IDENTIFIKATION EINES ANTRIEBSMODELLS FÜR DEN FLUGVERSUCHSTRÄGER UW-9 SPRINT

T. Schlottbohm, M. Montel, F. Thielecke
Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik
Neßpriel 5, 21129 Hamburg, Deutschland

Zusammenfassung

Am INSTITUT FÜR FLUGZEUG-SYSTEMTECHNIK der TECHNISCHEN UNIVERSITÄT HAMBURG-HARBURG wird das Konzept eines modellbasierten Lasten-Beobachters zur Ermittlung von Strukturlasten validiert. Ziel des Lasten-Beobachters ist es, Strukturlasten zu detektieren, um somit Wartungsintervalle zu optimieren und die Betriebskosten zu senken. Da für dieses Vorhaben keine zusätzliche Sensorik verwendet werden soll, wird zunächst ein präzises Modell des Flugversuchsträgers benötigt. In vorangegangen Arbeiten wurde die Identifikation eines parametrischen Aerodynamikmodells für die Flugzeuglängs- und Seitenbewegung erfolgreich abgeschlossen. In dem vorliegenden Beitrag wird nun die Identifikation des noch fehlenden Antriebsmodells für den eingesetzten Versuchsträger anhand von Flugmessdaten vorgestellt. Zur Identifikation des Antriebsmodells wird eine hybride Modellstruktur genutzt, die aus drei Teilmodellen besteht. Das erste Teilmodell bildet die durch den Propeller erzeugte Bruttoschubkraft und die daraus resultierenden Momente ab. Dazu werden sowohl die Modellstruktur wie auch die enthaltenen Modellparameter mit Hilfe der Lokal-Modell-Netz-Methode identifiziert. In einem zweiten Teilmodell werden Sekundäreffekte, wie beispielsweise zusätzliche Kräfte und Momente aufgrund der aerodynamischen Interferenz des Propellerstrahls mit dem Rumpf, Flügeln und Leitwerken, modelliert. Hierzu werden die unbekannten Modellparameter eines vorgegebenen Polynomansatzes nach dem Maximum-Likelihood-Prinzip bestimmt. Im letzten Teilmodell werden weitere Momente, die aufgrund des drehenden Propellers nach dem Euler'schen Drehimpulssatz entstehen, berücksichtigt. Abschließend wird das Antriebsmodell auf Basis weiterer Flugmessdaten validiert.

1. EINLEITUNG

Wichtige Aspekte moderner Verkehrsflugzeuge sind u.a. eine hohe Sicherheit und Verfügbarkeit sowie die Effizienz im operationellen Betrieb. Durch eine kontinuierliche Überwachung des Belastungszustandes des Flugzeuges können kritische Lastfälle, verursacht durch Böen oder Manöver, detektiert werden. Dadurch können Wartungsintervalle optimiert werden, wodurch die Verfügbarkeit des Flugzeuges erhöht und die Betriebskosten gesenkt werden können. Darüber hinaus ist detailliertes Wissen über die aufgetretenen Lasten an einem Verkehrsflugzeug auch für weitere Anwendungen nützlich. So können beispielsweise die Erkenntnisse als Grundlage für aktive Regelungen zur Lastabminderung genutzt werden.

Aus diesem Grund wird am INSTITUT FÜR FLUGZEUG-SYSTEMTECHNIK der TECHNISCHEN UNIVERSITÄT HAMBURG-HARBURG in Zusammenarbeit mit dem FORSCHUNGS- UND BERATUNGSZENTRUM FÜR MASCHINEN- UND ENERGIESYSTEME E.V. der HOCHSCHULE MERSEBURG das Konzept eines Lasten-Beobachters zur Ermittlung von Strukturlasten im Flug validiert. Das Besondere an dem Verfahren ist, dass der Beobachter ohne zusätzliche Sensorik zur Messung von Strukturlasten, wie beispielsweise Dehnungsmessstreifen, auskommt. Es werden lediglich die ohnehin in einem Verkehrsflugzeug typischen verbauten Sensoren, z. B. eine Trägheitsplattform, genutzt. Bild 1 zeigt schematisch den Aufbau des Lasten-Beobachters.

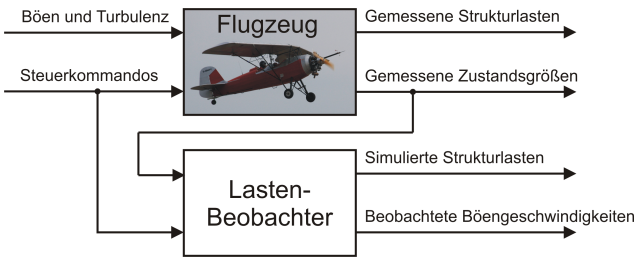

BILD 1: Aufbau des Lasten-Beobachters (nach [1])

Wichtiger Bestandteil des Lasten-Beobachters ist das dynamische Flugzeugmodell. Das Modell wird durch die Messung der Piloteneingaben (Steuerkommandos) in derselben Weise wie das reale Flugzeug angeregt. Aus der Bewegungsdifferenz zwischen dem realen Flugzeug und dem Modell lassen sich die äußeren Störungen (Böen), die auf das reale System wirken, abschätzen. Aus diesen Informationen werden in einem weiteren Schritt die wirkenden Lasten ermittelt. Die Umsetzung des Vorhabens erfordert somit zunächst ein dynamisches Modell des Flugversuchsträgers. Durch die Modellierungsumgebung *VARLOADS*

[2] steht ein nichtlineares und voll flexibles Simulationsmodell der Flugzeugbewegung in sechs Freiheitsgraden zur Verfügung, welches auf den eingesetzten Versuchsträger angepasst wurde. Die Modellierung und Identifikation der Nullaerodynamik des Versuchsträgers ist in vorangegangenen Arbeiten bereits erfolgreich abgeschlossen und in das bestehende *VARLOADS*-Modell integriert worden. Dabei ist ein parametrische Aerodynamikmodell der Flugzeuglängs- [3] und Seitenbewegung [4] identifiziert worden, welches für den Gleitflug mit ausgeschaltetem Motor gültig ist. Ziel des vorliegenden Beitrags ist es, das bestehende *VARLOADS*-Modell um ein Antriebsmodell zu erweitern, welches auf Basis von Flugmessdaten und mit geeigneten Methoden der Systemidentifikation erstellt wird. Durch die Ergänzung des Antriebsmodells soll das Gesamtmodell vervollständigt werden.

2. FLUGVERSUCHSTRÄGER

2.1. Beschreibung des *UW-9 Sprint*

Zur Validierung des Lasten-Beobachter-Verfahrens wird als Versuchsträger ein Ultraleichtflugzeug mit der Bezeichnung *UW-9 Sprint* der Firma WELLER FLUGZEUGBAU eingesetzt. Der Sprint ist ein abgestrebter Hochdecker mit rechteckigem Flügelgrundriss und einer Spannweite von 9,7 m. Insbesondere aufgrund der hohen Böensensitivität und der geringen Betriebskosten eignet sich der Sprint zur Validierung des Lasten-Beobachters. Angetrieben wird der Versuchsträger durch einen 2-Blatt-Holzpropeller. Die Luftschraube hat einen Durchmesser von $d_p = 2{,}1$ m und ist als Festpropeller ausgeführt, d. h. es ist keine Verstellung der Blattwinkel möglich. Dies ist aus Gründen der Systemkomplexität vorteilhaft, jedoch ist die Luftschraube dadurch auf nur einen Betriebspunkt optimiert, was eine verringerte Effizienz für andere Betriebspunkte zur Folge hat. Angetrieben wird der Propeller von einem *Rotec R2800* 7-Zylinder-Viertakt-Ottomotor der Firma ROTEC AEROSPORT PTY LTD. Der Motor ist in Sternbauart ausgeführt und erzeugt eine maximale Leistung von 110 PS.

