Todo list

Aktive Lageregelung mittels Schubvektorsteuerung

Solaris-Forum für Experimentalraketen
20.02 - 21.02.2016

Herrn Schmid Thomas
Herrn Oliver Arend

E-Mail: thomas.schmid111@web.de
E-Mail: oliver.arend@gmail.de

Datum: 20.02.2016
Kooperation: Solaris-RMB e.V.

Zusammenfassung - Abstract

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis

Tabellenverzeichnis

1. Einführung

2. Aufbau

2.1. Schubvektorsteuerung

Eine Schubvektorsteuerung lässt sich durch verschiedene Konzepte realisieren. Im großen und Ganzen kann man den Schubvektor steuern durch ...

- veränderliche Düsenkontur (vor allem Verwendung bei Strahltriebwerken)
- kardanische Aufhängung des gesamten Antriebs
- Strahlruder im Abstrom des Antriebs

2.1.1. Kinematik

Mit der aktuellen Geometrie von Oliver abgleichen

Eine kardanische Aufhängung lässt sich durch zwei konzentrisch gelagerte Ringe realisieren. Abbildung 2.1a beschreibt die Anordnung der Ringe und die Position der Aktuatoranbindungen. Punkt O und I stellen dabei die Verbindungsstellen der Aktuatoren mit dem Gimbalsystem dar.

Betrachtet man die Ringe als um das jeweils vorherige Koordinatensystem S_0 bzw. S_1 um den Winkel α oder β gedrehte Koordinatensystem, ergeben sich folgende Transformationsbeziehungen:

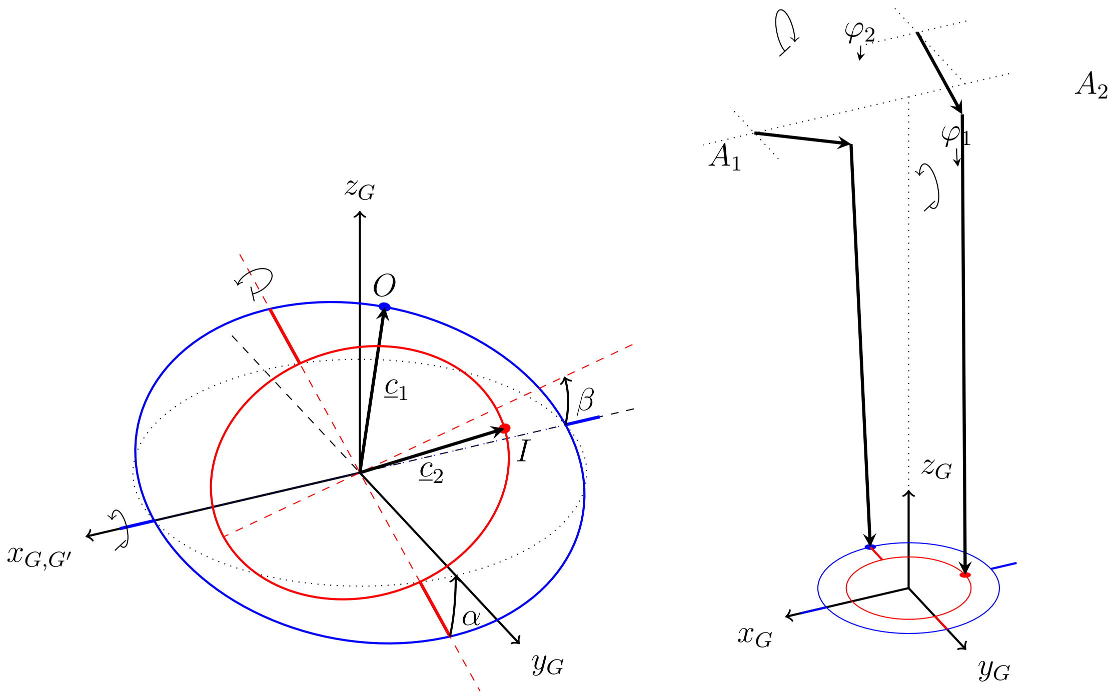
$$\underline{T}_{10} = \underline{Rot}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \\ 0 & \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

$$\underline{T}_{21} = \underline{Rot}_y = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

$$\underline{T}_{20} = \underline{T}_{21}\underline{T}_{10} = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ \sin\alpha\,\sin\beta & \cos\alpha & -\cos\beta\,\sin\alpha \\ -\cos\alpha\,\sin\beta & \sin\alpha & \cos\alpha\,\cos\beta \end{bmatrix} \tag{2.3}$$

