

Abschlussprotokoll - Gruppe BTu2-1

I. Khemakhem, P. Riedel, L. Worbs

Zusammenfassung: Das absolvierte Praktikum behandelt das systematische Vorgehen bei der Lösung einer komplexen regelungstechnischen Aufgabe. Von der mathematischen Modellierung, über den Reglerentwurf und dessen Validierung, bis hin zum Einsatz am realen System werden alle Schritte durchlaufen. Am Beispiel eines Helikopters mit drei Freiheitsgraden wird dieses Vorgehen getestet. Der dabei entstandene Lösungsweg wird im Folgenden aufgezeigt und die Ergebnisse präsentiert.

1. EINLEITUNG

In dem Praktikum wurde ein Versuchsaufbau, der einem Boeing CH-47 Chinook ähnelt, geregelt. Dabei wurde ein Regler entwickelt, welcher den Helikopter stabilisiert und einer vorher definierten Flugroute folgt, ohne dabei Restriktionsflächen zu durchfliegen. An zwei zuvor definierten Positionen wurde eine Last aufgenommen bzw. abgelegt. Während des Praktikums wurde ein mathematisches Modell des Versuchsaufbaus erstellt und eine geeignete Regelungsstrategie implementiert. Dabei wurde auf die Software Matlab - Simulink gesetzt.

In diesem finalen Protokoll gehen wir nochmals auf die einzelnen Schritte des Entwurfsprozesses, welche dem systematischen Ansatz im [handbook] entsprechen, ein. Darüber hinaus präsentieren wir die Messergebnisse einer erfolgreichen Absolvierung der Aufgabe, unter Einhaltung aller Beschränkungen. Zuletzt gehen wir auf die während des Praktikums aufgetretenen Probleme ein und schließen mit einem Fazit.

2. MODELLIERUNG

2.1 Motormodellierung

Im ersten Laborversuch wurde ein Simulink Modell zur Ansteuerung des Versuchsaufbaus erstellt. Über die Subsysteme Input_Generation, Data_Acquisition und Plant können Daten des Joysticks abgefragt, sowie die einzelnen Motoren angesteuert werden. Aus Sicherheitsgründen ist für jeden Motor eine Sättigungsgrenze implementiert worden. Bei gleicher Ansteuerung beider Motoren kippt der Helikopter durch minimale elektromechanische Unterschiede der Motoren und daraus resultierender unterschiedlicher Schubkräfte, zu einer Seite. Um dies zukünftig kompensieren zu können wurde mittels Digitalwaage eine Messung der Schubkräfte in Abhängigkeit verschiedener vorgegebenen konstanten Motorspannungen aufgezeichnet. Zusätzlich wurde bei jeder zweiten Messung der Motorstrom gemessen. Mit Matlab wurde für jeden Motor ein Polynom vierten Grades ermittelt, welches wie in Abbildung 1 dargestellt durch die Messwerte läuft. Für den vorderen Motor (front motor) wurde für die Schubkraft in Abhängigkeit der Spannung folgendes Polynom bestimmt:

$$p_F(u_F) = -0.0018u_F^4 + 0.0183u_F^3 - 0.0109u_F^2 + 0.0332u_F - 0.0017 \quad (1)$$

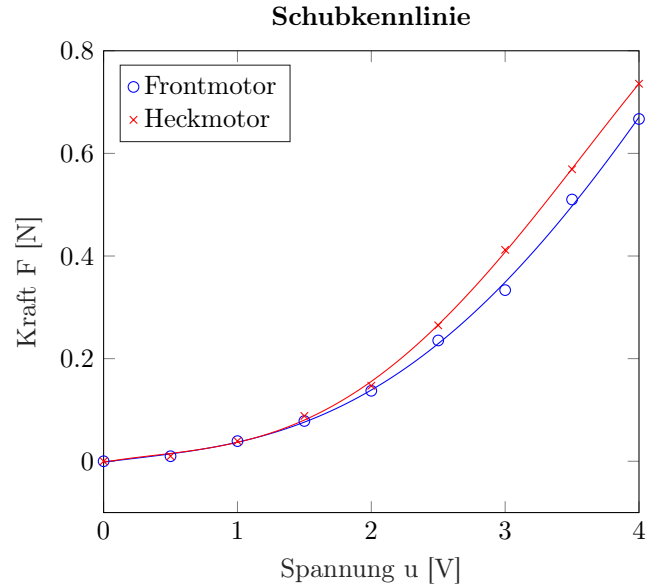


Abbildung 1. Schubkennlinien des Front- und Heckmotors approximiert mit einem Polynom vierten Grades.

