 (unterer Index) ermittelt werden. Der Vektor \mathbf{b}_{01}^0 gibt die Richtung der Kamerabewegung im Kamerakoordinatensystem C_0 an.

Im Falle einer Kontraktion gilt

$$\mathbf{b}_{01}^0 = [v_0, w_0, f]^T, \quad (5)$$

während im Falle einer Expansion gilt

$$\mathbf{b}_{01}^0 = [-v_0, -w_0, -f]^T, \quad (6)$$

wobei f die Kamerabrennweite darstellt.

Wenn die Kamera ihre Lage ändert, haben alle Bildbewegungsvektoren keinen gemeinsamen Punkt mehr. Rotiert man die Positionsvektoren \mathbf{q}_i^1 in geeigneter Weise, bis alle Bildbewegungsvektoren einen gemeinsamen Schnittpunkt erhalten, so entspricht diese Rotation der Orientierung des zweiten Kamerakoordinatensystems C_1 gegenüber dem ersten Koordinatensystem C_0 . Der Vektor \mathbf{b}_{01}^0 kann damit in das Kamerakoordinatensystem C_1 umgerechnet werden und man erhält den Vektor \mathbf{b}_{01}^1 . Auf gleiche Weise wird das zweite Paar von Bewegungsvektoren \mathbf{b}_{12}^0 und \mathbf{b}_{12}^1 aus den Bildern 1 und 2 gewonnen.

Zur Berechnung des Navigationswinkels β werden zwei Bewegungsvektoren \mathbf{b}_{01}^1 und \mathbf{b}_{12}^1 benötigt. Sie sind in einem Kamerakoordinatensystem C_1 definiert und entsprechen den Vektoren \mathbf{B}_1 und \mathbf{B}_2 gemäß der Definition des Navigationswinkels β (Bild 5). Der Winkel zwischen \mathbf{b}_{01}^1 und \mathbf{b}_{12}^1 repräsentiert den gesuchten Schätzwert für β .

2.4 Umlaufbahnschätzung

Eine direkte Berechnung des Satellitenbewegungszustandes aus den Augenblickswerten der Navigationswinkel λ, χ, β ist nicht möglich, da diese Werte auch von der Planetendrehung beeinflusst werden. Deswegen wird eine Zeitreihe dieser Navigationsbeobachtungen verwendet. Eine solche Lösung erfordert den Einsatz eines Schätzfilters. Eine detaillierte Analyse der statistischen Eigenschaften der Messfehler ergab, dass die Verwendung eines Minimumvarianzfilters möglich ist [11]. Als geeignetes Verfahren wurde ein erweiterter Kalman-Filter(EKF)-Algorithmus ausgewählt, da dieser Algorithmus wegen seines reduzierten Rechenaufwandes für einen bordautonomen Einsatz als sehr geeignet erscheint (Bild 8).

Der Satellitenbewegungszustand wird zu einem Zeitpunkt t_2 durch einen Zustandsvektor $\mathbf{x}(t_2)$ beschrieben (vergleiche Bild 8). Der Zustandsvektor beinhaltet die Parameter

des Umlaufbahnmodells. In einer allgemeinen Beschreibungsform besteht der Vektor aus drei Positions- und drei Geschwindigkeitskomponenten. Wesentlich geeigneter sind jedoch Keplersche Umlaufbahnmodelle unter Berücksichtigung von Bahnstörungen. Das Umlaufbahnmodell ist zeitkontinuierlich, die Messungen (Beobachtungen) $\mathbf{z}(t_2) = (\lambda, \chi, \beta)^T$ liegen hingegen nur zu diskreten Zeitpunkten vor. Das Beobachtungsmodell ermöglicht die Vorhersage des Beobachtungsvektors $\mathbf{z}^-(t_2)$ und benötigt als A-priori-Daten lediglich das Umlaufbahnmodell und das Planetenrotationsmodell. Die Satellitenbewegung wird damit relativ zur Planetenoberfläche ermittelt.

Die mathematischen Modelle für die Satellitenbewegung sowie geeignete Integrationsverfahren sind in der Literatur ausführlich beschrieben [2; 14].

2.5 Lagebestimmung

Die Rohdaten zur Lagebestimmung (Rohlage) fallen als Beiprodukt der Bildbewegungsanalyse an (siehe Abschnitt 2.3.2).

Die Rohlage unterscheidet sich von der Lage im Roll-Pitch-Yaw-Koordinatensystem durch die Planetenabplattung und Planetenrotation. Eine wesentliche Rolle spielt dabei die Abweichung der Planetenform von der Sphäre. Die Rohlage kann dementsprechend mit Daten über die Satellitenposition zu den Zeitpunkten t_1 und t_2 , die Verformung und die Drehung des Planeten korrigiert werden. Es sei bemerkt, dass die Lagebestimmung sehr wohl mittels der Augenblickswerte der Navigationswinkel möglich ist und deshalb kein Schätzfilter benötigt.

