

Automatisierte Prozesskette zur flugmechanischen Bewertung von Parameteränderungen im Rahmen des modellbasierten Flugzeugvorentwurfs

V. Krishnamurthy*, A. Hamann*, R. Luckner*

***Technische Universität Berlin**

Institut für Luft- und Raumfahrt

Fachgebiet für Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität

Übersicht

Bei der Untersuchung der flugmechanischen Eigenschaften im Flugzeugvorentwurf werden bisher meist halb-empirische Methoden angewendet, und es wird der Einfluss der Flugregelung vernachlässigt. Für den Entwurf zukünftiger, noch leistungsfähigerer Verkehrsflugzeuge werden höherwertige Methoden bereits in den frühen Entwurfsphasen benötigt. Die flugmechanischen Einflüsse von Parameterveränderungen, wie z.B. an der Geometrie der aerodynamischen Steuerflächen, ebenso wie die Wirkung der Flugregelungsgesetze müssen berücksichtigt werden. Deshalb entwickelt das Fachgebiet für Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität der TU Berlin eine automatisierte Prozesskette zur flugmechanischen Untersuchung von Flugzeugvorentwürfen. In der Prozesskette wird von definierten Eingaben ausgehend ein flugmechanisches Modell generiert, mithilfe dessen generische Flugregelungsmodule ausgelegt werden. In einem nachfolgenden Schritt werden diese Teile zur automatisierten Ermittlung der flugmechanischen Eigenschaften des Flugzeuges mit dem Programm MITRA (Multiobjective Evaluation of Preliminary Aircraft Designs) verwendet. So können die Auswirkungen einzelner Parameterveränderungen automatisiert analysiert und bewertet werden.

Die Glieder der Prozesskette werden am Beispiel eines generischen Verkehrsflugzeugs mit einer positiv gepfeilten und mit einer negativ gepfeilten Flügelkonfiguration erläutert und die flugmechanischen Auswirkung der Flügelkonfiguration anhand verschiedener flugmechanischer Kriterien aufgezeigt. Damit liegt ein Bewertungsprozess vor, bei dem bereits früh die flugmechanischen Eigenschaften des Entwurfes anhand höherwertiger Verfahren untersucht werden können. Durch dieses Vorgehen lässt sich das Risiko kostenintensiver Änderungen im Rahmen des folgenden, detaillierten Flugzeugentwurfs verringern.

Nomenklatur

Symbole					
g	Erdbeschleunigung	[m/s ²]	ξ	Querruderausschlag	[rad]
A, Q, W	Auftriebs-, Quer- und Widerstandskraft	[N]	Φ	Hängewinkel	[rad]
D	Dämpfungsgrad	[-]	ω	Eigenkreisfrequenz	[rad/s]
h	Flughöhe	[m]	Akronyme		
I	Massenträgheitsmoment	[kg·m ²]	AC	Advisory Circular	
$\underline{L}, \underline{M}, \underline{N}$	Moment um x-, y-, z-Achse	[N·m]	CAP	Control Anticipation Parameter	
m	Masse	[kg]	CS	Certification Specification	
p, q, r	Drehgeschwindigkeit um die x-, y-, z-Achse	[rad/s]	EASA	European Aviation Safety Agency	
\underline{Q}	Vektor der generalisierten Kräfte	[kg·m ² /s ²]	FAA	Federal Aviation Administration	
r_T	Hebelarm des Schubes	[m]	FAR	Federal Aviation Regulations	
T	Schubkraft	[N]	MAC	Mean Aerodynamic Chord	
\underline{T}	Transformationsmatrix	[-]	MIL	Military	
T_R	Rollzeitkonstante	[s]	MITRA	Multiobjective Evaluation of Preliminary Aircraft Designs	
u, v, w	Geschwindigkeit in x-, y-, z-Richtung	[m/s]	VLM	Vortex-Lattice-Method	
X, Y, Z	Kraft in x-, y-, z-Richtung	[N]	Indizes		
α	Anstellwinkel	[rad]	AS	Anstellwinkelschwingung	
β	Schiebewinkel	[rad]	COM	Kommandiert	
$\underline{\beta}$	Generalisierte Dämpfungsmatrix	[kg·m ² /s]	e	Experimentelles Koordinatensystem	
$\underline{\gamma}$	Generalisierte Steifigkeitsmatrix	[kg·m ² /s ²]	f	Flugzeugfestes Koordinatensystem	
ζ	Seitenruderausschlag	[rad]	PH	Phygoide	
η	Höhenruderausschlag	[rad]	TS	Taumelschwingung	
$\underline{\eta}$	Modale Amplitude	[-]			
θ	Längslagewinkel	[rad]			
$\underline{\mu}$	Generalisierte Massenmatrix	[kg·m ²]			

