

KRT Praktikum: Protokoll 5 - Abschlussprotokoll

Kimon Beyer, Yves Gaßmann, Justin Buhl

Abstract:

1. EINLEITUNG

In diesem Protokoll werden die Ergebnisse des Praktikums "Konzepte der Regelungstechnik" am Institut für Systemtheorie und Regelungstechnik der Universität Stuttgart zusammengefasst. Ziel des Praktikums ist es, die Konzepte der Regelungstechnik anhand eines 3DOF Helikopters zu verstehen und anzuwenden. Das Praktikum besteht aus mehreren Laboraufgaben (L1, L2, L3, L4, L5) und Hausaufgaben (H1, H2, H3, H4, H5), die sich mit der Inbetriebnahme, Modellierung, Reglerentwurf und Trajektoriengenerierung beschäftigen. Der für diese Aufgabenstellung verwendete Versuchsstand ist ein 3DOF Helikopter, der entlang seiner Hauptachsen/Gelenkkachsen (Schwenkwinkel, Steigwinkel, Nickwinkel) bewegt werden kann. Die Bewegung um die Achsen wird von zwei Elektromotoren ermöglicht, welche die beiden Propeller des Helikopters antreiben (vgl. Abbildung 1). Diese können direkt die Steig- und Nickwinkel beeinflussen, während der Schwenkwinkel indirekt durch den Nickwinkel beeinflusst wird. Ziel des Praktikums ist es, eine vorgegebenes Szenario innerhalb einer gewissen Zeit (180s) abzufliegen und dabei die jeweiligen Beschränkungen einzuhalten.



Fig. 1. Versuchsstand: 3DOF-Helikopter. Besteht aus Haupt- und Nebenarm, sowie Gegengewicht und am Ende des Arms befindlichen Helikopter.

2. MODELLIERUNG

2.1 Mathematische Modellierung

Für die mathematische Modellierung des 3DOF Helikopters wurde versucht eine möglichst einfache Modellannahme zu treffen, um die Komplexität des Modells

gering zu halten und mit einem möglichst überschaubaren Zeitaufwand eine möglichst gute Abbildung des Systemverhaltens zu extrahieren. Zunächst wurde versucht, den Versuchsstand in SolidWorks zu modellieren und mit anschließenden Matlab tools die Systemgleichungen zu extrahieren. Das Auslesen der Bewegungsgleichungen einer nichtlinearen Modells ist jedoch nicht möglich, weshalb diese Idee verworfen wurde. Dennoch wurde das Modell genutzt, um Modellparameter zu extrahieren. Darauf wird noch im Weiteren eingegangen. Für die physikalische Modellbildung wurde nun zunächst die Grundannahme getroffen, die einzelnen Achsen des Helikopters unabhängig voneinander zu betrachten. Die Dynamik der einzelnen Achsen ergibt sich dann durch das Momentengleichgewicht und dem Drallsatz.

$$M_{\text{ges}} = M_{\text{grav}} + M_{\text{motor}} \quad (1)$$

$$M = I\dot{\omega} \quad (2)$$

Dabei bezeichnet M_{ges} das gesamte Moment, M_{grav} das durch die Gravitationskraft verursachte Moment und M_{motor} das durch die Motoren erzeugte Moment. I ist das Trägheitsmoment der jeweiligen Achse und $\dot{\omega}$ die jeweilige Winkelbeschleunigung um die betrachtete Achse. Die Dynamik der drei Rotationen um die jeweilige Achse ergibt sich letztendlich durch zweifache Integration der Winkelbeschleunigung.