3 Leistungsanalyse

Eine detaillierte Leistungs- und Empfindlichkeitsanalyse des vorgestellten Navigationsverfahrens hinsichtlich unterschiedlicher Einflussfaktoren und Randbedingungen wurde mit einer speziell entwickelten Simulationssoftware durchgeführt [11].

Folgende Faktoren wurden dabei näher betrachtet: Parameter der Bildbewegungsverfolgung (Anzahl und Größe der Bildblöcke), Kameraparameter, Umlaufbahnparameter, Dynamik der Satellitenlage, Aktualisierungsrate des Umlaufbahnfilters, Anfangsfehler für Umlaufbahnfilter, Fehler in verwendeten Modellen.

Die Bahnhöhe und Inklination haben sich als kritische Faktoren erwiesen: für niedere Höhen wird die Genauigkeit geringer und äquatoriale Umlaufbahnen sind wegen fehlender Beobachtbarkeit von einigen Bahnparametern unzulässig. Ein großer Öffnungswinkel des Kameraobjektives, kleines Pixelfeld, eine große Anzahl von kleinen Bildblöcken und eine hohe Aktualisierungsrate des Umlaufbahnfilters verbessern die Genauigkeit. Initialisierungsfehler bis 250...300 km sind ohne Leistungsminderung tolerierbar.

Die Fehler im topographischen Planetenmodell spielen eine wesentliche Rolle bei der Bestimmung der RPY-Lage. Die Lagegenauigkeit für einen sphärischen Planeten kann sehr hoch sein (Standardabweichung des Fehlers im Bereich 0,001...0,003 Grad). Unter realen Einsatzbedingungen ist aber eine Verschlechterung um den Faktor 30...60 zu erwarten.

Die Fehler im Umlaufbahnmodell beeinflussen die Lagegenauigkeit nur geringfügig (um Faktor 1,5...3 für einen Positionsfehler bis zu mehreren Kilometern). Der Einfluss der Fehler im Planetenrotationsmodell ist für die bekannten Planeten vernachlässigbar.

Bild 9 zeigt ein typisches Simulationsergebnis für einen Erdsatelliten in einer Umlaufbahn mit folgenden Parametern: Höhe 1500 km, Exzentrizität 0,02, Inklination 65 Grad, Argument des Perigäums 0 Grad und Argument des aufsteigenden Knotens 0 Grad. Die Aktualisierungsrate betrug 70 pro Umlaufbahn, auf der Nachtseite wurden keine Aktualisierungen, sondern lediglich eine Zustandspropagation durchgeführt. RSS bedeutet hier die Wurzel der Quadratsumme der drei Positionsfehlerkomponenten.

Die Tabellen 1 und 2 präsentieren als Vergleich statistisch abgesicherte Simulationsergebnisse für eine Erd- und Marsmission.

Die Bahnhöhe für die Marsmission beträgt 800 km, die restlichen Simulationsparameter sind identisch denen der Erdmission.

Die Positionsfehler wurden aus der Kovarianzmatrix der Bahnparameter am Ende des 20. Umlaufs ermittelt. Die Lagefehler wurden aus Lageschätzwerten als quadratische Mittelwerte für einen Umlaufbahn berechnet.

Der Flugrichtungsfehler erweist sich als die größte Fehlerkomponente. Der Radialfehler ist kleiner, weil die große Halbachse und Exzentrizität besser beobachtbar sind als andere Umlaufbahnparameter. Die besseren Navigationsleistungen für die Marsmission können mit einer besseren Beobachtbarkeit der Bahnparameter erklärt werden. Die schlechtere Lagegenauigkeit für die Marsmission wird durch die größere Planetenabplattung verursacht.

Das Kamerasichtfeld für diese Simulationsexperimente beträgt 96 Grad. Bei 2400 Bildblöcken pro Aktualisierung ist damit eine Korrelationsrate von 3800 Korrelationen pro Sekunde für Blöcke zu je 160×120 Pixel erforderlich. Eine derartig enorme Bordrechenleistung ist nur mittels so genannter optischer Rechner

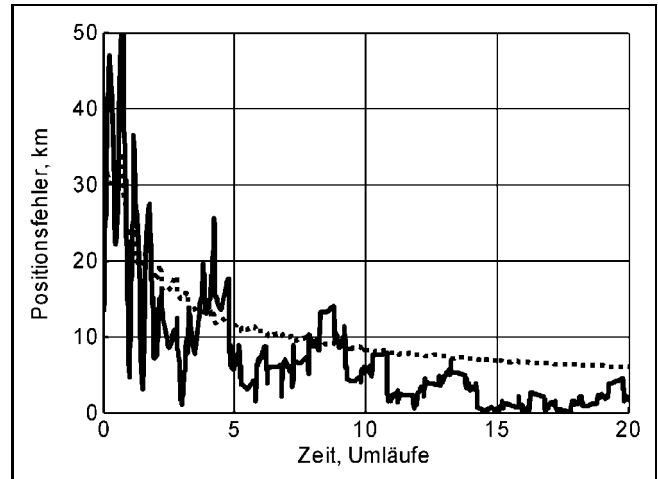


Bild 9: Simulationsergebnisse für Navigationsfehler (durchgezogene Linie: berechneter RSS Fehler, Strichlinie: geschätzter RSS Fehler (Flugrichtung) aus der Kovarianzmatrix).

