

MODELLIERUNG UND IDENTIFIKATION DER LÄNGSBEWEGUNG DES FLUGVERSUCHSTRÄGERS UW-9 SPRINT ZUR MODELLBASIERTEN BEOBACHTUNG VON STRUKTURLASTEN

M. Montel, J. Haar, F. Thielecke
Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik
Neßpiel 5, 21129 Hamburg, Deutschland

Zusammenfassung

Zur Unterstützung der Validierung eines Lasten-Beobachter-Verfahrens wird ein Modul zur Schätzung von Strukturlasten für das Ultraleichtflugzeug UW-9 Sprint aufgebaut. Als elementarer Bestandteil ist die Entwicklung eines Simulationsmodells zur Beschreibung der Flugzeugbewegung erforderlich. Aus diesem Grund wird ein nichtlineares Bewegungsmodell in sechs Freiheitsgraden für den Versuchsträger UW-9 Sprint erstellt. Die Beschreibung der Luftkräfte erfolgt über die Modellierung einer parametrischen 1-Punkt-Aerodynamik, deren Formulierung im vorliegenden Artikel dargelegt wird. Um die Modellkomplexität zu reduzieren, erfolgt zunächst ausschließlich die Betrachtung der Bewegung des Flugzeuges in der Symmetrieebene. Die vorerst unbekanntesten aerodynamischen Parameter der Längsbewegung werden unter Zuhilfenahme von Methoden der Parameteridentifikation ermittelt. Dazu wird im Experiment die Flugzeugbewegung durch Höhenruderausschläge angeregt und vollständig mithilfe einer in den Versuchsträger installierten Messanlage aufgezeichnet. Die Formulierung der Zielfunktion erfolgt nach dem Maximum-Likelihood-Prinzip und wird unter Variation der aerodynamischen Parameter durch einen Optimierungsalgorithmus minimiert. Abschließend erfolgt eine Validierung des identifizierten Modells anhand weiterer Flugversuchsdaten im relevanten Flugbereich des Versuchsträgers UW-9 Sprint.

1. EINLEITUNG

Getrieben durch die Forderung nach einer stetigen Steigerung der Effizienz von Verkehrsflugzeugen im operationellen Einsatz, gewinnt die Überwachung des Belastungszustandes der Flugzeugstruktur im Flugbetrieb zunehmend an Bedeutung. Detaillierte Informationen über auftretende Strukturlasten können genutzt werden, um nach der Detektion lastrelevanter Ereignisse Inspektionen und ggf. notwendige Wartungsarbeiten zielgerichtet durchzuführen und die erforderlichen Bodenzeiten des Verkehrsflugzeuges zu reduzieren. In diesem Zusammenhang stehen die Identifikation betroffener Strukturkomponenten und die genaue Quantifizierung des Lastbetrages im Fokus des Forschungsvorhabens.

Das modellbasierte Lasten-Beobachter-Verfahren [1] ist eine echtzeitfähige Methode zur Überwachung des Belastungszustandes der Flugzeugstruktur im Flug. Bild 1 stellt die prinzipielle Funktionsweise dar. Auf der Basis gemessener Zustandsgrößen der Flugzeugbewegung und ebenfalls gemessener Steuerkommandos vom Piloten können mit dem entwickelten Algorithmus Strukturlasten infolge von Manövern und Böen geschätzt werden. Durch das modellbasierte Verfahren lassen sich die Kosten, das weitere Systemgewicht und die erforderliche Wartung einer zusätzlichen Sensorik zur Erfassung der Strukturbelastung vermeiden.

Eine erste Umsetzung des Verfahrens wurde erfolgreich im europäischen AWIATOR Forschungsprojekt erprobt [2]. Um das System in zukünftigen Flugzeuggenerationen einsetzen zu können, ist eine umfassende Validierung der Methode im Flugversuch erforderlich. Die Validierung des Lasten-Beobachter-Verfahrens wird von der AIRBUS OPERATIONS GMBH durchgeführt und vom INSTITUT FÜR FLUGZEUG-SYSTEMTECHNIK der TECHNISCHEN UNIVERSITÄT HAMBURG-HARBURG sowie dem FORSCHUNGS- UND BERATUNGSZENTRUM DER HOCHSCHULE MERSEBURG unterstützt. Für die Validierung ist eine repräsentative Datenbasis mit relevanten Lastereignissen erforderlich, die nicht ausschließlich im Rahmen üblicher Flugversuchskampagnen von Verkehrsflugzeugen erhoben werden kann.

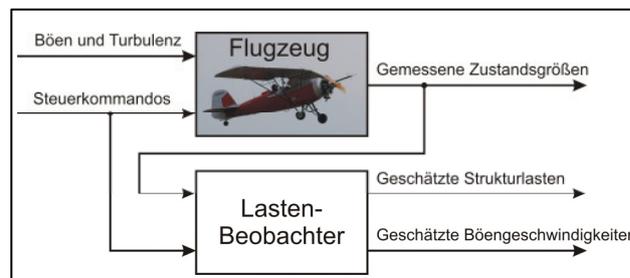


Bild 1. Lasten-Beobachter-Verfahren [3]

Um die Validierung des Verfahrens zur Beobachtung von Strukturlasten insbesondere im Hinblick

auf kombinierte Manöver- und Böenlasten zu unterstützen, wird ein vollständiges System zur modellbasierten Lastendiagnose für den Flugversuchsträger UW-9 Sprint aufgebaut [3]. Zentraler Bestandteil des Verfahrens ist ein Simulationsmodell der Flugzeugbewegung. Ein derartiges Modell wird derzeit für den Versuchsträger UW-9 Sprint systematisch erstellt. Da für die Verwendung des Modells als Basis für den Lasten-Beobachter eine möglichst große Modellgenauigkeit benötigt wird, kommen bei der Modellerstellung die Methoden der Systemidentifikation zum Einsatz. Durch die bereits sehr gut bekannte flugmechanische Modellstruktur zur Beschreibung der Flugzeugbewegung beschränkt sich die Aufstellung der mathematischen Grundstruktur der Modellgleichungen auf die aerodynamische Modellierung. Eine getrennte Betrachtung der Flugzeuglängs- und Seitenbewegung bietet den Vorteil des ebenfalls separierten Identifizierungsaufwandes. Im Rahmen dieses Beitrages wird zunächst die Bewegung des Flugzeuges in der Symmetrieebene betrachtet. In zukünftigen Arbeiten wird die Modellerstellung für die Seitenbewegung sowie die Identifikation von Kopplungseffekten erfolgen.

2. SYSTEMIDENTIFIKATION

Die Systemidentifikation stellt ein Verfahren zur Ermittlung der Modellstruktur und der darin enthaltenen Modellparameter eines dynamischen Systems mit bekannten Eingangs- und Ausgangsgrößen dar (vgl. Bild 2). Grundsätzlich stehen bei der Modellbildung verschiedene Vorgehensweisen zur Verfügung. Der hier zur Anwendung kommende „Grey-Box“-Ansatz basiert auf einer physikalischen Herleitung der Modellstruktur. Die enthaltenen, unbekanntenen Modellparameter werden durch einen Vergleich der Modellantwort mit der gemessenen Systemantwort quantifiziert.

