

ADAPTIVE PARAMETERIDENTIFIZIERUNG IN ECHTZEIT

C. Wolf, Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen,
Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen, Deutschland

Zusammenfassung

Dieser Beitrag beschäftigt sich mit der Ermittlung flugdynamischer Kenngrößen aus Flugversuchen. Bei der Auswahl und Optimierung der Algorithmen wurde im Besonderen auf Echtzeitfähigkeit Wert gelegt, um eine Online-Identifizierung zu ermöglichen. Dabei werden die erzeugten Datensätze noch während des Fluges analysiert, um eine schrittweise Anpassung der Flugmanöver an das zu untersuchende Fluggerät zu ermöglichen.

BEZEICHNUNGEN

A	Dynamikmatrix
B	Eingangsmatrix
J	Kostenfunktion
N	Anzahl zeitdiskreter Beobachtungen
T	Zeitkonstante
Y	Regressandenmatrix
X	Regressorenmatrix
a	Amplitude
g	Erdbeschleunigung
j	imaginäre Einheit
m	Anzahl Stützfrequenzen (Fourier-Transf.)
n	Anzahl Regressoren
p	Rollgeschwindigkeit, körperfest
q	Nickgeschwindigkeit, körperfest
r	Giergeschwindigkeit, körperfest
t	Zeit
u	Geschwindigkeitskomponente x-Richtung
\mathbf{u}	Vektor der Systemeingänge
v	Geschwindigkeit
x	Signal
\mathbf{x}	Vektor der Systemzustände
Θ	Langsneigung (Nickwinkel)
α	Anstellwinkel
β	Schiebewinkel
Δt	Abtastzeit
ϵ	Fehler
ζ	Seitenruderausschlag
η	Höhenruderausschlag
θ	Parameter
$\boldsymbol{\theta}$	Parametermatrix
ξ	Querruderausschlag
σ	Standardabweichung
ω	Kreisfrequenz
AS	Anstellwinkelschwingung

cov	Kovarianz (-matrix)
MAV	Micro Aerial Vehicle
Ph	Phygoide
RB	Rollbewegung
Re	Realteil
SNR	signal-to-noise-ratio
TS	Taumelschwingung

Subskripte

0	Bezugs- / Trimmzustand
id	identifizierte Größe

Superskripte

\sim	fouriertransformierte Größe
$*$	komplex konjugiert und transponiert
T	transponiert

MATLAB[®], Simulink[®] und Stateflow[®] sind eingetragene Warenzeichen von The MathWorks, Inc.

1. EINLEITUNG

Ziel ist es, die Dynamik eines gegebenen Fluggerätes mathematisch beschreiben zu können. Gesucht wird also das Übertragungsverhalten zwischen den Eingängen (Höhenruder, Seitenruder, Querruder) und den Ausgängen (Geschwindigkeitskomponenten, Anströmwinkel etc.) des Systems. Eine mathematische Beschreibung basiert auf einem geeigneten Modell, also der Art bzw. Struktur des verwendeten Gleichungssystems. Weiterhin enthalten die Gleichungen Parameter bzw. konstante Größen, welche das Verhalten des Modells definieren [1]. Der folgende Beitrag beschäftigt sich ausschließlich mit einer Parameteridentifizierung, bei der das Modell vorgegeben und die Parameter die gesuchten Kenngrößen sind.

Im Rahmen von Flugversuchen werden die Reaktionen des Fluggerätes mit den Vorhersagen des

mathematischen Modells verglichen und die Parameter so angepasst, dass beide Systeme möglichst gut übereinstimmen, Bild 1. Die auszuführenden Flugmanöver sollen dabei an die Dynamik des Fluggerätes angepasst sein, um hinreichend exakte Ergebnisse zu ermöglichen. Eine rekursive Vorgehensweise liegt nahe: Die Ergebnisse eines vorangegangenen Manövers werden bei der Auslegung der nachfolgenden Steuereingabe berücksichtigt, um die Güte der Identifizierung sukzessive zu verbessern [2]. Die in Echtzeit zur Verfügung stehenden Parameter sollen bei der Online-Identifizierung genutzt werden, um die Manöveradaption automatisch und zeitnah vorzunehmen. Dies stellt eine hohe Ergebnisqualität bei gleichzeitig minimierter Versuchsdauer sicher und erklärt den Vorteil gegenüber einer Offline-Identifizierung.

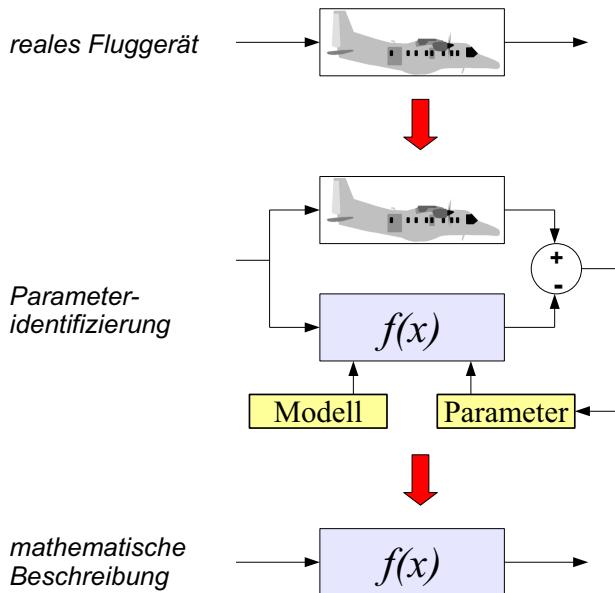


BILD 1: Prinzip der Parameteridentifizierung

Der vorliegende Beitrag fügt sich in ein Projekt zur Durchführung von Windkanal-Freiflugversuchen ein, welches derzeit am Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen bearbeitet wird. Dabei soll ein Kleinstflugzeug (MAV, Micro Aerial Vehicle) in die Strömung des institutseigenen Windkanals eingebracht und manövriert werden, um die flugmechanischen Kenngrößen neuer Flugzeugentwürfe zu bestimmen. Beispielhaft wurden zwei unterschiedliche Konzepte in Drachen- bzw. Nurflügelkonfiguration entwickelt, siehe Bild 2. Das derzeitige Projektstadium lässt noch keine realen Testflüge zu, weshalb der Identifizierungsvorgang zunächst simuliert wurde. Hierbei konnte auf eine nichtlineare Simulation in sechs Freiheitsgraden zurückgegriffen werden. Neben den MAVs wurde die Simulation einer Dornier Do228, eines zweimotorigen Turboprop-Regionalflugzeugs, untersucht. So konnte die Adoptionsfähigkeit der entwickelten Methoden unter verschiedenen Bedingun-

gen unter Beweis gestellt werden.

