

# Final Dokumentation A\_Tu2

Y.Huang, J.Yu, T.Yang, Z.Zhou

---

Zusammenfassung: In der finalen Dokumentation werden die Ergebnisse von „Praktikum Konzepte der Regelungstechnik“ dargestellt. Das Ziel des Praktikums ist, einen geeigneten Regler für den 3-DOF Helikopter zu entwerfen, um die vorgegebene Aufgabe zu lösen. Zuerst wurde ein Modell in Simulink gebildet, dann wurden ein LQI-Regler und ein Luenberger-Beobachter entworfen. Eine Trajektorie wurde währenddessen generiert. Zum Schluss wurde der Regler in dem realen Helikopter erfolgreich eingesetzt.

---

## 1. AUFGABENSTELLUNG

Die Idee der Aufgabe kommt aus einem Bild, auf dem die Waren vom Helikopter transportiert werden. Im Praktikum ist der Helikopter an einem fest-stehenden Schwenkarm befestigt, der drei Freiheitsgrad besitzt und von zwei Propeller antriebt wird. Die Trajektorie des Helikopters besteht aus Abstieg, Aufstieg, Abholung und Abladen von Waren. Außerdem muss Helikopter eine Anforderung erfüllen, dass es während des Aufstiegs und Abstiegs nur in der bestimmten Flugbereiche bewegt, und dass es über eine Mindesthöhe fliegen muss. Die Abholung und Abladen der Waren wird durch einen Elektromagnet verwirklicht. Der ganze Prozess sollte automatisch laufen. Eine genauere Beschreibung der Regelstrecke und der Aufgabe ist im Handout zu finden.

## 2. HARDWARE

Mit QUARC, einem Data-Acquisition-Board(DAB) und den benötigten Blöcken in Simulink wird der reale 3-DOF Helikopter ausgeführt.

- (1) *HIL Initialize* Block vernetzt Simulink und Q8 USB Block. Damit können wir die Ein- und Ausgänge in Simulink selbst einstellen.
- (2) *Read Encoder* Block dient zur Messung der Schwenkwinkel, Steigwinkel und Nickwinkel.
- (3) *Write Analog* Block steuert die Eingänge, was wir am Motor anlegen, sind die Spannung.
- (4) *Write Digital* Block aktiviert den Verstärker. Wenn wir den Wert 1 einsetzen, dann wird der Verstärker aktiviert. Wenn Wert 0 ist, ist der Verstärker ausgeschaltet.

Die eingelesene Messungswerte sollten mit einem Minuszeichen multipliziert werden, damit das reale Modell ein rechtshändiges Koordinatensystem ist.

## 3. MODELLIERUNG

Um Systemverhalten des Helikopters analysieren und Regler entwerfen zu können, wird im folgenden das Helikopter System modelliert. Es gibt drei Freiheitsgrad: Schwenkwinkel  $\alpha$ , Steigwinkel  $\beta$  und Nickwinkel  $\gamma$ , mit entsprechende Achse  $X$ ,  $Y$  und  $Z$ . Dafür werden Newton-Euler Gleichungen auf jeder Achsen erstellen.

Zunächst werde das System mit der folgenden Annahmen vereinfacht:

- Der Helikopter-Körper ist symmetrisch.
- Alle Körper sind starr.
- Die Reibung in den Gelenken und die Luftwiderstand werden vernachlässigt.
- Zentripetalkräfte, Zentrifugalkräfte und Motordrehmoment werden nicht berücksichtigt.
- Bei der Rechnung von Trägheitsmomenten werde die Körper als Punktmasse angenommen und die Deviationsmomente werden vernachlässigt.

Die Trägheitsmomente werden in Matlab dargestellt. Das Trägheitsmoment  $I_\alpha(\beta, \gamma)$  wird für den bestimmten Arbeitspunkt:  $\beta = -7.5^\circ$  und  $\gamma = 0^\circ$  als konstant angenommen.

$$I_\alpha = 1.0562 \text{ kgm}^2 \quad (1)$$

$$I_\beta = 1.2012 \text{ kgm}^2 \quad (2)$$

$$I_\gamma = 0.0402 \text{ kgm}^2 \quad (3)$$

Die Momente:

$$M_\alpha = I_\alpha \ddot{\alpha} = -(F_f + F_b) \sin(\gamma) [L_g \sin(\beta) + L_a \cos(\beta) + L_p \sin(\beta)] \quad (4)$$

$$\begin{aligned} M_\beta = I_\beta \ddot{\beta} = & M_w g \cos(\beta) L_w + M_{na} g \cos(\beta) \left(\frac{1}{2} L_w\right) \\ & - M_{ha} g \cos(\beta) \left(\frac{1}{2} L_a\right) - M_m g \cos(\beta) (L_a - L_m) \\ & - (M_h + M_j) g \cos(\beta) L_a - M_w g \sin(\beta) L_g \\ & - M_{na} g \sin(\beta) L_g - M_{ha} g \sin(\beta) L_g - M_m g \sin(\beta) L_g \\ & - (M_h + M_j) g \sin(\beta) (L_g + L_p) + (F_f + F_b) \cos(\gamma) L_a \end{aligned} \quad (5)$$

$$M_\gamma = I_\gamma \ddot{\gamma} = (F_f - F_b) L_h + (-M_f + M_b) g \cos(\beta) \cos(\gamma) L_h - (M_f + M_b) g \cos(\beta) \sin(\gamma) L_p \quad (6)$$

ergibt sich aus dem Freischnitt in den Abbildungen 1 bis 3. Die Kräfte des Backmotors(b) und Frontmotors(f) werden durch den Eingang Spannung gerechnet, wobei der Schub-Kraft-Parameter durch ein Experiment identifiziert werden sollte.