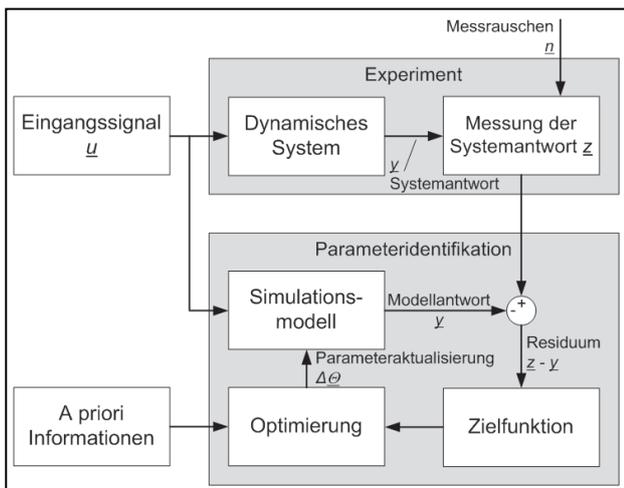


Bild 2. Ablauf der Systemidentifikation (nach [4])

Die Grundlage für die Parameteridentifikation wird durch Anregung des zu modellierenden Systems mit definierten Eingangssignalen gebildet. Neben der

Systemantwort \underline{y} wird auch das Eingangssignal \underline{u} messtechnisch erfasst, um das Simulationsmodell äquivalent anregen zu können. Bei der Parameteridentifikation nach dem in Bild 2 dargestellten Ausgangsfehlerverfahren [4] erfolgt die Bildung der Zielfunktion auf der Basis des Residuums aus der Modellantwort \underline{y} und der gemessenen Systemantwort \underline{z} . Die Zielfunktion wird zur Minimierung an einen Optimierungsalgorithmus übergeben, der die Modellparameter in einem iterativen Prozess schrittweise aktualisiert. Durch die Vorgabe von a priori Informationen wie Parameterstartwerten oder -schränken kann die Konvergenzgeschwindigkeit des Optimierungsalgorithmus erhöht werden. Mit dem Minimum der Zielfunktion ist auch die Parametermatrix $\underline{\Theta}$ gefunden, mit der das reale Systemverhalten optimal durch das Modellverhalten wiedergegeben werden kann.

2.1. Berechnung der Zielfunktion nach der Maximum-Likelihood-Methode

Die Systemantwort \underline{y} ist von einem Messrauschen \underline{n} überlagert. Zufällige Messabweichungen haben die Eigenschaft, ein aufgenommenes Signal mit einer Unsicherheit zu behaften, die sich, falls sie nicht berücksichtigt wird, auch auf die Parameterschätzung auswirkt. Die gemessene Systemantwort \underline{z} kann damit als die Summe der deterministischen Systemantwort \underline{y} und einem zufälligen Messrauschen \underline{n} interpretiert werden:

$$(1) \quad \underline{z}(t) = \underline{y}(t) + \underline{n}(t)$$

Mit der sog. Maximum-Likelihood-Methode [5] zur Berechnung der Zielfunktion ist es möglich, auf der Basis der gemessenen Systemantwort \underline{z} , die zum deterministischen Signalanteil \underline{y} gehörigen Modellparameter $\underline{\Theta}$ zu schätzen. Die Methode nähert sich dem Problem über einen wahrscheinlichkeitstheoretischen Ansatz. Sie sucht nach den Parametern $\underline{\Theta}$, die die Realisation der aus dem Experiment erhaltenen Messwerte durch das Modell am wahrscheinlichsten macht. Zu diesem Zweck wird die Gesamtwahrscheinlichkeitsfunktion des Experiments als Produkt der Wahrscheinlichkeiten der Einzelmessungen interpretiert und in Abhängigkeit von den Modellparametern formuliert [5]:

$$(2) \quad \rho(\underline{z}|\underline{\Theta}) = \prod_{k=1}^N \rho(\underline{z}(t_k)|\underline{\Theta})$$

Gesucht ist die Parametermatrix $\underline{\Theta}$, für die die Gesamtwahrscheinlichkeit (2) des Experiments maximal wird. Dazu ist die Lösung des folgenden Extremwertproblems erforderlich:

$$(3) \quad \frac{\partial \rho(\underline{z}|\underline{\Theta})}{\partial \underline{\Theta}} = 0$$

Für die Lösung des Problems (3) wird in der Literatur [5] von einer bekannten Verteilungsfunktion ρ ausgegangen, indem für das Messrauschen ein normalverteiltes, weißes Rauschen mit Mittelwert null und Messfehler-Kovarianzmatrix \underline{R} angenommen wird. Die Lösung von (3) gibt [5] schließlich als die sog. negative, natürlich logarithmierte Likelihood-Funktion an:

$$(4) \quad L(\underline{\Theta}) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N [\underline{z}(t_k) - \underline{y}(t_k)]^T \cdot \underline{R}^{-1} \cdot [\underline{z}(t_k) - \underline{y}(t_k)] + \frac{N}{2} \ln[\det(\underline{R})] + \frac{Nn_z}{2} \ln[2\pi]$$

Darin beschreibt N die Anzahl der Messwerte je Messgröße und n_z die Anzahl an Messgrößen. Die Messfehler-Kovarianzmatrix \underline{R} ist unbekannt und kann nach [5] ebenfalls geschätzt werden über:

$$(5) \quad \underline{R} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N [\underline{z}(t_k) - \underline{y}(t_k)] \cdot [\underline{z}(t_k) - \underline{y}(t_k)]^T$$

Bei gleichzeitiger Schätzung der Kovarianzmatrix \underline{R} und der Parameter $\underline{\Theta}$ vereinfacht sich Gleichung (4) durch Einsetzen von Gleichung (5) zu:

$$(6) \quad L(\underline{\Theta}) = \frac{N}{2} \ln[\det(\underline{R})] + \frac{Nn_z}{2} \ln[2\pi]$$

Der zweite Anteil dieser Gleichung ist unabhängig von den Parametern $\underline{\Theta}$ und kann in der Schätzung vernachlässigt werden. Außerdem kann der erste Term von Gleichung (6) vereinfacht werden, ohne die Ergebnisse der Schätzung zu beeinflussen. Als Zielfunktion wird demzufolge lediglich die Determinante der Summe der dyadischen Produkte der Residuen berechnet:

$$(7) \quad L(\underline{\Theta}) = \det\left(\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N [\underline{z}(t_k) - \underline{y}(t_k)] \cdot [\underline{z}(t_k) - \underline{y}(t_k)]^T\right)$$

2.2. Verwendete Optimierungsalgorithmen

Bei der Minimierung der Zielfunktion (7) handelt es sich um ein komplexes, multimodales Optimierungsproblem. Im Falle der Identifikation der Aerodynamik eines Flugzeuges ist die Anzahl zu schätzender Parameter groß und die Topologie der Zielfunktion unbekannt. Darüber hinaus sind Startwerte für die zu identifizierenden Parameter nur durch sehr überschlägige Rechnung oder den Vergleich mit ähnlichen Flugzeugtypen verfügbar. Aus diesen Gründen werden für die Optimierung zwei Algorithmen mit unterschiedlicher Suchstrategie kombiniert. Die Optimierung wird ausgehend von den Startparametern mit dem Downhill-Simplex-Verfahren nach Nelder und Mead [7] begonnen. Es handelt sich um ein direktes Suchverfahren, bei dem in jedem Iterationsschritt lediglich der aktuelle Wert der Kostenfunktion benötigt wird (Verfahren 0. Ordnung). Damit zeichnet sich die Methode als robust gegenüber einer mögli-

cherweise verrauschten Topologie der Zielfunktion und schlechten Startparametern aus [7]. Da bei dieser Suchstrategie keinerlei Gradienteninformationen ausgewertet werden, weist sie eine kleine Konvergenzgeschwindigkeit auf. Ausgehend von den Ergebnissen des Downhill-Simplex-Verfahrens, wird mit einer Gradientenstrategie vom Quasi-Newton-Typ, der Sequentiellen Quadratischen Programmierung (SQP) nach Schittkowski [8], fortgefahren. Für die Detailsuche des Minimums wird bei dieser Methode die Zielfunktion lokal durch eine Taylorreihenentwicklung mit Abbruch nach dem zweiten Glied (Verfahren 2. Ordnung) approximiert und anschließend minimiert. Für die jeweiligen Funktionsprinzipien der verwendeten Optimierungsalgorithmen sei an dieser Stelle auf die Fachliteratur [7,8] verwiesen.