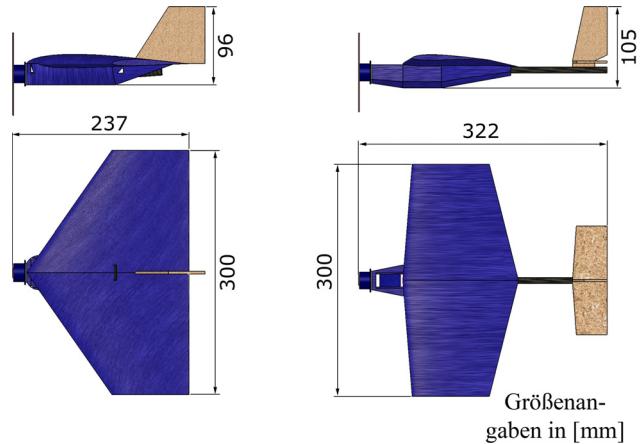


BILD 2: untersuchte MAVs, Nurflügler (links), Drachenflügler (rechts)

2. DER IDENTIFIZIERUNGSALGORITHMUS

2.1. Modellbildung

Zur mathematischen Modellierung wurde eine lineare, vektorielle Zustandsdarstellung herangezogen. Die allgemeine Schreibweise lautet:

$$(1) \quad \dot{x} = A \cdot x + B \cdot u$$

Die Systemzustände x sowie die Eingangsgrößen u verstehen sich im Sinne der Linearisierung als Abweichungsgrößen vom jeweiligen Trimm-/Bezugszustand x_0 bzw. u_0 . Die Dynamikmatrix A sowie die Eingangsmatrix B enthalten die gesuchten Parameter des Modells. Aufgrund geringer Kopplungen lässt sich die Dynamik eines Flugzeuges im Allgemeinen in Seiten- und Längsbewegung aufteilen, wodurch sich die Komplexität und der benötigte Rechenaufwand deutlich verringern. Das Gleichungssystem der Längsbewegung lautet in einer Standardformulierung [3]:

$$(2) \quad \begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{u} \\ \Theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_q & M_\alpha & M_u & 0 \\ 1 & Z_\alpha & Z_u & 0 \\ X_q & X_\alpha & X_u & -g \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ u \\ \Theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_\eta \\ Z_\eta \\ X_\eta \\ 0 \end{bmatrix} [\eta]$$

Die Parameter, hier auch *Ersatzgrößen* genannt, lassen sich physikalisch interpretieren: So modelliert etwa M_η das Teilsystem $\dot{q} = M_\eta \cdot \eta + \dots$ und somit den Einfluss des Höhenruders η auf die Nickbeschleunigung \dot{q} . Die unterste Zeile, $\Theta = q$, wird zwar zur Simulation des Flugverhaltens, mangels Parameter jedoch nicht zur Identifizierung benötigt. Darüber hinaus ist

die Erdbeschleunigung g bekannt, wodurch das System aus (2) wie folgt umgeschrieben werden kann:

$$(3) \quad \begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{u} \\ g\Theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ g\Theta/u_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_q & M_\alpha & M_u \\ 1 & Z_\alpha & Z_u \\ X_q & X_\alpha & X_u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_\eta \\ Z_\eta \\ X_\eta \end{bmatrix} [\eta]$$

Die entsprechende Formulierung der Seitenbewegung lautet, siehe auch [4]:

$$(4) \quad \begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ g\Theta/u_0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_r & N_\beta & N_p \\ -\cos \alpha_0 & Y_\beta & \sin \alpha_0 \\ L_r & L_\beta & L_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ \beta \\ p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_\xi & N_\zeta \\ 0 & Y_\zeta \\ L_\xi & L_\zeta \end{bmatrix} [\xi]$$

Die lineare Formulierung ist eine Grundvoraussetzung für die nachfolgende Fourier-Regression, welche zur Parameterbestimmung herangezogen werden wird.

Das vorgestellte Modell bietet eine umfassende Beschreibung der Flugdynamik bei gleichzeitig geringer Komplexität und begünstigt somit die Echtzeitberechnung. Darüber hinaus lassen sich Methoden der linearen Systemtheorie (Eigenwertzerlegung) anwenden, welche von den Adoptionsmechanismen verwendet werden.

Der Nachteil des linearen Modells besteht darin, dass die Ergebnisse jeweils nur in einer kleinen Umgebung des gewählten Trimmpunktes gültig sind. Dennoch haben ähnliche Ansätze bereits ihre Fähigkeit unter Beweis [5], [6].

2.2. Fourier-Transformation

Die Fourier-Transformation überführt ein Signal x vom Zeit- in den Frequenzbereich:

$$(5) \quad x(t) \xrightarrow{\bullet} \tilde{x}(\omega) \text{ mit: } x \in \mathbb{R}, \tilde{x} \in \mathbb{C}$$

Für ein digitales System lassen sich N zeitdiskrete Beobachtungen des Signals $x(t)$, $x_0 \dots x_{N-1}$, wie folgt transformieren:

$$(6) \quad \tilde{x}_{N-1}(\omega) = \Delta t \sum_{k=0}^{N-1} x_k \cdot e^{-j\omega k \Delta t} \quad \text{mit } \omega \in [\omega_{min}, \dots, \omega_{max}]$$

Durch die Formulierung einer aus (6) abgeleiteten, rekursiven Darstellung gelingt die Transformation besonders ökonomisch:

$$(7) \quad \tilde{x}_N(\omega) = \tilde{x}_{N-1}(\omega) + \Delta t \cdot x_N \cdot e^{-j\omega N \Delta t}$$

Infolge des Additions- und Linearitätssatzes [7] lässt sich die Fourier-Transformation auf ein lineares Gleichungssystem, (1), anwenden:

$$(8) \quad j\omega \tilde{x}(\omega) = \mathbf{A} \cdot \tilde{x}(\omega) + \mathbf{B} \cdot \tilde{u}(\omega)$$

Die Fourier-Transformation arbeitet als *Bandpassfilter*, wobei das Band von ω_{min} bis ω_{max} auf die Starrkörperdynamik von Fluggeräten einzustellen ist. Unerwünschte Nebeneffekte, wie etwa niederfrequente Drift oder hochfrequentes Rauschen, werden auf diese Weise ausgeblendet. Für ein bemanntes Flugzeug erstreckt sich der relevante Bereich etwa von 0,01 Hz bis 1,5 Hz. Bei den höherfrequenten MAVs wurden Bänder zwischen 0,05 Hz und 5,5 Hz (Längsbewegung) bzw. 2,5 Hz (Seitenbewegung) untersucht. Die einzelnen Stützfrequenzen ω sollten zwischen ω_{min} und ω_{max} vorzugsweise äquidistant verteilt sein [8]. Im Rahmen dieses Beitrages werden $m = 150$ Stützfrequenzen verwendet, um eine ausreichende Auflösung zu ermöglichen.