Die Differentialgleichung des Systems:

$$\dot{x} = \left( \dot{\alpha} \quad \dot{\beta} \quad \dot{\gamma} \quad \frac{M_\alpha}{I_\alpha} \quad \frac{M_\beta}{I_\beta} \quad \frac{M_\gamma}{I_\gamma} \right)^T \quad (7)$$

mit der Zustand:

$$x = (\alpha \quad \beta \quad \gamma \quad \dot{\alpha} \quad \dot{\beta} \quad \dot{\gamma})^T \quad (8)$$

Stellgröße:

$$u = (F_f \ F_b)^T \quad (9)$$

$$y = (x_1 \ x_2 \ x_3)^T = (\alpha \ \beta \ \gamma)^T \quad (10)$$

werde in Simulink benutzt.

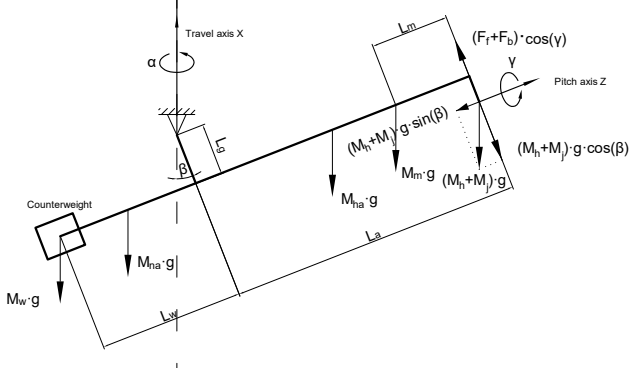


Abbildung 1. Freischnitt des Körpers von Y Achse

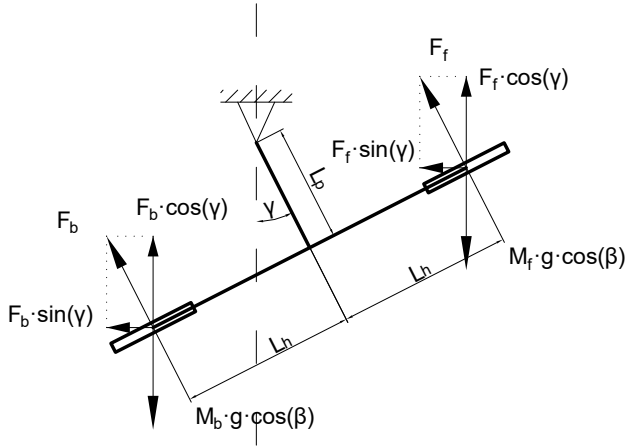


Abbildung 2. Freischnitt des Körpers von Z Achse

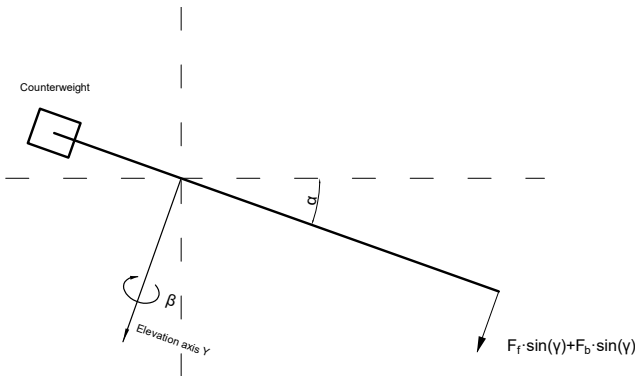


Abbildung 3. Freischnitt des Körpers von X Achse

#### 4. MOTOR-KENNLINIE

Um die Kennlinie von jeweils Motor zu bekommen, haben wir die Kräfte von jeweils Motor bei der bestimmten Eingang-Spannung gemessen. Durch ein Gewicht wird den Helikopter zur Waage gedrückt. Dadurch lesen wir die

Tabelle 1. Parameter des Freischnitts

$L_w$	0.470 m
$L_a$	0.660 m
$L_h$	0.178 m
$L_m$	0.152 m
$L_p$	0.028 m
$L_g$	0.042 m
$M_h$	1.296 kg
$M_w$	1.87 kg
$M_{ha}$	0.275 kg
$M_{na}$	0.240 kg
$M_m$	0.070 kg
$M_j$ (Joint 2+3)	0.132 kg
$M_f$	0.487 kg
$M_b$	0.487 kg

Ablesungen aus, vor und nach wir die Eingang-Spannung ausüben, und die Differenz zwischen beide Ablesungen ist die Kraft des Motors.

$$F_f = 0.0599 U_f^2 \quad (11)$$

$$F_b = 0.0459 U_b^2 \quad (12)$$

#### 5. LINEARISIERUNG DES MODELLS

Um ein Regler zu entwerfen, sollte das Modell bei den gewählten Arbeitspunkten linearisiert werden. Durch die Differentialgleichung:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x} &= f(x_{Ap}, u_{Ap}) + A \cdot (x - x_{Ap}) + B \cdot (u - u_{Ap}) \\ &= A \cdot \Delta x + B \cdot \Delta u \end{aligned} \quad (13)$$

ergibt sich die Zustandsraumdarstellung.

Die Systemmatrix  $A$ :

$$A = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{x=x_{Ap}, u=u_{Ap}} \in R^{6 \times 6} \quad (14)$$

und die Steuermatrix  $B$ :

$$B = \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{x=x_{Ap}, u=u_{Ap}} \in R^{6 \times 2} \quad (15)$$

werden unter den Arbeitspunkten berechnet.