3. FLUGVERSUCHSTRÄGER

Die Identifikation der Parameter des aerodynamischen Modells erfolgt auf der Basis von im Flugversuch aufgezeichneten Messgrößen. Zu diesem Zweck werden sowohl die Anregung \underline{u} als auch die Systemantwort \underline{z} messtechnisch erfasst. Um dies zu ermöglichen, fokussierte eine erste Projektphase die Ausrüstung des verwendeten Versuchsträgers mit der erforderlichen Messtechnik. Da die Qualität der aufgezeichneten Messgrößen direkt die Genauigkeit der zu identifizierenden Parameter beeinflusst, wurden hochgenaue Sensoren zur Messung der Piloteneingaben und der Flugzeugbewegung installiert. Zusätzlich zu der für die Identifikation der aerodynamischen Parameter erforderlichen Messanlage erfolgte im Hinblick auf zukünftige Projektinhalte (z.B. Identifikation des Schubmodells, Validierung des Lasten-Beobachters) die Ausrüstung mit weiteren Sensoren. Im Folgenden wird ausschließlich die zur Parameteridentifikation der Längsbewegung verwendete Sensorik vorgestellt (vgl. Bild 3).

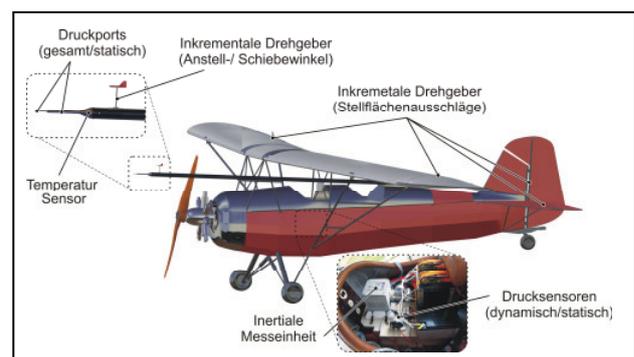


Bild 3. Sensorik des Versuchsträgers UW-9 Sprint

Die Basis des Flugversuchsträgers bildet ein Ultraleichtflugzeug des Herstellers WELLER FLUGZEUGBAU vom Typ UW-9 Sprint, das vom FORSCHUNGS- UND BERATUNGSZENTRUM der HOCHSCHULE MERSEBURG betrieben wird. Aufgrund seiner geringen Flächenlast und der damit einhergehenden hohen Sensitivität gegenüber Böen, ist der Flugversuchsträger ideal für die Validierung des Lasten-Beobachter-Verfahrens

geeignet. Dies gilt insbesondere im Hinblick auf Böenlasten, da hier bereits bei Böen mittlerer Intensität signifikante Lastereignisse beobachtet werden können.

Der Versuchsträger UW-9 Sprint ist als Hochdeckerkonfiguration mit Kreuzleitwerk ausgeführt. Er verfügt über zwei hintereinander angeordnete Sitze in einer offenen Kabine. Das äußere Erscheinungsbild ist an das historische Flugzeugmodell MAURANE-SAULNIER 30EI angelehnt. Der Flugzeugrumpf sowie die Tragflächen und das Leitwerk sind aus einem Stahlrohrgerüst aufgebaut, das mit einem lackierten Polyamidgewebe bespannt ist. Die Steuerung des Sprint erfolgt über die konventionellen Steuerflächen (Höhen-, Seiten- und Querruder) sowie den Schub. Die erforderliche Vortriebsleistung wird über einen 2-Blatt-Holzpropeller, der von einem Siebenzylinder-Sternmotor (81kW) angetrieben wird, aufgebracht. Der Flugversuchsträger verfügt weder über ein Hochauftriebssystem noch über Störklappen.

Zur Identifikation der aerodynamischen Parameter der Längsbewegung werden im Flugversuch sowohl die Anregung als auch die Systemantwort aufgezeichnet. Nachstehend werden die dafür verwendeten Sensoren vorgestellt. Informationen über Messbereiche und -genauigkeiten können den Tabellen 1 bis 3 entnommen werden. Eine detaillierte Beschreibung der gesamten installierten Messtechnik wird in [3] gegeben.

Der Steuerflächenausschlag des Höhenruders η wird mit Hilfe eines inkrementalen Drehgebers aufgenommen, der mit der mechanischen Flugsteuerung gekoppelt ist. Zum Einsatz kommt ein optischer Drehgeber des Herstellers HAIDENHAIN GMBH vom Typ ROD1030.

Sensor	Messbereich	Genauigkeit ¹
Haidenhain ROD1030	$\pm 180^\circ$	$\pm 0,08^\circ$

Tabelle 1. Messung des Stellflächenausschlages

Die aufzuzeichnende Systemantwort setzt sich aus den Messgrößen der Anströmung und den Bewegungsgrößen des Flugzeuges zusammen. Zur messtechnischen Erfassung der freien Anströmung ist der Flugversuchsträger mit einem Luftdatenmast ausgerüstet. Die Unterbringung der erforderlichen Sensoren bzw. Messanschlüsse im Mastkopf ermöglicht die Erfassung der strömungsmechanischen Messgrößen in einer vom Flugzeug weitgehend ungestörten Strömung. Zur Bestimmung der Flugeschwindigkeit V und der Flughöhe H ist der Mastkopf als Prandtl-Sonde ausgeführt. Diese verfügt über je einen Druckport zur Aufnahme von Gesamt- (Mastspitze) und Statikdruck (seitlich), die über Schlauchleitungen mit den Drucktransmittern verbunden sind. Zur Messung des dynamischen Drucks wird ein Differenzdrucksensor des Herstellers SETRA vom Typ 239 eingesetzt; der statische Druck wird unter

Verwendung eines Absolutdrucksensors desselben Herstellers vom Typ 270 erfasst. Zur Berechnung der Strömungsgeschwindigkeit ist weiterhin die Temperatur des Strömungsmediums erforderlich. Diese wird über einen seitlich am Sensorkopf montierten PT100 Temperatursensor des Herstellers HERAEUS vom Typ L220 gemessen. Zur Messung der Anströmrichtung werden Windfahnen verwendet. Diese sind über Drehachsen mit inkrementalen Drehgebern des Herstellers HAIDENHAIN vom Typ ROD1020 verbunden. Aufgrund der Ausrichtung des Messmastes parallel zur Flugzeuglängsachse, erlaubt die Anordnung der beiden Windfahnen in einem Winkel von 90° eine direkte Messung von Anstellwinkel α und Schiebewinkel β .

Sensor	Messbereich	Genauigkeit ¹
Setra 239	$\pm 37hPa$	$\pm 0,10\% FS^2$
Setra 270	$600-1100hPa$	$\pm 0,03\% FS^2$
Haidenhain ROD1020	$\pm 180^\circ$	$\pm 0,08^\circ$
Heraeus L220	$-50 - 400^\circ C$	$0,55^\circ C$

Tabelle 2. Messung der Strömungsgrößen

Zur messtechnischen Erfassung der Flugzeugbewegung wird eine Trägheitsplattform des Herstellers iMAR vom Typ IVRU FC-C167 verwendet. Die Messung von Flugzeugbeschleunigungen und Drehraten erfolgt über integrierte Beschleunigungssensoren und faseroptische Kreisel, die zur Stützung mit einem GPS gekoppelt sind. Über einen internen Algorithmus werden anhand der gemessenen Drehraten die Lagewinkel des Flugzeuges berechnet.

Sensor iMar IVRU	Messbereich	Genauigkeit ¹
Drehraten	$\pm 200^\circ/s$	$\pm 0,2\% FS$
Beschleunigungen	$\pm 5g$	$\pm 0,1\% FS$
Lagewinkel	$\pm 180^\circ$	$\pm 0,1^\circ$

Tabelle 3. Messung der Flugzeugbewegung

Die Datenaufzeichnung erfolgt zentral über einen echtzeitfähigen Messrechner. Die einzelnen Sensoren sind mit diesem über geeignete Schnittstellen sowie Messverstärker und Wandlerkarten verbunden. Als Speicher für die Sensorrohdaten wird ein USB-Speichermedium verwendet, die erforderliche Datennachbearbeitung erfolgt in einem den Flugversuchen nachgeschalteten Offline-Datenprozess [3].