2.3. Regressionsmethodik

Es wird davon ausgegangen, dass die Zustände $x(t)$ sowie die Eingänge $u(t)$ während der Flugmanöver messbar sind. Idee der Regressionsrechnung ist es, die linke und rechte Seite des Gleichungssystems (8) an den gewählten Stützfrequenzen $\omega_{min}, \dots, \omega_{max}$ zu vergleichen. Dies sei am Beispiel der Nickmomentengleichung verdeutlicht:

$$(9) \quad \begin{aligned} j\omega_{min} \tilde{q}(\omega_{min}) &= M_q \tilde{q}(\omega_{min}) + M_\alpha \tilde{\alpha}(\omega_{min}) \\ &+ M_u \tilde{u}(\omega_{min}) + M_\eta \tilde{\eta}(\omega_{min}) + \epsilon(\omega_{min}) \\ &\vdots \\ j\omega_{max} \tilde{q}(\omega_{max}) &= M_q \tilde{q}(\omega_{max}) + M_\alpha \tilde{\alpha}(\omega_{max}) \\ &+ M_u \tilde{u}(\omega_{max}) + M_\eta \tilde{\eta}(\omega_{max}) + \epsilon(\omega_{max}) \end{aligned}$$

Die Gleichungen aus (9) enthalten die komplexen Fehlerterme $\epsilon(\omega)$, welche Signalrauschen, Nichtlinearitäten sowie sonstige Modellfehler zusammenfassen. Es wird folgende Abkürzung eingeführt:

$$(10) \quad \tilde{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \tilde{q}(\omega_{min}) & \tilde{\alpha}(\omega_{min}) & \tilde{u}(\omega_{min}) & \tilde{\eta}(\omega_{min}) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \tilde{q}(\omega_{max}) & \tilde{\alpha}(\omega_{max}) & \tilde{u}(\omega_{max}) & \tilde{\eta}(\omega_{max}) \end{bmatrix}$$

$\tilde{\mathbf{X}}$ wird als *Regressorenmatrix* bezeichnet, in diesem Fall für $n = 4$ Regressoren (q, α, u, η). Demnach ist

\tilde{X} eine $[m \times n]$ -Matrix. Weiterhin wird definiert:

$$(11) \quad \tilde{Y} = \begin{bmatrix} j\omega_{min}\tilde{q}(\omega_{min}) \\ \vdots \\ j\omega_{max}\tilde{q}(\omega_{max}) \end{bmatrix}, \quad \epsilon = \begin{bmatrix} \epsilon(\omega_{min}) \\ \vdots \\ \epsilon(\omega_{max}) \end{bmatrix},$$

$$\theta = [M_q \quad M_\alpha \quad M_u \quad M_\eta]^T$$

Die Matrix θ fasst die gesuchten Parameter zusammen. Gleichung (9) stellt sich also wie folgt dar:

$$(12) \quad \tilde{Y} = \tilde{X} \cdot \theta + \epsilon \Leftrightarrow \epsilon = \tilde{Y} - \tilde{X} \cdot \theta$$

Die Regression bewertet die Summe der quadratischen Fehlerterme $|\epsilon|^2$ über den Stützfrequenzen ω . Dementsprechend wird folgende Kostenfunktion J definiert:

$$(13) \quad J(\theta) = \frac{1}{2} \sum_{\omega_{min}}^{\omega_{max}} |\epsilon(\omega)|^2 = \frac{1}{2} \sum_{\omega_{min}}^{\omega_{max}} \epsilon(\omega)^* \epsilon(\omega) =$$

$$\frac{1}{2} \epsilon^* \epsilon = \frac{1}{2} (\tilde{Y} - \tilde{X} \cdot \theta)^* (\tilde{Y} - \tilde{X} \cdot \theta)$$

Die *identifizierten* Parameter θ_{id} sind so zu wählen, dass die Fehlerquadratsumme bzw. J minimiert wird. J kann daher einer Extremwertanalyse unterzogen werden, was zu folgendem Ergebnis führt [8]:

$$(14) \quad J(\theta_{id}) = \min(J(\theta)) \Leftrightarrow \theta_{id} = F^{-1} \cdot G$$

mit: $F = \text{Re}(\tilde{X}^* \tilde{X})$, $G = \text{Re}(\tilde{X}^* \tilde{Y})$

F wird als *komplexe Informationsmatrix* bezeichnet. Der Regressionsmechanismus liefert neben den identifizierten Parametern zudem eine Fehlerabschätzung der Ergebnisse. Dazu wird zunächst die Kovarianzmatrix der Parameter aufgestellt:

$$(15) \quad \text{cov}(\theta_{id}) = \sigma_{Gl}^2 \cdot F^{-1}$$

mit: $\sigma_{Gl}^2 = \frac{1}{m-n} [(\tilde{Y} - \tilde{X} \cdot \theta)^* (\tilde{Y} - \tilde{X} \cdot \theta)]$

Die *Standardabweichungen* σ der Parameter θ_{id} sind die Quadratwurzeln der Varianzen, also der Diagonalelemente der Kovarianzmatrix $\text{cov}(\theta_{id})$:

$$(16) \quad \sigma(\theta_{id}) = \sqrt{\text{diag}(\text{cov}(\theta_{id}))}$$

3. MANÖVEREINGABEN

Tab.1 fasst die im Rahmen dieses Beitrages untersuchten Eigenbewegungsformen sowie deren typische Eigenschaften zusammen. Sie können

durch Eigenwertzerlegung der jeweiligen Dynamikmatrix A quantitativ bestimmt werden. Nicht explizit angesprochen wird die dritte Eigenform der Seitenbewegung, die aperiodische Spirale, da es sich dabei um eine extrem langsame Bewegung mit großen Abweichungen vom Trimmpunkt handelt.

Längsbewegung

Anstellwinkelschwingung (AS) periodisch, hochfrequent, gut gedämpft	schwache Kopplung
Phygoide (Ph) periodisch, niederfrequent, schwach gedämpft	

Seitenbewegung

Taumelschwingung (TS) periodisch, hochfrequent, schwach gedämpft	starke Kopplung
Rollbewegung (RB) aperiodisch	

TAB. 1: Eigenformen der Flugdynamik

Die Manöversteuerung verwendet *heuristische Eingaben*. Dabei handelt es sich um eckförmige Steuersequenzen, welche anhand weniger Kenngrößen (Amplitude a und Zeitkonstante T) eingestellt werden können. Bild 3 zeigt die drei verschiedenen, im Rahmen dieses Beitrages verwendeten Manöver: *Impuls*, *Doublette* und *1123-Eingabe*.