1 EINLEITUNG

Mit steigendem Luftverkehrsaufkommen werden immer höhere Anforderungen an neue Verkehrsflugzeuge gestellt. Die Flugzeuge müssen sicher zu betreiben sein, umweltfreundlich und wirtschaftlich operieren und hohe Reisefluggeschwindigkeiten erreichen. Neuartige Ab- und Anflugverfahren, wie zum Beispiel zur Reduzierung von Lärm, erhöhen auch die flugmechanischen Anforderungen an neue Verkehrsflugzeugmuster.

Die Aufgabe des Flugzeugvorentwurfs ist es, die mitunter gegensätzlichen Anforderungen im multidisziplinären Optimierungsprozess bestmöglich zu erfüllen. Dazu werden verschiedene Varianten der einzelnen Flugzeugsysteme entworfen und deren Einflüsse auf die Flugmechanik untersucht. Bisher werden dabei meist halb-empirische Methoden verwendet und aeroelastische Effekte, sowie der Einfluss von Flugregelungsfunktionen werden oft vernachlässigt. Erst im detaillierten Flugzeugentwurf, wenn hochwertige Modelle und Verfahren der Fachdisziplinen angewendet werden, können hinreichend genaue flugmechanische Aussagen getroffen werden.

Mit dem hier vorgestellten Verfahren sollen verbesserte flugmechanische Methoden bereits in den Flugzeugvorentwurf eingebracht werden. Das Ziel ist die Entwicklung eines Werkzeuges mit dem Entwurfsparameterveränderungen unter flugmechanischen Aspekten untersucht werden können. Dabei wird ein modellbasierter Ansatz angewendet. Das bedeutet, dass physikalische Elemente und Systemkomponenten des komplexen dynamischen Systems „Flugzeug“ bereits während der Entwicklung konsequent modelliert werden. Anhand von Simulationen mit diesen Modellen wird überprüft, wie das Flugzeug die Anforderungen erfüllt. Mit fortschreitendem Entwicklungsgrad können mit höherwertigeren Modellen auch Detailänderungen untersucht werden. Dadurch können bereits im Rahmen des Flugzeugvorentwurfs flugmechanische Entwurfskriterien mit sehr einfachen bis hin zu hochgenauen Modellen und Methoden überprüft werden. In dem hier aufgezeigten Verfahren werden flugmechanische Modelle anhand weniger Eingabeparametern erstellt und umfassend bewertet. Dabei werden die Einflüsse von Flugregelungsfunktionen durch generische Flugreglermodule berücksichtigt, die wie im realen Flugzeug die Flugmechanik beeinflussen. Die Module werden anhand definierter Kriterien ausgelegt, so dass auch regelungstechnische Aspekte mit in den Vorentwurfsprozess aufgenommen werden. Dies hilft Entwicklungsrisiken früh zu identifizieren und damit Entwicklungskosten und -dauer des Gesamtentwurfs zu senken.