4. MODELLBILDUNG

Die Modellierung der Flugzeugbewegung erfolgt ausgehend von der Annahme eines starren Flugzeuges über das wohlbekannte Bewegungsgleichungssystem, bestehend aus zwölf nichtlinearen

¹ Angabe des quadratischen Mittels (RMS) aus Hysterese, Linearität und Wiederholbarkeit.

² Angabe der Genauigkeit vom Hersteller nach Kalibrierung.

Differentialgleichungen und drei kinematischen Beziehungen, wie sie beispielsweise in [6] angegeben werden. Das zugrundeliegende Kräfte- und Momentengleichgewicht ist um den Flugzeugschwerpunkt formuliert und berücksichtigt Gewichts- und Luftkräfte. Zugunsten der Identifikation aerodynamischer Effekte resultierend aus der freien Anströmung und einer separaten Identifikation von Einflüssen des Schubes auf die Flugzeugbewegung, ist im Rahmen dieses Artikels die Berücksichtigung von Schubkräften nicht erforderlich. Die Identifikation der Aerodynamik erfolgt entsprechend anhand von Flugmanövern, die ausgehend von einem stationären Gleitflug durchgeführt wurden. Sowohl für die Modellierung der Gewichtskräfte, als auch für die Aufstellung der Luftkräfte bezüglich des Flugzeugschwerpunktes sind genaue Informationen über die Massenverteilung des Versuchsflugzeuges erforderlich. Neben dem Trägheitstensor und dem Flugzeuggewicht ist in diesem Zusammenhang insbesondere die genaue Lage des Schwerpunktes von Bedeutung. Die Modellierung der Masseigenschaften sowie der aerodynamischen Kräfte und Momente wird in den folgenden Abschnitten aufgezeigt.

4.1. Modellierung der Masseigenschaften

Die Annahme eines starren Flugzeuges stellt den Ausgangspunkt der Modellierung der Masseigenschaften des Versuchsträgers UW-9 Sprint dar. Die räumlich inhomogen verteilte Masse des Flugzeuges lässt sich somit als konzentrierte Punktmasse m mit Schwerpunktposition \underline{x}_{SP} und Trägheitstensor \underline{I} abstrahieren. Die Bestimmung dieser Größen erfolgt anhand experimenteller Untersuchungen und wird in diesem Abschnitt dargestellt.

Als Referenz für die Position des Schwerpunktes wird der Schnittpunkt der Flügelvorderkante mit der Symmetrieebene des Flugzeuges gewählt (Referenzpunkt AR in Bild 4). Für Betrachtungen im Rahmen der Flugzeuglängsbewegung sind lediglich die Schwerpunktkoordinaten x_{SP} und z_{SP} relevant.

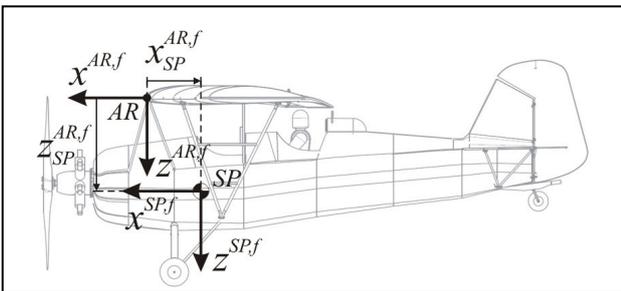


Bild 4: Definition der Schwerpunktposition

Basierend auf einem vorläufigen Bewegungsmodell wird mithilfe einer Sensitivitätsstudie die erforderliche Genauigkeit in der Berechnung der Schwerpunktposition ermittelt. Ausgehend von einem stationären Flugzustand (mit $\Delta x_{SP} = 0$) ist hierzu in Bild 5 exemplarisch der Einfluss einer Schwerpunktverschiebung

Δx_{SP} in $x^{AR,f}$ -Richtung auf den simulierten Anstellwinkel α dargestellt. Es ist zu erkennen, dass bereits die Verschiebung des Schwerpunktes um einen Wert von $\Delta x_{SP} = 3\text{cm}$ in einer im Bezug auf die Identifikation des aerodynamischen Modells inakzeptablen Abweichung des Anstellwinkels von $\Delta\alpha > 1^\circ$ resultiert.

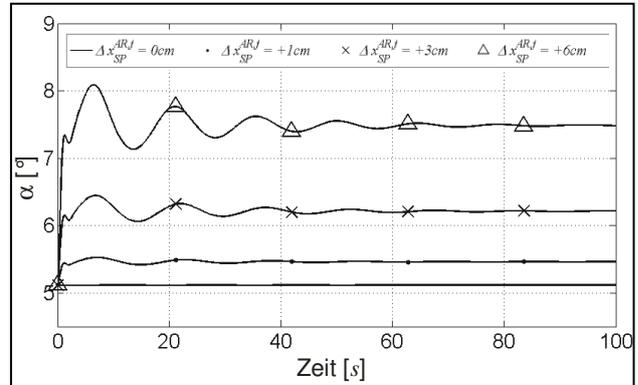


Bild 5: Sensitivitätsanalyse

Die Position des Schwerpunktes ist abhängig von der Zuladung des Flugzeuges und dem Tankfüllstand. Aufgrund der hohen Sensitivität des Modells gegenüber der Schwerpunktposition ist eine Modellierung in Abhängigkeit von der Kraftstoffmasse erforderlich. Basierend auf einer Reihe von Wägungsversuchen, in denen die Kraftstoffmasse schrittweise erhöht wurde, wird der Einfluss der Kraftstoffmasse auf die Schwerpunktkoordinaten x_{SP} und z_{SP} ermittelt. Bild 6 stellt die Messergebnisse sowie eine lineare Approximation des Zusammenhanges dar. Aufgrund der weit vorgelagerten Position des Tankes direkt hinter dem Motor, führt die Erhöhung der Kraftstoffmasse zu einer Verschiebung des Flugzeugschwerpunktes in positive $x^{AR,f}$ -Richtung. Der Einfluss der Kraftstoffmasse auf die Position in $z^{AR,f}$ -Richtung ist hingegen vernachlässigbar gering.

Infolge des Kraftstoffverbrauchs im Flug ergibt sich mit der Flugzeit eine zunehmende Verschiebung des Flugzeugschwerpunktes. Auch bei Flugversuchen mit großer Flugdauer soll die Schwerpunktposition für jedes durchgeführte Manöver mit möglichst hoher Genauigkeit verfügbar sein. Aus diesem Grund wird ausgehend von der im Wägungsversuch vor dem Flug bestimmten Schwerpunktposition für jedes durchgeführte Manöver des Flugversuches eine Aktualisierung der Schwerpunktposition berechnet. Die dafür erforderliche Verschiebung des Schwerpunktes wird unter Berücksichtigung des mittleren Treibstoffverbrauchs sowie der in Bild 6 dargestellten, linearen Approximation der Schwerpunktvariation infolge von Änderungen in der Kraftstoffmasse bestimmt.