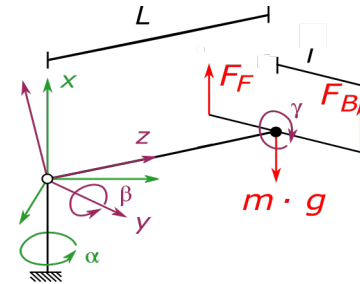


Abbildung 2. Vereinfachtes Modell für Momentengleichgewicht

Entsprechend wurde für den hinteren Motor (back motor) das Polynom $p_B(u_B)$ bestimmt.

$$p_B(u_B) = -0.0046u_B^4 + 0.0366u_B^3 - 0.0375u_B^2 + 0.0442u_B - 0.0018 \quad (2)$$

2.2 Trägheitsmomente

Zur Herleitung der Bewegungsgleichungen des Systems sind die Trägheitsmomente der einzelnen verbauten Elemente zu bestimmen. In einem ersten Schritt muss dafür

entschieden werden, welche Elemente relevant sind, und welche Elemente ggf. vernachlässigt werden können. Einfluss auf das Trägheitsmoment eines Körpers bzgl. eines Bezugspunktes (hier definiert als der Ursprung O des Inertialsystems I) hat dabei die Verschiebung zum Bezugspunkt, sowie die Geometrie und die Masse des betrachteten Körpers. Unter Berücksichtigung dieser Eigenschaften wurden die Trägheitsmomente der Gelenkblöcke vernachlässigt. Die Trägheiten aller anderen Systemelemente wurden berücksichtigt. In einem ersten Schritt wurden die Trägheitsmomente bzgl. der körperfesten Koordinatensysteme K_i im Massenschwerpunkt des jeweiligen Elements bestimmt. Die Massenschwerpunkte wurden dabei vereinfacht durch die Annahmen homogener Masseverteilungen und idealer Geometrien festgelegt. Für Haupt- und Nebenarm, Plastikblock, Gegengewicht und Magnet wurden Quader angenommen. Der Helikopter wurde durch Zylinder, Quader und Stäbe berücksichtigt. Anschließend ist die Orientierung der körperfesten Koordinatensysteme K_i im Raum bei Bezug auf K zu berücksichtigen. Dafür wurden die entsprechenden Drehmatrizen aufgestellt. Zuletzt wurde die Verschiebung der resultierenden Trägheitsmatrizen durch Steiner-Huygens einberechnet. Es ist darauf hinzuweisen, dass durch die Drehung und Verschiebung der Matrizen Einträge auf den Nebendiagonalelementen entstehen, die Deviationsmomente. Bei finaler Betrachtung der Trägheitsmatrizen konnte jedoch erkannt werden, dass der Einfluss der Deviationsmomente marginal ist, da für diese $J_{dev} < \epsilon$ mit $\epsilon = 5 \cdot 10^{-2}$ gilt. Aus diesem Grund wurden diese vernachlässigt. Damit ergibt sich für die Trägheitsmomente bzgl. des Inertialsystems, sowie daraus resultierend für die Trägheitsmomente bzgl. der verallgemeinerten Koordinaten:

$$I_\alpha = \cos(\beta)^2 + 0.095 \cos(\beta) \sin(\beta) + 0.097 \quad (3)$$

$$I_\beta = -0.04 \cos(\gamma)^2 + 1.1 \quad (4)$$

$$I_\gamma = 0.0415 \quad (5)$$

2.3 Drallsätze

Nachdem die Trägheiten berechnet wurden, können die Drallsätze aufgestellt werden. Dabei wird für jeden Freiheitsgrad (α, β und γ) eine Gleichung formuliert.

Es werden durch die zwei Propeller zwei Kräfte erzeugt, deren Richtung senkrecht zum Rotorgehäuse ist. Die Rotation um die x - und y -Achse resultiert aus der Summe der beiden eingepprägten Kräfte mit dem Hebelarm L . Für den Schwenkwinkel α ergibt sich aus dem Drallsatz,

$$I_\alpha \ddot{\alpha} = -L \cos(\beta) \sin(\gamma) (F_F + F_B) - k \dot{\alpha}. \quad (6)$$

Hier haben wir den Reibterm $-k \dot{\alpha}$ hinzugefügt, nachdem wir bemerkt haben, dass unser Modell sehr ungenau ist. Der Wert vom Koeffizient k wurde experimentell angenähert.

Für den Steigwinkel β wurde die Gewichtskraft an einigen Punkten mit der Waage gemessen und durch eine lineare Funktion $F_g(\beta)$ gefittet. Darüber hinaus wurde der Offset d in der Rotationsachse mitberücksichtigt, um die Genauigkeit des Modells zu erhöhen. Es ergibt sich die Gleichung

$$I_\beta \ddot{\beta} = L \cos \gamma (F_F + F_B) - F_g(\beta) (-L \cos(\beta) - d \sin(\beta)). \quad (7)$$

Für den Nickwinkel γ ergibt sich die Rotation aus der Differenz zwischen den eingepprägten Kräften mit dem

Hebelarm l ,

$$I_\gamma \ddot{\gamma} = l(F_F - F_B). \quad (8)$$

2.4 Systemgleichung

Anschließend wird eine Systemgleichung in der Form

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (9)$$

aufgestellt. Dabei lautet der Zustandsvektor

$$x = [\alpha, \beta, \gamma, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\gamma}]^T, \quad (10)$$

und der Eingangsvektor

$$u = [u_F, u_B]. \quad (11)$$

Die Eingänge u_F und u_B bezeichnen die Motorspannungen (V) am Eingang vom Verstärker und liegen im Intervall $[0, 4]$.