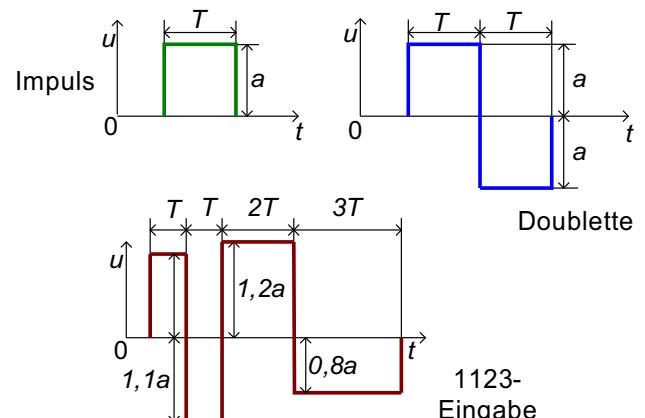


BILD 3: heuristische Eingabeformen

Die einzelnen Eingabeformen unterscheiden sich im Wesentlichen in den angesprochenen Frequenzspektren, welche Bild 4 darstellt. Aufgetragen ist die

relative Energie in Prozent des jeweiligen Maximums als Funktion der dimensionslosen Frequenz ωT . Die dimensionslose Darstellung erfolgt aus Gründen der Vergleichbarkeit. Die Absolutwerte können durch Wahl der Zeitkonstante T (Frequenz) bzw. der Amplitude a (Energie) in weiten Bereichen eingestellt werden.

Das Energiemaximum des Impulses liegt bei der Nullfrequenz (siehe Bild 4). Der Impuls eignet sich demnach nicht, um hohe Frequenzen selektiv anzusprechen. Die niederfrequente Phygoidbewegung kann jedoch effektiv durch einen Höhenruderimpuls ausgelöst werden (vgl. auch [1]).

Die Doublette besteht aus zwei gegenläufigen, aneinandergereihten Impulsen und zeigt ein ausgeprägtes, lokales Energiemaximum bei $\omega T \approx 2,3$. Zur Anregung einer gegebenen Eigenfrequenz ω ist T also wie folgt zu wählen:

$$(17) \quad T = 2.3/\omega$$

Im Rahmen dieses Beitrages werden entsprechend eingestellte Seitenruderdoubletten eingesetzt, um die Taumelschwingung zu untersuchen. Weiterhin haben sich Querruderdoubletten zur Betrachtung der Rollbewegung bewährt. Die RB ist zwar aperiodisch und benötigt demnach keine periodische Anregung, jedoch wird durch die entgegengesetzten Ausschläge eine geringe Trimmpunktabweichung bei gleichzeitig aussagekräftigen Rollgeschwindigkeiten erzielt.

Die 1123-Eingabe kann prinzipiell als Alternative zur Doublette eingesetzt werden. Die aufwendigere Gestaltung erreicht für $\omega T \approx 0,7 \dots 2,4$ ein im Vergleich zur Doublette breites Energieplateau. Eine 1123-Höhenrudereingabe kann besonders effektiv zur Anregung der Anstellwinkelschwingung eingesetzt werden, da diese infolge der hohen Frequenzen und der starken Dämpfung besonders schwierig ansprechbar ist [1].

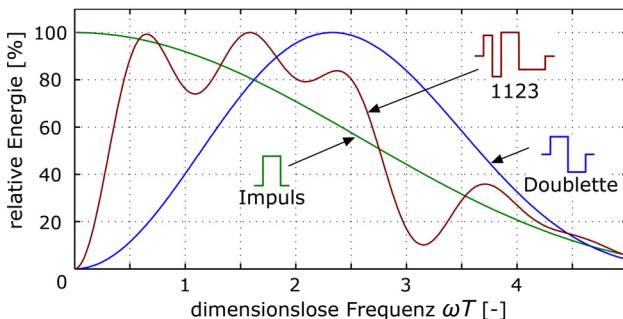


BILD 4: Frequenzspektren der Eingabeformen

4. IDENTIFIZIERUNG IN DER SIMULINK-UMGEBUNG

Die vorgestellten Methoden wurden im Rahmen der Simulink-Umgebung zu einer adaptiven Parameteridentifizierung zusammengefasst. Den zugehörigen Signalfluss stellt Bild 5 grafisch dar.

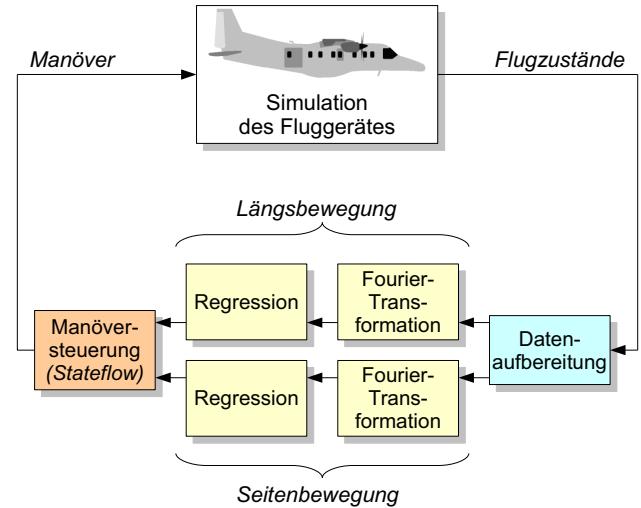


BILD 5: Signalfluss in der Simulink-Umgebung

Ausgangspunkt ist die bereits erwähnte Flugzeugsimulation, welche eine zeitnahe und gefahrfreie Validierung der Identifizierung ermöglicht. In der Längsbewegung werden die Flugzustände q , α , u , Θ sowie das Höhenruder η betrachtet, in der Seitenbewegung die Zustände r , β , p , Θ sowie die Quer-/Seitenruder ξ und ζ , vgl. (3) und (4).

Zunächst sind im Block *Datenaufbereitung* die Trimmwerte der einzelnen Signale zu erfassen und im Sinne der Linearisierung zu subtrahieren. Weiterhin werden die Seiten- und Längszustände voneinander getrennt, damit nur der jeweils angesprochene Teil der Flugdynamik identifiziert wird. Dies reduziert die Anzahl der Rechenoperationen und fördert die Echtzeitfähigkeit. Die eigentliche Identifizierung besteht aus den Einzelschritten *Fourier-Transformation*, siehe (7), sowie *Regression*, siehe (14). Die *Manöversteuerung* untersucht die Bewegungszustände des Flugzeugs sowie die ermittelten Parameter, um die Flugmanöver an der Eigendynamik des Systems auszurichten.

Die adaptive Manöversteuerung wurde in der Simulink-Erweiterung *Stateflow* umgesetzt. Stateflow ermöglicht im Gegensatz zum temporal-gesteuerten Simulink die grafische Modellierung von kausalmotivierten Entscheidungen. Grundlage ist, dass sich die Steuerung in definierten Zuständen (*states*) befinden kann. Die Übergänge (*transitions*) zwischen den

jeweils aktiven Zuständen können durch Ereignisse ausgelöst und mit zusätzlichen Bedingungen belegt werden.

Bild 6 zeigt die Identifizierung der AS im Detail. Die Darstellung entspricht bis auf einige Vereinfachungen der tatsächlichen Stateflow-Struktur. Die Syntax des Programms wurde jedoch durch allgemein verständliche Umschreibungen ersetzt.