Nachdem eine Methode zur genauen Ermittlung der Schwerpunktposition entwickelt wurde, folgt im

nächsten Modellierungsschritt der Masseigenschaften die experimentelle Bestimmung des Trägheitstensors. Da der Trägheitstensor die Bewegungsform des Flugzeuges beeinflusst, lassen sich invers auch aus der Flugzeugbewegung die Trägheitseigenschaften ermitteln. Eine Pendelbewegung stellt eine physikalisch einfach zu beschreibende Bewegungsform dar und wird im Rahmen dieses Artikels umgesetzt. Zu diesem Zweck wurde der Versuchsträger unter Verwendung eines Gestells aufgehängt und die Pendelbewegung manuell angeregt. Das verwendete Pendelgestell ließ in erster Näherung Pendelbewegungen mit einem rotatorischen Freiheitsgrad zu. Diese Vorgehensweise ermöglicht es die einzelnen Hauptträgheitsmomente separat zu ermitteln. Zur Bestimmung der Deviationsmomente wurde ein geänderter Versuchsaufbau mit drei rotatorischen Freiheitsgraden verwendet.

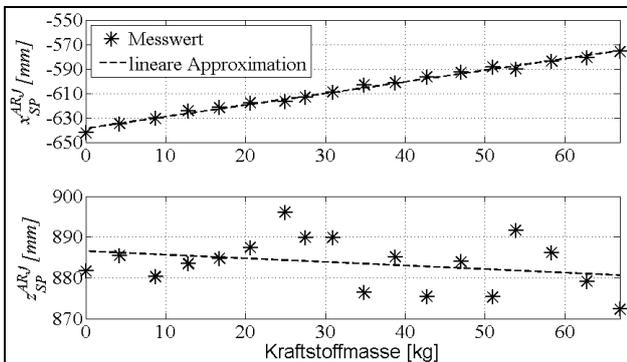


Bild 6: Schwerpunktvariation infolge einer Kraftstoffmassenänderung

Die Ermittlung des unbekanntes Trägheitstensors erfolgt ebenfalls mit der zuvor beschriebenen Methode zur Parameteridentifikation. Zu diesem Zweck wurde im Versuch die Pendelbewegung des Versuchsträgers mithilfe der Trägheitsplattform aufgezeichnet. Zur Bestimmung des für die Bewegungsgleichung der Längsbewegung erforderlichen Hauptträgheitsmoments I_{yy} wurde eine Pendelbewegung um die y -Achse des flugzeugfesten Koordinatensystems angeregt und als Messgrößen die Nickrate q sowie der Längslagewinkel Θ aufgezeichnet. Um die Schätzung des unbekanntes Trägheitsmoments durchzuführen, wird der verwendete Versuchsaufbau als Einfachpendel mit den entsprechenden Ausgangsgrößen modelliert. Als unbekanntes Parameter werden das gesuchte Trägheitsmoment I_{yy} und zusätzlich eine Dämpfungskonstante b berücksichtigt, um auch dissipative Vorgänge in die Modellierung einzubeziehen. Unter Verwendung der oben beschriebenen Methode zur Parameteridentifikation konnte auf diese Weise der gesuchte Trägheitstensor bestimmt werden. Die Ergebnisse wurden anhand eines CAD-Modells für den Versuchsträgers plausibilisiert.

Analog zu der in Bild 5 dargestellten Sensitivitätsstudie im Bezug auf Variationen in der Lage des Flug-

zeugschwerpunktes wurde auch der Einfluss einer Änderung des Trägheitstensors auf die Zustandsgrößen der Flugzeugbewegung untersucht. In diesem Fall wurde die Systemantwort bei dynamischer Anregung und mit stufenweise vom Nominalwert abweichendem Trägheitstensor analysiert. Die Untersuchungen zeigten, dass der Einfluss einer Änderung des Trägheitstensors auf die simulierten Zustandsgrößen nur gering ist. Aus diesem Grund wird der Trägheitstensor als zeitinvariant angenommen.

4.2. Modellierung der Aerodynamik

Unter der Annahme nur kleiner Abweichungen vom Flug in der Symmetrieebene kann die Flugzeuglängsbewegung entkoppelt von der Seitenbewegung betrachtet werden. Die nachstehende Modellierung der Aerodynamik berücksichtigt entsprechend ausschließlich Kräfte und Momente, die in der Symmetrieebene wirken. In diesem Artikel wird ein konventionelles 1-Punkt-Modell umgesetzt.

Die aerodynamischen Kräfte und Momente werden in Form von Beiwerten im aerodynamischen Koordinatensystem (Index a) formuliert. Die Auftriebs- (A^a) und Widerstandskraft W^a werden dazu über den Staudruck q_∞ der freien Anströmung und der Flügelfläche F normiert; das aerodynamische Nickmoment M^a wird zusätzlich mithilfe der mittleren Flügeltiefe l_μ dimensionslos gemacht:

$$(8) \quad C_A = \frac{A^a}{q_\infty F}, \quad C_W = \frac{W^a}{q_\infty F}, \quad C_M = \frac{M^a}{q_\infty l_\mu F}$$

Die Gesamtbeiwerte (8) werden über eine Polynomfunktion approximiert (9). Die enthaltenen Parameter p_0 entsprechen den Nullbeiwertsanteilen. Mit den Koeffizienten p_{ij} (aerodynamische Derivative) lassen sich die Anteile der Einflussgrößen w der Längsbewegung an den Gesamtbeiwerten berücksichtigen.

$$(9) \quad C_X = p_0 + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n p_{ij} \cdot w_j^i \quad \text{mit } X = A, W, M$$

Die Einflussgrößen w der Längsbewegung gibt [5] an als:

$$(10) \quad w_j \in \{ \alpha, \dot{\alpha}, q^*, \eta, Re, Ma \}$$

Für das weitere Vorgehen bleiben instationäre Anströmungseffekte unberücksichtigt. Die Änderung des Anstellwinkels $\dot{\alpha}$ wird entsprechend nicht modelliert. Wegen der geringen Fluggeschwindigkeit des Versuchsträgers mit $Ma < 0,3$ werden Kompressibilitätseffekte vernachlässigt. Da der zu modellierende Fluggeschwindigkeitsbereich zudem schmal ist (85-130km/h), werden Viskositätseffekte (Re -Einfluss) nicht berücksichtigt. Entsprechend erfolgt die Modellierung der Aerodynamik in der Flugzeuglängsbewegung unter Berücksichtigung des An-

stellwinkels α , der dimensionslosen Nickrate³ q^* und des Höhenruderausschlages η :

$$(11) \quad w_j \in \{ \alpha, q^*, \eta \}$$

Die Ordnung m von Gleichung (9) lässt sich beliebig hochwertig formulieren. Im Rahmen dieses Artikels wird zunächst von einer linearen Approximation der Gesamtbeiwerte ausgegangen. Lediglich der Einfluss des Anstellwinkels α ist quadratisch modelliert, um die Flugzeugbewegung im gesamten Flugbereich mit ausreichender Genauigkeit abbilden zu können [9]. Die Modellierung der Aerodynamik der Längsbewegung erfolgt demnach gemäß Gleichung (9) unter Berücksichtigung folgender Parameter:

$$(12) \quad \underline{\Theta} = \begin{bmatrix} p_0, \underline{p}_{ij} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{A0} & C_{A\alpha} & C_{A\alpha^2} & C_{Aq} & C_{A\eta} \\ C_{W0} & C_{W\alpha} & C_{W\alpha^2} & C_{Wq} & C_{W\eta} \\ C_{M0} & C_{M\alpha} & C_{M\alpha^2} & C_{Mq} & C_{M\eta} \end{bmatrix}$$

Entgegen der Bewegungsgleichungen werden die Beziehungen für die aerodynamischen Kräfte und Momente (8) nicht auf den Schwerpunkt bezogen. Durch die Referenz auf einen flugzeugfesten Punkt sind die Parameter (12) lediglich von der Form des Flugzeuges und nicht von der Lage des Schwerpunktes abhängig. Als aerodynamischer Referenzpunkt AR wird der schon in Abschnitt 4.1 vorgestellte Schnittpunkt zwischen der Flügelvorderkante und der Symmetrieebene gewählt (vgl. Bild 4). Unter Berücksichtigung der Parameter (12) lautet das Gleichungssystem (9) bezüglich des Referenzpunktes AR im aerodynamischen Koordinatensystem damit:

$$(13) \quad \begin{aligned} C_A^{AR,a} &= C_{A0} + C_{A\alpha}\alpha + C_{A\alpha^2}\alpha^2 + C_{Aq}q^* + C_{A\eta}\eta \\ C_W^{AR,a} &= C_{W0} + C_{W\alpha}\alpha + C_{W\alpha^2}\alpha^2 + C_{Wq}q^* + C_{W\eta}\eta \\ C_M^{AR,a} &= C_{M0} + C_{M\alpha}\alpha + C_{M\alpha^2}\alpha^2 + C_{Mq}q^* + C_{M\eta}\eta \end{aligned}$$