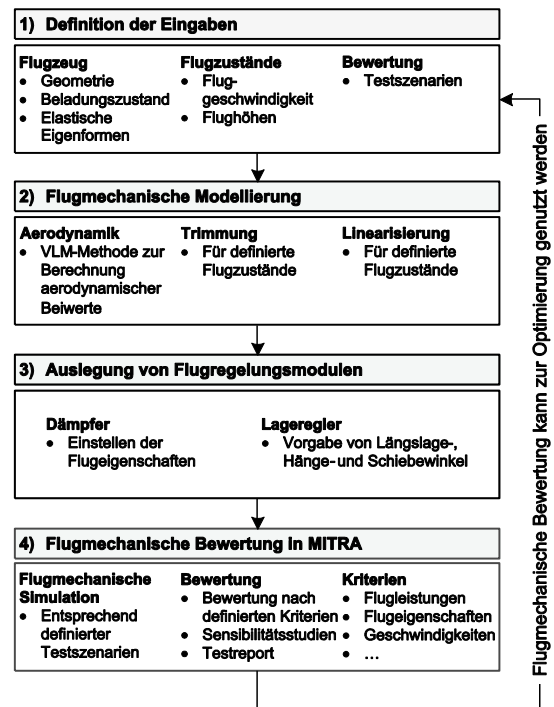


Abbildung 1: Ablauf der Prozesskette

Abbildung 1 zeigt die vier Hauptschritte der Prozesskette. Ausgangspunkt des Verfahrens sind Geometrie-, Massen- und Trägheitsdaten des Flugzeuges, aus denen im zweiten Schritt flugmechanische Modelle erstellt werden. Zusätzlich wird die Flugenvolpe definiert, innerhalb der die flugmechanischen Eigenschaften des Entwurfs anhand von Simulationen untersucht werden. Für die flugmechanische Modellierung werden mit einfachen aerodynamischen Methoden (Vortex Lattice Methode VLM) die aerodynamischen Beiwerte des Flugzeugs berechnet. Für verschiedene Punkte innerhalb der definierten Flugenvolpe werden Trimmrechnungen durchgeführt und die Trimmbarkeit des Flugzeuges überprüft. Zur gezielten Einstellung und Verbesserung der flugmechanischen Eigenschaften folgt die automatisierte Auslegung von Flugregelungsfunktionen anhand linearisierter Modelle. Im letzten Schritt wird das flugmechanische Modell und die Flugregelungsmodule zur Untersuchung und Bewertung in das Programm MITRA (Multiobjective Evaluation of Preliminary Aircraft Designs) eingebunden. In einem automatisierten Verfahren bewertet MITRA das flugmechanische Modell anhand definierter Kriterien. Die Ergebnisse der Bewertung können zur Optimierung des Entwurfs genutzt werden.

Als Anwendungsbeispiel werden hier zwei generische Verkehrsflugzeugkonfigurationen anhand der Prozesskette untersucht und gegenübergestellt.

2 FLUGMECHANISCHE MODELLIERUNG

Für die Untersuchung der Flugeigenschaften und -leistungen, sowie für die Auslegung der Flugregelungsmodule, wird ein flugmechanisches Modell benötigt. Auf Grundlage der Kräfte- und Momentengleichgewichte um den Schwerpunkt wird ein 6-Freiheitsgrad-Modell für die Längs- und Seitenbewegung des Flugzeuges erstellt

$$\begin{aligned}
 (1) \quad X &= m(\dot{u} - rv + qw + g \sin \theta) \\
 (2) \quad Y &= m(\dot{v} + ru - pw - g \cos \theta \sin \Phi) \\
 (3) \quad Z &= m(\dot{w} - qu + pv - g \cos \theta \cos \Phi) \\
 (4) \quad L &= I_{xx}\dot{p} - I_{xy}\dot{q} - I_{xz}\dot{r} - I_{yz}(q^2 - r^2) - \\
 &\quad (I_{yy} - I_{zz})qr - p(I_{xz}q - I_{xy}r) \\
 (5) \quad M &= -I_{xy}\dot{p} + I_{yy}\dot{q} - I_{yz}\dot{r} - I_{xz}(r^2 - p^2) - \\
 &\quad (I_{zz} - I_{xx})pr - q(I_{xy}r - I_{yz}p) \\
 (6) \quad N &= -I_{xz}\dot{p} - I_{yz}\dot{q} + I_{zz}\dot{r} - I_{xy}(p^2 - q^2) - \\
 &\quad (I_{xx} - I_{yy})pq - r(I_{yz}p - I_{xz}q)
 \end{aligned}$$

wobei m die Masse, I_{xx} , I_{yy} und I_{zz} die Trägheitsmomente, I_{xy} , I_{xz} und I_{yz} die Deviationsmomente, u , v , w , \dot{u} , \dot{v} und \dot{w} die Geschwindigkeiten und Beschleunigungen, p , q , r , \dot{p} , \dot{q} und \dot{r} die Drehgeschwindigkeiten und Drehbeschleunigungen sind. X , Y und Z beschreiben die am Flugzeug angreifenden Kräfte und L , M und N die Momente. Die Kräfte setzen sich aus dem aerodynamischen Widerstand W , der Seitenkraft Q , dem Auftrieb A , der Schubkraft T , der Gewichtskraft mg , sowie aus Kräften, die aus der Starrkörperbewegung (index st) und der elastischen Verformung des Flugzeuges (index el) resultieren, zusammen