2.5 Linearisierung

Aus dem Nichtlinearen Modell wurde ein linearisiertes Modell erstellt. Dieses lineare Modell wurde dann für die Regelung verwendet. Um ein zeitinvariantes Modell zu erhalten, wählen wir einen einzigen Arbeitspunkt x^* . Das linearisierte Modell um diesen Arbeitspunkt wird dann über die gesamte Trajektorie verwendet.

Aus der Gleichung

$$f(x^*, u^*) = 0 \quad (12)$$

kann man den Eingang am Arbeitspunkt u^* bestimmen.

Führt man eine Taylorentwicklung um den stationären Punkt (x^*, u^*) durch und vernachlässigt alle Terme mit Ordnung > 2 , dann folgt

$$A = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{(x^*, u^*)} \quad (13)$$

$$B = \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{(x^*, u^*)} \quad (14)$$

Da wir aus den Encodern die Werte für die Winkel α, β und γ messen können, können wir direkt die Ausgangsmatrix bestimmen

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Folglich lautet der linearisierte Modell

$$\Delta \dot{x} = A \Delta x + B \Delta u \quad (16)$$

$$\Delta y = C \Delta x. \quad (17)$$

mit $\Delta x = x - x^*$ und $\Delta u = u - u^*$.

Eine erste sinnvolle Wahl wäre ein Punkt, der gleichzeitig eine gute Annäherung an die Start- und Endpositionen der 3 Teilaufgaben bietet, sowie an den Bereich, in dem sich das System am häufigsten befindet. Hierfür wählen wir den Punkt

$$x_1^* = [\alpha^*, -12^\circ, 0, 0, 0, 0]^T.$$

Die Wahl des Schwenkwinkels α^* ist für die Linearisierung irrelevant. Nachdem wir mit x_1^* den Regler entworfen und am Black-Box Modell getestet haben, merkten wir, dass das System an der Startposition einen Sprung macht. Dieser Sprung ist hauptsächlich auf die Abweichung vom stationären Punkt im Eingang zurückzuführen. Zudem ist

um den Aufnahmepunkt $\beta = -22^\circ$ eine deutlich höhere Genauigkeit erforderlich. Zum Schluss wurde der Punkt

$$x_2^* = [\alpha^*, -22^\circ, 0, 0, 0]^\top.$$

gewählt. Die Änderung des Arbeitspunktes zeigte eine deutliche Verbesserung. Die Jakobimatrizen, sowie der stationäre Eingang wurden direkt in Matlab mit dem Symbolic Toolbox berechnet. Letztlich wurde mithilfe von Matlab die Steuerbarkeit und die Beobachtbarkeit des linearen Systems überprüft. Als Ergebnis erhalten wir, dass sowohl die Steuerbarkeits- als auch die Beobachtbarkeitsmatrizen vollen Rang besitzen und schließen daraus, dass unser System steuerbar und beobachtbar ist.

3. TRAJEKTORIENGENERIERUNG

Die Aufgabe in diesem Praktikum besteht im Wesentlichen darin, eine Flugbahn zu verfolgen. Wir definieren eine Trajektorie, die die Zeit als Parameter hat. Entsprechend der Aufgabenstellung ist die Flugbahn nur für den Schwenk- und Steigwinkel definiert. Folglich sollten alle anderen Zustände gleich null sein. Die Aufgabe definiert einige bestimmte Punkte, die der Helikopter durchfliegen muss (Tabelle 4.1 in [handbook]) und schränkt den Bewegungsraum mit einigen „Nichtflugzonen“ ein. Um die Flugbahn realisierbar zu machen, müssen wir außerdem sicherstellen, dass keine Geschwindigkeitssprünge auftreten.

Wir zerlegen die gesamte Flugbahn in drei Trajektorien, die den drei Parabeln in Abbildung 4.2 in [handbook] entsprechen. Außerdem wird jede Flugbahn in drei Abschnitte unterteilt, die der Aufwärtsbewegung (Vergrößerung des Steigwinkels bei nahezu konstantem Schwenkwinkel), der Horizontalbewegung (Änderung des Schwenkwinkels mit konstantem Steigwinkel) und der Abwärtsbewegung entsprechen. Jedes Segment wird durch lineare Interpolation mit parabolischen Übergängen erzeugt. Abbildung 3 zeigt die 3 Abschnitte der ersten Trajektorie. Für $t < 10$ s bleibt α konstant während β zu null ansteigt. Im zweiten Abschnitt steigt α zu 90° mit konstantem β an und im letzten Abschnitt nimmt β bis zum Ball ab, mit konstantem Schwenkwinkel. Diese Übergänge gewährleisten, wie es Abbildung 4 zeigt, dass die Geschwindigkeiten langsam ansteigen (zu Beginn), bis sie einen konstanten Wert erreichen (lineares Segment) und dann gleichmäßig auf null abfallen (am Ende).

