

EINE METHODE ZUR KORREKTUR VON AUSRICHTUNGSFEHLERN BEI STERNSENSOREN

R. Strietzel
Wolfssteinweg 1 D
D – 02689 Sohland, Deutschland
Roland.Strietzel-DD@t-online.de

Zusammenfassung

Sternsensordsysteme werden angewendet, um die Genauigkeit und die Zuverlässigkeit bei der Lagemessung von Raumflugkörpern zu erhöhen. Die volle Genauigkeit wird nur erreicht, wenn die Sensoren entsprechend den projektierten Ausrichtungen wirksam sind. Die Anordnung der Sensoren auf der Plattform wird beeinflusst durch die Nutzlast, die Antennen, die Solarpanele und andere Geräte. Nicht in allen Fällen kann eine stabile Ausrichtung gesichert werden. Auftretende mechanische Spannungen oder kräftige Temperaturänderungen können die erforderliche Ausrichtung stören. Falls ein Sensor des Systems sehr stabil mit der Plattform des Raumschiffes verbunden ist, kann er zur Korrektur von Ausrichtungsfehlern der anderen Sensoren dienen. Die Korrektur basiert auf dem Vergleich der Lagemessergebnisse der beiden betrachteten Sensoren. Die Signale des fehlausgerichteten Sensors können durch Rotation seines Koordinatensystems mittels Software korrigiert werden. Die Algorithmen werden entwickelt, und Simulationsergebnisse einer Anordnung aus zwei Sensoren demonstrieren die Leistungsfähigkeit der Methode unter realen Bedingungen.

Keywords

Sternsensor, Lagemessung, Modellreferenz-Adaptation.

1. EINFÜHRUNG

Ein Sternsensordsystem, das aus mindestens zwei Sternsensoren besteht, ermöglicht höhere Genauigkeit und Zuverlässigkeit bei der Lagemessung von Raumflugkörpern [1, 2, 3].

Der Vorteil der höheren Genauigkeit kann nur vollständig erreicht werden, wenn die einzelnen Sensoren in bestimmten Winkeln zueinander angeordnet werden und die Ausrichtungen der Sensoren während des Betriebs präzise eingehalten werden. Fehlausrichtungen, die durch Vibrationen, mechanische Spannungen, Temperaturschwankungen entstehen, können die Messgenauigkeit des Sensorsystems reduzieren. Eine nicht erkannte Fehlausrichtung eines einzelnen Sensors kann die Messgenauigkeit des Sensorsystems beträchtlich reduzieren.

Der Beitrag beschäftigt sich mit einer Methode, die Messfehler durch Fehlausrichtung intern im Sensor-System zu kompensieren.

Ein Sternsensor besteht hauptsächlich aus

- einer Weltraum tauglichen Kamera mit einem Lichtschutztubus, einem Objektiv, einem Matrix-Detektor (CCD oder APS) [4].
- analoger Datenvorverarbeitung
- Analog-Digital-Umsetzung
- digitaler Datenvorverarbeitung
- Sternidentifikation mit Hilfe eines Sternkatalogs

- der Lageberechnung
- einem Bussystem für den Datenaustausch zwischen den Sensoren
- dem Ausgangsdateninterface
- der Stromversorgung.

Die Ausgangssignale eines einzelnen Sternsensors oder eines Sensorsystems können sein:

- die Eulerwinkel (Rollwinkel R , Nickwinkel P , Gierwinkel Y)
- die Lagematrix A
- der Quaternionvektor q .

Bei einem Sternsensordsystem existiert zusätzlich eine Baugruppe, die die Messdaten der einzelnen Sensoren zur Bestimmung der Lage (Orientierung) des Raumflugkörpers fusioniert [3]. Zusätzlich kann das Sensorsystem einen Modul für die Kompensation von Ausrichtungsfehlern enthalten.

Die Sternsensoren des Systems sind gleichartig aufgebaut. Für die Korrektur der Fehlausrichtungen müssen die Lagequaternionen jedes Sensors des Systems zur Verfügung stehen.

Normalerweise besteht ein Sternsensordsystem aus zwei oder drei Sensoren des gleichen Typs. Im Folgenden wird ein System aus zwei Sensoren untersucht.