Da die Bewegungsgleichungen auf den Flugzeugschwerpunkt bezogen werden, erfolgt eine Transformation der aerodynamischen Beiwerte zunächst in das flugzeugfeste Koordinatensystem (Index f), Gleichung (14), und schließlich vom aerodynamischen Referenzpunkt AR in den Schwerpunkt SP , Gleichung (15). Dazu ist der Abstand $[x_{SP}, z_{SP}]$ vom Flugzeugschwerpunkt zum aerodynamischen Referenzpunkt (vgl. Abschnitt 4.1) erforderlich.

$$(14) \quad \begin{aligned} C_X^{AR,f} &= C_A^{AR,a} \sin(\alpha) - C_W^{AR,a} \cos(\alpha) \\ C_Z^{AR,f} &= -C_A^{AR,a} \cos(\alpha) - C_W^{AR,a} \sin(\alpha) \\ C_M^{AR,f} &= C_M^{AR,a} \end{aligned}$$

³ Die dimensionsbehaftete Nickrate q wird mithilfe der Bezugsflügeltiefe l_μ und der Fluggeschwindigkeit V normiert:

$$q^* = \frac{l_\mu}{V} q$$

$$(15) \quad \begin{aligned} C_X^{SP,f} &= C_X^{AR,f} \\ C_Z^{SP,f} &= C_Z^{AR,f} \\ C_M^{SP,f} &= C_M^{AR,f} + C_Z^{AR,f} \frac{x_{SP}}{l_\mu} - C_X^{AR,f} \frac{z_{SP}}{l_\mu} \end{aligned}$$

Die Gleichungen (13),(14),(15) bilden die aerodynamische Modellstruktur und sind in die Bewegungssimulation des Versuchsträgers integriert. Die enthaltenen, unbekannt Parameter (12) werden mit der oben beschriebenen Methode zur Parameteridentifikation geschätzt.

5. FLUGVERSUCHSDURCHFÜHRUNG

Um eine Messdatenbasis aus Eingangs- und Ausgangsgrößen des zu modellierenden Systems zu erhalten, werden Flugversuche durchgeführt. Innerhalb eines Fluges werden dazu verschiedene Messdatenpunkte aufgenommen, in denen eine Anregung der Flugzeugbewegung erfolgt. Bei der Manöverdefinition müssen diverse Randbedingungen berücksichtigt werden, um die gesuchten aerodynamischen Parameter mit den aufgenommenen Messdaten identifizieren zu können:

- 1) Die im aerodynamischen Modell abgebildeten Einflussgrößen müssen angeregt werden.
- 2) Die Anregung muss eine korrelationsfreie Identifikation der Parameter zulassen.
- 3) Einflussgrößen der Seitenbewegung dürfen nur minimal angeregt werden, um eine entkoppelte Identifikation der Aerodynamik in der Längsbewegung durchführen zu können.
- 4) Die Manöver müssen ausgehend von einem symmetrischen, stationären Gleitflug durchgeführt werden, da keine Schubeinflüsse berücksichtigt werden.
- 5) Die Messdatenbasis muss sowohl ein Identifikations-Set als auch ein Validierungs-Set umfassen.

Mit einem Signalfussdiagramm der Flugzeugschwerpunkt bezogenen Längsbewegung, wie es beispielsweise in [6] dargestellt wird, kann gezeigt werden, dass die in dieser Auflistung enthaltenen Punkte 1) und 2) mit einem dynamischen Flugmanöver in der Längsbewegung erfüllt werden können. Eine Anregung der Flugzeugbewegung in der Symmetrieebene über einen Höhenruderausschlag η ruft unmittelbar über die Derivative $C_{A\eta}, C_{W\eta}, C_{M\eta}$ Beschleunigungen in den entsprechenden Freiheitsgraden hervor. Erst nach einer Integration, und damit einem zeitlichen Verzug, folgt die Variation in der dimensionslosen Nickrate q^* . Diese bewirkt über die Derivative C_{Aq}, C_{Wq}, C_{Mq} wiederum Reaktionen in den jeweiligen Freiheitsgraden. Nach einer weiteren Integration (und damit einem weiteren zeitlichen Verzug) ergibt sich eine Änderung im Anstellwinkel α . Nach [4] ist eine manuelle Anregung der Flugzeugschwerpunkt bezogenen Längsbewegung mit großer Informationsdichte mit einem Multistep am Höhenru-

der möglich. In der Praxis hat sich eine 3-2-1-1-Anregung bewährt (Bild 7). Um Punkt 5) der obigen Auflistung gerecht zu werden, wird der Empfehlung in [4] nachgekommen, zur Validierung des identifizierten Modells die Anregung einer Phygoidschwingung über einen Höhenruderimpuls (Bild 7) durchzuführen. Um des Weiteren die Zulässigkeit der Vernachlässigung von Viskositätseffekten (vgl. Abschnitt 4.2) zu verifizieren, werden die Flugmanöver im gesamten Flugbereich des Versuchsträgers wiederholt. Bild 8 zeigt den zu modellierenden Flugbereich und die Arbeitspunkte (AP), in denen die Manöver (Multistep- und Impuls-Anregung) durchgeführt wurden.

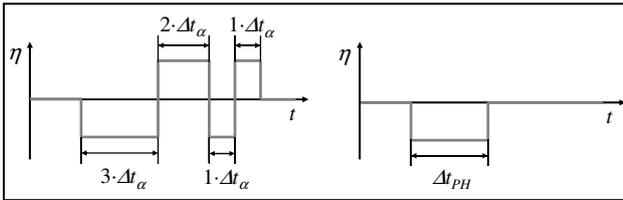


Bild 7. Prinzipieller Verlauf des Höhenrudersignals zur Anregung der Flugzeuflängsbewegung: 3-2-1-1 Multistep (links), Impuls (rechts)

Die Durchführung der Flugversuche basiert auf Flugversuchstestkarten, die eine detaillierte Beschreibung der einzelnen Manöver sowie den gesamten Versuchsablauf beinhalten. Für die genaue Ermittlung des Flugzeugschwerpunktes erfolgt eine Wägung des Versuchsträgers vor dem Flug. Nach dem Anflug in das Versuchsgebiet nimmt der Pilot den geforderten stationären Gleitflug ein und startet die Messdatenaufzeichnung. Nach der Anregung der Flugzeuggewegung gemäß Flugtestkarte wartet der Pilot bis die Eigenbewegung des Flugzeuges abgeklungen ist und stoppt die Messdatenaufzeichnung. Jedes aufgezeichnete Flugmanöver erhält eine eindeutige Datenpunktnummer (DP). Auf diese Weise wird die Zuordnung der Messdaten zu den Versuchsdefinitionen gewährleistet und die Datenverarbeitung erleichtert. Nach der Landung erfolgt eine erneute Wägung zur Ermittlung des Treibstoffverbrauches wie in Abschnitt 4.1 beschrieben.