Für jede Rotationsachse wird angenommen, dass sich ein Starrkörper um diese bewegt. Dies vereinfacht die Modellbildung, sorgt jedoch in diesem Fall für nur kleine Änderungen der Trägheitstensoren. Das heist für den Nickwinkel um die Nickachse, bewegt sich lediglich der Helikopter als Starrkörper (vgl. Fig. 2). Für die Bewegung um die Steigachse, wird der Helikopter sowie der gesamte Arm (d.h. Hauptarm, Magnethalterung, Nebenarm und Gegengewicht) als Starrkörper mit lediglich einem Freiheitsgrad um die Steigachse (vgl. Fig. 3). Für die Berechnung der Trägheitsmomente wurde ein Nickwinkel von 0° angenommen. Für die Bewegung um die Schwenkachse, betrachten wir nun den Helikopter, Arm und einen zusätzlichen vertikalen Arm, alle drei Teile als ein starrer Starrkörper mit einem Freiheitsgrad um die Schwenkachse (vgl. Fig. 4).

Des Weiteren wurden folgende Annahmen getroffen:

- Reibungen sowie Luftwiderstände werden vernachlässigt.
- Der Schwerpunkt des Helikopters selbst liegt im Rotationspunkt der Drehachse. Diese Symmetrie hat zur Folge, dass für die Pitch Achse kein Gravitationsmoment berücksichtigt werden müssen, da sich die Gewichtskräfte gegenseitig aufheben.

* Institute for Systems Theory and Automatic Control, University of Stuttgart, Germany. <http://www.ist.uni-stuttgart.de>

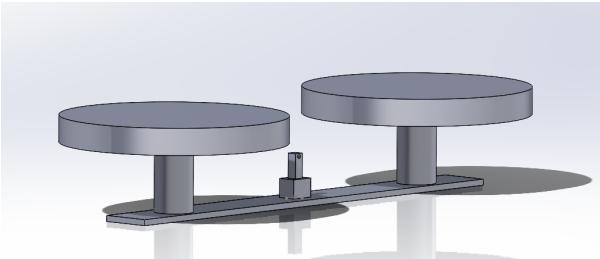


Fig. 2. CAD Modell des Helikopters

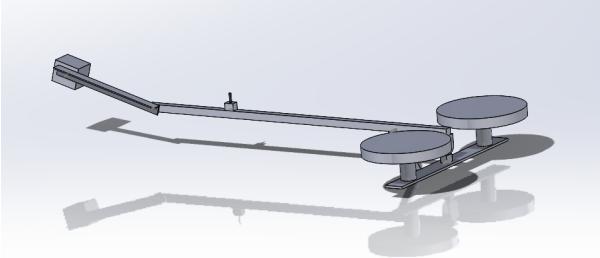


Fig. 3. CAD Modell des Helikopters mit Arm

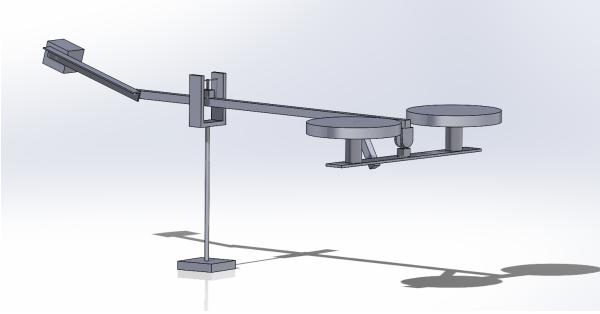


Fig. 4. CAD Modell des Helikopters mit Arm und Ständer.

Zur Extrahierung der Massenträgheitsmomente wurden die in Abbildungen 2, 3 und 4 gezeigten CAD-Modelle aus SolidWorks genutzt. Es ist wichtig zu erwähnen, dass die jeweiligen Massenträgheiten in den jeweiligen Koordinatensystemen der Rotationsachsen extrahiert wurden sind. Dabei wurden folgende Massenträgheiten extrahiert sowie mit folgenden Längen als Hebelarme des Starrkörpers festgelegt:

Table 1. Modelparameter

Variable	Wert	Beschreibung
I_α	1.130985 [kg/m ²]	Trägheitsmoment um die Travel-Achse
I_β	1.125115 [kg/m ²]	Trägheitsmoment um die Elevation-Achse
I_γ	0.040229 [kg/m ²]	Trägheitsmoment um die Pitch-Achse.
m_{mmp}	3.960 [kg]	Gesamte Masse des 3DOF Helikopters mit Hauptarm

Bei den jeweiligen Trägheiten

$$I_\alpha, I_\beta, I_\gamma$$

die aus dem SolidWorks Modell extrahiert worden sind, handelt es sich um die addierten Trägheitsmomente der, für die jeweilige Achsrotation relevante, angenommenen Starrkörper.