2.2. Beschreibung der Messanlage

Zur Systemidentifikation des Antriebsmodells ist die Messung relevanter Flugzeugein- und -ausgangsgrößen erforderlich. Aus diesem Grund ist der Versuchsträger mit einer umfangreichen Messanlage ausgestattet. Kern der Messanlage ist ein echtzeitfähiges PAC-System (Programmable Automation Controller), welches die gemessenen Sensordaten aufzeichnet. Um die relevanten Ein- und Ausgangsgrößen zu messen, ist der Versuchsträger *UW-9 Sprint* mit einer Vielzahl an Sensoren ausgestattet. Die aufgezeichneten Messgrößen können in die Kategorien

- Ausschläge der Steuerflächen,

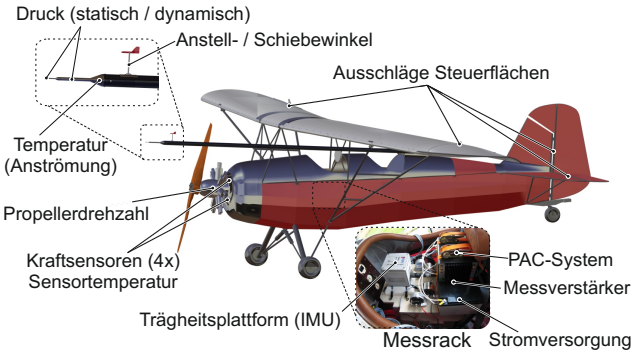

BILD 2: Übersicht der Sensorik (nach [1])

- Strömungsparameter,
- inertiale Messgrößen,
- Antriebsparameter (Drehzahl, Ladedruck, Schubkraft, Sensortemperatur) und
- Strukturlasten (Flügel, Leitwerke, Fahrwerk)

unterteilt werden. Bild 2 zeigt schematisch die Sensorpositionen der relevanten Messgrößen.
Zur Messung der Strömungsparameter wird ein eigens am Institut entwickelter Luftdatenmast eingesetzt, der unter der linken Tragfläche montiert ist. Dieser wird genutzt, um die gemessenen Strömungsparameter nicht durch Interferenzeffekte der Anströmung mit dem Versuchsträger zu verfälschen. Die inertialen Bewegungsgrößen werden durch ein Inertialmesssystem vom Typ *iVRU* der Firma IMAR GMBH aufgezeichnet. Die IMU misst dazu die translatorischen Beschleunigungen und die Drehraten in allen drei Achsen. Über eine interne Integration stehen neben den Drehraten auch die Lagewinkel des Versuchsträgers zur Verfügung. Weiterreichende Informationen zu der verwendeten Sensorik sind u. a. in [1] und [4] zu finden.

2.3. Schubkraftsensoren und Kalibrierung

Zur Modellierung der Bruttoschubkraft nach einem *Black-Box*-Verfahren ist darüber hinaus eine Kraftmessung der vom Propeller erzeugten Schubkraft nötig. Hierzu werden vier Kraftsensoren vom Typ *9041A* in Kombination mit entsprechenden Ladungsverstärkern vom Typ *5027A22* der Firma KISTLER INSTRUMENTS AG eingesetzt. Die Kraftsensoren sind als Kraftmessringe ausgelegt und an den vier Schraubverbindungen zwischen dem Sternmotor und dem Motorträger formschlüssig eingebaut. Die Sensoren basieren auf einem piezo-elektrischen Messprinzip. Wichtigster Bestandteil der Sensoren ist ein Quarzkristall, der an seinen Oberflächen eine elektrische Ladung freisetzt, wenn eine mechanische Druckkraft aufgeprägt wird. Die freigesetzte Ladung ist dabei proportional zur aufgebrachten Kraft [5]. Da die Sensoren prinzipbedingt nur Druckkräfte messen können,

ist eine Vorspannung beim Einbau in die Schraubenverbindung nötig. Aus diesem Grund ist eine Kalibrierung der Sensoren im eingebauten Zustand erforderlich. Um jedoch auch die temperaturabhängige Empfindlichkeit der Kraftsensoren zu berücksichtigen, wurden die Sensoren im ersten Schritt im Labor mit unterschiedlichen Temperaturen kalibriert. Dabei wurde für jeden Sensor eine Kalibrierfunktion der Form

(1) $F_{i,Lab} = (a \cdot T_{Fi}^2 + b \cdot T_{Fi} + c) \cdot U_i, \;\; mit \;\; i \in \{1,2,3,4\}$

erstellt, wobei die quadratischen Terme a sehr klein sind und somit eine nahezu lineare Abhängigkeit von der Sensortemperatur T_{Fi} vorliegt. U_i stellt dabei die am Ladungsverstärker gemessene Spannung dar. Zur Ermittlung der tatsächlichen Schubkraft ist nach der Laborkalibrierung in einem zweiten Schritt eine Kalibrierung der Sensoren nach der Montage in den Versuchsträger durchgeführt worden. Die Summe der so erstellten linearen Kalibrierfunktionen (3) der Sensoreinzelkräfte F_i ergibt schließlich die gemessene Bruttoschubkraft des Propellers, die zur Systemidentifikation in Abschnitt 4.2. benötigt wird

(2) $T_{br,mess} = \sum_{i=1}^{4} F_i, \;\; mit$

(3) $F_i = d \cdot F_{i,Lab} \;\; mit \;\; i \in \{1,2,3,4\}.$

Eine wichtige zu beachtende Eigenschaft der piezoelektrischen Sensoren ist, dass diese nicht für statische Messungen geeignet sind. Bei sehr langandauernden statischen Lasten ($\Delta F = 0$) gleichen sich die erzeugten Ladungsunterschiede an den Kristalloberflächen mit der Zeit exponentiell aus. Dies ist dadurch begründet, dass die Isolationswiderstände nicht unendlich groß sind und somit kleine Ausgleichsströme fließen. Nach [5] ist aufgrund dieses Effektes bei praktischen Messungen mit einem Standardsensor mit einer zeitlichen Änderung der Messgröße (Drift) von $\Delta F_{Drift,th} \approx 0.01$ N/s zu rechnen. Die praktischen Erfahrungen haben jedoch gezeigt, dass eine nahezu lineare Drift von bis zu $\Delta F_{Drift,pr} \approx 12$ N/s vorliegt. Aufgrund der großen Drift müssen die Messwerte im Anschluss an die Flugversuche um einen Offset und eine lineare Drift korrigiert werden. Um dennoch ein belastbares Modell mit den korrigierten Messwerten zu identifizieren, wurde die Reproduzierbarkeit der korrigierten Messung anhand von Boden- (Standschubversuche) und Flugversuchen (stationäre Flüge) geprüft und mit einer Genauigkeit von $\Delta T \approx \pm 70 N$ beziffert.

3. ANTRIEBSMODELL DES UW-9 SPRINT

Ziel des vorliegenden Beitrags ist es, dass bestehende *VARLOADS*-Modell des Versuchsträgers *UW-9 Sprint* um das fehlende Antriebsmodell zu erweitern. Die modulare Modellstruktur des Gesamtmodells wurde bereits in [4] erläutert. Das Antriebsmodell besteht aus drei Teilmodellen, die Kräfte und Momente unterschiedlicher Ursachen abbilden. Die Modellstruktur und die jeweiligen Ein- und Ausgangsgrößen sind schematisch in Bild 3 dargestellt.

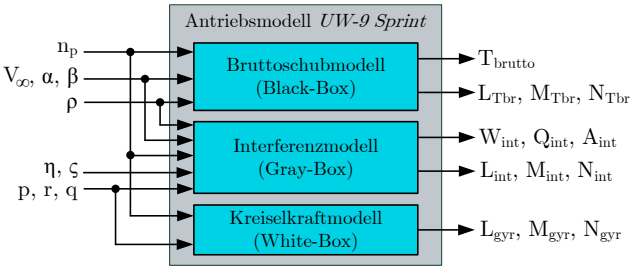

BILD 3: Aufbau des Antriebsmodells

Wichtig bei der gewählten Modellstruktur ist, dass Motor und Propeller stets gemeinsam als Antriebssystem betrachtet werden und keine getrennte Betrachtung der Teilsysteme stattfindet. In einer vorangegangenen Arbeit hat die getrennte Betrachtung der Teilsysteme auf Grundlage physikalischer Prinzipien zu keinem validen Modell geführt.