Die Verbindungspunkte der 3 Trajektorien der Flugbahn entsprechen den Start- und Landepunkten des Helikopters. Auf diese Punkte muss besonders geachtet werden, da der Helikopter den entsprechenden Punkt mit einer höheren Geschwindigkeit erreichen muss (um z.B. den Ball aufzunehmen). Deshalb halten wir unsere Flugbahn an diesen Punkten an, bis der Helikopter (der normalerweise einige Schritte hinter der Flugbahn liegt) in einen kleinen Bereich eintritt, der durch eine Kugel mit dem Radius ϵ begrenzt ist. Der Wert von ϵ muss auf die reale Anlage abgestimmt werden. Ein zu großes epsilon führt dazu, dass der Hubschrauber den Ball nicht erfasst, während ein zu kleines epsilon dazu führt, dass der Hubschrauber zu lange braucht, um den Punkt zu erreichen. Danach wechselt der Regler auf die nächste Flugbahn.

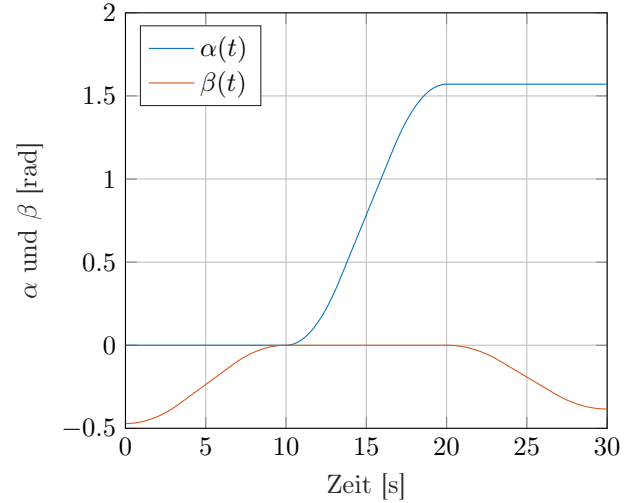


Abbildung 3. Schwenk- und Steigwinkelverläufe mit der Zeit in der ersten Trajektorie

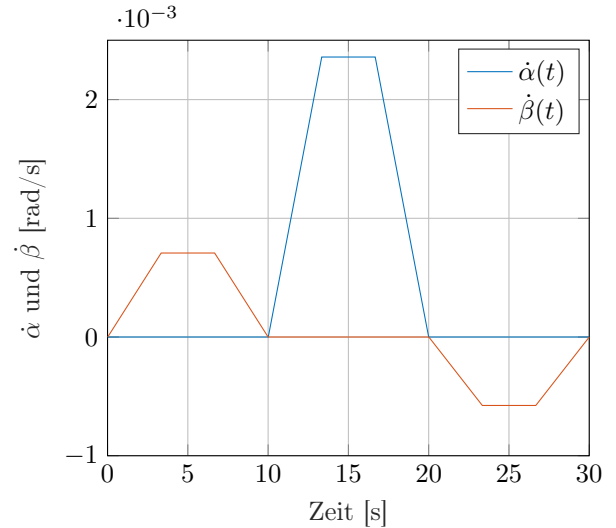


Abbildung 4. Schwenk- und Steigwinkelgeschwindigkeitsverläufe mit der Zeit in der ersten Trajektorie

4. FLACHHEITSBASIERTER ANSATZ

Parallel zur Entwicklung dieser Trajektorie wurde ein flachheitsbasierter Ansatz verfolgt um eine Trajektorie für alle Zustände vorzugeben sowie eine Vorsteuerung zu realisieren. Hierzu wurde der flache Ausgang zu $z = [z_1 \ z_2]^\top = [x_1 \ x_2]^\top$ gewählt. Daraus resultiert die folgende Zustandstransformation

$$\dot{z}_1 = x_4 \quad (18)$$

$$\ddot{z}_1 = a_{43}x_3 \quad (19)$$

$$z_1^{(3)} = a_{43}x_6 \quad (20)$$

$$z_1^{(4)} = a_{43}(b_{62}u_1) \quad (21)$$

$$\dot{z}_2 = x_5 \quad (22)$$

$$\ddot{z}_2 = a_{52}x_2 + b_{51} * u_2 \quad (23)$$

mit

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} & a_{16} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} & a_{26} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} & a_{36} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} & a_{46} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} & a_{56} \\ a_{61} & a_{62} & a_{63} & a_{64} & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \text{ und } B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \\ b_{31} & b_{32} \\ b_{41} & b_{42} \\ b_{51} & b_{52} \\ b_{61} & b_{62} \end{bmatrix} \quad (24)$$

Für diese Zustände z lassen sich nun mit den folgenden Polynomen sowie deren Ableitungen entsprechende Sollwerte z_d in Abhängigkeit der bereits vergangenen Zeit in jedem Flugabschnitt berechnen.