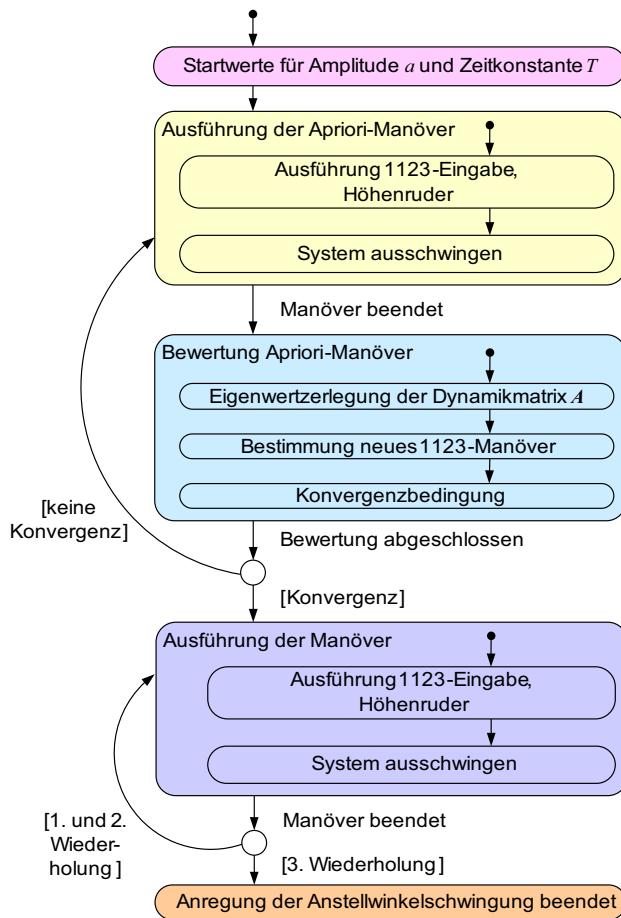


BILD 6: Adaptionsschema der Anstellwinkelschwingung

In Bezug auf die erste 1123-Höhenrudereingabe werden Startwerte für die Parameter a und T benötigt. Hier kann auf allgemeine Empfehlungen oder auf Vorkenntnisse zurückgegriffen werden. Nach der Ausführung der eigentlichen Rudereingabe wird dem System eine kurze Zeit zum Ausschwingen gewährt. Die in Echtzeit identifizierten Parameter bilden die Dynamikmatrix A . Die Eigenwertzerlegung von A liefert eine erste Schätzung der Eigenfrequenz der AS, ω_{AS} , welche zur Optimierung des Parameters T herangezogen wird. Weiterhin müssen die Maximalausschläge der Zustandsgrößen während des Manövers be-

trachtet werden. Sie sollten deutlich über dem Hintergrundrauschen und der Auflösegenauigkeit liegen, dürfen sich aufgrund der Flugbereichsgrenzen und der angestrebten Linearisierung aber nicht zu weit vom Trimmpunkt entfernen. Im Rahmen dieses Beitrages wird das Konzept verfolgt, für aussagekräftige Zustände *Zielwerte* vorzugeben. Im Falle der AS hat es sich beispielsweise bewährt, für den Anstellwinkel α einen Zielwert von z.B. $\pm 3^\circ$ vorzugeben. Die Manöversteuerung bewertet die erreichten α -Ausschläge des vorangegangenen Manövers und verringert oder erhöht die Amplitude a der nachfolgenden Rudereingabe entsprechend. Der Prozess von Manöverausführung und -bewertung wird bis zum Erreichen einer vorgegebenen Konvergenzbedingung wiederholt. Die Identifizierung der AS wird als konvergent betrachtet, falls folgende Bedingungen erfüllt sind:

- Der maximale α -Ausschlag des Manövers erreicht seinen Zielwert mit geringer Abweichung.
- Die identifizierte Eigenfrequenz ω_{AS} ändert sich von Manöver zu Manöver nur noch geringfügig.

Im Konvergenzfall wird die letztausgeführte Eingabe als optimal angesehen und dreimalig wiederholt. Dies erhöht die Dichte an relevanten Manövern und verbessert das (Nutz-) Signal/Rauschverhältnis. Falls die Messschritte einer zusätzlichen Offline-Identifizierung unterzogen werden sollen, kann nur dieser Abschnitt betrachtet werden.

Den AS-Gesamtprozess zeigt Bild 9 anhand des Drachenflüglers für $v_0 = 10 \text{ m/s}$. Dargestellt ist der Verlauf des Anstellwinkels α für den tatsächlichen Messwert (durchgezogener Graph) sowie für das identifizierte, lineare System (gestrichelter Graph). Erkennbar ist das nicht angepasstes Startmanöver, welches für die gezielte Anregung der AS zu niedrfrequent ist und zudem sehr geringe Ausschläge hervorruft. Im weiteren Verlauf (Gesamtdauer ca. 12 s) wird die Manöveramplitude bis zum Zielwert ($\alpha = \pm 3^\circ$) gesteigert und die Periodizität an der AS-Eigenfrequenz (hier: ca. 4,0 Hz) ausgerichtet.

Bild 10 zeigt die Adaptionsfähigkeit der vorgestellten Manöversteuerung anhand des Nurflügel-MAVs ($v_0 = 12,5 \text{ m/s}$) sowie der Do228 ($v_0 = 90 \text{ m/s}$). Auch hier erfolgt die Adaption an die jeweiligen AS-Eigenfrequenzen (Nurflügler ca. 4,8 Hz, Do228 ca. 0,4 Hz). Für die Do228 lässt sich bei hohen α -Ausschlägen eine etwas größere Diskrepanz zwischen Messwerten und Identifizierung erkennen. Der Grund ist die zunehmende Nichtlinearität des Fluggerätes, welche durch das lineare Modell nicht erfasst werden kann.

5. ERGEBNISSE DER IDENTIFIZIERUNG

Im Rahmen einer Validierung wurde die Qualität der *identifizierten* Parameter untersucht. Da kein tatsächliches Fluggerät, sondern eine Simulation identifiziert wurde, können die *wahren* Parameter zum Vergleich auf numerischem Wege bestimmt werden (Perturbation der Zustands-/Eingangsgrößen der Simulation, MATLAB-Funktion *linmod*). Bei der bereits vorgestellten Anstellwinkelschwingung des Drachenflüglers, siehe Bild 9, ergibt sich für die relevanten Ersatzgrößen:

Wert	$M_q[s^{-1}]$	$M_\alpha[s^{-2}]$	$M_\eta[s^{-2}]$	$Z_\alpha[s^{-1}]$
identif.	-19,6	-557	-348	-5,81
wahr	-19,8	-579	-348	-5,95
Abw.	1,0 %	3,8 %	$\approx 0\%$	2,4 %

TAB. 2: AS-relevante Parameter des Drachenflüglers

Wie Tab. 2 zeigt, besteht eine sehr gute Übereinstimmung zwischen wahren und identifizierten Werten. Dieser Sachverhalt muss jedoch zunächst kritisch betrachtet werden, denn:

- Die Identifizierung wurde unter idealen Bedingungen durchgeführt, im Besonderen erfolgte noch keine Einbeziehung von Messfehlern.
- Die Abweichung zwischen identifizierten und wahren Werten kann bei realen Flugversuchen nicht berechnet werden, da die wahren Werte unbekannt sind.