3.1. Bruttoschubmodell

Das erste Teilmodell betrachtet die vom Propeller erzeugte Bruttoschubkraft, welche mit Hilfe einer *Black-Box*-Methode getrennt von allen anderen Kräften und Momenten identifiziert wird. Dazu wird ein quasistationäres Modellverhalten angenommen, d. h. es werden keine Antriebsdynamiken berücksichtigt. Zu jeder Schubhebelstellung kann bei einem definierten Flugzustand (Eingangsgrößen) eine eindeutige Schubkraft bestimmt werden. Die Bruttoschubkraft hängt neben der Luftdichte ρ (Flughöhe) insbesondere von der Propellerdrehzahl n_p und der Anströmgeschwindigkeit V_{TAS} ab, die als dimensionsloser Fortschrittsgrad J_{prop} zusammengefasst werden können [6]

(4) $J_{prop} = \dfrac{V_\infty}{d_p \cdot n_p}.$

Die Identifikation der Bruttoschubkraft erfolgt mit Hilfe der *Lokal-Modell-Netz*-Methode und wird im Abschnitt 4.2. näher beschrieben. Der Abschnitt befasst sich prinzipell mit einer *Black-Box*, die ausschließlich die gesuchte Bruttoschubkraft (skalar) mit Angriffspunkt in der Propellernabe in Abhängigkeit der Eingangsgrößen abbildet. Um die Bruttoschubkraft dem vorhandenen Bewegungsgleichungsmodell des Flugversuchsträgers zuführen zu können, müssen jedoch alle

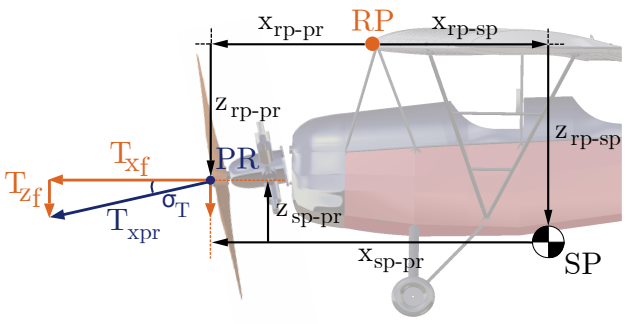

BILD 4: Geometrischer Zusammenhang zwischen Propellerreferenzpunkt (PR) und Schwerpunkt (SP) in der xz-Ebene

Kräfte und Momente im Schwerpunkt des Versuchsträgers beschrieben sein. Die identifizierte Schubkraft wirkt orthogonal zur Propellerebene, die gegenüber der yz_f-Ebene des flugzeugfesten KOS (Index f) um den Schubeinstellwinkel σ_T geneigt ist. Daher wird die Bruttoschubkraft vom Propeller-KOS (Index pr) in das flugzeugfeste KOS mit

$$(5)\quad \mathbf{T}^{PR}_{brutto,f} = T_{x,pr} \cdot \begin{bmatrix} \cos\sigma_T \\ 0 \\ -\sin\sigma_T \end{bmatrix}$$

transformiert. Ein Kraftanteil in y-Richtung wird vernachlässigt, da angenommen wird, dass die Antriebswelle des Propellers in der Flugzeugsymmetrieebene (xz_f-Ebene) liegt. Ferner zu berücksichtigen sind die resultierenden Momente, die bedingt durch den Angriffspunkt der Bruttoschubkraft in der Probellernabe entstehen. Bild 4 zeigt schematisch die geometrischen Zusammenhänge zwischen dem Angriffspunkt der Bruttoschubkraft (PR) und dem Schwerpunkt (SP).
Die Position des Schwerpunktes steht durch Wägeversuche vor und nach jedem Flug bezogen auf den Referenzpunkt für jedes Manöver zur Verfügung [3]. Mit Hilfe der konstanten Hebelarme x_{rp-pr}, y_{rp-pr} und z_{rp-pr} können so für jedes Manöver die resultierenden Momente um den Schwerpunkt nach Gleichung 6 - 8 berechnet werden

$$(6)\quad L^{SP}_{Tbr,f} = +T_{z,f} \cdot y_{sp-pr}$$

$$(7)\quad M^{SP}_{Tbr,f} = +T_{x,f} \cdot z_{sp-pr} - T_{zf} \cdot x_{sp-pr}$$

$$(8)\quad N^{SP}_{Tbr,f} = -T_{x,f} \cdot \cdot y_{sp-pr}.$$

3.2. Interferenzmodell

Das zweite Teilmodell des Antriebssystems ist das Interferenzmodell, welches im Wesentlichen zusätzliche Kräfte und Momente auf Grund der aerodynamischen Interferenz des Propellerstrahls mit dem Rumpf, Flügel und den Leitwerken zusammenfasst. Bedingt durch den drehenden Propeller entstehen zusätzliche axiale und vertikale Geschwindigkeitskomponenten im Propellernachlauf. Dadurch ändern sich die lokalen Anströmungsverhältnisse hinter dem Propeller, wodurch zusätzliche Kräfte und Momente induziert werden [6]. Aufgrund der komplexen Gestalt des Nachlaufes (Rotation durch ablösende Wirbel) ist eine detaillierte Beschreibung im Rahmen dieses Beitrags nicht möglich. Zusammengefasst kann jedoch gesagt werden, dass zusätzliche Kräfte und Momente in allen sechs Freiheitsgraden des Versuchsträgers entstehen, die mit W_{int}, Q_{int}, A_{int}, L_{int}, M_{int} und N_{int} bezeichnet werden (vgl. Bild 3). Diese werden analog zur klassischen Aerodynamik durch dimensionslose Beiwerte in Abhängigkeit verschiedener Zustandsgrößen dargestellt.

$$(9)\quad C^{RP}_{XJ,e}(\alpha,\beta,\zeta,\eta....),\ X \in \{W,Q,A,l,m,n\}$$

Der Index J bezeichnet die Abhängigkeit der Beiwerte vom Schub (Fortschrittsgrad) und dient zur eindeutigen Abgrenzung von den Beiwerten der Nullaerodynamik aus [3] und [4]. Hierbei ist zu beachten, dass die Beiwerte Zusatzkräfte aufgrund des drehenden Propellers beschreiben und somit primär von der Propellerdrehzahl abhängig sind. Um jedoch die dimensionslose Gestalt der Beiwerte zu bewahren, werden die Beiwerte mit der Geschwindigkeit der freien Anströmung und dem Propellerdurchmesser normiert, womit sich

$$(10)\ C^{RP}_{XJ,e}\left(\frac{n_p \cdot d_p}{V_\infty}\right) = C^{RP}_{XJ,e}\left(\frac{1}{J_{prop}}\right)$$

und somit eine Abhängigkeit der Beiwerte vom Kehrwert des Fortschrittsgrads ergibt. Da sich die Schwerpunktsposition von Flug zu Flug ändert, werden die Beiwerte zunächst für einen flugzeugfesten Referenzpunkt an der Flügelvorderkante (Index RP) im experimentellen KOS (Index e) identifiziert. Um die Kräfte dem Bewegungsmodell zuführen zu können, erfolgt anschließend eine Transformation in den Schwerpunkt, welche bereits in [4] beschrieben wurde. Die Identifikation der Beiwerte wird im Abschnitt 4.3. diskutiert.

3.3. Kreiselkraftmodell

Als letzte Einflussgröße des Antriebssystems auf die Bewegung des Versuchsträgers werden gyroskopische Momente (Kreiselkräfte) berücksichtigt. Diese entstehen nach dem Euler'schen Drallsatz (Drehimpulssatz) aufgrund des rotierenden Propellers, der als starrer Körper mit der Masse m_p angenommen wird. Der Drallsatz besagt, dass die zeitliche Änderung des Drehimpulses $\mathbf{L}_p$ der am Körper angreifenden äußeren Momente entspricht [7].

$$(11)\ \mathbf{M}_{p,gyr} = \frac{d}{dt}\mathbf{L}_p, \quad mit\ \mathbf{L}_p = \mathbf{J}_p \cdot \boldsymbol{\omega}_p = \mathbf{J}_p \cdot \begin{bmatrix} \Omega_p \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Der in 11 enthaltene Drehimpuls $\mathbf{L}_p$ kann durch den Trägheitstensor $\mathbf{J}_p$ und die Winkelgeschwindigkeit ω_p ($\Omega_p = 2\pi n_p$) des Propellers berechnet werden. Vorangegangene Arbeiten haben gezeigt, dass die Deviationsmomente $J_{p,xy}$ und $J_{p,xz}$ ungefähr um den Faktor 10^{10} kleiner sind als die restlichen Einträge des Trägheitstensors und daher vernachlässigt werden können [8]. Des Weiteren wird vereinfachend angenommen, dass die Rotationsachse des Propellers kongruent zur flugzeugfesten x_f-Achse ist, weil nur ein kleiner Schubeinstellwinkel σ_T und eine geringe Distanz Δz_f zwischen SP und Propellerreferenzpunkt PR vorliegt. Da der Gleichung 11 ein nicht drehendes Bezugssystem zu Grunde liegt, der Flugversuchsträger sich jedoch mit dem Drehgeschwindigkeitsvektor $\boldsymbol{\omega} = [p\ q\ r]^T$ dreht, ergeben sich die gyroskopischen Momente nach [7] zu

$$\text{(12)}\ \mathbf{M}_{p,gyr} = \mathbf{J}_p \cdot \frac{d}{dt}\boldsymbol{\omega}_p + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_p \cdot \boldsymbol{\omega}_p.$$

Mit der zeitlichen Ableitung der Propellerwinkelgeschwindigkeit $\dot{\boldsymbol{\omega}}_p = [\dot{\Omega}_p\ 0\ 0]^T$ und dem vereinfachten zeitinvarianten Trägheitstensors lassen sich abschließend die resultierenden gyroskopischen Momente durch Gleichung 13 bestimmen.

$$\text{(13)}\ \mathbf{M}_{p,gyr} = \begin{bmatrix} J_{p,x} \cdot \dot{\Omega}_p \\ J_{p,x} \cdot \Omega_p \cdot r \\ -J_{p,x} \cdot \Omega_p \cdot q \end{bmatrix}$$

Die in der Gleichung enthaltenen Einflussgrößen n_p, q und r stehen durch die Messung direkt zur Verfügung. Das Trägheitsmoment $J_{p,x}$ des Propellers wurde in vorangegangenen Arbeiten experimentell durch Pendelversuche bestimmt. Das Teilmodell kann somit direkt in das *VARLOADS*-Modell integriert werden.