$$(7) \quad \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \underline{T}_{fe} \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ A \end{bmatrix}_e^{st} + \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_f^{el} + \underline{T}_{fg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}$$

die Momente aus dem Schubmoment sowie dem aerodynamischen Moment, das aus der Starrkörperbewegung und der elastischen Verformung stammen.

$$(8) \quad \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} 0 \\ r_T T \\ 0 \end{bmatrix} + \underline{T}_{fe} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_e^{st} + \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_f^{el}$$

Die aerodynamischen Kräfte und Momente des starren Flugzeuges (Index st) werden anhand eines Zweipunkt-Modells berechnet, welches die an Flügel und Leitwerk angreifenden Kräfte getrennt voneinander berechnet und auf den Schwerpunkt des Flugzeuges bezieht.

Die hierzu erforderlichen aerodynamischen Beiwerte und Derivative von Flügel und Leitwerk werden in einem automatisierten Prozess mit der Vortex-Lattice-Methode (VLM) im Programm TORNADO ermittelt [1]. Dazu wird ein VLM-Modell für die untersuchte Geometrie erstellt und zur Berechnung der Beiwerte für verschiedene Flugeschwindigkeiten genutzt. Kräfte und Momente, die aus der elastischen Verformung des Flugzeuges entstehen, können durch ein Streifenmodell aus dem Programm FlexSim des Fachgebietes berechnet werden (siehe [2]). Die Verformung des Flugzeuges wird durch die strukturelle Differentialgleichung

$$(9) \quad \underline{\underline{\mu}} \ddot{\underline{\eta}}(t) + \underline{\underline{\beta}} \dot{\underline{\eta}}(t) + \underline{\underline{\gamma}} \underline{\eta}(t) = \underline{Q}(t)$$

berücksichtigt, mit den modalen Massen-, Dämpfungs- und Steifigkeitsmatrizen $\underline{\underline{\mu}}$, $\underline{\underline{\beta}}$ und $\underline{\underline{\gamma}}$ und Kräfte \underline{Q} .

Das Stellverhalten der Steuerflächen wird durch ein Aktuatormodell nachgebildet, das die Aktuatoren durch ein PT1-Verhalten, begrenzte Stellauschläge und Stellraten sowie eine Totzeit modelliert.

Gleichungen 1 bis 9 und das darauf aufbauende Simulationsmodell bilden das Grundgerüst für die flugmechanischen Untersuchungen. Für die zu untersuchte Konfiguration werden Aerodynamik-, Geometrie- und Strukturdatensätze in einem automatisierten Prozess erstellt. Als Eingang dient eine Finite-Elemente (FE)-Ausgabedatei, aus der die Geometrie, sowie Massen- und Strukturdaten eingelesen und in die für die Prozesskette erforderliche Form gebracht werden. Eine Änderung dieser Daten wird im FE-Modell vollzogen, so dass alle nachfolgenden Schritte (siehe Abbildung 1) automatisiert durchgeführt werden, wodurch eine schnelle und umfassende flugmechanische Bewertung ermöglicht wird. Für den nachfolgenden Reglerentwurf werden Trimmrechnungen für stationäre Flugzustände durchgeführt und lineare Modelle erstellt. Die Trimmergebnisse zeigen, ob die Trimmbarkeit in jedem Punkt der Flugenvolpe vorliegt.

3 AUSLEGUNG VON FLUGREGELUNGSMODULEN

Um den Einfluss von Flugregelungsfunktionen auf das flugmechanische Verhalten des Flugzeuges zu berücksichtigen, wird das flugmechanische Modell durch Flugregelungsmodule ergänzt. Abbildung 2 zeigt die implementierten Flugregelungsfunktionen, welche sich an elektronischen Flugsteuerungssystemen moderner Verkehrsflugzeuge orientieren.