Im engen Zusammenhang mit o.g. Punkten stehen die Parameter-Standardabweichungen σ , welche im Rahmen der Regression berechnet werden, siehe (16). Das zugrunde liegende Konzept geht hinsichtlich der Messfehler von weißem Gaussrauschen aus. Die identifizierten Werte für θ nehmen nun ebenfalls eine Gaussverteilung mit Standardabweichung $\sigma(\theta)$ um die wahren Werte ein. Nach den Grundlagen der Statistik liegt die Differenz zwischen beiden Werten mit einer Wahrscheinlichkeit von 63% innerhalb von $[-\sigma, +\sigma]$ und mit einer Wahrscheinlichkeit von 95% innerhalb von $[-2\sigma, +2\sigma]$.

Zur weiteren Validierung werden die Flugzustände x in der Simulink-Umgebung mit weißem Gaussrauschen beaufschlagt. Dabei gibt das Signalrauschverhältnis (SNR, signal-to-noise-ratio) das Verhältnis von Nutzleistung zu Rauschleistung an. Im Rahmen dieser Kampagne wurde der Bereich zwischen

$\text{SNR} = \infty \Leftrightarrow \text{SNR}^{-1} = 0$ (rauschfrei)
und

$$\text{SNR} = 7 \Leftrightarrow \text{SNR}^{-1} = 0,143 \text{ (stark rauschend)}$$

betrachtet. Einen Eindruck hiervon vermittelt Bild 7 anhand eines Ausschnittes des Anstellwinkelverlaufes.

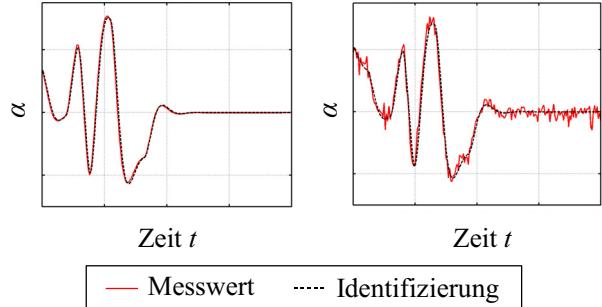


BILD 7: Beispiel für $\text{SNR}^{-1}=0$ (links), $\text{SNR}^{-1}=0,143$ (rechts)

Erwartungsgemäß steigen die Standardabweichungen und somit die Identifizierungsunsicherheit mit zunehmendem Rauschen an. Dies zeigt Bild 8: Dargestellt sind die Standardabweichungen in der relativen Form $\sigma(\theta)/\theta$ für die bereits angesprochenen AS-Parameter M_q , M_α , M_η und Z_α als Funktion des Signalrauschverhältnisses.

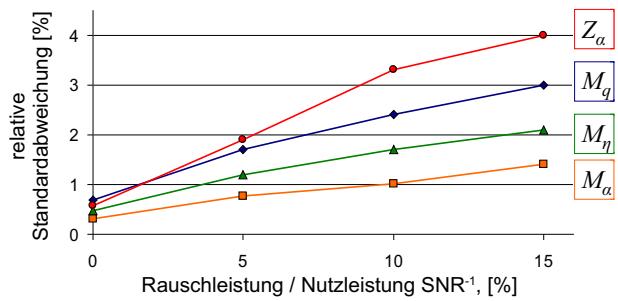


BILD 8: relative Standardabweichungen als Funktion des Rauschanteils, Drachenflügel-MAV ($v_0 = 10 \text{ m/s}$)

Für verschiedene Rausch- und Flugbedingungen liefern die Parameter-Standardabweichungen σ zuverlässige Informationen über die Qualität der Identifizierung. Im Einzelfall liegt der Abstand zwischen wahren und identifizierten Werten jedoch in weniger als den vorhergesagten 95% innerhalb der $\pm 2\sigma$ -Schranke. Als Ursache hierfür kann angeführt werden, dass neben dem gauss'schen Messrauschen weitere, nichtmodellierte Fehlerarten die Identifizierung beeinträchtigen (Nichtlinearitäten, Rundungsfehler, Auflösung der Stützfrequenzen etc.). In praktischen Anwendungen können die Standardabweichungen aus diesen Gründen mit einem

zusätzlichen Sicherheitsfaktor multipliziert werden [1].

In der Längsbewegung wird weiterhin die Phyoide angeregt. Dies erzeugt im Gegensatz zur AS eindeutige Ausschläge des Zustandes u (x -Geschwindigkeit) und verbessert somit die Erfassung von M_u , X_u und Z_u . Aufgrund der langen Periodendauer und der schlechten Dämpfung der Ph scheidet ein systematisches Vorgehen analog zur AS, Bild 6, aus. Es hat sich jedoch als adäquat erwiesen, die Ph mit einem einzelnen Höhenruderimpuls auszulösen. Ein entsprechendes Beispiel zeigt Bild 11 anhand des Drachenflüglers für $v_0 = 10 \text{ m/s}$.

Bei der Identifizierung der Seitenbewegung wird die TS durch Seitenruderdoubletten, die RB durch Querruderdoubletten angesprochen. Das grundsätzliche Vorgehen (Anpassung von Amplitude und Frequenz) entspricht dabei der Systematik der AS, siehe Bild 6. Darüber hinaus hat es sich als sinnvoll erwiesen, das Vorzeichen der Eingabeanplitude von Manöver zu Manöver zu invertieren, um eine möglichst geradlinige Flugbahn zu erreichen.

Bild 12 demonstriert die Identifizierung der Seitenbewegung anhand eines Ausschnitts der relevanten Flugzustände β und Φ . Als Fluggerät wurde hier erneut das Drachenflügel-MAV bei $v_0 = 10 \text{ m/s}$ unter moderatem Rauschen ($SNR = 20 \Leftrightarrow SNR^{-1} = 0,05$) betrachtet. Die gute Übereinstimmung zwischen tatsächlichen und identifizierten Zustandsverläufen lässt auf eine hohe Qualität der identifizierten Parameter schließen. Tab.3 führt dies weiter aus.