4. SYSTEMIDENTIFIKATION

Im vorliegenden Kapitel wird die Identifikation des gesuchten Antriebsmodells vorgestellt. Die Aufgabe der Systemidentifikation im Kontext der Luftfahrt kann als die Herleitung und Validierung eines mathematischen Modells eines Flugsystems beschrieben werden [9]. Das Modell soll das zu untersuchende reale dynamische System mit hinreichender Genauigkeit abbilden. Die Identifikation des gesuchten Modells basiert dabei auf der Messung von Steuereingängen und Systemantworten, die in Flugversuchen aufgezeichnet werden. Die Systemidentifikation umfasst sowohl die Bestimmung einer geeigneten Modellstruktur wie auch die Identifikation der enthaltenen Parameter. Nach erfolgreicher Erstellung eines Modells muss eine Validierung durchgeführt werden. Entspricht die Modellgenauigkeit nicht den Anforderungen, müssen Änderungen an der Modellstruktur vorgenommen werden. Die enthaltenen Parameter müssen dann neu identifiziert werden, was die Systemidentifikation zu einem iterativen Prozess macht. Im Rahmen des vorliegenden Artikels wurden das Bruttoschubmodell und das Interferenzmodell mit Methoden der Systemidentifikation erstellt. Dazu wurde zuvor ein umfangreiches Flugversuchsprogramm durchgeführt, um eine geeignete Datenbasis zu schaffen.

4.1. Verwendete Flugmanöver

Um während der Systemidentifikation erfolgreich die unbekannte Modellstruktur und die Modellparameter bestimmen zu können, ist eine umfangreiche Datenbasis notwendig. Die Parameter werden anhand gemessener Systemantworten des Flugversuchsträgers, die aufgrund definierter Anregungen des Piloten erfolgen, ermittelt. Dabei ist zu beachten, dass alle Effekte, die durch das Modell abgebildet werden sollen, in den Messdaten enthalten sein müssen. Um den späteren Identifikationsprozess zu erleichtern, ist die Anregung einzelner Ausgangsgrößen empfehlenswert [9]. Dies ist u. a. aufgrund aerodynamischer Kopplungen jedoch nur bedingt möglich. Im Rahmen des vorliegenden Artikels werden eine Vielzahl verschiedener Manöver eingesetzt. Zum Einen werden geeignete Manöver zur Identifikation und Validierung des Bruttoschubmodells benötigt. Hierzu werden u. a. stationäre Flüge, Schubvariationen bei konstanter Geschwindigkeit (engl. Constant Speed Thrust Variation, CSTV), Beschleunigungsmanöver und Schubdubletten eingesetzt. Der ideale Drehzahlverlauf eines CSTV-Manövers und einer Schubdublette sind beispielhaft in Bild 5 zu sehen.

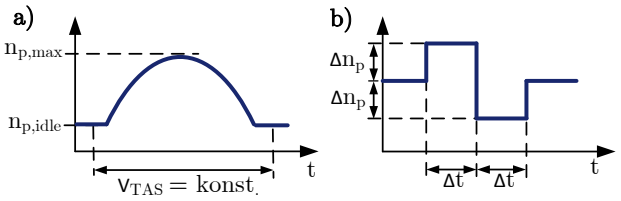

BILD 5: Anregung: a) CSTV-Manöver b) Schubdublette

Beide Manöver werden über den Schubhebel des Versuchsträgers angeregt. Aufgrund einer großen Variation des Fortschrittgrads eignen sich die Manöver besonders zur Identifikation des Antriebsmodells. Auf der anderen Seite werden weitere Manöver zur Parameteridentifikation des Interferenzmodells eingesetzt. Dazu werden zusätzlich Phygoiden, 1123-Manöver (Anstellwinkelschwingung), Taumelschwingungen und Rollmanöver verwendet, die bereits zur Identifikation der Nullaerodynamik in [3] und [4] eingesetzt und beschrieben worden sind. Alle Manöver wurden mit variierendem Fortschrittsgrad (vgl. Gleichung 4) im gesamten Flugbereich des Versuchsträgers mindestens zweimal durchgeführt, um neben der Identifikation auch eine Datenbasis für die Validierung zu schaffen.

4.2. Identifikation des Bruttoschubmodells

Wie in Abschnitt 3.1. beschrieben, wird das benötigte Bruttoschubmodell mit einer *Black-Box*-Methode erstellt, d. h. sowohl Modellstruktur als auch Modellparameter werden aus den Messdaten der durchgeführten Flugversuche identifiziert. Hierzu wird die sog. *Lokal-Modell-Netz*-Methode (*LMN*) verwendet. Es wird i. A. ein komplexes Modellierungsproblem in eine Vielzahl kleinerer und somit einfacherer Teilmodelle zerlegt. Die Teilungen des komplexen Problems in kleinere Teilmodelle erfolgt dabei nach einem deterministischen Algorithmus. Als Abbruchkriterium wird die max. Anzahl an Teilmodellen und der mittlere Modellfehler festgelegt [10]. In Bild 6 ist der Aufbau eines Modells nach der *Lokal-Modell-Netz*-Methode für ein allgemeines MISO-System beispielhaft dargestellt.

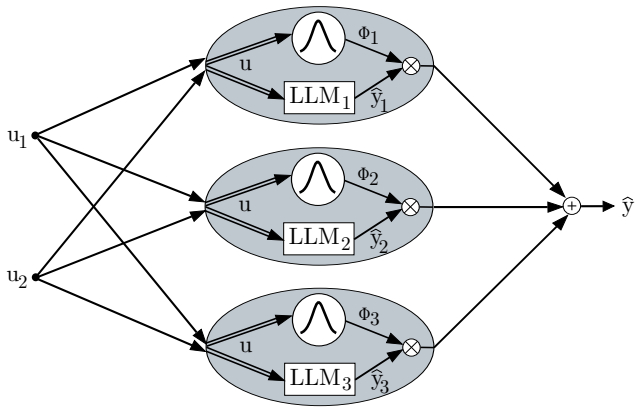

BILD 6: Architekturbeispiel eines LMN mit p=2 Eingängen und M=3 Teilmodellen (nach [10])

Jedes der lokalen Teilmodelle ist linear und beschreibt nur einen definierten Ausschnitt der zu modellierenden Funktion. Für welchen Teilbereich ein jeweiliges Lokal-Linear-Modell (LLM) gültig ist, wird über die sog. Aktivierungsfunktionen Φ festgelegt. Durch die Aktivierungsfunktionen kann ein nichtlineares Prozessverhalten abgebildet werden. LMN eignen sich generell für statische Prozesse mit mehreren Ein- und Ausgangsgrößen (MIMO-Systeme) [10].