Eine hohe Messgenauigkeit ergibt sich bei einer optimalen Anordnung der Sensoren. Bei einem Zwei-Sensor-System ist eine rechtwinklige Anordnung der Sichtgeraden der Sensoren zu empfehlen.

Um eine wirkungsvolle Korrektur von Ausrichtungsfehlern zu erreichen, sollte mindestens ein Sensor sehr stabil mit der Plattform des Raumflugkörpers verbunden sein. Dieser Sensor dient dann als Referenz-Sensor.

2. KOORDINATENSYSTEME

Die Messung der Lage (Orientierung) eines Raumschiffes und die Anwendung mehrerer Sternsensoren erfordert die Nutzung verschiedener Koordinatensysteme für die zu messenden und die zu verarbeitenden Daten.

Die folgenden Koordinatensysteme werden gebraucht:

- Das interne Sensorkoordinatensystem, als kartesisches Koordinatensystem (BILD 1) oder Kugelkoordinatensystem
- Das Koordinatensystem des Sensorsystems, auch Masterkoordinatensystem, kartesisches Koordinatensystem
- Das kartesische Koordinatensystem des Raumschiffes
- Das Raumschiff zentrierte astronomische Koordinatensystem, Kugelkoordinatensystem.

Die Umrechnungen zwischen den Koordinatensystemen geschehen mit Hilfe der Lagematrix oder mittels Koordinatentransformation [5].

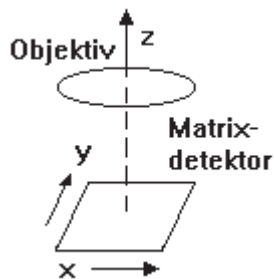


BILD 1. Internes Koordinatensystem des Sternsensors

Ein einzelner Sternsensor gibt die Lage des Sensors bezüglich des astronomischen Koordinatensystems des Sternkatalogs an. Über feste Beziehungen zu einem Masterkoordinatensystem und dem Koordinatensystem des Raumschiffes in Form von Lagematrizen kann die Lage des Raumschiffes berechnet werden.

In dem Fall der Korrektur von Ausrichtungsfehlern interessieren hauptsächlich zwei Koordinatensysteme,

- das Koordinatensystem des fehlausgerichteten Sensors
- das Koordinatensystem des Referenzsensors.

Manchmal ist es auch sinnvoll, die Korrekturmaßnahmen über das Masterkoordinatensystem des Sternsensors durchzuführen.

Für die Transformation der Eulerwinkel von einem kartesischen Koordinaten-System in ein anderes kartesisches Koordinaten-System gilt die Lagematrix (Richtungs-Kosinus-Matrix) [5],

$$(1) \quad W_2 = (R_2 P_2 Y_2)^T = A W_1, \quad W_1 = (R_1 P_1 Y_1)^T, \\ R @ x, P @ y, Y @ z.$$

Die Lagematrix lässt sich durch den Quaternionvektor ausdrücken,

$$(2) \quad A(q) = \begin{bmatrix} A_{11}(q) & A_{12}(q) & A_{13}(q) \\ A_{21}(q) & A_{22}(q) & A_{23}(q) \\ A_{31}(q) & A_{32}(q) & A_{33}(q) \end{bmatrix},$$

$$\begin{aligned} A_{11}(q) &= q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 \\ A_{12}(q) &= 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) \\ A_{13}(q) &= 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ A_{21}(q) &= 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) \\ A_{22}(q) &= -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 \\ A_{23}(q) &= 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) \\ A_{31}(q) &= 2(q_1 q_3 + q_2 q_4) \\ A_{32}(q) &= 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) \\ A_{33}(q) &= -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{aligned}$$

mit dem Quaternionvektor

$$(3) \quad q = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix},$$

Im Fall sehr kleiner Werte $q_1, q_2, q_3 \ll 1$ und $q_4 \approx 1$ gilt

$$(4) \quad A(q) = \begin{bmatrix} 1 & 2q_3 & -2q_2 \\ -2q_3 & 1 & 2q_1 \\ 2q_2 & -2q_1 & 1 \end{bmatrix}, \quad q_1, q_2, q_3 \ll 1$$

mit $q_1 @ x, q_2 @ y, q_3 @ z$.