Die Punkte O und I werden über ein Gestänge mit den Servomaschinen verbunden. Die Position der Servomaschinen kann Abbildung 2.1b entnommen werden. Die Gimbalkinematik lässt sich durch ein allgemeines, nichtlineares Gleichungssystem der Form

$$\underline{w} = f\left(\underline{q}\right) \text{ mit } \underline{w} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^W,\ \underline{q} = \begin{bmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^N$$



(a) Gimbal (b) Position der Servomaschinen

Abbildung 2.1.: Gimbal mit Aktuatoren. a beschreibt die Winkel und Koordiantensysteme der kardanischen Aufhängung. b beschreibt die Servoposition bezüglich des Ursprungs

darstellen. Der Vektor $\underline{w}$ stellt dabei die Abtriebsseitigen und der Vektor $\underline{q}$ die Antriebsseitigen Gelenkwinkel dar. Mit bekannter Länge l_k der Verbindungsgestänge und bekannten Vektoren $\underline{c}$, $\underline{a}$, $\underline{s}_{n,0} = \overline{0A_n}$ lässt sich folgendes Gleichungssystem aufstellen:

$$\underline{s}_n = \underline{a}_n + \underline{b}_n - \underline{c}_n \tag{2.4}$$

$$|\underline{b}_n| = \sqrt{{b_{n,x}}^2 + {b_{n,y}}^2 + {b_{n,z}}^2} = l_k \tag{2.5}$$

Zur Beschreibung der Vektoren $\underline{c}$ und $\underline{a}$ werden folgende Gleichungen herangezogen.

$$\underline{a}_n = \begin{bmatrix} l_{a,n} \sin q_n \\ a_{y,n} \\ l_{a,n} \cos q_n \end{bmatrix} \tag{2.6}$$

$$\underline{c}_n = {}^0T_n \underline{c}_{n,n}, \quad \text{mit } n = 1, 2 \tag{2.7}$$

Für den äußeren Ring ergibt sich folgendes:

$$s_{1,x} = l_{a,1} \sin \varphi_1 + b_{1,x} - c_{1,x} \tag{2.8}$$

$$s_{1,y} = a_{y,1} + b_{1,y} - c_{1,y} \sin \alpha + c_{1,z} \cos \alpha \tag{2.9}$$

$$s_{1,z} = l_{a,1} \cos \varphi_1 + b_{1,z} - c_{1,z} \sin \alpha - c_{1,y} \cos \alpha \tag{2.10}$$

$$l_{k,1} = \sqrt{{b_{1,x}}^2 + {b_{1,y}}^2 + {b_{1,z}}^2} \tag{2.11}$$

Die Lösung für $b_{1,x}$ kann direkt aus (2.8) abgelesen werden und soll im folgenden K genannt werden.

$$b_{1,x} = s_{1,x} - l_{1,a} \sin \varphi_1 + c_{1,x} = K \tag{2.12}$$

Die Gleichungen (2.9) und (2.10) nach $b_{1,y}$ und $b_{1,z}$ umgestellt ergibt

$$b_{1,y} = \underbrace{(s_{1,y} - a_{1,y})}_{=const=A} + c_{1,y}\cos\alpha + c_{1,z}\sin\alpha \tag{2.13}$$

$$b_{1,z} = \underbrace{(s_{1,z} - l_{a1}\sin\varphi_1)}_{=const=B} + c_{1,z}\cos\alpha - c_{1,y}\sin\alpha \tag{2.14}$$

$$\tag{2.15}$$

(2.13) und (2.14) in (2.11) eingesetzt ergibt nun:

$$\begin{aligned} {l_{k,1}}^2 = & K^2 \dots \\ & + A^2 + 2A\left(c_{1,y}\cos\alpha + c_{1,z}\sin\alpha\right) + {c_{1,y}}^2\cos^2\alpha + 2c_{1,y}c_{,z}\sin\alpha\cos\alpha + {c_{1,z}}^2\sin^2\alpha \\ & + B^2 + 2B\left(c_{1,z}\cos\alpha - c_{1,y}\sin\alpha\right) + {c_{1,z}}^2\cos^2\alpha - 2c_{1,y}c_{,z}\sin\alpha\cos\alpha + {c_{1,y}}^2\sin^2\alpha \end{aligned} \tag{2.16}$$