Bild 6 zeigt, dass alle Modelleingangsgrößen u_j, mit $j = 1,2,...p$, mit jedem der *M* Teilmodelle verbunden sind. Die Ausgangsgröße jedes lokalen Teilmodelles ist dabei nach Gleichung 14 eine Linearkombination aus den p Modelleingangsgrößen, wobei die Koeffizienten w_{ij} die Modellparameter des i-ten LLMs darstellen. Die Ausgangsgröße jedes LLMs liefert in Kombination mit der entsprechenden normierten Aktivierungsfunktion Φ_i nach Gleichung 15 ihren jeweiligen Anteil zur Ausgangsgröße $\hat{y}$ des Gesamtmodells.

$$\text{(14)}\quad \hat{y}_i = w_{i0} + w_{i1}u_1 + w_{i2}u_2 + \ldots + w_{ip}u_p$$

$$\text{(15)}\quad \hat{y} = \sum_{i=1}^{M} \hat{y}_i \times \Phi_i(\mathbf{u})$$

Die normierten Aktivierungsfunktionen $\Phi(\mathbf{u})$ geben dabei an, wie stark der dazugehörige Teilmodellanteil gewichtet wird. Nach Gleichung 16 entspricht die Summe aller Aktivierungsfunktionen stets eins, der Modellausgang $\hat{y}$ ist somit eine gewichtete Summe aller aktiven LLMs [10].

$$\text{(16)}\quad \sum_{i=1}^{M} \Phi_i(\mathbf{u}) = 1$$

Zwischen den verschiedenen LLMs kann mit Hilfe der normierten Aktivierungsfunktionen interpoliert werden, weshalb diese eine zentrale Rolle für die Modellbildung darstellen. Die Aktivierungsfunktionen sind dabei Achsen-orthogonale Gauß-Funktionen, die durch ihre jeweilige Zentrums-Koordinate c_{ij} und Standardabweichung σ_{ij} eindeutig beschrieben sind.

$$\text{(17)}\quad \mu_i(\mathbf{u}) = \prod_{j=1}^{p} \exp\left(-0.5\frac{(u_j - c_{ij})^2}{\sigma_{ij}^2}\right)$$

$$\text{(18)}\quad \Phi_i(\mathbf{u}) = \frac{\mu_i(\mathbf{u})}{\sum_{j=1}^{M} \mu_j(\mathbf{u})}$$

Für weitere Details zu der Methode wird auf [10] verwiesen.

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wird die LMN-Methode mit dem am INSTITUT FÜR FLUGZEUG-SYSTEMTECHNIK entwickelten Modellierungstool *SIGMA* (Subspace Identification for Generic Modelling and Analysis) umgesetzt. Dazu wird zunächst ein Datenset, bestehend aus einer Vielzahl der unter Abschnitt 4.1. vorgestellten Flugmanövern, so zusammengestellt, dass die im Abschnitt 3.1. relevanten Eingangsgrößen möglichst unabhängig voneinander variieren. Durch die Wahl des dimensionslosen Schubbeiwertes C_T (Gleichung 19) als Modellausgangsgröße, kann die Anzahl der Eingangsgrößen um die Luftdichte ρ verringert werden.

$$\text{(19)}\quad C_T = \frac{T_{brutto}}{0.5 \cdot \rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot A_F}$$

A_F bezeichnet darin die Flügelreferenzfläche. Die zur finalen Identifikation des Bruttoschubmodells verwendeten Eingangsdaten sind in Bild 7 dargestellt.

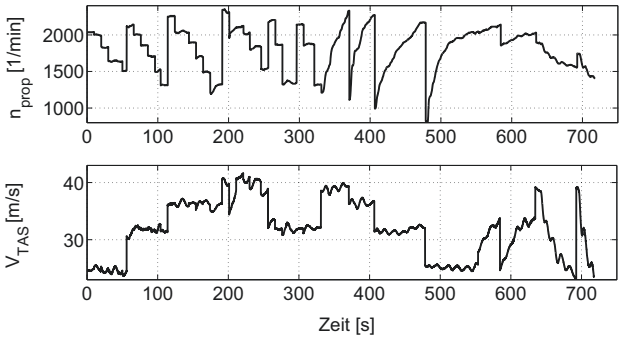

BILD 7: Eingangsgrößen des Bruttoschubmodells

Es ist die Variation der beiden Eingangsgrößen über den relevanten Flugbereich des Versuchsträgers zu erkennen. Das gewählte Datenset stellt dabei einen Zusammenschnitt aus verschiedenen Manöver dar, die in unterschiedlichen Flügen aufgezeichnet wurden. Bild 8 zeigt das Ergebnis des mit *SIGMA* identifizierten Bruttoschubmodells.

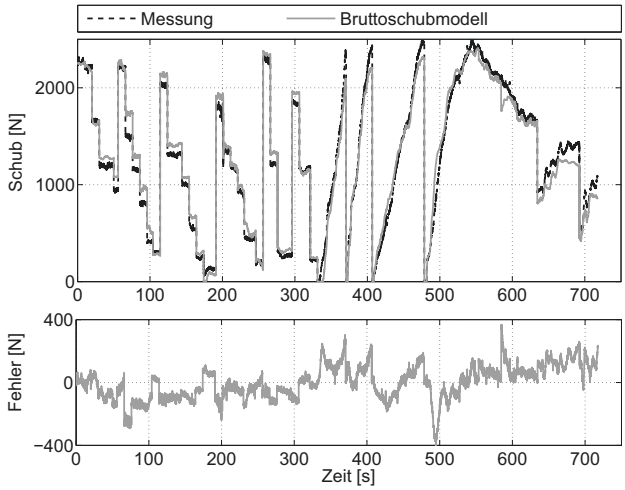

BILD 8: Identifikationsergebnis des Bruttoschubmodells

Im oberen Teil ist der Verlauf der gemessenen und modellierten Bruttoschubkraft aufgrund der Eingangsdaten aus Bild 7 zu sehen. Aus Gründen der Anschaulichkeit ist anstelle des Schubbeiwertes C_T direkt die Bruttoschubkraft dargestellt. Die Abbildung zeigt außerdem den absoluten Fehler zwischen Messung und Modell. Der mittlere absolute Fehler beträgt 86 N, wobei 82.7% der Messdaten eine Abweichung $\leq$ 100 N und 97.5% $\leq$ 200 N aufweisen. Weiterreichende Untersuchungen haben gezeigt, dass der mittlere Modellfehler beim ausschließlichen Einsatz von stationären Flügen (Zeitintervall von 0 - 320 s) auf $<$ 24 N reduziert werden kann. Da in diesem Fall jedoch eine deutlich reduzierte Datenbasis zu Grunde liegt, wurde davon abgesehen und das in Bild 8 gezeigte Bruttoschubmodell implementiert.

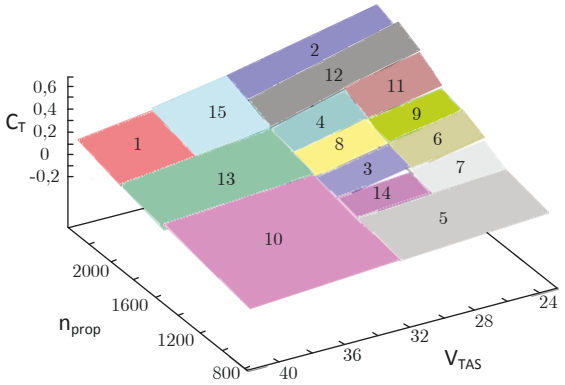

BILD 9: Darstellung der Modellstruktur (lokale Teilmodelle)

Abschließend zeigt Bild 9 die sich ergebende Modellstruktur. Das Bild zeigt, wie der Eingangsdatenraum aufgespannt durch die beiden Eingangsgrößen Drehzahl und Fluggeschwindigkeit durch die einzelnen lokalen Teilmodelle abgedeckt wird. Da zwei Eingangsgrößen verwendet wurden, ergeben sich die LLMs zu Flächen. Untersuchungen haben ergeben, dass der verwendete Eingangsdatenraum mit 15 Teilmodellen hinreichend genau modelliert werden kann und die Hinzunahme weiterer Teilmodelle keine wesentlichen Verbesserungen des Modellfehlers erzielt.

4.3. Identifikation des Interferenzmodells

Nachdem die Identifikation des Bruttoschubmodells abgeschlossen ist, wird nun die Identifikation der unbekannten Modellparameter des Interferenzmodells nach einem *Gray-Box*-Ansatz beschrieben. Hierzu wird die *Maximum-Likelihood*-Methode verwendet, die ein iteratives Ausgangsfehlerverfahren darstellt, welches häufig zur Parameteridentifikation von Luftfahrzeugen eingesetzt wird [9]. Ziel des Verfahrens ist es, den Ausgangsfehler $\mathbf{e}(t_k)$ zwischen einem gemessenen Ausgangssignal $\mathbf{z}(t_k)$ eines dynamischen Systems und einem berechneten Ausgangssignal $\hat{\mathbf{y}}(t_k)$ eines parametrischen Modells zu minimieren. Dies wird durch bestmögliche Schätzung der unbekannten Modellparameter Θ realisiert, die auf Grundlage statistischer Überlegung bestimmt werden.
Im Rahmen des vorliegenden Artikels wird die Methode analog zur Vorgehensweise bei der Identifikation der Nullaerodynamik des Versuchsträgers in [3] und [4] eingesetzt, wo die wesentlichen Aspekte umfangreich erläutert wurden. Auch hier wird die Identifikation der Längs- und Seitenbewegung getrennt voneinander in mehreren Schritten durchgeführt.