$$z_{1d}(t) = z_{10} + (z_{1T} - z_{10}) \cdot \left(126\left(\frac{t}{T}\right)^5 - 420\left(\frac{t}{T}\right)^6 + 540\left(\frac{t}{T}\right)^7 - 315\left(\frac{t}{T}\right)^8 + 70\left(\frac{t}{T}\right)^9\right) \quad (25)$$

$$z_{2d}(t) = z_{20} + (z_{2T} - z_{20}) \cdot \left(10\left(\frac{t}{T}\right)^3 - 15\left(\frac{t}{T}\right)^4 + 6\left(\frac{t}{T}\right)^5\right) \quad (26)$$

Hierbei bezeichnet z_{i0} den Ausgangspunkt und z_{iT} den Endpunkt des i -ten Zustands des aktuellen Flugabschnitts. Die Zeit T entspricht dabei der Dauer, welche der entsprechende Zustand benötigen soll um von z_{i0} zu z_{iT} zu gehen. Die entsprechende Trajektorie kann anschließend in die ursprünglichen Zustände x_i transformiert werden und ebenso wie die oben vorgestellte Trajektorie abgefliegen werden. Zusätzlich kann aus der so generierten Soll-Trajektorie über die Feedback Linearisierung aus (21) und (23) und deren quasi statischen eingangs Transformation folgenden Regler $P = \begin{bmatrix} p_{10} & p_{11} & p_{12} & p_{13} \\ p_{20} & p_{21} & 0 & 0 \end{bmatrix}$ als Vorsteuerung auslegen.

$$u_1 = \frac{1}{a_{43} \cdot b_{62}} (z_{1d}^{(4)} + p_{13}(z_{1d}^{(3)} - \dot{z}_1^{(3)}) + p_{12}(\ddot{z}_{1d} - \ddot{z}_1) + p_{11}(\dot{z}_{1d} - \dot{z}_1) + p_{10}(z_{1d} - z_1)) \quad (27)$$

$$u_2 = \frac{1}{b_{51}} \cdot (a_{52}x_2 + \ddot{z}_{2d} + p_{21}(\dot{z}_{2d} - \dot{z}_2) + p_{20}(z_{2d} - z_2)) \quad (28)$$

Da jedoch der im Anschluss vorgestellte Reglerentwurfsansatz am realen System anfangs keine zufriedenstellenden Ergebnisse geliefert hat, wurde auf einen Einsatz dieser Vorsteuerung verzichtet.

5. REGLERENTWURF

Nach dem in [handbook] vorgestellten systematischen Ansatz entwerfen wir einen Regler und analysieren die Simulationsergebnisse. Zur Lösung der Aufgabe haben wir einen optimalen Regler verwendet. Ein sehr praktischer Ansatz zur optimalen Regelung ist der lineare quadratische Regler (LQR). Im nächsten Abschnitt nutzen wir die Linearisierung unseres Modells für den Entwurf eines LQR-Reglers und testen ihn in der Simulation. Nach der Analyse der Simulationsergebnisse erweitern wir unseren Regler, um die festgestellten Probleme zu beheben.

5.1 Linear Quadratic Regulator

Der LQR, minimiert eine quadratische Kostenfunktion J :

$$J = \int_0^{+\infty} x(t)^\top Q x(t) + u(t)^\top R u(t) dt \quad (29)$$

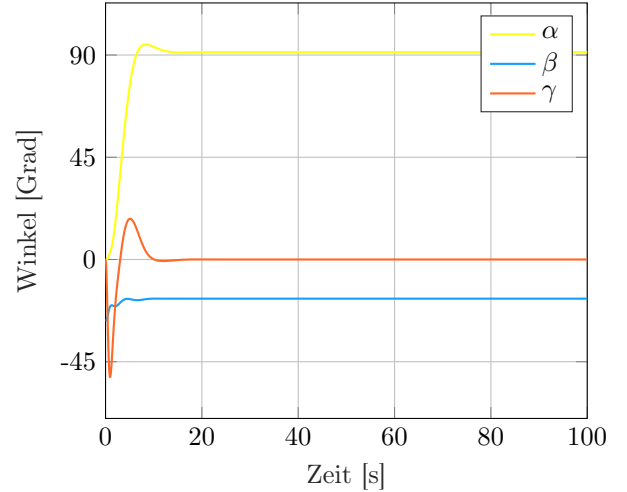


Abbildung 5. Bleibende Regelabweichung in β bei Nutzung des LQR-Reglers.