Eine Transformation auf der Basis von Quaternionvektoren ist mit Hilfe der Beziehung

$$(5) \quad q_C = q_A \otimes q_B$$

$$\begin{bmatrix} q_{C1} \\ q_{C2} \\ q_{C3} \\ q_{C4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{A4} & q_{A3} & -q_{A2} & q_{A1} \\ -q_{A3} & q_{A4} & q_{A1} & q_{A2} \\ q_{A2} & -q_{A1} & q_{A4} & q_{A3} \\ -q_{A1} & -q_{A2} & -q_{A3} & q_{A4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{B1} \\ q_{B2} \\ q_{B3} \\ q_{B4} \end{bmatrix},$$

realisierbar. Es bedeuten q_C der Ausgangsvektor, q_A der Transformationsvektor und q_B der Eingangsvektor. Lagematrix und Quaternionvektor sind wichtige Instrumente für die Lagemessung [5].

3. DAS GRUNDPRINZIP DER KORREKTUR VON AUSRICHTUNGSFEHLERN

Das Grundprinzip für die Korrektur von Ausrichtungsfehlern ist im BILD 2 dargestellt. Die Abweichungen Δq_A der Lagemessergebnisse des Referenzsensors S_1 und des fehlausgerichteten Sensors S_2 werden dem Adaptionsmodul ACS zugeführt, das den Sensor S_2 so manipuliert, dass der Lagemessfehler reduziert wird. Wichtig ist, dass die Messergebnisse q_{A1} und q_{A2} dem gleichen Koordinatensystem angehören.

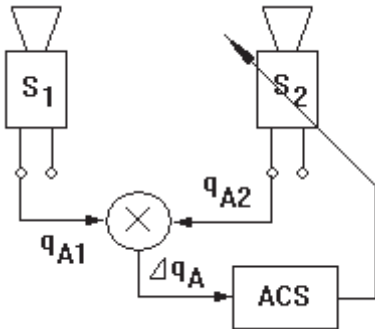


BILD 2. Korrektur von Ausrichtungsfehlern, S_1 Referenzsensor, S_2 fehlausgerichteter Sensor, q_{A1} and q_{A2} gemessene und auf ein gleiches Bezugssystem transformierte Lagevektoren, Δq_A Abweichung bei der Lagemessung, ACS Adaptionsmodul

Eine ausführlichere Darstellung des Korrekturalgorithmus zeigt BILD 3.

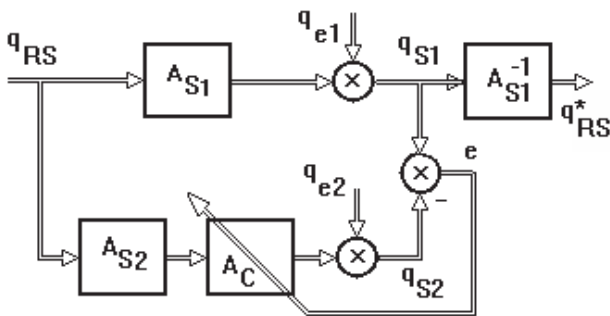


BILD 3. Blockschaltbild zur Korrektur von Fehlausrichtungen

Die reale Lage q_{RS} des Raumschiffes erzeugt in den Sternsensoren S_1 und S_2 Lageinformationen q_{S1} und q_{S2} , die durch q_{e1} beziehungsweise q_{e2} gestört sind. Die Lageinformationen q_{S1} und q_{S2} beziehen sich auf ein Masterkoordinatensystem. Die Fehlervektoren q_{e1} und q_{e2} bestehen aus Rauschen und Bias. Die Lagematrix A_{S1} entsprechend Gl. (5) beschreibt die Messergebnisse des Sensors S_1 und ihre Transformation in das Masterkoordinatensystem. Gleiches gilt für den Sensor S_2 . Die Anwendung der Inversen A_{S1}^{-1} liefert die Fehler behaftet gemessene

Lage q_{RS}^* des Raumschiffes, gemessen mit dem Sensor S_1 . Da der Sensor S_1 als Referenzsensor dient, kann der Fehler q_{e1} nicht kompensiert werden. Der Sensor S_1 erfordert eine stabile und robuste Befestigung auf der Plattform, damit q_{RS} und q_{RS}^* möglichst gut übereinstimmen.