4.3.1. Längsbewegung

Zur Identifikation der Längsbewegung werden zunächst die Beiwerte der Seitenbewegung im Modell deaktiviert. In mehreren Schritten werden dann die unbekannten Parameter der Gleichungen 20-22 iden-

tifiziert.

$$(20)\ C_{WJ,e}^{RP} = C_{WJ0} + \sum_{i=1}^{3} C_{WJi} \cdot \frac{1}{J_{prop}^{i}}$$

$$(21)\ C_{AJ,e}^{RP} = C_{AJ0} + \sum_{i=1}^{2} C_{AJi} \cdot \frac{1}{J_{prop}^{i}}$$

$$(22)\ C_{mJ,e}^{RP} = C_{mJ0} + C_{mJ1} \cdot \frac{1}{J_{prop}} + C_{mJ\eta} \cdot \frac{1}{J_{prop}} \cdot \eta$$

Ein beispielhaftes Identifikationsergebnis anhand von verschiedenen stationären Flügen und einer Schubdublette ist in Bild 10 zu sehen. Die eingesetzten Manöver variieren dabei in Fluggeschwindigkeit und Propellerdrehzahl, damit ein möglichst großer Fortschrittsgradbereich abgedeckt wird. In diesem ersten Schritt werden nur die ausschließlich vom Fortschrittsgrad abhängigen Derivative identifiziert.

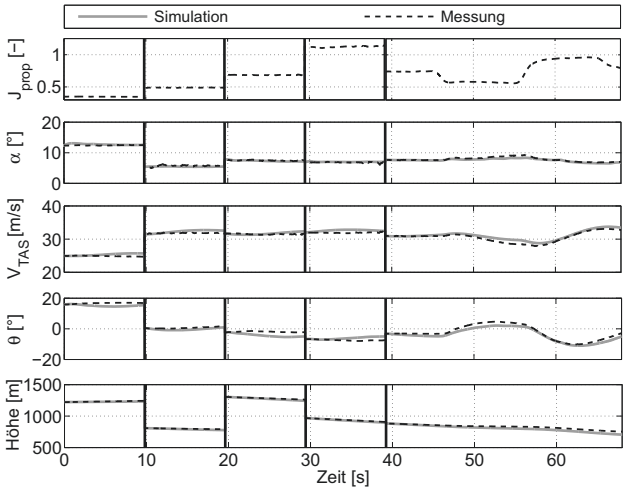

BILD 10: Identifikation des Interferenzmodells: Längsbewegung (Stationäre Flüge und Schubdublette)

Die Abbildung zeigt im oberen Teil die Eingangsgröße Fortschrittsgrad, die über den gesamten Flugbereich ($J_{prop} \approx$ 0.3-1.1) variiert. Darunter sind die Messung und Simulation wichtiger Zustandsgrößen der Längsbewegung dargestellt. Bis auf kleinere Abweichungen stimmen die Verläufe zufriedenstellend überein. In einem zweiten Schritt wird anschließend der Einfluss des Propellerstrahls auf die Wirksamkeit des Höhenruders durch den Parameter $C_{mJ\eta}$ untersucht. Hierzu werden 1123-Manöver mit unterschiedlichen Fortschrittsgraden verwendet. Das Ergebnis ist in Bild 11 dargestellt.

Die Manöver wurden mit einem Fortschrittsgrad von $J_{prop} \approx$ 0.6 und $J_{prop} \approx$ 0.4 durchgeführt. Die erste Zeile zeigt die Anregung des Manövers durch das Höhenruder η. Da es sich bei den eingesetzten Manövern um dynamische Manöver handelt, ist die translatorische Beschleunigung a_z und die Drehrate um die y-Achse q_f dargestellt. Auch hier ist eine

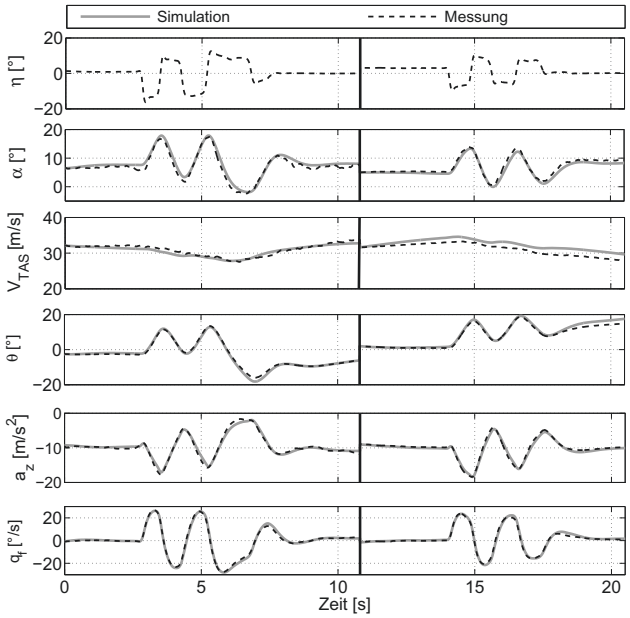

BILD 11: Identifikation des Interferenzmodells: Längsbewegung (1123-Manöver)

zufriedenstellende Übereinstimmung zwischen Messung und Simulation festzustellen. Weitere Derivative in Abhängigkeit zusätzlicher Eingangsgrößen, wie z. B. ein anstellwinkelabhängiger Nickmomentenbeiwert $C_{mJ\alpha}$, konnten in Bezug auf die Flugmessdaten nicht identifiziert werden, da keine wesentlichen Verbesserungen erzielt wurden. An dieser Stelle ist es noch einmal wichtig zu betonen, dass das Interferenzmodell lediglich zusätzliche Kräfte und Momente in Abhängigkeit von dem drehenden Propeller $(1/J_{prop})$ darstellt. Die grundlegenden dynamischen Effekte werden bereits durch die Nullaerodynamik des Versuchsträgers abgebildet.

4.3.2. Seitenbewegung

Analog zur Längsbewegung werden auch bei der Seitenbewegung die Beiwerte iterativ in mehreren Schritten bestimmt. Dazu werden die unbekannten Parameter der folgenden Polynome identifiziert

$$(23) C_{QJ,e}^{RP} = C_{QJ0} + \left(C_{QJ1} + C_{QJ\beta} \cdot \beta + C_{QJ\zeta} \cdot \zeta\right) \cdot \frac{1}{J_{prop}}$$

$$(24)\ C_{lJ,e}^{RP} = C_{lJ0} + C_{lJ1} \cdot \frac{1}{J_{prop}}$$

$$(25) C_{nJ,e}^{RP} = C_{nJ0} + \left(C_{nJ1} + C_{nJ\beta} \cdot \beta + C_{nJ\zeta} \cdot \zeta + \ldots \right.$$
$$\left. \ldots + C_{nJr} \cdot r\right) \cdot \frac{1}{J_{prop}}.$$

Nachdem auch hier zunächst die ausschließlich fortschrittsgradabhängigen Beiwerte bestimmt wurden, zeigt Bild 12 beispielhaft die Ergebnisse aus dem 2. Identifikationsschritt. Mit Hilfe einer Taumelschwin-

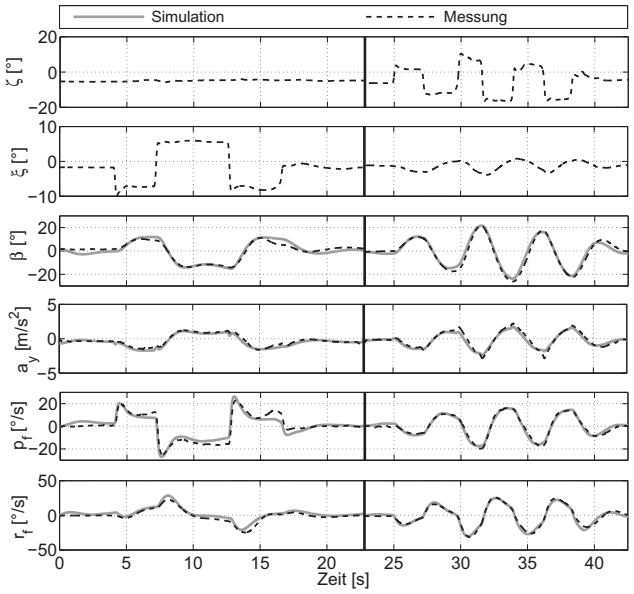

BILD 12: Identifikation des Interferenzmodells: Seitenbewegung (Rollmanöver und Taumelschwingung)

gung und einem Rollmanöver werden insbesondere die vom Schiebewinkel (β), Seitenruderausschlag (ζ) und der Gierrate (r) abhängigen Derivative bestimmt.