Umgestellt und vereinfacht ergibt sich:

$$\begin{aligned} {l_{k,1}}^2 = & \underbrace{K^2 + A^2 + B^2 + {c_{1,z}}^2 + {c_{1,y}}^2}_{=const=C} \dots \\ & + 2A\left(c_{1,y}\cos\alpha + c_{1,z}\sin\alpha\right) \\ & + 2B\left(c_{1,z}\cos\alpha - c_{1,y}\sin\alpha\right) \end{aligned} \tag{2.17}$$

$${l_{k,1}}^2 = C + \left(2A\,c_{1,z} - 2B\,c_{1,y}\right)\sin\alpha + \left(2A\,c_{1,y} + 2B\,c_{1,z}\right)\cos\alpha \tag{2.18}$$

Gleichung (2.18) nach $\sin\alpha$ liefert:

$$\sin\alpha = \underbrace{\frac{{l_k}^2 - C}{2\left(A\,c_{1,z} - B\,c_{1,y}\right)}}_{=const=K_1} - \underbrace{\frac{A\,c_{1,y} + B\,c_{1,z}}{A\,c_{1,z} - B\,c_{1,y}}}_{=const=K_2}\cos\alpha \tag{2.19}$$

(2.19) quadrieren liefert:

$$\sin^2\alpha = {K_1}^2 - 2K_1K_2\cos\alpha + {K_2}^2\cos^2\alpha \tag{2.20}$$

$\cos^2\alpha$ addieren:

$$\underbrace{\sin^2\alpha + \cos^2\alpha}_{=1} = {K_1}^2 - 2K_1K_2\cos\alpha + \left({K_2}^2 + 1\right)\cos^2\alpha \tag{2.21}$$

Durch lösen der quadratischen Gleichung kann die Lösung für α gefunden werde:

$$\begin{aligned} & \cos^2\alpha = z \\ \rightarrow \quad & \left({K_2}^2 + 1\right)z^2 - 2K_1K_2z + \left({K_1}^2 - 1\right) = 0 \end{aligned} \tag{2.22}$$

$$\rightarrow \quad z_{1,2} = \frac{2K_1K_2 \pm \sqrt{4{K_1}^2{K_2}^2 - 4\left({K_2}^2 + 1\right)\left({K_1}^2 - 1\right)}}{2\left({K_2}^2 + 1\right)} \tag{2.23}$$

$$\alpha_{1,2} = \arccos\left(z_{1,2}\right) \tag{2.24}$$

Die Lösung für alpha lautet somit:

$$\alpha_{1,2} = \arccos\left(z_{1,2}\right) \tag{2.25}$$

$$\text{mit} \quad z_{1,2} = \frac{2K_1K_2 \pm \sqrt{4{K_1}^2{K_2}^2 - 4\left(K_2+1\right)\left(K_1-1\right)}}{2\left(K_2+1\right)} \tag{2.26}$$

Für den inneren Ring ergibt sich nun:

$$\begin{bmatrix} s_{2,x} \\ s_{2,y} \\ s_{2,z} \\ l_{k,2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_{a,2} \sin\varphi_2 + b_{2,x} - c_{2,x} \cos\beta + c_{2,z} \cos\alpha \sin\beta - c_{2,y} \sin\alpha \sin\beta \\ a_{y,2} + b_{2,y} - c_{2,y} \cos\alpha - c_{2,z} \sin\alpha \\ l_{a,2} \cos\varphi_2 + b_{2,z} - c_{2,x} \sin\beta - c_{2,z} \cos\alpha \cos\beta + c_{2,y} \sin\alpha \cos\beta \\ \sqrt{{b_{2,x}}^2 + {b_{2,y}}^2 + {b_{2,z}}^2} \end{bmatrix} \tag{2.27}$$

2.2. Bergungssystem

2.3. Elektronik

2.4. Sensorik

2.5. Aktuatorik

2.6. Motor Gimbal

3. Konstruktive Umsetzung

4. Modellbildung

4.1. Räumliche Darstellung

Um das System effizient zu beschreiben, ist es sinnvoll mehrere Koordinatensysteme einzuführen. Die Beziehung der Koordinatensysteme untereinander wird dabei über Transformationen hergestellt.