Wert	$N_r[\text{s}^{-1}]$	$N_\beta[\text{s}^{-2}]$	$N_p[\text{s}^{-1}]$	$N_\xi[\text{s}^{-2}]$
identif.	-2,40	-22,7	-1,14	-66,6
$\pm 2\sigma$	$\pm 0,10$	$\pm 3,0$	$\pm 0,049$	$\pm 1,5$
wahr	-2,39	21,3	-1,17	-67,0

Wert	$N_\zeta[\text{s}^{-2}]$	$Y_\beta[\text{s}^{-1}]$	$Y_\zeta[\text{s}^{-1}]$	$L_r[\text{s}^{-1}]$
identif.	-80,0	-1,17	0,409	15,1
$\pm 2\sigma$	$\pm 1,1$	$\pm 0,44$	$\pm 0,17$	$\pm 2,0$
wahr	-78,6	-0,461	0,143	14,8

Wert	$L_\beta[\text{s}^{-2}]$	$L_p[\text{s}^{-1}]$	$L_\zeta[\text{s}^{-1}]$	$L_\xi[\text{s}^{-1}]$
identif.	-1491	-27,3	-804	53,3
$\pm 2\sigma$	± 60	$\pm 1,0$	± 31	± 23
wahr	-1534	-28,3	-825	85,8

TAB. 3: TS/RB-relevante Parameter des Drachenflüglers, $SNR=20$

Als unzureichend muss die Identifizierung der Parameter Y_β , Y_ζ und L_ζ eingestuft werden. Der entsprechende Einfluss dieser Werte auf die Gesamtaussage des Systems ist jedoch recht gering. Alle übrigen Parameter werden sowohl hinsichtlich der Differenz zu den wahren Werten als auch hinsichtlich der berechneten Standardabweichungen σ zufriedenstellend erfasst.

6. ECHTZEITFÄHIGKEIT

Bei einem *Echtzeitsystem* hängt die Richtigkeit des Systemverhaltens nicht nur von den Ergebnissen selbst, sondern auch vom Zeitpunkt der Ergebniserstellung ab. Die zugehörige Zeitschranke wird von der Umgebung des Systems diktiert [9]. Um eine quasikontinuierliche Darstellung der Realität zu ermöglichen, sollte die Abtastfrequenz der Identifizierung mindestens 25-mal so groß sein wie die höchste Frequenz des dynamischen Systems [8]. Diese beträgt in den betrachteten Beispielen ca. 5 Hz (AS des Nurflügel-MAVs), als Abtastfrequenz sind demnach mindestens 100 Hz zu wählen.

Echtzeitfähigkeit ist eine Eigenschaft des Gesamtsystems. Neben der in diesem Beitrag vorgestellten Algorithmen sind die Rechnerhardware sowie weitere Aspekte (A/D-Wandler etc.) zu betrachten. Zu Testzwecken wurde die Identifizierung auf einem geeigneten Referenzsystem * überprüft. Unter diesen Bedingungen wurde eine maximal mögliche Abtastfrequenz von ca. 240 Hz erreicht. Die vorgestellten Methoden sind also prinzipiell zur Auswertung in Echtzeit geeignet.

*Intel® Pentium® M 1,73Ghz, 1 GB DDR2-533 RAM, Microsoft® Windows® XP SP2, MATLAB R2007a

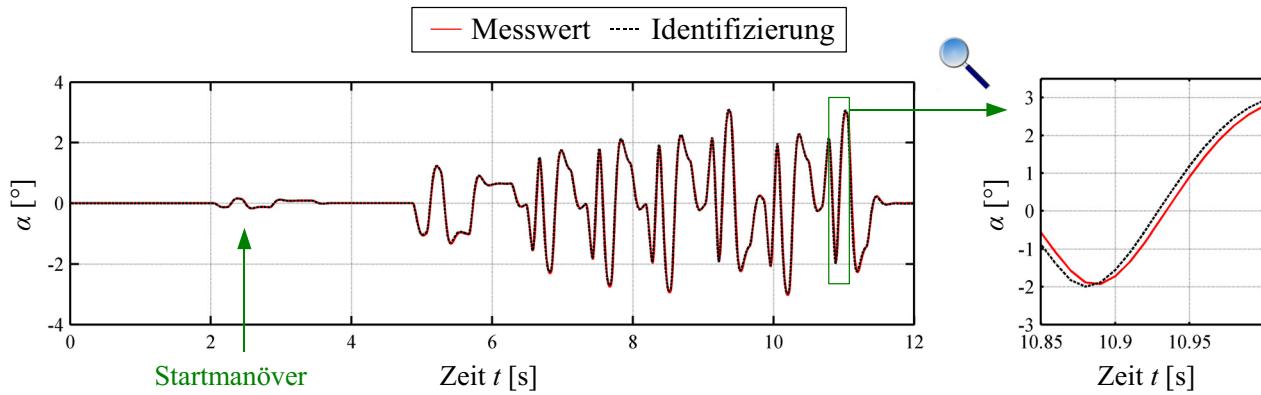


BILD 9: Identifizierung der AS, Drachenflügel-MAV ($v_0 = 10 \text{ m/s}$)

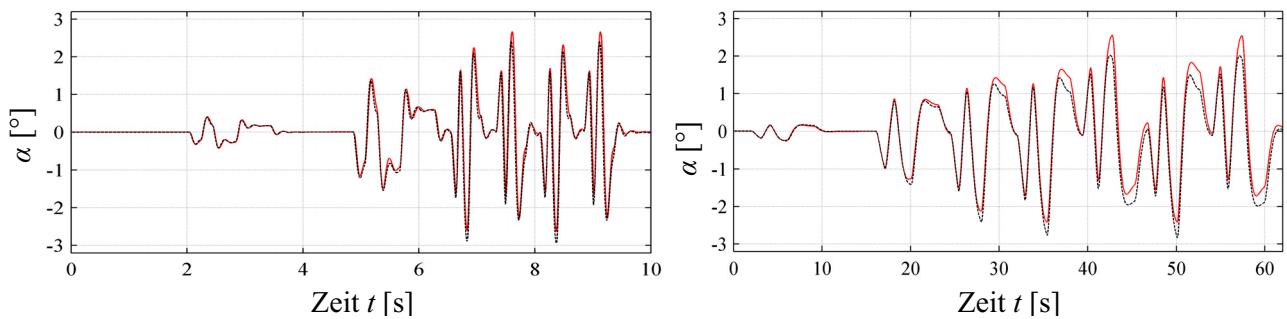


BILD 10: Identifizierung der AS, links: Nurflügel-MAV ($v_0 = 12,5 \text{ m/s}$), rechts: Do228 ($v_0 = 90 \text{ m/s}$)