Tabelle 1: Simulationsergebnisse für die Genauigkeit der Positionsschätzung.

Planet	Positionsgenauigkeit (rms), km			
	Radial	Quer	Flug	RSS
Erde	0,06	0,64	6,17	6,20
Mars	0,03	0,27	2,5	2,51

Tabelle 2: Simulationsergebnisse für die Genauigkeit der RPY-Lageschätzung.

Planet	Lagegenauigkeit (rms), Grad			
	Roll	Pitch	Yaw	RSS
Erde	0,08	0,04	0,02	0,09
Mars	0,15	0,07	0,03	0,17

erreichbar, wie sie etwa am Lehrstuhl für Automatisierungstechnik entwickelt werden [10]. Optische Korrelatoren nutzen Interferenz- und Beugungseigenschaften spezieller optischer Anordnungen zur optischen Fouriertransformation von transparenten Bildern und ermöglichen dadurch entscheidende Geschwindigkeitsvorteile gegenüber herkömmlichen digitalen Korrelatoren.

4 Randbedingungen

Das vorgestellte bildgestützte Navigationsverfahren benötigt keine speziellen Bildmerkmale und erfordert lediglich eine ausgeprägte und stabile Textur der Planetenoberfläche. Weitere wichtige Planeteigenschaften sind eine hinreichend schnelle Drehung (positiv für Positionsgenauigkeit) und eine näherungsweise sphärische Form (positiv für Lagegenauigkeit). Achtzehn Planeten im Sonnensystem erfüllen diese Bedingungen.

Obwohl die Navigationsbilder prinzipiell mit jeder an Bord verfügbaren Kamera erfasst werden können, sollte zur Erhöhung der Genauigkeit eine separate Navigationskamera mit einem großen Sichtfeld und einer großflächigen Bildsensoranordnung verwendet werden.

Die Lagebestimmungsalgorithmen funktionieren für die Erde bis zu einer maximalen Bahnhöhe von 6000 km bei einem Kamerasichtfeld von 50 Grad. Die Bahnschätzalgorithmen funktionieren bis zu 12 000 km bei einem Kamerasichtfeld von 29 Grad. Die Auswahl eines größtmöglichen Kamerasichtfeldes ermöglicht hohe Navigationsgenauigkeiten für unterschiedliche Bahnhöhen. Für niedere Bahnhöhen werden die Leistungen durch technische Einschränkungen des Kameraaufbaues begrenzt. Das Verfahren ist nutzbar für Inklinationen im Bereich 25...155 Grad, in äquatorialen Umlaufbahnen ist es aus Beobachtbarkeitsgründen prinzipiell nicht einsetzbar.

5 Zusammenfassung

Das vorgestellte bordautonome Echtzeitverfahren zur Umlaufbahn- und Lageschätzung für Satelliten basiert auf der Analyse von Bildbewegungsvektoren in der Bildebene durch Auswerten von Bildsequenzen einer einzelnen Fernerkundungskamera. Es benötigt keine zusätzliche Navigationssensorik und keine aufwändigen Borddatenbanken.

Die Ermittlung der Bildbewegung erfolgt mittels zweidimensionaler Korrelationsanalyse und ermöglicht Korrelationsgenauigkeiten im Subpixelbereich. Der entscheidende Vorteil dieses Verfahrens liegt in der weitgehenden Unabhängigkeit von einzelnen Bildmerkmalen (im Gegensatz zu bekannten Landmarkenverfahren). Damit ist das Konzept extrem robust gegenüber Störungen der zugrunde liegenden Bilder. Das Navigationsproblem lässt sich elegant durch die Einführung spezieller Navigationswinkel lösen, die direkt aus der Bildbewegungsanalyse abgeleitet werden können.

Der Nachweis der funktionellen Machbarkeit wurde im Rahmen ausführlicher Leistungs- und Empfindlichkeitsanalysen erbracht.

Das vorgeschlagene Navigationsverfahren kann mit anderen Verfahren im Sinne der Datenfusion kombiniert werden. Damit lassen sich die Leistungen und die Robustheit für das gesamte Navigationssystem beträchtlich erhöhen.