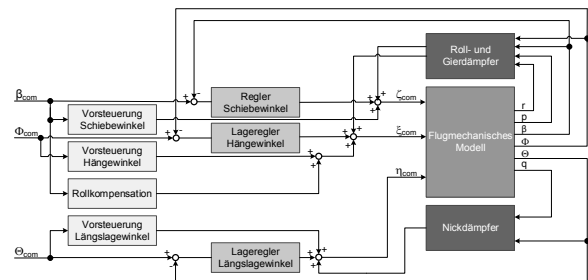


Abbildung 2: Flugregelungsfunktionen

Diese verfügen über Dämpfungsfunktionen zur gezielten Einstellung der flugmechanischen Eigenschaften sowie über Lageregelungsfunktionen zur Vorgabe von Längslage-, Hänge- und Schiebewinkel. Die Reglerfaktoren werden mit Hilfe der linearisierten Modelle für verschiedene Flugeschwindigkeiten und -höhen berechnet, so dass ein einheitliches Verhalten des Flugzeuges innerhalb der Flugenvolpe eingestellt werden kann. Die Flugregelungsfunktionen und die Berechnung der Reglerfaktoren sind in [3] näher beschrieben.

4 FLUGMECHANISCHE BEWERTUNG IN MITRA

Für die flugmechanische Bewertung wurden Kriterien aus zivilen und militärischen Zulassungsrichtlinien ([4], [5], [6]) sowie aus den Anforderungen von Zulassungsflügen abgeleitet. Das Bewertungswerkzeug MITRA generiert Daten für die automatisierte Simulation dieser Flugtests an verschiedenen Punkten der Flugenvolpe und wendet die flugmechanischen Kriterien an. Hierfür werden für die Simulation Steuersignale generiert. Diese können je nach Flugphase unterschiedlich komplex sein. Für Sprungeingaben werden einfache Signalgeneratoren verwendet. Für komplexere Steuereingaben, z.B. bei Start und Landung, werden Pilotenmodelle eingebunden. Eine detaillierte Beschreibung von MITRA ist in [7] zu finden.

Abbildung 3 zeigt den Datenfluss der hier verwendeten Flugsimulation. Zuerst werden die zu untersuchenden Tests in MITRA definiert, worauf MITRA die Steuerung der Flugsimulation übernimmt und Parameter für Signalgeneratoren oder Pilotenmodelle, Flugregelungseinstellungen und Flugzustände vorgibt. Im Anschluss wertet MITRA die Simulationsergebnisse aus und dokumentiert diese in einem Report.

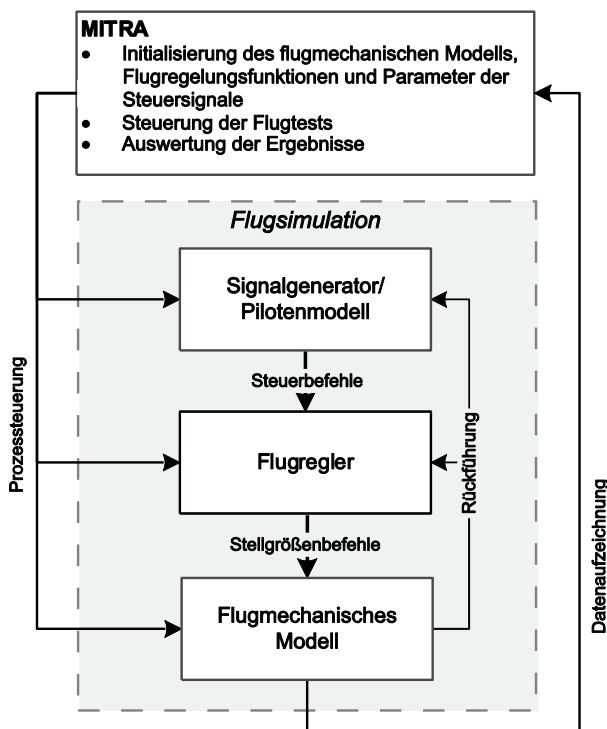


Abbildung 3: Datenfluss MITRA – Flugsimulation

5 BEISPIELANWENDUNG

Zur Demonstration der Prozesskette werden zwei generische Verkehrsflugzeugkonfigurationen mit unterschiedlichen Tragflügeln gegenübergestellt. Beide Konfigurationen werden hier als starr angenommen.