Mit den gewählten Arbeitspunkten, hier  $-7.5^\circ$  bedeutet Mindesthöhe von dem Helikopter.

$$x_{Ap} = \begin{pmatrix} 0 \\ -7.5^\circ \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, u_{Ap} = \begin{pmatrix} 0.5624 \text{ N} \\ 0.5624 \text{ N} \end{pmatrix} \quad (16)$$

befindet sich das System im Gleichgewicht, der Term  $f(x_{Ap}, u_{Ap})$  in der Gleichung (13) ist gleich null, und wir erhalten:

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -0.6819 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1.9728 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.3938 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (17)$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.6077 & 0.6077 \\ 4.4242 & -4.4242 \end{pmatrix} \quad (18)$$

Die Ausgänge des System sind  $[\alpha \ \beta \ \gamma]^T$ , deshalb ist die Beobachtungsmatrix:

$$C = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (19)$$

In der Systemmatrix  $A$  weisen Zeilen 1, 2 und 3 auf, dass  $[\dot{x}_1 \ \dot{x}_2 \ \dot{x}_3] = [x_4 \ x_5 \ x_6]$ . Da die Bewegungsgleichungen in den Zeilen linear sind, bleiben sie unverändert.

Zeile 4 beschreibt den negativen Einfluss auf Schwenkwinkel  $\alpha$  von Nickwinkel  $\gamma$ , was entspricht der Bewegungsgleichung. Die Kräfte der Propeller haben beim Arbeitspunkt  $\gamma_{AP} = 0$  aufgrund der horizontalen Position keinen direkten Einfluss auf den Schwenkwinkel.

In Zeile 5 ist erkennbar, dass die Beschleunigung des Steigwinkels  $\beta$  hauptsächlich von den positiven Propellerkräften beeinflusst wird, und auch bei einer Auslenkung des Steigwinkels in die entgegengesetzte Richtung.

In der letzten Zeile gibt es auch eine größere Wirkung den Propellerkräften auf die Beschleunigung des Nickwinkels  $\gamma$ , im Vergleich zu der gegenteiligen Kraft von der Auslenkung des Nickwinkels.

## 6. ANALYSIERUNG DES MODELLS

Für die Systemmatrix  $A$  haben wir die Eigenwerte ausgerechnet, und der Realteil aller Eigenwerte von  $A$  ist gleich Null. Deswegen kann mittels der Linearisierung keine Aussage über Stabilität oder asymptotische Stabilität der Ruhelage getroffen werden. Außerdem ist die Ruhelage nicht exponentiell stabil. Deswegen müssen wir einen Regler entwerfen, um das System zu stabilisieren.

Als Nächstes haben wir die Steuerbarkeit und Beobachtbarkeit des Systems verifiziert. Durch die Rechnung haben wir festgestellt, dass die Steuerbarkeitsmatrix:

$$S = [B \ AB \ A^2B \ \dots A^{n-1}B] \quad (20)$$

und die Beobachtbarkeitsmatrix:

$$O = [C \ CA \ CA^2 \ \dots CA^{n-1}]^T \quad (21)$$

vollen Rang haben. Deshalb ist das System steuerbar und beobachtbar. Damit erfüllt das System die Voraussetzungen für den Regelungsentwurf.

## 7. REGELKREISSTRUKTUR

Nachdem die Regelstrecke, also das Modell, in der Zustandsraumdarstellung eingestellt wurden, werden weitere Probleme wie Stabilität, Regelabweichung berücksichtigt. In der geschlossenen Kreis in Abbildung 4 wird ein Zustandsrückführung mit I-Anteil implementiert. Weil die Zustände von realem System nicht alle gemessen werden kann, wird zusätzlich einen Beobachter entworfen.

Es gibt folgende Signale in der geschlossenen Kreis:

Tabelle 2. Signale.

Symbole	Signale
$r(t) = [r_\alpha \ r_\beta]^T \in R^2$	Führungsgröße
$u(t) \in R^2$	Stellgröße
$y_m(t) \in R^3$	Messgröße
$\hat{x}(t) \in R^6$	geschätzter Zustandsvektor

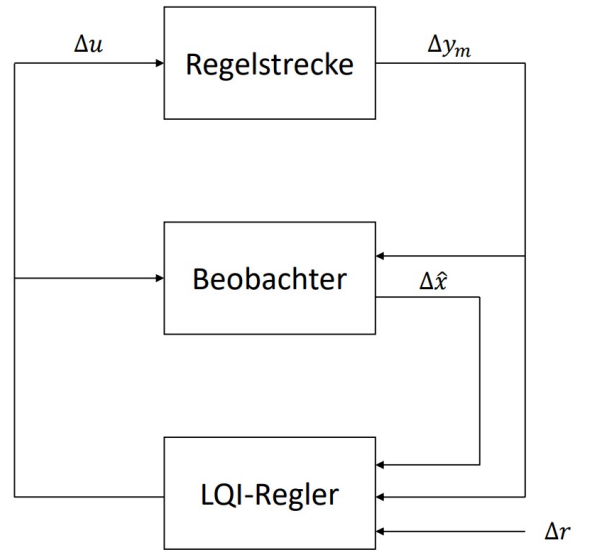


Abbildung 4. Regelkreisstruktur.

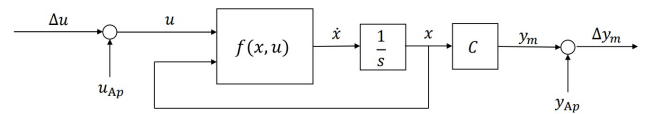


Abbildung 5. Regelstrecke in der Simulation mit dem nichtlinearen System.

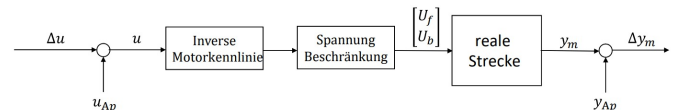


Abbildung 6. Regelstrecke für den realen Helikopter.