Bei den im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Koordinatensysteme handelt es sich, sofern nicht anders angegeben, um **rechtwinklige, kartesische Rechtssysteme**.

Markante und wichtige Punkte innerhalb der definierten Systeme werden in Objektmatrizen zusammengefasst

4.1.1. Koordinatensysteme

Koordinatensysteme definieren

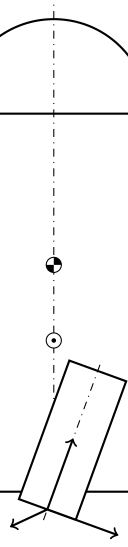


Abbildung 4.1.: Koordinatensystem der Rakete

4.2. Räumliche Anordnung

Die Lage eines Objekts im Raum wird durch seine Position und Orientierung bestimmt und wird auch **Räumliche Anordnung RAN** genannt (vgl. VDI-Richtlinie 2860).

Objekte lassen sich in Form einer Objektmatrix darstellen. Eine Objektmatrix ist die Sammlung der Objektpunkte bezüglich eines Referenzkoordinatensystems. Üblicherweise wird als Referenzsystem ein Objektfestes System verwendet. Damit lässt sich die Räumliche Anordnung bezüglich einem beliebigen System mit folgendem Zusammenhang darstellen.

$$_a\{OM\} = {}^aT_b[_b\{OM\}] \tag{4.1}$$

Wobei $_a\{OM\}$ die Objektmatrix bezüglich des a-Systems und ${}^aT_b$ die Transformationsoperation vom b- ins a-System beschreibt.

4.2.1. Eulerwinkel

Das im Abschnitt 4.2 eingeführte Konzept zur Beschreibung der Räumlichen Anordnung lässt sich besonders einfach durch verkettete elementare Transformationsbeziehungen darstellen.
Allgemein lässt sich eine Transformation durch eine verkettete Drehung elementarer Rotationen darstellen. Auf Grund der nicht Kommutativen Multiplikation von Matrizen sind, je nach Reihenfolge der Multiplikation, die resultierende Transformationen jedoch unterschiedlich zu deuten.

$${}^aR_b = R_n \cdot R_{n-1} \cdot \ldots \cdot R_1$$

Folgende Interpretationen sind möglich:

- **Euler-Winkel (Nachmultiplikation):** Multiplikation in der Reihenfolge $n, n-1, \ldots, 1$ Drehung immer um die momentanen Referenzachsen
- **RPY-Winkel (Vormultiplikation):** Multiplikation in der Reihenfolge $1, 2, \ldots, n$. Drehung immer um die festen Referenzachsen

In dieser Arbeit wird, sofern nicht anders angegeben, mit Euler-Winkeln gerechnet.

Welche Eulerwinkel sollen verwendet werden? Luftfahrtnorm?

4.2.2. Darstellung durch Quaternionen

Quaternionen beschreiben und einpflegen

4.2.3. Einsparen von Rechenoperationen

4.3. Aerodyanmik

4.4. Kräfte und Momente

Die resultierende Kraft $\underline{R}_B$ lässt sich folgendermaßen ausdrücken:

$$\underline{R}_B = \underline{A}_B + \underline{F}_B + \underline{K}_B + \underline{G}_B \tag{4.2}$$

- $\underline{A}_B$: Aerodynamische Kräfte
- $\underline{F}_B$: Steuerkräfte
- $\underline{K}_B$: Dynamische Kräfte
- $\underline{G}_B$: Gewichtskraft

Der Momentenvektor $\underline{Q}$ ergibt sich durch:

$$\underline{Q} = \underline{Q}_F + \underline{Q}_A + \underline{Q}_K \tag{4.3}$$

- $\underline{Q_F}$: Steuermomente
- $\underline{Q_A}$: Aerodynamische Momente
- $\underline{Q_K}$: Dynamische Momente

4.4.1. Aerodynamische Kräfte

4.4.2. Steuerkräfte

4.4.3. Dynamische Kräfte

4.5. Bewegungsgleichungen

4.5.1. Differentialgleichungen der translatorischen Bewegung

4.5.2. Differentialgleichungen der rotatorischen Bewegung

TestTest

5. Numerische Simulation

5.1. Tools

5.2. Atmosphärenmodell

5.3. Implementierung

5.3.1. Integrationsverfahren

6. Flugregelung

A. Test