

Laborprotocol BMo2-1

E. Boateng, J. Qin

Abstract: Dieses Protokoll für L1 und H1 befasst sich mit dem Versuchsaufbau des 3DOF-Hubschraubers. Ein qualifiziertes Modell der Dynamik wird abgeleitet und fehlende Parameter des Modells wurden identifiziert.

1. LAB 1 GOALS

Aufgabe: Gegeben ist ein Blackbox-Modell des physischen 3DOF-Hubschraubers. Ziel des Laborversuches war es, die einzelnen Ausgangssignale des Modells richtig zu ermitteln und Erfahrungen aus erster Hand mit dem 3DOF-Hubschrauber in einer virtuellen Umgebung zu sammeln.

Basierend auf dem Quanser-Referenzmaterial war bekannt, dass die Signalausgänge des physikalischen 3DOF-Hubschraubers hauptsächlich Schwenkwinkel, Nickwinkel und Steigwinkel sind. Unter Verwendung eines Konstantspannungseingangs für das gegebene Blackbox-Modell konnte der Schwenkwinkel von den Nickwinkel und Steigwinkel Signalausgängen unterschieden werden. Um den Signalausgang korrekt zu transformieren, wurde die Umwandlung unter Verwendung des in Tabelle 1 angegebenen Umrechnungsfaktors auf die Ausgangssignale angewendet. Aufgrund des Versatzes der Höhe erforderte der Ausgang des Signals jedoch einen Delta-Wert von -27.5° .

2. SIMULATION MODEL OF THE HELICOPTER

Um ein Regelerentwurf zu implementieren, musste das Hubschraubersystem modelliert werden. Da das vollständige Modell des Hubschraubers kompliziert ist, wurden notwendige Vereinfachungen des Modells vorgenommen unter Erhaltung einer akzeptablen Komplexitätsgrad. Die folgenden Annahmen wurden verwendet, um zu dem vereinfachten Modell und den entsprechenden Gleichungen zu gelangen.

- (1) Alle Lager werden als ideal angenommen.
- (2) Die Geometrien der einzelnen Komponenten werden als starr und ideal angesehen
- (3) Alle Massen drehen sich symmetrisch um die verschiedenen Drehachsen
- (4) Die Rotation aller Massen erfolgt um den Schwerpunkt

Figure 1 shows the simplified model with the corresponding parameters.

Applying the law of angular momentum to the axes a, b and c, the following equations are derived.

$$\Theta_a \ddot{\alpha} = -\cos(\beta)L_2 \sin(\gamma)(F_f + F_b) \quad (1)$$

$$\Theta_b \ddot{\beta} = \cos(\gamma)L_2(F_f + F_b) - \cos(\beta)(mL_1 - ML_2)g \quad (2)$$

$$\Theta_c \ddot{\gamma} = \frac{L_3}{2}(F_f - F_b) \quad (3)$$

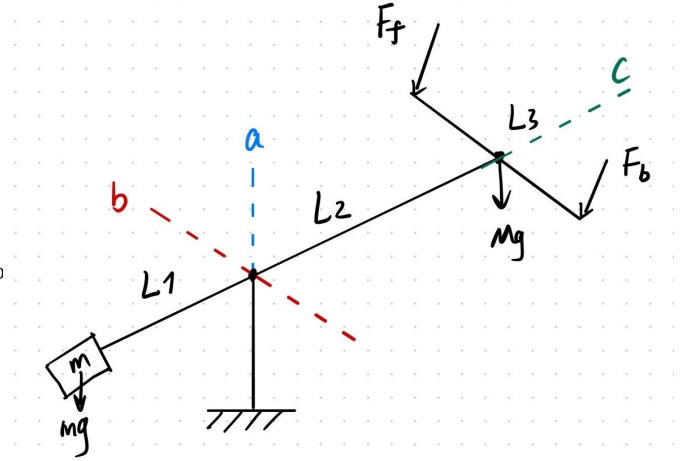


Fig. 1. vereinfachtes Modell des Hubschraubers

Θ_a , Θ_b and Θ_c sind die Trägheitsmomente in Bezug auf die Achsen a, b und c. Ihre Werte können durch die folgenden Gleichungen berechnet werden.