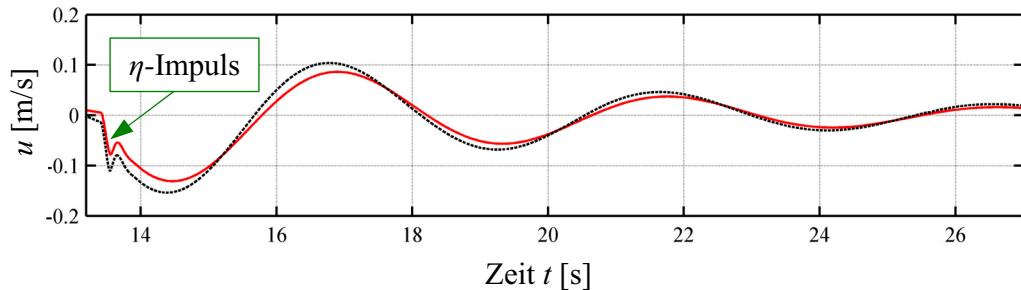


BILD 11: Identifizierung der Ph, Drachenflügel-MAV ($v_0 = 10 \text{ m/s}$)

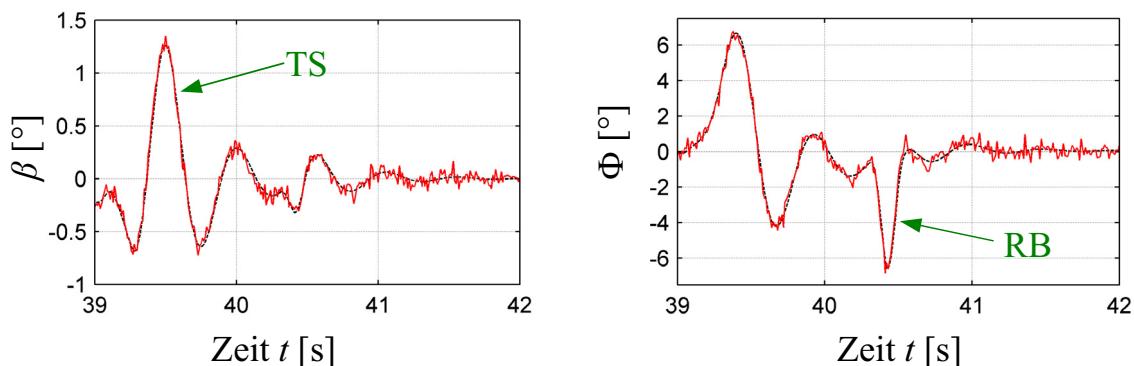


BILD 12: Identifizierung der TS/RB, Drachenflügel-MAV ($v_0 = 10 \text{ m/s}$), SNR = 20

7. AUSBLICK

Sollen die in diesem Beitrag vorgestellten Methoden einer realen Identifizierungsaufgabe zugeführt werden, sind weitere Aspekte zu untersuchen. Diese betreffen z.B. die computerisierte Ansteuerung der Ruderflächen sowie mögliche Fehlerquellen (Genauigkeit und Synchronisierung der Messwertaufnehmer etc.).

Wie bereits in der Einleitung erwähnt, plant der Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen derzeit die Durchführung von Windkanal-Freiflugversuchen. Ohne die adaptive Parameteridentifizierung ausschließlich auf dieses Projekt zuzuschneiden, wurden spezielle Anforderungen berücksichtigt. Diese betreffen z.B. den begrenzten Manövrierraum im Windkanal.

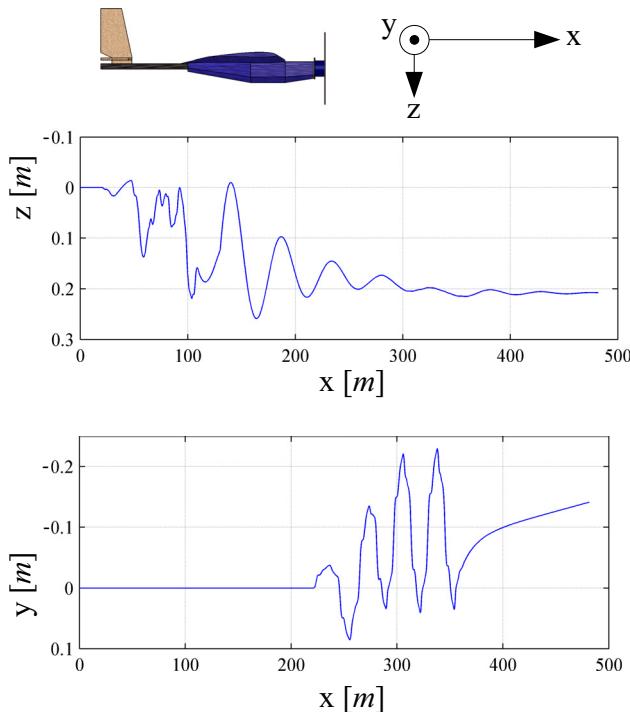


BILD 13: Flugbahn des Drachenflüglers

Bild 13 zeigt in diesem Zusammenhang die Flugbahn des Drachenflügel-MAVs bei der Identifizierung in ruhender Atmosphäre. Erkennbar sind die Anregung der Längsbewegung (Ausschlag z -Komponente) für $x < 200 \text{ m}$ und die Anregung der Seitenbewegung (Ausschlag y -Komponente) für $x > 200 \text{ m}$. In der y/z -Ebene werden während der Identifizierung Gesamtausschläge kleiner $0,4 \text{ m}$ beobachtet. Die Manövrierung geeigneter Fluggeräte ist also auch unter begrenzten Platzverhältnissen, z.B. in einem Windkanal, denkbar.

LITERATUR

- [1] JATEGAONKAR, R. V.: *Flight Vehicle System Identification*. AIAA, Reston, VA, 2006
- [2] MULDER, J. A. ; SRIDHAR, J. K. ; BREEMAN, J.: Identification of Dynamic Systems - Applications to Aircraft Part 2: Nonlinear Analysis and Manoeuvre Design. In: AGARD-AG-300 Bd. 3, 1994
- [3] BROCKHAUS, R.: *Flugregelung*. 2. Auflage. Springer-Verlag Berlin, 2001
- [4] MORELLI, E. A.: Flight test validation of optimal input design and comparison to conventional inputs. In: AIAA paper 97-3711, *Atmospheric Flight Mechanics Conference, New Orleans*, 1997
- [5] KLEIN, V. ; MORELLI, E. A.: Application of System Identification to Aircraft at NASA Langley Research Center. In: AIAA Journal of Aircraft Bd. 42 Nr. 1. AIAA, 2005
- [6] MORELLI, E. A.: In-Flight System Identification. In: AIAA paper 98-4261, *Atmospheric Flight Mechanics Conference, Boston*, 2004
- [7] BRONSTEIN, I.N. ; SEMENDJAJEW, K.A. ; MUSIOL, G. ; MÜHLIG, H.: *Taschenbuch der Mathematik*. 5. Auflage. Verlag Harri Deutsch, Frankfurt am Main, 2001
- [8] KLEIN, V. ; MORELLI, E. A.: *Aircraft System Identification*. AIAA, Reston, VA, 2006
- [9] KOPETZ, H.: *Real-Time Systems*. Kluwer Academic Publishers Group, Dordrecht, NL, 1998