Wenn ein linearisiert Zustandsraummodell gerechnet ist, basieren die Ergebnisse tatsächlich auf gewählten Arbeitspunkten. Deshalb sind die Eingänge und Ausgänge von Beobachter und Regler  $\Delta\hat{x}$ ,  $\Delta u$  und  $\Delta y$ . Vor der Eingabe

der Eingänge müssen  $u_{Ap}$  und  $y_{Ap}$  abgezogen werden. Abbildung 5 und Abbildung 6 zeigt, wo wir die Arbeitspunkte in dem Modell hinzufügen haben.

## 8. LQI-REGLER

Die Struktur des LQI-Reglers ist wie in Abbildung 7 gezeigt. Um die Gains des Reglers zu rechnen, muss das Zustandsraummodell zuerst in erweiterte System umgeschrieben:

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{\xi} \end{pmatrix} = \underbrace{\begin{pmatrix} A & 0_{6 \times 2} \\ -C & 0_{2 \times 2} \end{pmatrix}}_{A_{LQI}} \begin{pmatrix} x \\ \xi \end{pmatrix} + \underbrace{\begin{pmatrix} B \\ 0_{2 \times 2} \end{pmatrix}}_{B_{LQI}} u + \begin{pmatrix} 0_{6 \times 2} \\ I_{2 \times 2} \end{pmatrix} r \quad (22)$$

die verwendete  $A, B$  und Matrizen hier sind wie in den Gleichungen (17), (18) gezeigt. Und dann wird LQR Befehl in Matlab verwendet. Aber  $R$  und  $Q$ , die gewichtete Matrizen müssen vorher eingestellte werden.  $R$  ist Einheitsmatrix, da die Stellwerte der beiden Propeller gleichermaßen gewichtet werden sollen. Jedes Element in Hauptdiagonale hat entsprechende Einfluss auf jeweiligen Zustand. Durch Versuch und Beobachten zwischen Solltrajektorie und Streckenausgänge ist  $Q$  so gewählt:

$$Q = \text{diag}(10, 0.1, 1, 10, 15, 0, 15, 10) \quad (23)$$

$$R = \text{diag}(0.01, 0.01) \quad (24)$$

Dann ergibt sich die  $K = [K_p \ K_I]$ .

$$K_p = \begin{pmatrix} -56.50 & 34.11 & 12.33 & -49.17 & 28.39 & 1.66 \\ 56.50 & 34.11 & -12.33 & -49.17 & 28.39 & -1.66 \end{pmatrix} \quad (25)$$

$$K_I = \begin{pmatrix} -27.3861 & 22.3607 \\ 27.3861 & 22.3607 \end{pmatrix} \quad (26)$$

Dann werden  $K_I$  und  $K_P$  in LQI-Regler eingesetzt.

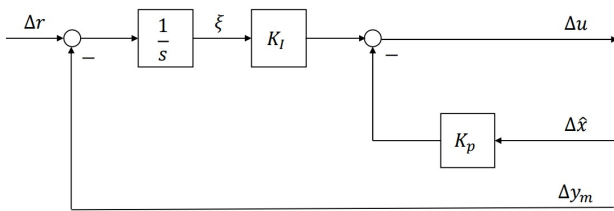


Abbildung 7. LQI-Regler.

## 9. BEOBACHTERENTWURF

Bei vielen Reglerentwurfsverfahren wird vorausgesetzt, dass der komplette Zustand des dynamischen Systems zu jedem Zeitpunkt messbar ist (Zustandsrückführungsverfahren). In der Praxis ist es jedoch nicht möglich, die Geschwindigkeitsterme des Zustandsvektors zu messen.

Deshalb brauchen wir einen Beobachter, um die fehlenden Zustände zu schätzen. Insgesamt haben wir zwei Beobachter entworfen, nämlich KBF und Luenberger-Beobachter.

Im ersten Versuch benutzen wir den Kalman-Bucy-Filter, der ein Beobachter ist und den Erwartungswert des quadratischen Beobachter-Fehler minimiert. Das KBF stellt einen optimalen Kompromiss zwischen schnellem Einschwingen des Beobachter-Fehlers und Unempfindlichkeit gegenüber Prozess- und Messrauschen her. Die Struktur des Beobachters ist wie in Abbildung 8 gezeigt.

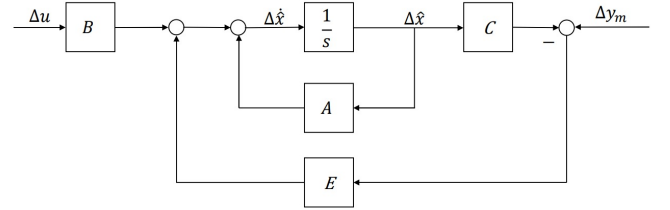


Abbildung 8. Beobachter.

Aufgrund der Dualität zwischen LQR und KBF, hier können KBF auf gleicher Weise wie LQR entworfen werden. Im Satz von Dualität steht, dass der Parameter  $L$  von KBF gleich wie den Parameter  $K$  des LQ-Reglers vom dualen System ist. Folgend ist das duale System vom Simulationsmodell:

$$\dot{x}' = A^T x' + C^T u' \quad (27)$$

$$y' = B^T x' \quad (28)$$

Um LQR Befehl in Matlab zu verwenden, müssen noch zwei Gewichtsmatrizen  $Q_L$  und  $R_L$  in der Kostenfunktion dazu eingestellt werden. Normalerweise sind Gewichtsmatrizen in Diagonalfarm, weil es leichter ist, den Einfluss von jeden diagonalen Elementen der Gewichtsmatrix auf Zuständen und Rückführungen zu kennen. Für  $R_L$  Matrix ist Einheitsmatrix gewählt, weil es beschreibt die Gewichtungen von beiden Stellgröße auf Propeller, und sie sollten gleich sein. Bezüglich  $Q_L$  ist durch viele mal Versuche und Vergleichen der Ergebnisse gewählt. Mit der Funktion  $lqr(A^T, C^T, Q_L, R_L)$  wird die Parameter von  $L$  für KBF direkt gerechnet.

$$Q_L = \text{diag}(1000, 1000, 1000, 100, 100, 100) \quad (29)$$

$$R_L = \text{diag}(0.01, 0.01, 0.01) \quad (30)$$

Dann wird ein Luenberger-Beobachter im Regelkreis eingesetzt, der mit Hilfe der Messung der Ausgangsgröße  $y$  und der Stellgröße  $u$  eine Schätzung  $\hat{x}$  für den Zustand  $x$  liefert. Die Struktur des Beobachters wird auch in Abbildung 8 gezeigt.