Danksagung

Die Arbeiten wurden von der European Space Agency unter ESA/ESTEC Contract No.14508/00/NL/MV gefördert.

Literatur

- [1] *Renzetti, N.A., Jordan, J.F., Berman, A.L., Wackley, J.A. and Yunck, T.P.*: The Deep Space Network: An instrument for radio navigation of deep space probes. Doc. No. JPL-PUB-82-102, Jet Propulsion Lab., California Institute of Technology, Pasadena, CA 1982.
- [2] *Long, A.C., Capellari, Y.O., Velez C.E. and Fuchs, A.J.* eds.: Goddard trajectory determination system mathematical theory, Revision 1. Goddard Space Flight Center and Computer Sciences Corporation, NASA/Goddard Space Flight Center, Flight Dynamic Division, Code 550, 1989.
- [3] *Parkinson, B.W. and Spilker, J.J. Jr.* eds. /*Axelrad, P. and Enge, P.* associate eds.: Global Positioning System: theory and applications, Volume I. Vol. 163 Progress in Astronau-

tics and Aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington 1995.

- [4] *Boge, T. und Janschek, K.*: GPS-basiertes Systemkonzept zur bordautonomen Bahn- und Lagebestimmung von erdnahen Kleinsatelliten. Deutsche Gesellschaft für Ortung und Navigation e.V. DGON-Seminar SATNAV 98, Satellitennavigationsysteme – Grundlagen und Anwendungen, Dresden, 5.–9. Oktober 1998, S. 289–298, 1998.
- [5] *Rayman, M.D., Varghese, P., Lehman, D.H. and Livesay L.L.*: Results from the Deep Space 1 technology validation mission. 50th International Astronautical Congress, Amsterdam, The Netherlands, October 4–8, 1999.
- [6] *Hosken, R.W. and Wertz, J.R.*: Microcosm Autonomous Navigation System on-orbit operation. AAS Paper 95-074, 1995.
- [7] *Chory, M.A., Hoffman, D.P. and LeMay, J.L.*: Satellite autonomous navigation – status and history. PLANS '86 – Position Location and Navigation Symposium, Las Vegas, NV, November 4–7, 1986.
- [8] *Janschek, K., Boge, T., Krasilshikov, M., Dishel, V. and Jacobson, M.*: Minimum hardware navigation concept for LEO satellites using information fusion. Proceedings 12th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, August–September, 1998.
- [9] *Reichert, O. and Berton, D.*: Intelligent landmarks recognition in satellites images. AGARD, Advances in Techniques and Technologies for Air Vehicle Navigation and Guidance, 1989 (SEE N90-16731 09-04).
- [10] *Janschek, K., Tchernykh, V.*: Optical Correlator for Image Motion Compensation in the Focal Plane of a Satellite Camera. Space Technology, Volume 21 (2001), Issue 4, pp. 127–132.
- [11] *Dyblenko, S.*: Autonomous Satellite Navigation with Image Motion Analysis Using Two-Dimensional Correlation. Dissertation, Technische Universität Dresden, Fakultät Elektrotechnik und Informationstechnik, 2004.
- [12] *Dyblenko, S., Janschek, K., Tchernykh, V.*: Verfahren und Vorrichtung zur autonomen Navigation von Satelliten. Internationale Patentanmeldung PCT/DE02/02037, Offenlegungsschrift DE10127399A1, 12.12.2002.
- [13] *Bhanu, B. and Burger, W.*: Patent US5036474: Motion detection and tracking from a mobile platform. Honeywell Inc., Minneapolis, MN, July 30, 1991/March 31, 1989.
- [14] *Chobotov, V.A.* ed.: Orbital Mechanics. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC 1991.

Manuskripteingang: 19. April 2004.



Dr.-Ing. Serguei Dyblenko ist wissenschaftlicher Mitarbeiter am Lehrstuhl für Automatisierungstechnik an der Fakultät Elektrotechnik und Informationstechnik der Technischen Universität Dresden. Hauptarbeitsfelder: Navigation, optische Bildverarbeitung.

Adresse: Institut für Automatisierungstechnik, Technische Universität Dresden, 01062 Dresden, Tel.: +49-351-463-32134,
E-Mail: dyblenko@ifa.et.tu-dresden.de



Prof. Dr. techn. Klaus Janschek ist geschäftsführender Direktor des Institutes für Automatisierungstechnik an der Fakultät Elektrotechnik und Informationstechnik der Technischen Universität Dresden. Hauptarbeitsfelder: Informationsfusionierung, Teleautomation, Steuerung verteilter Systeme, Navigation, optische Bildverarbeitung.

Adresse: Institut für Automatisierungstechnik, Technische Universität Dresden, 01062 Dresden, Tel.: +49-351-463-34025,
E-Mail: janschek@ifa.et.tu-dresden.de