mit den Gewichtungsmatrizen $Q \geq 0$ und $R > 0$. Unter bestimmten Bedingungen, die in unserem Fall erfüllt sind, gibt es eine geschlossene Form der Lösung des LQR-Optimierungsproblems, die durch

$$u(x) = -R^{-1}B^\top Px \quad (30)$$

gegeben ist, wobei P die positiv definite Lösung der Riccati-Gleichung ist. Wie aus der Gleichung (30) gelesen werden kann, braucht man für den LQR eine Zustandsrückführung. Da aus dem System nur die drei ersten Zustände gemessen werden können, ist ein Beobachter noch erforderlich. Der Einfachheit halber verwenden wir einen Luenberger-Beobachter. Der Matlab-Befehl `lqr` nimmt als Eingabe die Systemmatrix A und die Eingangsmatrix B sowie die Gewichtungsmatrizen Q und R und gibt die optimale Verstärkungsmatrix K , die Lösung der algebraischen Riccati-Gleichung und die Pole des geschlossenen Regelkreises zurück. Für den Beobachter wählen wir die Pole das 2,5-fache der Pole des geschlossenen Regelkreises. Wir testen den Regler in der Simulation mit unserem nichtlinearen Modell anhand einer einfachen Aufgabe. Ausgehend von der Ruhe in der Position $\alpha_0 = \gamma_0 = 0, \beta_0 = -27^\circ$ soll das System die Position $\alpha_1 = 90^\circ, \beta = \gamma = 0^\circ$ anfahren. Die Ergebnisse sind in Abbildung 5 dargestellt. Man sieht eine bleibende Regelabweichung in β . Diese wird im nächsten Schritt abgehoben.

5.2 Erweiterung um einen Integratoranteil

Wie bereits in Abschnitt 5.1 beschrieben, führte die Validierung des LQR-Reglers am nichtlinearen Modell zu einer bleibenden Regelabweichung. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die hier eingesetzte klassische Zustandsrückführung keinen I-Anteil enthält. Die in Abbildung 7 Regelkreisstruktur löst dieses Problem, indem ein I-Anteil in den offenen Kreis integriert wird. Beim Entwurf einer Zustandsrückführung mit I-Anteil wird das klassische Zustandsraummodell $\dot{x} = Ax + Bu$ der Regelstrecke erweitert um die Zustandsvariable ξ , mit $\dot{\xi} = r - y$. Es ergibt sich anschließend für das erweiterte Zustandsraummodell

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} r. \quad (31)$$

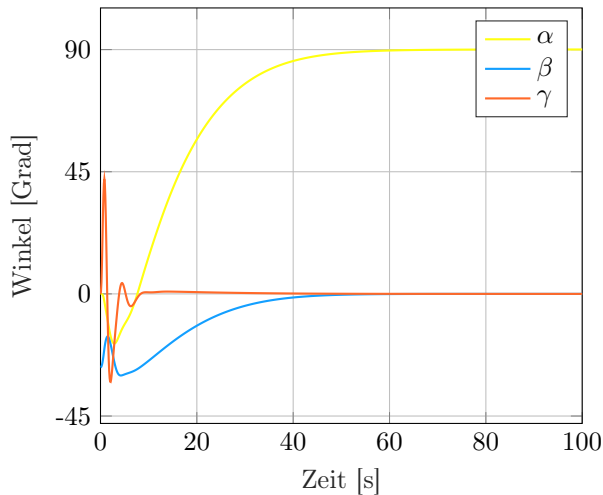


Abbildung 6. Validierung des stationären Verhaltens des LQI-Reglers.

Ausgehend von diesem System kann unter Anwendung des `lqr` Matlab-Befehls der Regler K bestimmt werden. Durch den Integratoranteil wird die Anforderung der stationären Genauigkeit erfüllt und damit $\lim_{t \rightarrow \infty} \xi \rightarrow 0$. Auch die Validierung am nichtlinearen Modell und später am Black-Box Modell zeigt zufriedenstellende Ergebnisse. Abbildung 6 zeigt die Position in den drei Zuständen, wobei vom Ausgangspunkt $\alpha_0 = \gamma_0 = 0, \beta_0 = -27^\circ$ der Punkt $\alpha_1 = 90^\circ, \beta = \gamma = 0^\circ$ angefahren werden soll. Es zeigt sich, dass keine bleibende Regelabweichung mehr besteht.

6. ERGEBNISSE

Im Anschluss an den Reglerentwurf und der Simulation am linearen und nichtlinearen Modell, haben wir unseren Regler am bereitgestellten Black-Box-Modell getestet und optimiert, bevor wir diesen in unser Ansteuermodell für das reale System integriert und für die Regelung des Helikopters eingesetzt haben. Die finale Regelkreisstruktur ergibt sich dann wie in Abbildung 7 zu erkennen.

6.1 Black-Box-Modell

Eine deutliche Anpassung der Reglerparameter über die Gewichtungsmatrizen, sowie der Beobachterpole, im Vergleich zum Test an den eigenen Modellen war notwendig. Durch das Tuning wurden die Ergebnisse jedoch immer besser. Aus der Tuningphase ging darüber hinaus die Erkenntnis hervor, dass die Wahl höherer Gewichte für den Fehler in α und β sowie den Integratortermen (relativ zu den Gewichten der weiteren Fehlerterme) wichtig ist, damit der Hubschrauber der Flugbahn schnell genug folgen kann. Ein immer wieder auftretendes Problem, welches nicht durch einfache Parameteroptimierung gelöst werden konnte, war dabei das Verhalten des Helikopters nach Start. Das erste Abheben führte immer direkt zu einem deutlichen Überschwingen. Gelöst werden konnte dieses Problem durch Einstellen der richtigen Anfangsbedingung des Integrators. Da die Terme α und β auf den stationären Punkt x^* regeln und die Integratorterme anfangs null sind, fliegt der Helikopter im ersten Moment Richtung

stationärem Punkt. Durch die richtige Anfangsbedingung konnte dieses Problem allerdings behoben werden.