$$\Theta_a = mL_1^2 + ML_2^2 \quad (4)$$

$$\Theta_b = mL_1^2 + ML_2^2 \quad (5)$$

$$\Theta_c = \frac{mL_3^2}{24} \quad (6)$$

Der Zustandsvektor $x = [\alpha \ \beta \ \gamma \ \dot{\alpha} \ \dot{\beta} \ \dot{\gamma}]^T$ und der Eingangsvektor $u = [F_f \ F_b]^T$. Es folgt daraus dass,

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \\ \frac{-\cos(\beta)L_2 \sin(\gamma)(F_f + F_b)}{mL_1^2 + ML_2^2} \\ \frac{\cos(\gamma)L_2(F_f + F_b) - \cos(\beta)(mL_1 - ML_2)g}{mL_1^2 + ML_2^2} \\ \frac{12(F_f - F_b)}{mL_3} \end{bmatrix} \quad (7)$$

3. VOLTAGE MODEL

Es wurden Daten über die Abhängigkeit zwischen der Spannung und der entsprechenden Änderung des Deltas der Massen jedes Propellers bereitgestellt. Die Analyse der Daten zeigte eine quadratische Kurvenbeziehung zwischen den Kräften und der angelegten Spannung. Mithilfe der Kurvenanpassungsbefehl *polyfit* in Matlab konnte die

genauen Parameter der Kurve ermittelt um die exakten Beziehung der Parametern für alle zulässige Spannungswerte modellieren zu können. Die abgeleiteten Koeffizienten und die entsprechende Gleichung der Kraft als Funktion der Spannung sind:

$$F_f(U) = 6.156U^2 - 0.1342U - 0.13917 \quad (8)$$

$$F_b(U) = 4.704U^2 + 0.00510U - 0.278 \quad (9)$$

4. MODELL

Unter Verwendung der Gleichungen des vereinfachten physikalischen Modells des Hubschraubers, die in *Simulationsmodell des Hubschraubers* Abschnitt 2 } diskutiert wurden, wird das Zustandsraummodell der Anlage durch Linearisierung von \dot{x} w.r.t. x zum Ableiten der A-Matrix und \dot{x} w.r.t. u , um die B-Matrix abzuleiten. Die resultierende Berechnung in Matlab ergibt:

$$A_{lin} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0 \\ 0 & 0 & \frac{0.887L_2(F_f - F_b)}{\sigma_1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{0.462(ML_2g - mL_1g)}{\sigma_1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

where

$$\sigma_1 = \bar{m} \bar{L}_1^2 + \bar{M} \bar{L}_2^2$$

$$B_{lin} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ L_2 & L_2 \\ \frac{mL_1^2 + ML_2^2}{12.0} & \frac{mL_1^2 + ML_2^2}{12.0} \\ \frac{mL_3}{mL_3} & -\frac{12.0}{mL_3} \end{pmatrix}$$

Für die nächste Laborsitzung wird der in Tabelle 1 beschriebene Arbeitsplanentwurf verwendet.

5. COMMENTS

Beobachtbarkeit: Die linearisierten Matrizen (A, C) des Modells weisen einen vollen Rang auf. Dies deutet auf die Beobachtbarkeit der verschiedenen Zustandsmodi hin.

Steuerbarkeit: Die linearisierten Matrizen von (A, B) des Modells weisen ebenfalls einen Rang $n = 6$ auf. Dies zeigt an, dass unser Modell steuerbar ist.

Seitdem wurde das physikalische Modell des Hubschraubers stark vereinfacht. Diese Vereinfachungen werden

6. SISO STRUCTURE

Table 1. Arbeitsplan for L2.

Time	Duration	Goal	Task	Preparation
14:00	30 min.	Validierung des Hubschraubermodells	Überprüfung und Anpassung des Modells	
14:30	2,5 hour	Entwurf eines Reglers	Auswahl eines geeigneten Regler und Reglerstruktur	Wiederholung KRT Vorlesungsunterlagen

REFERENCES

Quanser Inc. (2011). 3-DOF Helicopter: User Manual'.
Control of a 3-DOF Helicopter(2020). Handbook for
Laboratory Course "Concepts of Automatic Control".
Corona Edition.