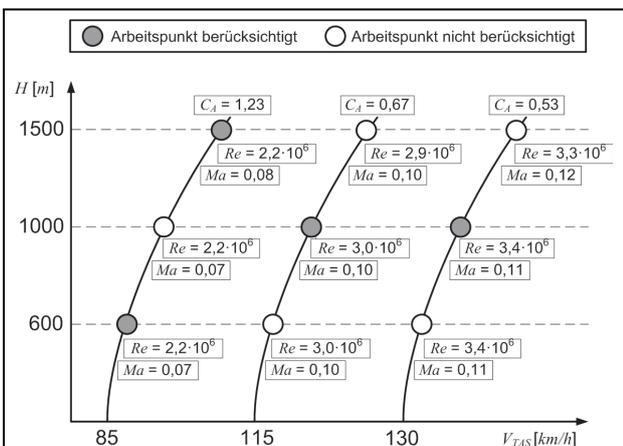


Bild 8. Flugbereichsdiagramm mit Arbeitspunkten und Kenngrößen

6. PARAMETERIDENTIFIKATION

Für die Identifikation der Parameter (12) wurden zwei Manöver mit Multistep-Anregung (DP548 und DP549) und ein Manöver mit Impuls-Anregung (DP557) verwendet (Identifikations-Set). Diese Manöver wurden ausgehend von einer Flughöhe von 1000m und einer Fluggeschwindigkeit von 115km/h durchgeführt. Der so definierte Arbeitspunkt stellt den Basispunkt im untersuchten Flugbereich des Versuchsträgers dar (vgl. Bild 8).

Aus den aufgezeichneten Messdaten werden die Signale des Höhenruderausschlages und die der aufgezeichneten Zustandsgrößen extrahiert, um das Simulationsmodell zu initialisieren und entsprechend dem Experiment anzuregen. Für die Bildung der Zielfunktion (7) werden die Fluggeschwindigkeit V , der Längslagewinkel Θ , die Nickrate q und der Anstellwinkel α verwendet:

$$(16) \quad \underline{z} = [V, \Theta, q, \alpha]^T_{mess}, \quad \underline{y} = [V, \Theta, q, \alpha]^T_{sim}$$

In jedem Iterationsschritt der Identifikation werden alle drei Manöver des Identifikations-Sets mit dem aktuellen Parametersatz simuliert. Anschließend erfolgt, unter Verwendung der Vektoren (16) aus den drei Manövern, die Bildung einer gemeinsamen Zielfunktion gemäß Gleichung (7). Die Manöver des Identifikations-Sets werden demnach parallel in der Identifikation berücksichtigt.

Stellvertretend für das Identifikations-Set sind in Bild 9 die Verläufe der simulierten Zustandsgrößen der Längsbewegung des Multistep-Manövers mit der Datenpunktnummer DP548 im letzten Iterationsschritt der Identifikation dargestellt. Durch die Gegenüberstellung der Messwerte wird die Qualität der simulierten Zustandsgrößenverläufe illustriert.

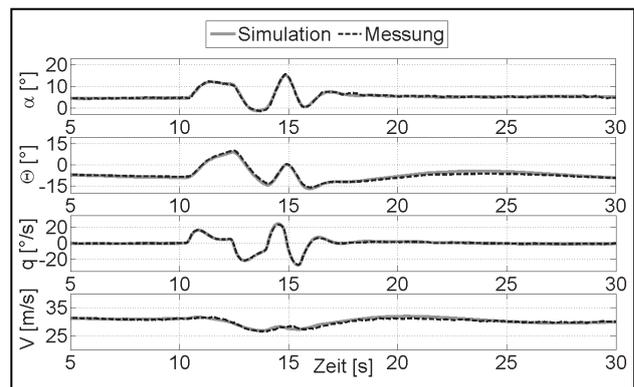


Bild 9. Simulierte und gemessene Zustandsgrößenverläufe der Längsbewegung im letzten Iterationsschritt eines Multistep-Manövers (DP548)

Für eine Bewertung der Simulationsgüte mit größerer Aussagekraft sind in Bild 10 die Abweichungen zwischen den simulierten und gemessenen Zustandsgrößen des Multistep-Manövers DP548 dargestellt. Zusätzlich sind an [10] angelehnte Genau-

igkeitskriterien aufgetragen, die eine bessere Bewertung und Vergleichbarkeit der einzelnen Manöver erlauben. Die Simulation des Anstellwinkels α_{sim} entspricht sehr präzise dem aufgezeichneten Anstellwinkel α_{mess} . Verbleibende Abweichungen können auf Messrauschen und/oder leichte Anströmurbulenz zurückgeführt werden. Die größten Differenzen zwischen Messung und Simulation des Längslagewinkels Θ betragen etwa zwei Grad und überschreiten damit das Kriterium kurzzeitig. Für die zukünftig geplante Simulation von Strukturlasten ist diese Abweichung im Längslagewinkel jedoch nicht von Bedeutung. Die Differenzen zwischen der gemessenen und simulierten Nickrate Δq sowie die Differenzen zwischen den Fluggeschwindigkeit ΔV sind ebenfalls sehr gering. Die Ergebnisse der weiteren, hier nicht dargestellten Manöver des Identifikations-Sets besitzen dieselbe Güte, wie das in Bild 9 und Bild 10 dargestellte Manöver mit der Datenpunktnummer DP548.

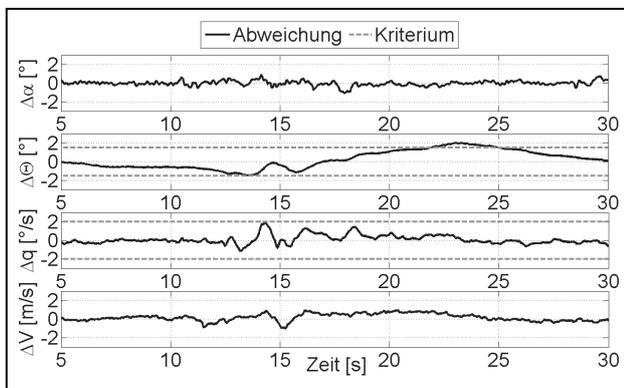


Bild 10. Abweichungen zwischen simulierten und gemessenen Zustandsgrößenverläufen der Längsbewegung im letzten Iterationsschritt eines Multistep-Manövers (DP548)

7. MODELLVALIDIERUNG

Das entwickelte Bewegungsmodell soll im gesamten Flugbereich des Versuchsträgers (Bild 8) eine adäquate Genauigkeit aufweisen. Bei der Modellvalidierung erfolgt eine Bewertung der Simulationsgüte anhand von aufgezeichneten Messdaten aus Flugmanövern, die nicht in den Identifikationsprozess eingegangen sind. Im Anschluss an die Identifikation werden für einzelne Manöver demnach lediglich die im Flugversuch aufgezeichneten Systemeingangsgrößen und Anfangswerte der Zustandsgrößen an die Simulation übergeben und die simulierte mit der gemessenen Systemantwort verglichen. Um die Annahme bezüglich der Vernachlässigung von Viskositätseffekten (Re -Zahl Einfluss) zu prüfen, erfolgt die Validierung auf der Basis von Flugmanövern mit maximalen, bzw. minimalen Re -Zahlen (vgl. Bild 8). Betrachtet werden folglich Manöver ausgehend vom Arbeitspunkt mit einer Fluggeschwindigkeit von 85km/h und einer Flughöhe von 1500m (kleinste Re -Zahl) und Manöver beginnend beim Arbeitspunkt mit

einer Fluggeschwindigkeit von 130km/h und einer Flughöhe von 1000m (größte Re -Zahl). Außerdem wird der Basis-Arbeitspunkt untersucht. Wie bereits in Abschnitt 5 bemerkt, wird die Validierung insbesondere mithilfe von Manövern durchgeführt, bei denen die Phygoidschwingung angeregt wurde. Wie schon bei der Vorstellung der Identifikationsergebnisse soll hier erneut nur ein Manöver stellvertretend für das gesamte Validierungs-Set diskutiert werden. Bild 11 stellt die gemessene und simulierte Systemantwort eines Phygoid-Manövers (DP597) gegenüber, das ausgehend von einer Fluggeschwindigkeit von 85km/h und einer Flughöhe von 1500m durchgeführt wurde. Die Zustandsgrößenverläufe der Simulation folgen denen der Messung in allen Phasen des durchgeführten Manövers. Lediglich im Längslagewinkel Θ lässt sich im Bereich von etwa $t = 22\text{s}$ eine Abweichung erkennen.