Der Ausrichtungsfehler ist Teil des Fehlervektors q_{e2} . Wie BILD 3 zeigt, kann dieser Fehler durch Modellreferenz-Adaption kompensiert werden, da es sich um die Änderung von Systemparametern handelt. Der Fehlervektor e , der sowohl aus Rauschen und Bias besteht steuert das Lage korrigierende Modul A_C . Die Matrix A_C hat den Charakter einer Mehrgrößen-Verstärkung. Die Matrix A_C rotiert das Übertragungsverhalten des Sensors S_2 oder sein Koordinatensystem zur Kompensation der Fehlausrichtung.

Da der Betrag der Determinante der Matrix A_C relativ klein ist, kann eine Instabilität der Adaptionsschleife ausgeschlossen werden.

4. KORREKTURALGORITHMEN

Modellreferenz-Adaptation [6] bedeutet, dass der Sensor S_1 das Referenzmodell bildet und die Parameter des Sensors S_2 an das Referenzmodell adaptiert werden. Die Adaptionsregel ACS in BILD 2 beschreibt die Beziehung zwischen dem Fehlervektor e und der Matrix A_C in BILD 3. Wegen der relativ hohen Genauigkeit der Sensoren und ihrer stabilen and genauen Ausrichtung ist die Abweichung zwischen den Messergebnissen q_{S1} und q_{S2} sehr gering, voraus gesetzt, dass die Messergebnisse auf ein Masterkoordinatensystem transformiert wurden.

4.1. Berechnung auf der Basis des Quaternionvektors

Der Quaternionvektor q besteht aus vier Elementen. Da zur Angabe der Lage nur drei Größen notwendig sind, existiert eine Nebenbedingung,

$$(6) \quad q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1.$$

Da der exakte Messwert der Lage vom Sternsensor S_2 nicht bekannt ist, kann in guter Näherung der Messwert q_{S1} des Referenzsensors verwendet werden. Am Sternsensor S_2 können damit gemäß Gl. (5) folgende Beziehungen formuliert werden,

$$(7) \quad q_{S2} = q_{S1} \otimes q_{e2} \otimes q_C,$$

$$(8) \quad q_{S2} = (q_{S21} \ q_{S22} \ q_{S23} \ q_{S24})^T,$$

$$(9) \quad q_C = (q_{C1} \ q_{C2} \ q_{C3} \ q_{C4})^T,$$

$$(10) \quad q_R = q_{S2} \otimes q_{S1},$$

für die resultierende Lagemessung q_{S2} des Sternsensors S_2 und den Restfehler q_R bei einem Korrekturvektor q_C .

Die Produktregel nach Gl. (5) dient zur Berechnung der Steuerungsdifferenz $e = \Delta q$ an der Mischstelle M_1 ,

$$(11) \quad e = \begin{pmatrix} q_{S24} & -q_{S23} & q_{S22} & -q_{S21} \\ q_{S23} & q_{S24} & -q_{S21} & -q_{S22} \\ -q_{S22} & q_{S21} & q_{S24} & -q_{S23} \\ q_{S21} & q_{S22} & q_{S23} & q_{S24} \end{pmatrix} q_{S1}$$

mit dem Ausgangs-Quaternionvektor $q_{S1} = (q_{S11} \ q_{S12} \ q_{S13} \ q_{S14})^T$ des Referenzsensors, dem Ausgangsvektor $q_{S2} = (q_{S21} \ q_{S22} \ q_{S23} \ q_{S24})^T$ des fehlausgerichteten Sensors und dem Differenzvektor e .

Der Quaternionvektor q_{S1} hat die Funktion einer Führungsgröße in der Adaptionsschleife. Der Differenzvektor $e = (e_1 \ e_2 \ e_3 \ 1)^T$ entsteht nach Gl. (7) aus dem Vektor q_{S1} und der Rückwärtsdrehung um den Vektor q_{S2} .

BILD 4 zeigt eine ausführlichere Darstellung der Adaptionsschleife von BILD 3.

