Universität Stuttgart
Institut für Flugmechanik und Flugregelung

Prof. Dr.-Ing. Walter Fichter

Aerobotics-Seminar
Moonshot-Aufgabe

Systemidentifikation:
Schätzung der Parameter flugmechanischer Modelle aus Flugmessdaten

Autoren: Gruppe 02
Calvin Ebert
Adam Ghribi
Florian Gschwandtner
Fabrizio Turco

Datum: 06.08.2021

Inhaltsverzeichnis

1 Einleitung

2 Modell

Im folgenden Abschnitt werden die der durchgeführten Systemidentifikationen zugrundeliegenden Modelle beschrieben, deren beiwerte zu bestimmen sind. Es handelt sich dabei um die bekannten linearisierten Modelle der Längs- und Seitenbewegung mit den folgenden Annahmen [1]:

- Linearisierung um den symmetrischen Horizontalflug ($\gamma_0 = 0$)
- kein Auftrieb durch Nickrate ($Z_q = 0$)
- keine Querkräfte durch Roll- oder Gierdrehrate ($Y_p = Y_r = 0$)
- keine Querkraft durch Querruder (Y_ξ)
- kein Wind ($\Delta\gamma = \Delta\theta - \Delta\alpha$)
- horizontal eingebautes Triebwerk ($i_F = 0$)

Die Dynamiken können deshalb entkoppelt behandelt werden.

2.1 Längsbewegung

Der Zustand der Längsbewegung setzt sich zusammen aus dem Anstellwinkel α, der Nickrate q, der Anströmgeschwindigkeit V_A und dem Bahnwinkel γ. Die zugehörigen Steuerungen umfassen den Höhenruderausschlag η und den Schubdrosselgrad δ_F. Bis auf die Nickrate werden alle Größen als Abweichungen (Delta-Größen) vom jeweiligen Trimmpunkt (gekennzeichnet durch den Index "$_0$") beschrieben. Es ergibt sich folgendes Modell[1]:

$$\begin{pmatrix} \Delta\dot{x} \\ \dot{q} \\ \Delta\dot{V}_A \\ \Delta\dot{\gamma} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{Z_\alpha}{V_0} & 1 & \frac{Z_V}{V_0} & 0 \\ M_\alpha & M_q & M_V & 0 \\ X_\alpha & 0 & X_V & -g \\ -\frac{Z_\alpha}{V_0} & 0 & -\frac{Z_V}{V_0} & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta x \\ q \\ \Delta V_A \\ \Delta\gamma \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{Z_\eta}{V_0} & -\frac{X_{\delta F}}{V_0}\sin(\alpha_0) \\ M_\eta & M_{\delta F} \\ X_\eta & X_{\delta F}\cos(\alpha_0 + i_F) \\ -\frac{Z_\eta}{V_0} & \frac{X_{\delta F}}{V_0}\sin(\alpha_0) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta\eta \\ \Delta\delta_F \end{pmatrix} \tag{2.1}$$

2.2 Seitenbewegung

Das Modell der Seitenbewegung wird mit dem absoluten Zustand aufgestellt:

$$\begin{pmatrix} \dot{r} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} N_r & N_\beta & N_p & 0 \\ -1 & \frac{Y_\zeta}{V_0} & 0 & \frac{g}{V_0} \\ L_r & L_\beta & L_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \dot{r} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} N_\xi & N_\zeta \\ 0 & \frac{Y_\zeta}{V_0} \\ L_\xi & L_\zeta \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \xi \\ \zeta \end{pmatrix} \tag{2.2}$$

3 Vorbereitung der Daten

Aus den Flugversuchen des e-Genius 1:3 liegt eine Fülle von Messdaten in verschiedenen .csv-Dateien vor. Für die weitere Verarbeitung ist es zunächst nötig, aus den gegebenen Messdaten die für die Systemidentifikation relevanten auszuwählen bzw. zu berechnen.

3.1 Ermittlung der relevanten Signale

3.2 Trimmpunkte

3.3 Filterung

Verrauschte Messdaten stellen für die Systemidentifikation eine Herausforderung dar. Numerische Ableitungen aus verrauschten Daten liefern in vielen Fällen keine sinnvolle Aussage. Neben aufwändigeren Ableitungsregeln bietet sich eine vorangehende Filterung der Daten an.

Das Vorwärts-Rückwärtsfilter bietet den Vorteil, dass keine Phasenverschiebung auftritt. Gerade wenn nur einzelne Signalteile gefiltert werden, beispielsweise nur der Eingang, ist diese Eigenschaft unerlässlich. Der Nachteil ist, dass das Filter nicht in Echtzeit verwendet werden kann, da immer die vollständige Datenreihe vorliegen muss. Für eine Systemidentifikation ist dies keine praktische Einschränkung.

3.3.1 Ablauf

Für das Filter wird eine Übertragungsfunktion $f(s)$ auf die Messdaten vorwärts angewandt, die Messdaten umgekehrt und die selbe Übertragungsfunktion noch einmal verwendet. In Matlab ist dies in der Funktion *filtfilt()* bereits implementiert.

3.3.2 Wahl der Filterübertragungsfunktion

Es wurde ein PT2-Glied gewählt, da so die Eckfrequenz direkt eingestellt werden kann.

Mit

$$\omega_{filt} = 2 \cdot \pi \cdot f_{eck} \tag{3.1}$$

und

$$\zeta_{filt} = \frac{1}{\sqrt{2}} \tag{3.2}$$

ergibt sich die Übertragungsfunktion zu:

$$f(s) = \frac{\omega_{filt}^2}{s^2 + 2 \cdot \zeta_{filt} \cdot \omega_{filt} + \omega_{filt}^2} \tag{3.3}$$

4 Systemidentifikation im Zeitbereich

5 Systemidentifikation im Frequenzbereich

6 Zusammenfassung

Literaturverzeichnis

[1] FICHTER, W. ; GRIMM, W. : *Flugmechanik.* 2009