Die dargestellten Verläufe zeigen im Wesentlichen eine gute Übereinstimmung zwischen den simulierten und gemessenen Zustandsgrößen. Die größten Abweichungen sind in der Rollbewegung (Rollrate p) festzustellen. Eine besondere Schwierigkeit bei der Identifikation der Seitenbewegung ist dadurch gegeben, dass bei der Identifikation der Nullaerodynamik geringe Modellungenauigkeiten zu kleinen Abweichungen in der Rollbewegung (Hängewinkel Φ) geführt haben [4]. Bedingt durch die Roll-Gier-Kopplung führt dieses vereinzelt ebenfalls zu Abweichungen des Kurswinkels Ψ. Exemplarisch ist ein driftender Kurswinkel u. a. bei dem Validierungsergebnis in Bild 16 zu sehen. Solange jedoch die wesentlichen Effekte in Abhängigkeit des Fortschrittsgrades in den Bewegungsgrößen durch das Modell abgebildet werden, ist dieses Problem nicht relevant, da für die Validierung des Lasten-Beobachters die wichtigsten Bewegungsgrößen messtechnisch erfasst und zur Stützung in das Modell zurückgeführt werden. Eine Verbesserung der Verläufe durch Hinzunahme weiterer Parameter oder durch die Auswertung zusätzlicher Manöver ist denkbar, wurde im Rahmen dieses Beitrages jedoch nicht als erforderlich angesehen.

Zusammenfassend ist festzustellen, dass eine erfolgreiche Identifikation der unbekannten Modellparameter des Interferenzmodells durchgeführt werden konnte. Dominante Effekte der Flugzeuglängs- und -seitenbewegung konnten identifiziert werden und verbessern die simulierten Zustandsgrößen bei eingeschaltetem Propeller erheblich.

5. VALIDIERUNG DES ANTRIEBSMODELLS

Nach der Identifikation der Teilmodelle werden nun die erzielten Ergebnisse validiert. Hierzu werden ausschließlich unabhängige Messdaten verwendet, die nicht für die Identifikation herangezogen wurden. Die Validierung basiert auf einer Vielzahl verschiedener Manöver, die Drehzahlen, Fluggeschwindigkeiten und Flughöhen aus dem gesamten relevanten Flugbereich aufweisen. Ähnlich wie bei der Identifikation wird auch hier zunächst das Bruttoschubmodell unabhängig von den anderen Teilmodellen validiert.

5.1. Validierung des Bruttoschubmodells

Zur Validierung des Bruttoschubmodells wurden verschiedene Datensets mit unterschiedlichen Manövertypen genutzt. Bild 13 zeigt beispielhaft das Validierungsergebnis eines Datensets bestehend aus stationären Flügen, CSTV-Manövern, Beschleunigungsmanövern, Schiebeseitenflügen und Schubdubletten.

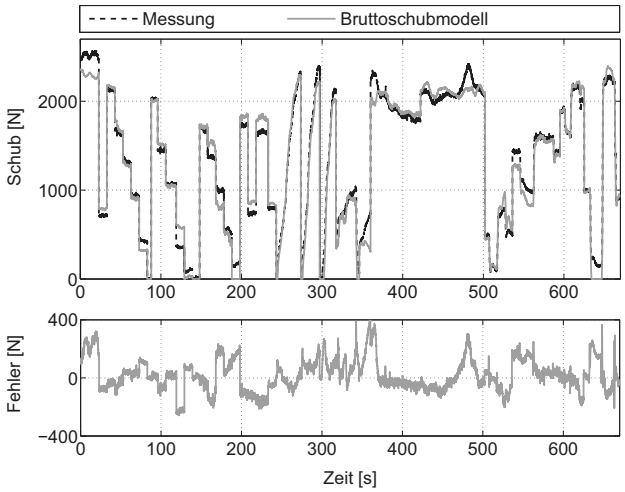

BILD 13: Validierung des Bruttoschubmodells

Es ist zu erkennen, dass die unabhängige Validierung Parallelen zum Identifikationsergebnis aufweist. Insbesondere bei den dynamischen Manövern ist auch hier der Modellfehler am größten. Dabei fallen besonders die Beschleunigungsmanöver im Zeitintervall $t \approx$ 320-420 s auf. An den Anfangs- und Endbereichen ist bei genauer Betrachtung der Eingangsdaten festzustellen, dass sich der Versuchsträger bereits sehr nahe an der Stallgrenze befindet und somit extrem niedrige Geschwindigkeiten ($V_{TAS} < 22$ m/s) und hohe Anstellwinkel von ($\alpha > 20°$) auftreten. Da für diese Grenzbereiche nur eine geringe Datenbasis vorliegt, zeigt das Modell hier Schwächen. Für die Validierung des Lasten-Beobachter-Verfahrens ist der Grenzbereich ($V_{TAS} < 25$ m/s) jedoch von untergeordneter Relevanz, weshalb das Defizit im Modellverhalten keine große Bedeutung hat. Insgesamt zeigt die Validierung ein zufriedenstellendes Ergebnis, insbesondere wenn

man die Probleme bei der Kalibrierung der Kraftsensoren und die Sensordrift in Betracht zieht. Der in Bild 13 dargestellte absolute Modellfehler ist für $\approx 93\,\%$ aller Validierungsdaten $\leq 200\,\mathrm{N}$ und für $77\,\% \leq 100\,\mathrm{N}$. Der mittlere absolute Fehler liegt bei ca. 97 N. Zusammenfassend zeigt sich, dass ein belastbares Bruttoschubmodell identifiziert werden konnte, welches in den relevanten Flugbereichen zuverlässige Ergebnisse liefert, in den Grenzbereichen jedoch Defizite aufzeigt.

5.2. Validierung des Interferenzmodells

Nach erfolgreicher Validierung des Bruttoschubmodells wird nun das identifizierte Interferenzmodell validiert. Durch die vorangegangene Integration des Bruttoschubmodells und des analytischen Kreiselkraftmodells wird dabei das gesamte *VARLOADS*-Modell genutzt, weshalb sich durch die Validierung des Interferenzmodells auch das Gesamtmodellverhalten des Versuchsträgers überprüfen lässt.

Zunächst wird die Längsbewegung des Interferenzmodells anhand der wichtigsten Bewegungsgrößen mit unabhängigen Messdaten validiert. In Bild 14 sind beispielhaft die Ergebnisse einer Validierung mit verschiedenen stationären Flügen mit variierender Eingangsgröße J_{prop} und eine Schubdublette dargestellt.

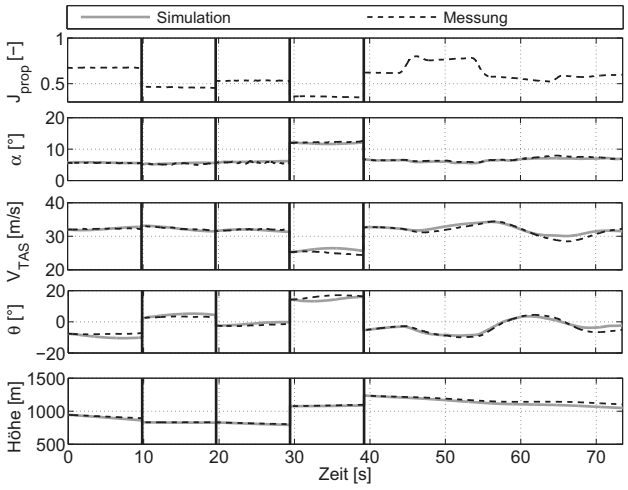

BILD 14: Validierung des Interferenzmodells: Längsbewegung (stationäre Flüge und Schubdublette)

Die Abbildung zeigt, dass die Verläufe der simulierten Zustandsgrößen des Versuchsträgers den entsprechenden Messgrößen sehr ähnlich sind. Die geringen Abweichungen zwischen Messung und Simulation bewegen sich in akzeptablen Größenordnungen (z. B. $\Delta V_{TAS} \approx \pm 1$ m/s, $\Delta\alpha < \pm 1°$). In Bild 15 werden darüber hinaus zwei dynamische Manöver (1123-Manöver und Phygoide) gezeigt.