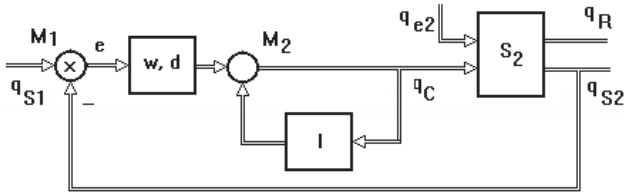


BILD 4. Beispiel einer Adaptionsschleife

Im BILD 4 bedeuten q_{S1} der Ausgangsvektor des Referenzsensors, w ein skalarer Wichtungsfaktor, I eine 4x4-Übertragungsmatrix mit einer Zeitverschiebung um einen Takt, q_C ein Korrekturvektor, q_{S2} der Ausgangsvektor des fehlausgerichteten Sensors S_2 , q_R die verbleibende Fehlausrichtung. Die ersten drei Elemente des Vektors e sind sehr klein und von der gleichen Größenordnung, deshalb kann für die drei Elemente der gleiche Wichtungsfaktor w angewendet werden. Der Faktor w bestimmt die Adaptionsgeschwindigkeit im Vergleich zur Taktfrequenz der Lagemessung. Ein kleiner Faktor w sichert Stabilität der Adaption und korrespondiert mit einer langsamen Variation einer möglichen Fehlausrichtung des Sensors.

BILD 4 zeigt den Adaptionalgorithmus. Wegen der kleinen Beträge e_1, e_2, e_3 des Fehlervektors e ist die Mischstelle M_2 rein additiv. Damit berechnet sich der Steuerungsvektor q_C zu

$$(12) \quad q_C(k+1) = q_C(k) + w [e(k) - d]$$

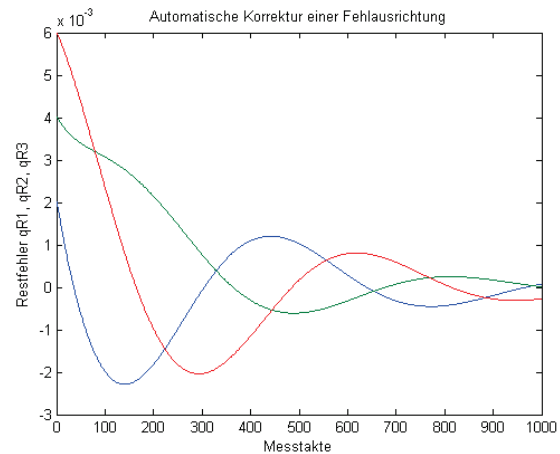


BILD 5. Kompensation einer Fehlausrichtung, q_1 blau, q_2 grün, q_3 rot

Der Algorithmus geht von der Anfangsbedingung $q_C(0) = (0 \ 0 \ 0 \ 1)^T$ und dem Hilfsvektor $d = (0 \ 0 \ 0 \ 1)^T$ aus. Der Restfehler

$$(13) \quad q_R = -e$$

der Adaption konvergiert,

$$(14) \quad q_R(k) = (0 \ 0 \ 0 \ 1)^T, \quad k \rightarrow \infty.$$

Den Verlauf der ersten drei Komponenten des Restfehlers q_R zeigt BILD 5. Zu dieser graphischen Darstellung gehört ein Fehlervektor $q_{e2} = (0,0002 \ 0,0004 \ 0,0006 \ 1)^T$ des Sternsensor S_2 und einem Messergebnis $q_{S1} = (0,3 \ 0,5 \ 0,1 \ 0,8062)^T$.

4.2. Berechnung auf der Basis der Lagematrix

Das Messergebnis des Sensors S_1 beträgt q_{S1} . Die Fehlausrichtung am Sternsensor S_2 wird durch die Lagematrix M_e gegeben,

$$(15) \quad M_e = \begin{pmatrix} 1 & 2q_{e3} & -2q_{e2} \\ -2q_{e3} & 1 & 2q_{e1} \\ 2q_{e2} & -2q_{e1} & 1 \end{pmatrix}, \quad q_{e1}, q_{e2}, q_{e3} \ll 1,$$

Die Matrix M_{S1} gibt die gemessene Lage des Sensors S_1 an, gleichzeitig dient sie als unverfälschtes Messergebnis des Sensors S_2 . Das Fehler behaftete Messergebnis des Sensors S_2 wird durch die Matrix M_{S2} beschrieben,

$$(16) \quad M_{S2} = M_C M_e M_{S1}.$$

Die Matrix M_C dient der Korrektur des Ausrichtungsfehlers und wird auf folgende Weise berechnet,

$$(17) \quad M_C(0) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$(18) \quad M_C(k+1) = M_C(k) + w [M_{S1} M_{S2}(k)^{-1} - D]$$

mit der Hilfsmatrix

$$(19) \quad D = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$(20) \quad M_R(k) = M_{S1} M_{S2}(k)^{-1}$$