Der Beobachter wird selbst als ein dynamisches System gleicher Dimension wie die zu beobachtende Strecke ange-  
setzt.

$$\dot{\epsilon} = (A - EC)\epsilon \quad (31)$$

Unseres Ziel ist, dass der Beobachterfehler  $\epsilon = \dot{x} - \hat{\dot{x}}$  so schnell wie möglich gegen Null gehen sollen. Durch die geeignete Festlegung der Pole von der Matrix  $(A - EC)$  wird das Problem gelöst. Dazu müssen die Pole der Matrix  $(A - EC)$  sehr weit in die linke Halbebene gelegt werden. In der Regel sollen die Pole vom Beobachter 4 bis 10 mal weiter als die Pole vom Regler in die linke Halbebene liegen. Die Pole von Regler sind:

$$Pole - Regler = \begin{pmatrix} -0.6414 + 0.6376i \\ -0.6414 - 0.6376i \\ -0.9221 + 0.6957i \\ -0.9221 - 0.6957i \\ -1.9741 + 0.0000i \\ -5.4783 + 5.7201i \end{pmatrix} \quad (32)$$

Deshalb vergrößern wir den Realteil der Pole ungefähr 3 mal und die Pole von Beobachter sind:

$$Pole - Beobachter = \begin{pmatrix} -2 \\ -2 \\ -3 \\ -3 \\ -6 \\ -15 \end{pmatrix} \quad (33)$$

Durch die Funktion *place* in Matlab wird die Matrix  $E$  gerechnet.

$$E = \begin{pmatrix} 21.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 5.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 5.0000 \\ 90.0000 & 0 & -0.6819 \\ 0 & 4.0272 & 0 \\ 0 & 0 & 5.6062 \end{pmatrix} \quad (34)$$

In Simulation sind die Schätzung und Zustandswert fast gleich bei der Winkelterme, aber es gibt einen offensichtlichen Unterschied bei der Winkelgeschwindigkeits-terme zwischen zwei Beobachter, wie in der Abbildung 9 und Abbildung 10 gezeigt wird. Die Schätzungswerte der Winkelgeschwindigkeit bei Verwendung des Luenberger-Beobachters weicht weniger von den gemessenen Zustandswerten ab. Das bedeutet, dass Luenberger-Beobachters besser als KBF ist.

Durch Laborversuch finden wir, dass Helikopter mit KBF sehr reibungslos fliegt, und die Flugbahn relativ glatt ist, wie in der Abbildung 11 und Abbildung 13 gezeigt wird. Aber im Vergleich zu Luenberger-Beobachter ist die Schwingungsamplitude bei  $\beta$ -Winkel größer, wie in der Abbildung 12 und Abbildung 14 gezeigt wird. Außerdem ist der  $\alpha$ -Winkel des Helikopters bei Verwendung des Luenberger-Beobachters präziser und näher am Zielwinkel als KBF.

Deswegen haben wir am Ende festgelegt, dass wir den Luenberger-Beobachter als unserer Beobachter wählen.

## 10. TRAJEKTORIE GENERATION

Um die gegebene Anforderungen zu erreichen, sollte eine Trajektorie als Führungsgröße  $r$  generiert werden. Mithilfe

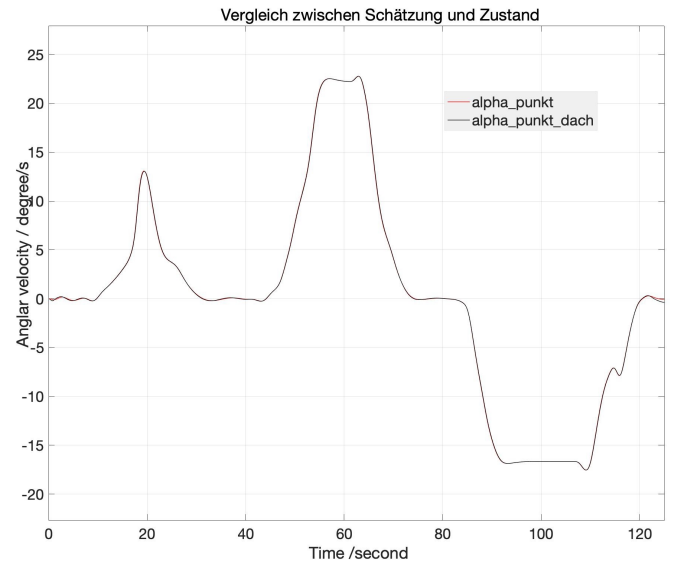


Abbildung 9. Vergleich zwischen Schätzung und Zustand (Luenberger-Beobachter).