Die beiden Manöver sind mit einem Fortschrittsgrad von $J_{prop} = 0.5$ bzw. $J_{prop} = 0.66$ geflogen worden. Die Abweichungen sind insbesondere in den Ausschwingphasen (z. B. t =13-34 s) der Manöver etwas größer als zuvor bei den stationären Flügen. Jedoch sind auch hier die Abweichungen zwischen Messung und Simulation für das Gesamtvorhaben in einem akzeptablen Rahmen.

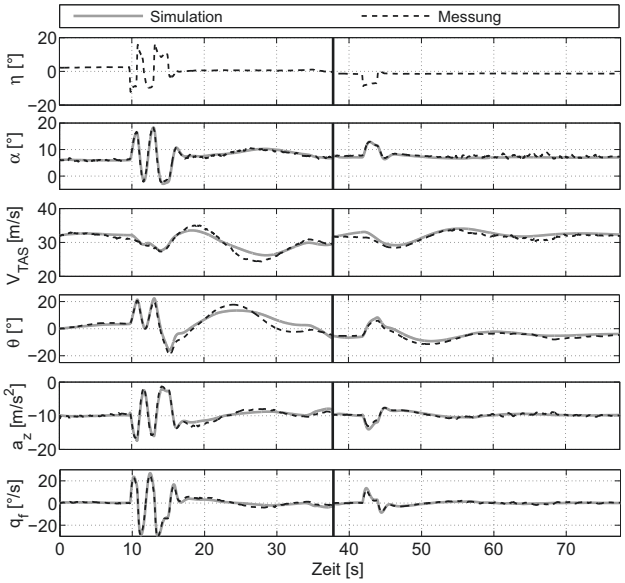

BILD 15: Validierung des Interferenzmodell: Längsbewegung (1123-Manöver und Phygoide)

Abschließend wird anhand eines weiteren Beispiels die Seitenbewegung validiert. In Bild 16 sind dazu zwei Taumelschwingungen und ein Rollmanöver dargestellt. Auch die hier dargestellten Verläufe der simulierten Zustandsgrößen stimmen im Wesentlichen gut mit den entsprechenden Messwerten überein.

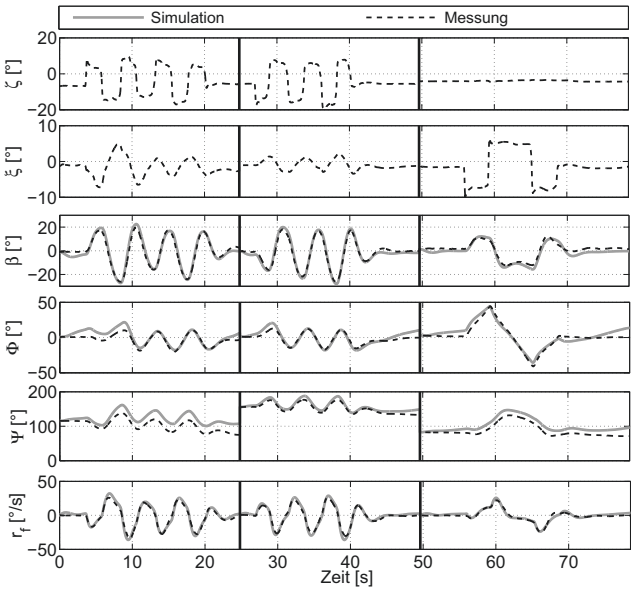

BILD 16: Validierung des Interferenzmodells: Seitenbewegung (Taumelschwingungen und Rollmanöver)

Trotz vereinzelt leichter Drift der Lagewinkel werden die wesentlichen Effekte gut durch das Modell abgebildet. Somit sind auch die identifizierten Parameter der Seitenbewegung erfolgreich validiert worden.

Insgesamt zeigt die Validierung, dass die Flugzeuglängs- und Seitenbewegung erfolgreich identifiziert werden konnten. Schwächen treten überwiegend in der Rollbewegung des Versuchsträgers auf, was durch geringe Modellungenauigkeiten der zu Grunde liegenden Nullaerodynamik begründet ist. Insbesondere unter Berücksichtigung der Tatsache, dass die gezeigten Ergebnisse nicht nur vom identifizierten Interferenzmodell, sondern auch von dem in Abschnitt 4.2. ermittelten Bruttoschubmodell und der modellierten Nullaerodynamik (vgl. [3] und [4]) abhängen, sind die erzielten Ergebnisse äußerst zufriedenstellend. Da sich die Modellfehler aus allen genannten Teilmodellen des Versuchsträgers in den hier gezeigten Ergebnissen widerspiegeln, stellt die Validierung des Interferenzmodells gleichzeitig eine Validierung des Gesamtmodells dar.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Um einen hohen Sicherheitsstandard zu gewährleisten und die Verfügbarkeit sowie Effizienz moderner Verkehrsflugzeuge zu verbessern, wird ein modellbasiertes Verfahren eines Lasten-Beobachters zur Ermittlung von Strukturlasten im Flug entwickelt. Das Konzept zeichnet sich insbesondere dadurch aus, dass keine zusätzliche Sensorik benötigt wird. Zur Validierung dieses Verfahrens wird ein Ultraleichtflugzeug vom Typ *UW-9 Sprint* als Versuchsträger eingesetzt. Dadurch bedingt kann eine umfangreiche Datenbasis aus Flugversuchen relativ kostengünstig erstellt werden.

Der Kern des Lasten-Beobachters ist ein dynamisches Modell des eingesetzten Versuchsträgers. Aufbauend auf den Ergebnissen vorheriger Arbeiten, die sich u. a. mit der Identifikation eines Nullaerodynamikmodells befasst haben, ist im Rahmen dieses Beitrags ein Antriebsmodell für den Versuchsträger auf der Basis von Flugmessdaten experimentell identifiziert worden. Methoden der Systemidentifikation kamen dazu zum Einsatz. Das identifizierte Antriebsmodell ist anschließend in das Gesamtmodell (*VARLOADS*) des Versuchsträgers integriert und unter Zuhilfenahme weiterer unabhängiger Messdaten validiert worden. Die Validierung hat gezeigt, dass das Gesamtmodell für eine Vielzahl verschiedener Manöver Ergebnisse mit hinreichender Genauigkeit liefert. Kleinere Schwächen der Teilmodelle können bei Bedarf unter Zuhilfenahme weiterer Flugmessdaten optimiert werden, was an dieser Stelle jedoch nicht als notwendig angesehen wird. Somit wurde durch die erfolgreiche Identifikation des Antriebsmodells das Gesamtmodell des Flugversuchsträgers *UW-9 Sprint* vervollständigt. Als nächster Schritt im Gesamtvorhaben kann jetzt die Validierung des Lasten-Beobachter-Verfahrens unmittelbar durchgeführt werden [11].

LITERATUR

[1] Haar, J. *et al.*: *Flight Test Aircraft Sprint for Loads Oberver Assessment*. In: *Workshop of Aviation System Technology, Hamburg*, 2011.

[2] Kier, T.M. und Hofstee J.: *Varloads- Eine Simulationsumgebung zur Lastenberechnung eine voll flexiblen, freifliegenden Flugzeugs*. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Dresden*, 2004.

[3] Montel, M. *et al.*: *Modellierung und Identifikation der Längsbewegung des Flugversuchsträgers UW-9 Sprint zur modellbasierten Beobachtung von Strukturlasten*. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Bremen*, 2011.

[4] Montel, M. *et al.*: *Identifikation der Seitenbewegung und Validierung des Aerodynamischen Gesamtmodells für den Flugversuchsträger UW-9 Sprint*. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin*, 2012.

[5] Martini, K.H.: *Piezoelektrische und piezoresistive Druckmessverfahren*. Technischer Bericht 20.140d 10.91, Kistler Instrumente AG, Winterhur, Schweiz, 1988.

[6] Phillips, W. F.: *Mechanics of Flight*. John Wiley and Sons, Inc., New Jersey, 2004.

[7] Magnus, K. und Müller Slany H.H.: *Grundlagen der Technischen Mechanik*. B.G. Teubner Verlag, Wiesbaden, 7. Auflage, 2005.

[8] Haar, J.: *Erstellung eines Massenmodells für ein Ultraleicht-Versuchsflugzeug*. Diplomarbeit, Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik, 2008.

[9] Jategaonkar, R. V.: *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, 2006.

[10] Nelles, O.: *Nonlinear System Identification: From Classical Approaches to Neural Networks and Fuzzy Models*. Springer-Verlag, 2001.

[11] Montel, M. *et al.*: *Implementierung eines Lasten-Beobachter-Verfahrens für den Flugversuchsträger UW-9 Sprint*. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart*, 2013.