Die Matrix

$$(21) \quad M_R = \begin{bmatrix} 1 & 2q_3 & -2q_2 \\ -2q_3 & 1 & 2q_1 \\ 2q_2 & -2q_1 & 1 \end{bmatrix}, \quad q_1, q_2, q_3 \ll 1,$$

konvergiert monoton zur Einheitsmatrix,

$$(22) \quad M_R(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad k \rightarrow \infty.$$

Aus den Matrizenelementen von M_R nach Gl. (21) resultiert der Quaternionvektor

$$(23) \quad q = (q_1 \ q_2 \ q_3 \ 1)^T$$

für den Restfehler. Der Verlauf der Fehlerkorrektur ist im BILD 6 dargestellt.

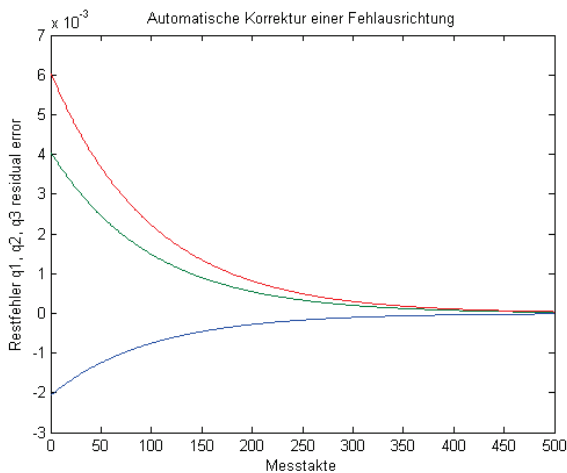


BILD 6. Automatische Korrektur einer Fehlausrichtung, q_1 blau, q_2 grün, q_3 blau

Im Vergleich zu Abschnitt 4.1 stellt dieser Algorithmus eine bessere Lösung dar.

5. FEHLERVERHALTEN EINES SYSTEMS AUS ZWEI STERNSENSOREN

Ein Zweisensor-System wird untersucht (BILD 7). Der Winkel λ zwischen den Mittellinien der Sensoren beträgt $\lambda = 90^\circ$. Das Koordinatensystem des Referenzsensors S_1 ist gleichzeitig Masterkoordinatensystem. Die Simulation liefert Ergebnisse des Sensorsystems ($S_1 \ S_2$) unter realen Bedingungen üblicher Sternsensoren mit Rauschen. Wenn die beiden Sensoren auf einem festen Block montiert sind, der mit der Plattform stabil verbunden ist, werden die folgenden Untersuchungen nicht gebraucht. Ist das nicht der Fall, bildet BILD 7 eine praktische Lösung.

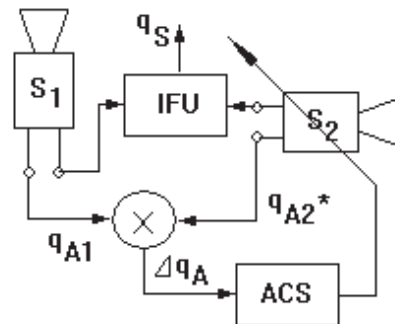


BILD 7. Korrektur des Ausrichtungsfehlers des Sensors S_2 mit dem Korrektursystem ACS, dem Referenzsensor S_1 und der Fusionseinheit IFU zur Verknüpfung der Sensormessergebnisse. q_{A1} ist die gemessene Lage des Sensors S_1 und q_{A2}^* ist die Lage des Sensors S_2 transformiert in das Masterkoordinatensystem. q_S ist die resultierende Lage des Systems

Der Differenzvektor Δq_A

$$(24) \quad \Delta q_A = q_{A1} \otimes q_{A2}^* = (\Delta q_{A1} \ \Delta q_{A2} \ \Delta q_{A3} \ 1)^T$$

liefert die Fehlermatrix

$$(25) \quad M_e = \begin{bmatrix} 1 & 2\Delta q_{A3} & -2\Delta q_{A2} \\ -2\Delta q_{A3} & 1 & 2\Delta q_{A1} \\ 2\Delta q_{A2} & -2\Delta q_{A1} & 1 \end{bmatrix}$$

$$\Delta q_{A1}, \Delta q_{A2}, \Delta q_{A3} \ll 1$$

Angewendet wird der Algorithmus nach Abschnitt 4.2. Die weiteren Rechnungen folgen den Gln. (15) bis (23). Für die Rechnungen werden folgende Daten zugrunde gelegt:

- Taktfrequenz 10 Hz
- mittlere Sterngenauigkeit 5 " (1σ -Wert).