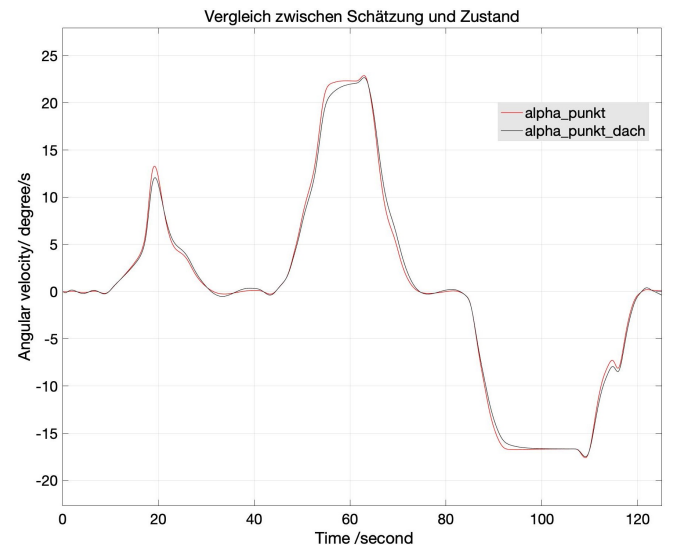


Abbildung 10. Vergleich zwischen Schätzung und Zustand (KBF)

der Matlab-Funktion „waypointTrajectory“ werden „way-points“ zu bestimmten Zeiten für die Trajektorie erstellt, dadurch können die Geschwindigkeit auch nach Bedarf geändert werden.

Die Trajektorie wird möglich glatt geplant, damit der Helikopter die Trajektorie besser verfolgen kann.

An den Positionen 2 und 3 wird der Helikopter länger bleiben, damit der Regler genügend Zeit haben anzukommen und der Helikopter zu stabilisieren. Diese Pausen dienen hier als einen guten Anfang für folgende Trajektorie.

Außerdem werden eine niedrigere Geschwindigkeit zwischen dem Aufstieg/Abstieg und die Fahrt entlang  $\alpha$ -Richtung angesetzt, um die Kollision wegen der unterschiedlichen Zeitverzögerung in  $\alpha$  und  $\beta$  zu vermeiden.

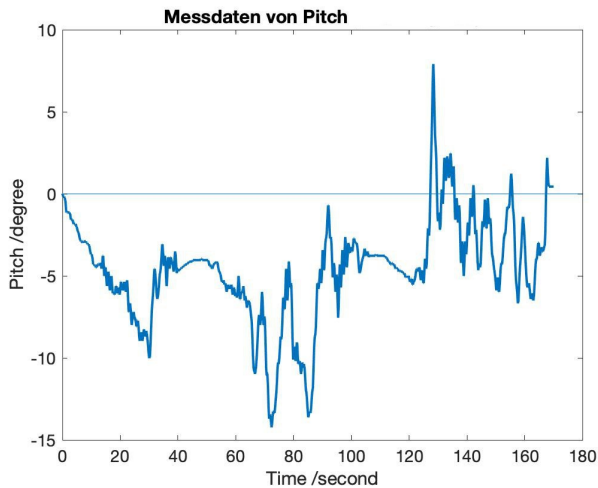


Abbildung 11. Messdaten von  $\gamma$  mit KBF.

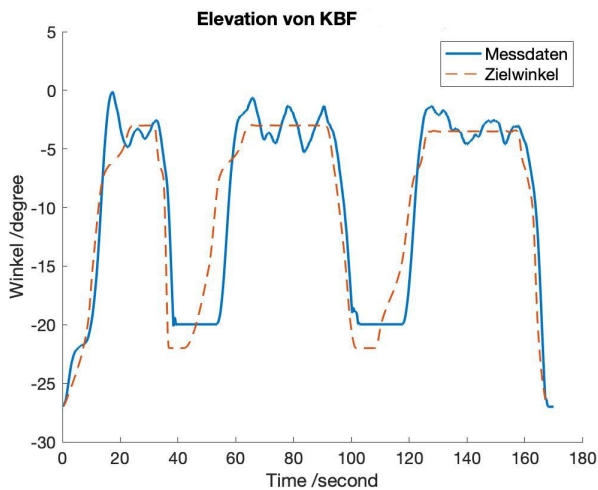


Abbildung 12. Messdaten von  $\beta$  mit KBF.

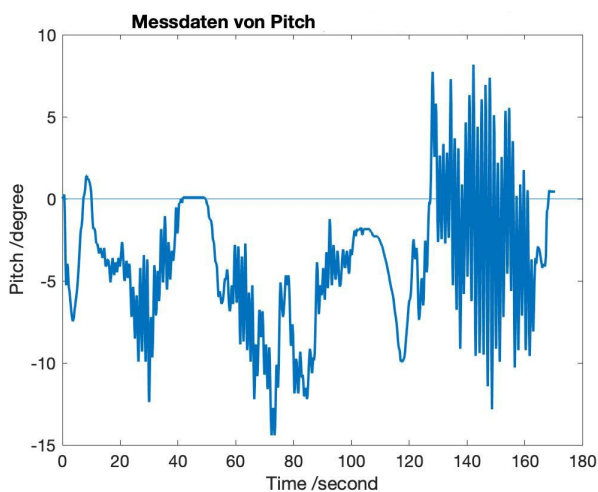


Abbildung 13. Messdaten von  $\gamma$  mit Luenberger-Beobachter.

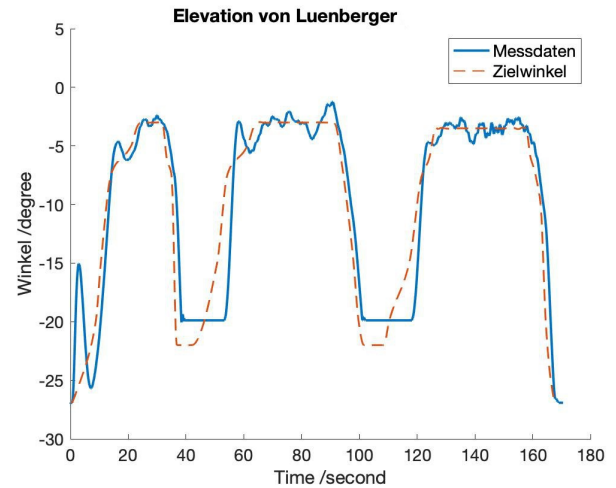


Abbildung 14. Messdaten von  $\beta$  mit Luenberger-Beobachter.