Das wichtigste Ziel bei der Steuerungsaufgabe, die Metallkugel genau zu erreichen, um sie aufzusammeln und ihren Ablagepunkt genau zu erreichen, konnte durch das Aussetzen der Trajektorie in der Umgebung dieser kritischen Punkte gewährleistet werden. Bis eine Abweichung von $0,1^\circ$ sowohl bei dem Steig- als auch beim Schwenkwinkel nicht unterschritten war, wurde die nächste Trajektorie, und damit der Weiterflug zum nächsten Punkt nicht gestartet. Die Simulation zeigt sehr vielversprechende Ergebnisse beim Erreichen beider Punkte mit einer hohen Genauigkeit.

6.2 Helikopter-Versuchsstand

Der Einsatz der entwickelten Reglerstruktur am realen System war, nach Problemen beim vierten, dem letztem Laborversuch vorbehalten. Wie bereits beschrieben, wurde die entwickelte Struktur bestehend aus Trajektorie und Regler in das Ansteuermodell für das reale System integriert und getestet. In einem ersten Versuch traten noch Probleme mit der Trajektorie auf, da diese abhängig von der in Simulink hinterlegten Taktzeit ist. Nach Erkennen dieses Problems konnte anschließend die Aufgabe unter Einhaltung sämtlicher Begrenzungen (siehe Abbildung 8) erfüllt werden. In dieser Grafik ist jedoch auch zu erkennen, dass der Aufnahme- und Ablagepunkt der Metallkugel an unserem System, nicht wie im Handbuch beschrieben bei -22° , sondern bei -20° , möglicherweise aufgrund eines Encoder-Fehlers, liegt. Wir mussten also unsere in Unterabschnitt 6.1 beschriebene Genauigkeitsanforderung des Erreichens der kritischen Punkte lockern, damit der Weiterflug gestartet wird. Die höchste Genauigkeit wird jedoch ohnehin im Bereich um den Linearisierungspunkt $x^* = [0 \ -22^\circ \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]$ Grad erreicht, weshalb trotzdem ein reibungsfreies Aufnehmen, sowie Ablegen der Kugel möglich war. Eine geringere Genauigkeit ist im Bereich um $\beta = 0^\circ$ zu erkennen. Es treten hier deutliche Abweichungen auf, was einerseits durch den größeren Abstand zum Linearisierungspunkt, andererseits jedoch auch durch die für den Überflug schneller geplante Trajektorie zurückzuführen ist. Der Verlauf von α und β über der Zeit, sowie die zugehörige vom Regler auf die Motoren gegebene Spannung, ist in den Abbildungen 9 beziehungsweise 10 zu sehen. Es ist zu erkennen, dass für die geforderte Aufgabe eine Zeit von 120 Sekunden benötigt wurde. Interessant ist auch, dass sich die vom Regler auf das System gegebene Spannung an Front- und Backmotor dahingehend unterscheidet, dass die Spannung am Frontmotor (unabhängig vom Vorzeichen der Flugrichtung in α) durchgehend größer ist. Dies bestätigt wiederum die im ersten Labor aufgenommenen Schubkennlinien (siehe Abbildung 1), da der Heckmotor bei gleicher Spannung eine größere Hubkraft generiert.

7. FAZIT

Der gewählte Regleransatz aus LQR Regler mit zusätzlichem Integratoranteil für die Winkel α und β hat den Helikopter stabilisieren können. Allerdings traten während der Testflüge teils unerklärliche Fehler auf, welche das System teilweise in unkontrollierte Zustände gebracht hat. Daher ist davon auszugehen, dass die gewählten Parameter noch

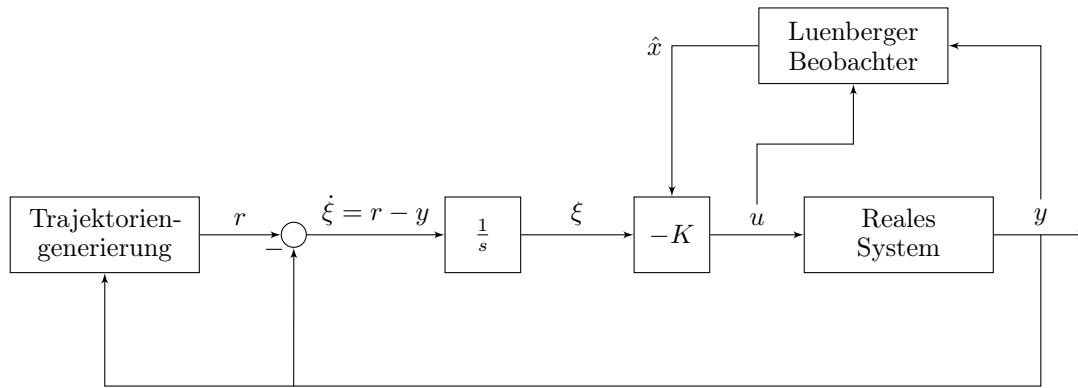


Abbildung 7. Signalflussgraph der finalen Regelkreisstruktur mit LQI-Regler und positionsabhängiger Trajektoriengenerierung.