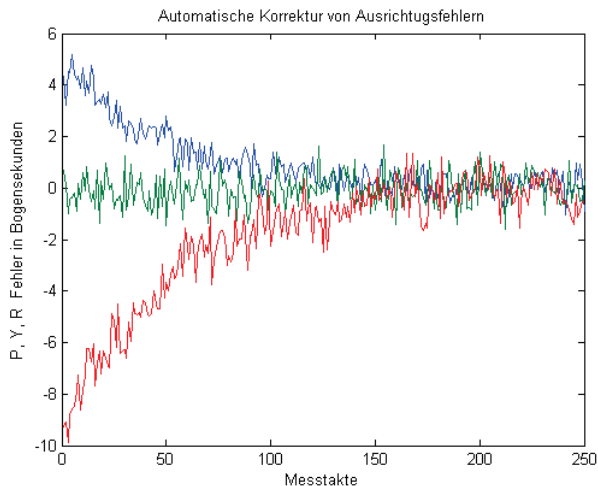


BILD 8. Resultierende Nick-, Gier- und Rollfehler (blau, grün, rot) bei einem Zweisensor-System

Im BILD 8 werden die Fehler durch Fehlausrichtung in den drei Achsen um je 20 Bogensekunden erzeugt. Die Korrektur der Fehler geschieht durch

- die Informationsfusion der Sensordaten
- die Modellreferenzadaption.

Die Informationsfusion bewirkt eine Reduktion des Rollfehlers auf die Hälfte und des Nickfehlers auf ein Viertel. Der Gierfehler wird vollständig kompensiert. Die verbleibenden Fehler werden durch Adaption in monotoner Konvergenz abgebaut. Aus einem Wichtungsfaktor $w = 0,02$ folgt eine Adaptionszeit von 15 Sekunden.

6. SCHLUSSFOLGERUNGEN

In einem System gekoppelter Sternsensoren existiert das Problem der Fehlausrichtung. Eine Möglichkeit, Fehlausrichtungen zu vermeiden, besteht in der Montage der Sternsensoren auf einem festen Block, der stabil mit der Raumschiffplattform verbunden ist. Oft müssen die Sensoren an verschiedenen Stellen montiert werden. In diesem Fall kann eine Kompensation der Fehlausrichtung durch einen Adaptionalgorithmus Software mäßig realisiert werden. Ein besonders stabil montierter Sensor des Systems dient als Referenzsensor. Der Vergleich der Lagemessergebnisse dient zur Kompensation der Fehlausrichtung zur Erhöhung der Genauigkeit des Sensorsystems. Die Adaptions-Geschwindigkeit kann möglichen Schwankungen der Fehlausrichtung angepasst werden.

7. SCHRIFTTUM

- [1] Strietzel, R., Doengi, F., Ratzsch, D.: *Selected Aspects of Attitude Sensors for Spacecrafts*. IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, Bologna (Italy) 2001, Plenary Lecture.
- [2] Strietzel, R., Doengi, F., Ratzsch, D.: *Selected Aspects of Attitude Sensors for Spacecrafts*. Space Technology Vol. 21 (2002) 4, pp. 163 – 181.
- [3] Strietzel, R., Michel, K.: *Information Fusion Levels in Star Sensor Systems*. 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, Würzburg (Germany) 2013, Preprints, pp. 314 – 318.
- [4] Schmidt, U.: *Application of an APS Matrix Detector Optimized for the Use in Star Trackers*. 54th International Astronautical Congress, Bremen (Germany) 2003, paper IAC-03-U. 1. 05.
- [5] Wertz, J. R.: *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Kluwer Academic Publishers. Dordrecht, Boston, London, 1997.
- [6] Aström, K.: *Theory and applications of adaptive Control – A survey*. Automatica 19 (1983), pp. 471 – 486.
- [7] Strietzel, R.: *Information Fusion in Star Sensor Systems*. International Astronautical Congress (IAC), Guadalajara, Mexico, 2016, paper IAC-16,C1,3,10,x35262.