Die Einzelheiten der Trajektorie wie die Gesamtdauer, die Geschwindigkeiten während des Aufstiegs und Abstiegs sind numerisch implementiert und getestet.

Der maximale Regelgröße  $\beta$  wird auf  $-3^\circ$  gestellt, nicht  $0^\circ$ , da die Kraft von Motor nicht stark genug ist. Dadurch haben wir ein stabileres Ergebnis als vorher bekommen. Außerdem wird der maximale Regelgröße  $\beta$  von Position 3 zu Position 1 auf  $-3.5^\circ$  gestellt, damit wir besser die Ergebnisse von hin und zurück erkennen.

Abbildung 15 zeigt die resultierende  $\alpha - \beta$  Trajektorie in rote Linie.

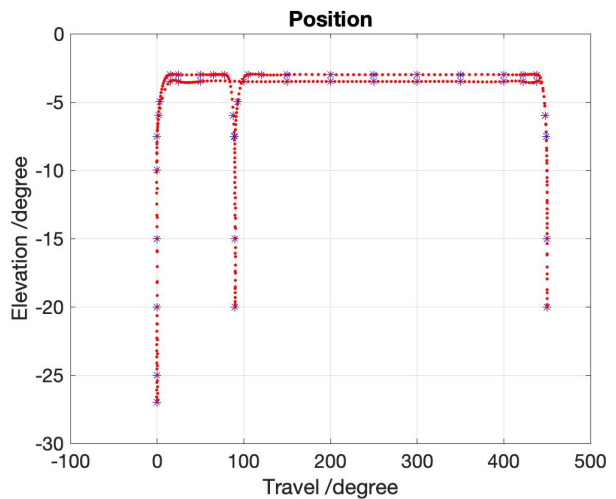


Abbildung 15. Trajektorie.

## 11. SIMULATION

In der Simulation wurde das nichtlineare Model als Regelstrecke verwendet. Es ergibt sich in Abbildung 16 die Verläufe der Systemantwort  $y_m(t)$ . Die Systemantwort ist in Abbildung 17 ebenfalls in die  $\alpha - \beta$  Ebene eingetragen.

## 12. ERGEBNISSE UND FAZIT

Im Laborversuch 5 haben wir den Regler und den Beobachter eingesetzt, und die Gesamtsteuerungsaufgabe er-

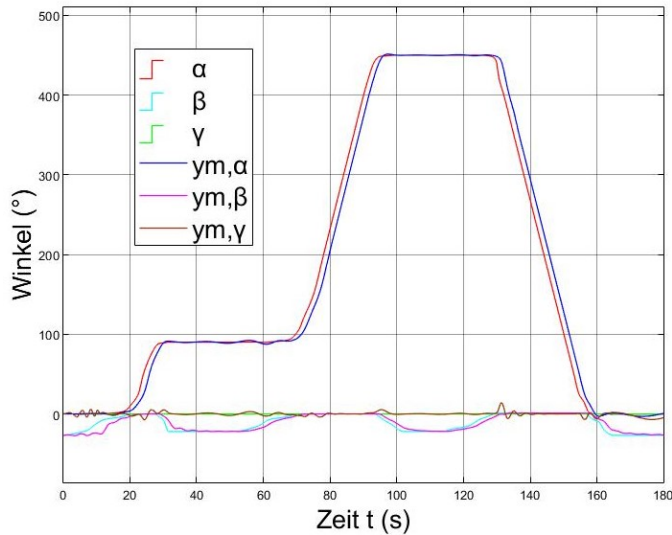


Abbildung 16. Kontrastdiagramm von der Führungsgröße  $r$  und der nichtlinearen Systemantwort  $y_m$ .

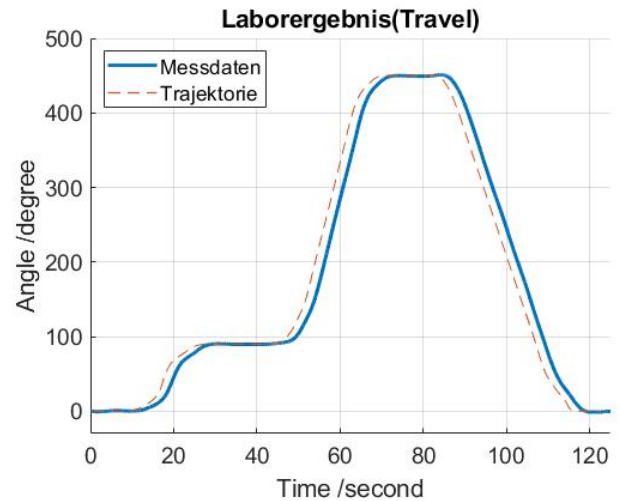


Abbildung 18. Laborergebnis  $\alpha$ .

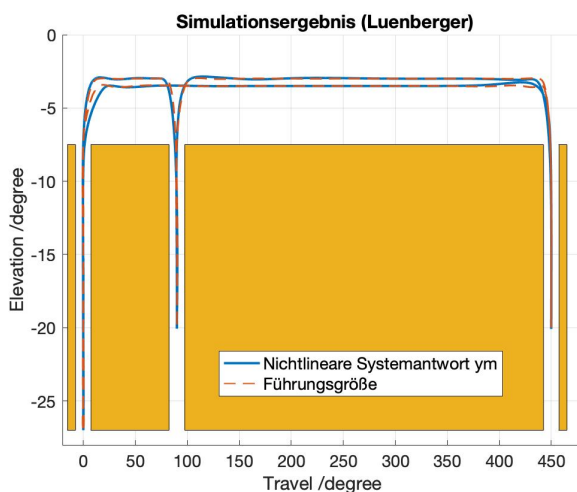


Abbildung 17. Nichtlineare Systemantwort in der  $\alpha$ - $\beta$  Ebene.

folgreich durchführen. Der gesamte Prozess dauert 75 Sekunden. Durch die Abbildung 21 wird es gezeigt, dass Helikopter sich nicht an Gebäude stößt.