Table 2. Gegebene Längen

Variable	Wert	Beschreibung
l_{heli}	0.655 [m]	Länge vom Aufhängepunkt zur Rotorbaugruppe
l_{rotor}	0.1775 [m]	Länge vom Drehpunkt der Rotorbaugruppe zum Rotor
l_{mmp}	0.010029 [m]	Länge von Aufhängepunkt zum Massenmittelpunkt

Letztendlich ergeben sich folgende Differentialgleichungen für die drei Achsen:

$$\ddot{\alpha} = \frac{-(F_{\text{vorne}} + F_{\text{hinten}})l_{\text{heli}} \sin(\gamma)}{I_\alpha} \quad (3)$$

$$\ddot{\beta} = \frac{(F_{\text{vorne}} + F_{\text{hinten}})l_{\text{heli}} \cos(\gamma) - F_g l_{mmp} \cos(\beta)}{I_\beta} \quad (4)$$

$$\ddot{\gamma} = \frac{(F_{\text{vorne}} - F_{\text{hinten}})l_{\text{rotor}}}{I_\gamma} \quad (5)$$

Mit

$$F_g = m_{mmp}g \quad (6)$$

wobei m_{ges} die Gesamtmasse des betrachteten Starrkörpers und $g \approx 9.81 \text{ m/s}^2$ die Erdbeschleunigung ist.

In Gleichung 3 wird auf die Berücksichtigung des Steigungswinkels β verzichtet, da angenommen wird, dass dieser Winkel nur geringe Auslenkungen erfährt und somit der Einfluss auf die Travel Achse vernachlässigbar ist (β geht im Cosinus in die Gleichung ein). Falls sich herausstellen sollte, dass diese Annahme nicht haltbar ist, kann dies jedoch noch angepasst werden.

2.2 Linearisierung des Modells

Die oben beschriebenen Differentialgleichungen sind nicht-lineare, was ein

2.3 Mehrkörpersimulation (MKS)

Zusätzlich zur mathematischen Modellierung wurde eine Mehrkörpersimulation (MKS) des 3DOF Helikopters erstellt. Diese Simulation basiert auf den gleichen Annahmen wie die mathematische Modellierung, ermöglicht jedoch eine visuelle Darstellung des Systemverhaltens und kann zur Validierung der mathematischen Modellierung genutzt werden. Für das MKS wurde das CAD Modell des Helikopters aus SolidWorks genutzt und in Matlab importiert. Hierzu wird Simscape Multibody genutzt, um die Dynamik des Systems zu simulieren. Die MKS ermöglicht es, die Bewegung des Helikopters unter verschiedenen Bedingungen zu beobachten und zu analysieren, was insbesondere für die Entwicklung von Regelungsstrategien von Vorteil ist. Ein Import des Modell ist über eine entsprechendes Matlabtool möglich, welches die Geometrie des Modells sowie die Massenträgheiten extrahiert und in Simscape Multibody importiert. Hierdurch wird die Dynamik des Systems automatisch generiert, was die Erstellung der MKS erheblich vereinfacht. Das MKS wurde zur Erprobung von Regelungsstrategien genutzt, um die Auswirkungen von verschiedenen Regelungsansätzen auf das Systemverhalten zu beobachten und zu analysieren ohne den realen Versuchsstand zu nutzen.

3. REGLERENTWURF

4. TRAJEKTORIENGENERIERUNG

5. ERGEBNISSE

6. SCHLUSSFOLGERUNGEN UND FAZIT