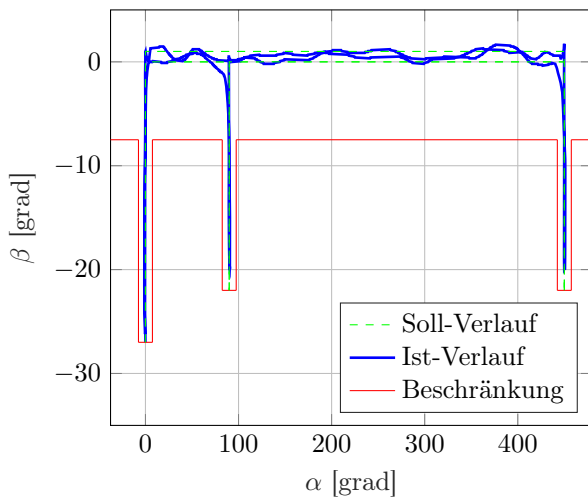


Abbildung 8. Verlauf der Ist-/ und Soll-Trajektorie in Relation zu den Begrenzungen am Helikopter-Versuchsstand.

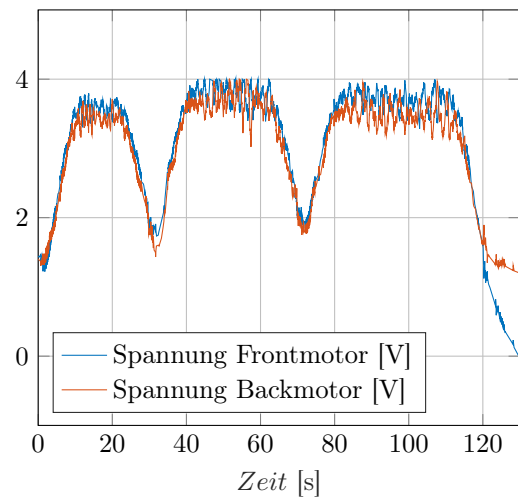


Abbildung 10. Verlauf der auf das System gegebenen Motorspannung (Front- und Heckmotor) über der Zeit bei erfolgreicher Absolvierung der Aufgabe.

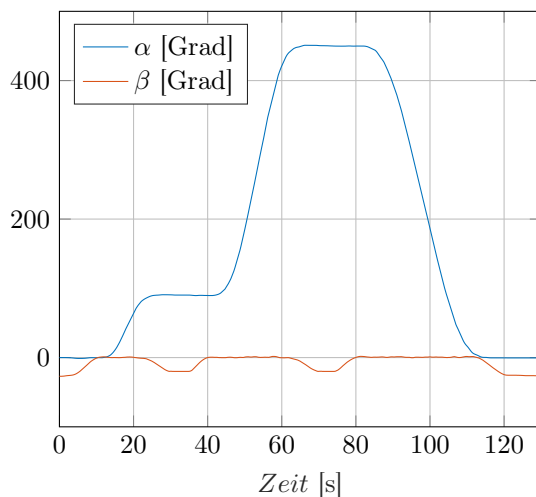


Abbildung 9. Messung der α - und β -Trajektorie bei erfolgreicher Absolvierung der Aufgabe.

keinen robusten Regler ergeben haben. Allerdings funktioniert der Integratoranteil recht gut und der Helikopter erreicht die vorgegebenen Zielpositionen mit ausreichender Genauigkeit um die Last aufzunehmen beziehungsweise

abzulegen. Auch der Ansatz, den Nächsten Punkt der Trajektorie erst nach dem genauen Erreichen der Sollposition war gut, da hierdurch sichergestellt wurde, dass die Soll Positionen auch tatsächlich erreicht werden. Im Vergleich mit den anderen Helikopterreglern ist unser System sehr konservativ und eher langsam. Hierzu sollte der entwickelte Flachheitsbasierte Ansatz einer Trajektorie mitsamt Vorsteuerung eine maßgebliche Verbesserung bringen. Er kam aufgrund einer unvollständigen Modellierung und der aus der Korrektur hervorgehenden Umstrukturierung des gesamten Systems nur teilweise zum Einsatz, zeigte jedoch bereits bei der reinen Verwendung der Trajektorie bereits signifikante subjektive Verbesserungen und sollte daher weiter verfolgt werden.

LITERATUR

[handbook] 'Control of a 3-DOF Helicopter Handbook Winter term 2022/23