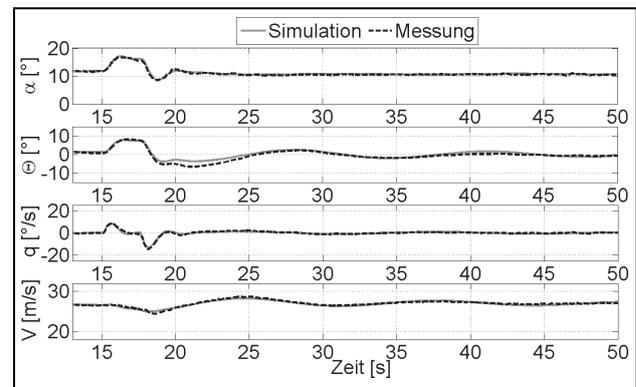


Bild 11. Simulierte und gemessene Zustandsgrößenverläufe der Längsbewegung eines Phygoid-Manövers (DP597) des Validierungs-Sets

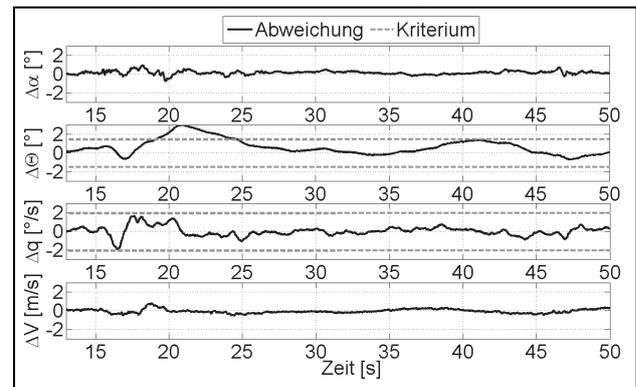


Bild 12. Abweichungen zwischen simulierten und gemessenen Zustandsgrößenverläufen der Längsbewegung eines Phygoid-Manövers (DP597) des Validierungs-Sets

Um die Modellgüte für dieses Manöver besser beurteilen zu können, sind in Bild 12 die Abweichungen zwischen den simulierten und gemessenen Zustandsgrößen dargestellt. Die Genauigkeit der Simulation des betrachteten Phygoid-Manövers aus dem Validierungs-Set ist vergleichbar mit der Genauigkeit des dargestellten Multistep-Manövers aus dem Identifikations-Set (Bild 10). Die Überschreitung des Kriteriums des Längslagewinkes $\Delta\Theta$ bei $t = 22\text{s}$ lässt

sich auf eine Integration der Abweichung in der Nickrate q im Zeitraum von etwa $t = 17s$ bis $t = 21s$ zurückführen. Da sich die Abweichung der Nickrate q stets innerhalb des definierten Kriteriums befindet und für die zukünftige Lastenschätzung vorrangig relevant ist, kann die kurzfristige Überschreitung der Abweichung des Längslagewinkels toleriert werden. Die weiteren untersuchten Flugmanöver des Validierungs-Sets (auch die mit maximaler Re -Zahl) weisen dieselbe Güte wie das hier betrachtete Phygoid-Manöver auf. Die Annahme der Vernachlässigbarkeit von Viskositätseffekten ist somit gerechtfertigt.

8. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Für die Validierung des Lasten-Beobachter-Verfahrens wird ein Lasten-Beobachter-Modul für den Flugversuchsträger UW-9 Sprint entwickelt. Die Modellierung der Aerodynamik des Versuchsträgers stellt dabei einen grundlegenden Arbeitsschritt dar. Im Rahmen des hier vorgestellten Artikels wurden die aerodynamischen Kräfte- und Momentengleichungen als Polynomapproximationen vorgestellt. Die Bestimmung der enthaltenen und zunächst unbekanntenen Koeffizienten erfolgte mithilfe vorgestellter Methoden zur Parameteridentifikation. Um die identifizierten Parameter zu validieren und vereinfachende Annahmen bei der Erstellung der Modellstruktur zu prüfen, wurden im gesamten Flugbereich des Versuchsträgers weitere Flugversuche durchgeführt. Die zugehörigen Messdaten wurden für die Validierung des Bewegungsmodells verwendet. Die für die Anwendung im Rahmen der Lasten-Beobachter-Methode erforderliche Modellgenauigkeit konnte für den gesamten Flugbereich des Versuchsträgers erbracht werden.

Mit der Validierung des identifizierten aerodynamischen Modells ist die Modellierung der Flugzeuglängsbewegung abgeschlossen. Zukünftige Arbeiten werden sich mit der Identifikation der Aerodynamik der Seitenbewegung beschäftigen. Anschließend werden die beiden Bewegungsformen über die Modellierung von Kopplungseffekten verbunden. Abschließend erfolgt die Validierung des Gesamtmodells. Das übergeordnete Projektziel besteht in der Validierung des Lasten-Beobachter-Verfahrens. Um zukünftige Validierungsergebnisse des Beobachters bewerten zu können, sollen zusätzlich die Randbereiche der Aerodynamik, wie der Flug bei sehr großen Anstell- und/oder Schiebewinkeln untersucht werden. Mit dem Abschluss der Modellierungsarbeiten am Bewegungsmodell des Sprint sind weitere Vorbereitungen für die Validierung des Lasten-Beobachter-Verfahrens erforderlich. Neben der Auslegung des Beobachters für den Versuchsträger ist beispielsweise auch die Kalibrierung der Messanlage zur Aufzeichnung der Strukturbelastung im Flug zu nennen, um letztlich für die Validierung des Beobachter-Verfahrens die vom Beobachter geschätzten Lasten mit gemessenen Lasten zu vergleichen.

9. DANKSAGUNG

Die Autoren danken der AIRBUS OPERATIONS GMBH für die Förderung und Unterstützung des Forschungsvorhabens. Besonderer Dank gilt außerdem dem FORSCHUNGS- UND BERATUNGSZENTRUM der HOCHSCHULE MERSEBURG für die fortwährend gute Zusammenarbeit und die vielen wertvollen Beiträge.

10. REFERENZEN

- [1] Henrichfreise, H.; Bensch, L.; et al.: *Estimation of Gusts and Structural Loads for Commercial Aircraft*. In: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Seattle, 2009.
- [2] König, J.: *AWIATOR Final Report*. 2007.
- [3] Haar, J.; Montel, M.; et al.: *Flight Test Aircraft SPRINT for Loads Observer Assessment*. In: International Workshop on Aircraft Systems Technologies, Hamburg, 2011.
- [4] Jategaonkar, R. V.: *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*. AIAA, Reston, 2006.
- [5] Klein, V.; Morelli, E. A.: *Aircraft System Identification*. AIAA, Reston, 2006.
- [6] Brockhaus, R.: *Flugregelung*. Springer-Verlag, Berlin, Zweite Auflage, 2001.
- [7] Nelder, J.; Mead, R. A.: *A Simplex Method for Function Minimization*. In: Computer Journal 7, S.308-313, 1965.
- [8] Schittkowski, K.: *Nonlinear Programming Codes*. Springer-Verlag, Berlin, 1980.
- [9] Jategaonkar, R. V.: *Determination of Aerodynamic Characteristics from ATTAS Flight Data Gathering for Ground-Based Simulator*. DLR, Institut für Flugmechanik, Braunschweig, 1991.
- [10] Federal Aviation Administration (FAA): *Airplane Simulator Qualification, Advisory Circular, AC120-40B*. Washington, 1993.