Die Messdaten werden in der Abbildungen 18, 19 und 20 gezeigt.

Am Ende haben wir den Luenberger Beobachter gewählt. Denn durch die Änderung von Polevorgabe bekommen wir eine bessere Beobachter. Außerdem haben wir die Anzahl der gesamten Punkteingabe bei Aufstieg abgenommen und beim Abstieg ist die Geschwindigkeit verlangsamt. Damit kann der Helikopter schneller aufsteigen und das Objekt sicherer greifen. Im Vergleich zum Laborversuch 4 ist die Schwankung beim Helikopter verringert und die Abweichung bei Elevation-Winkel ist auch sehr klein. Innerhalb 90 Sekunden kann der Helikopter die Trajektorie erledigen.

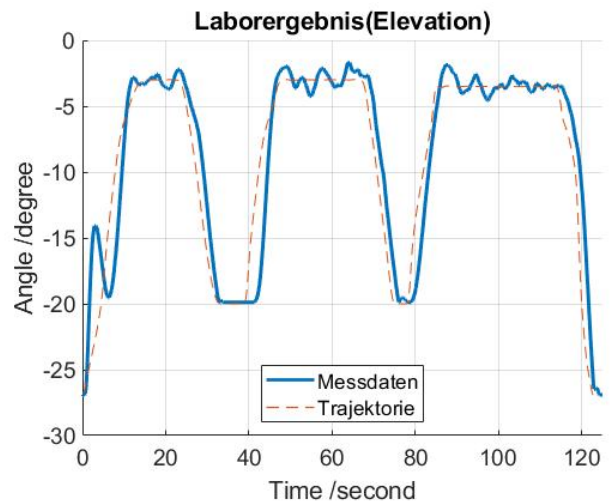


Abbildung 19. Laborergebnis  $\beta$ .

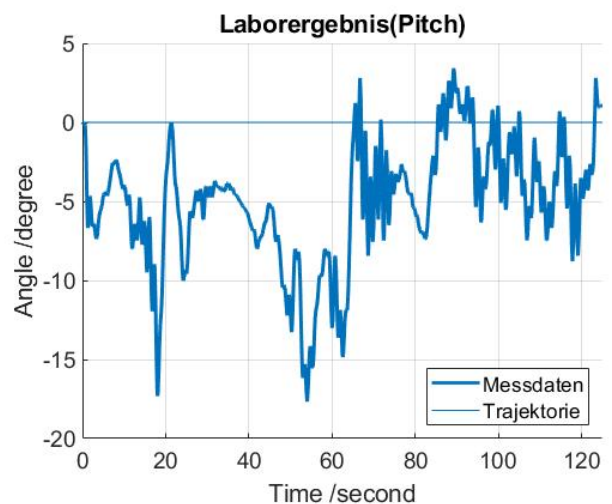


Abbildung 20. Laborergebnis  $\gamma$ .

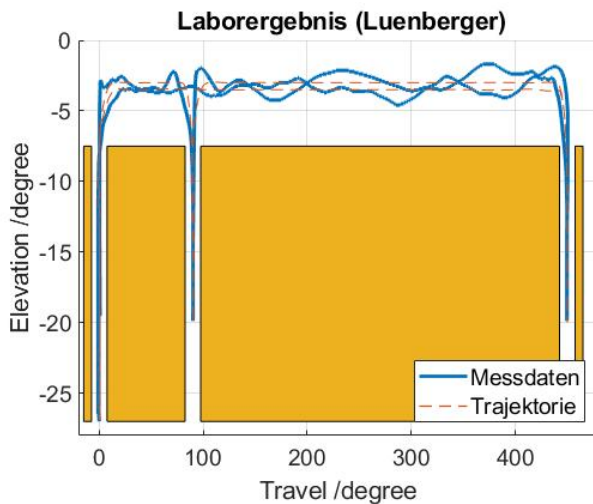


Abbildung 21. Laborergebnis Luenberger.

### 13. MATLAB

Die Berechnungen und Simulationen wurden mit MATLAB ver. 2021a durchgeführt. Um das Simulation Model und Controller Design Model zu simulieren, kann die Simulink-Datei „simulation\_regler\_lab5.slx“ ausgeführt werden. So werden die Parameter des Modells und die Linearisierung und Reglersynthese in „test\_lab5.m“ initialisiert.

In der MATLAB-Funktion „traegheitsmoment.m“ ist die Trägheitsmoment vom Helikopter Model enthalten. In der MATLAB-Funktion „kennlinie.m“ wird die Kennlinie von Motor aufgestellt. In der MATLAB-Funktion „trajectorygeneration1.m“ werden „waypoints“ zu bestimmten Zeiten für die Trajektorie gegeben. Diese Funktionen werden in „test\_lab5.m“ aufgerufen.

### LITERATUR

- “Laboratory Course “Concepts of Automatic Control”, Control of a 3-DOF Helicopter, Handbook,” University of Stuttgart, Institute for Systems Theory and Automatic Control, 2021/22.
- “CAD drawings of the Quanser 3 DOF helicopter,” IST, Tech. Rep., 2011.
- “3-DOF Helicopter: User Manual,” Quanser Inc., Markham, ON, Canada., Tech. Rep., 2010.
- “Erweiterte Regelkreisstrukturen,” IST, 2016.
- “Vorlesung „Konzepte der Regelungstechnik“, Handout” University of Stuttgart, Institute for Systems Theory and Automatic Control, 2021.