Abbildung 4 zeigt die Geometrien der Flugzeuge im Vergleich. Die erste Konfiguration verfügt über einen rückwärts gepfeilten Tragflügel.

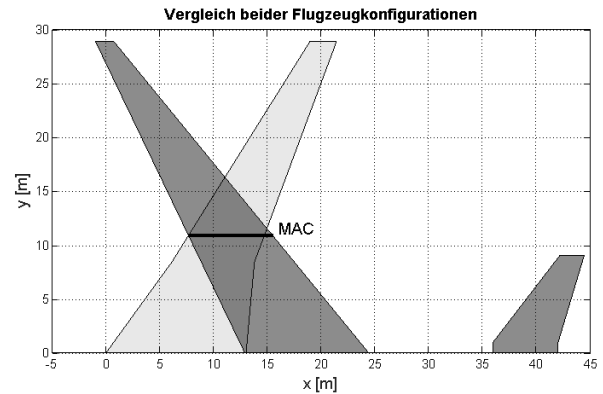


Abbildung 4: Positiv und negativ gepfeilte Flugzeugkonfiguration

Für vergleichbare Testbedingungen wurde für die zweite Konfiguration ein Flügel definiert, dessen Spannweite, Flügelfläche und mittlere aerodynamische Flügeltiefe (mean aerodynamic chord, MAC) der ersten Konfiguration entsprechen, der jedoch einen negativen (aber vom Betrag identischen) Pfeilungswinkel der 25%-Linie aufweist. Das Leitwerk ist in beiden Fällen identisch. Für diese beiden Konfigurationen wurden identische Beladungszustände definiert und entsprechende Eingabedaten für die Prozesskette erstellt (siehe Tabelle 1).

Tabelle 1: Definition der Beladungszustände

Beladung	Flugzeugmasse	Schwerpunktlagen
1	170000 kg	17/28/38 [% MAC]
2	180000 kg	17/28/38 [% MAC]
3	210000 kg	17/28/38 [% MAC]
4	230000 kg	17/28/38 [% MAC]

Im nächsten Schritt werden VLM-Modelle zur Berechnung der aerodynamischen Beiwerte beider Flugzeugkonfigurationen erstellt (Abbildung 5 und Abbildung 6). Die Geometriepunkte der Modelle sind in den Abbildungen als schwarze Punkte eingezeichnet. In blau eingezeichnet ist die mittlere aerodynamische (übereinstimmende) Flügeltiefe, sowie in rot der vom Schwerpunkt unabhängig gewählte Referenzpunkt.

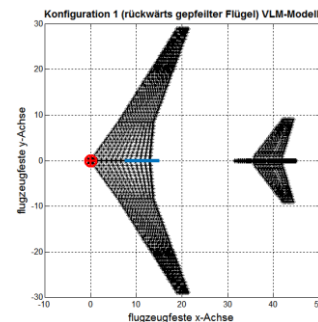


Abbildung 5: VLM-Modell der rückwärts gepfeilten Konfiguration

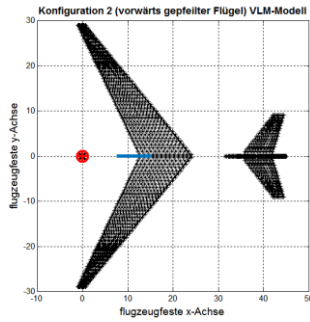


Abbildung 6: VLM-Modell der vorwärts gepfeilten Konfiguration

Für alle definierten Punkte der Flugenvolpe aus Abbildung 7 werden Trimmergebnisse für die in Tabelle 1 aufgelisteten Beladungszustände durchgeführt und linearisiert. Die Trimmergebnisse und linearisierten Modelle werden gespeichert.

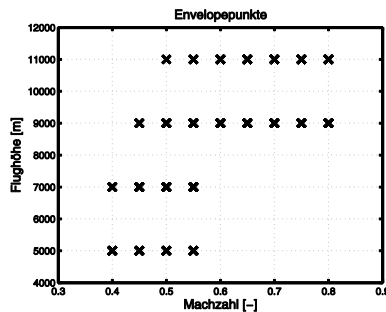


Abbildung 7: Flugenvolpe

Für alle abgespeicherten Flugzustände werden im nächsten Schritt die Parameter des Flugregelungssystems berechnet. Die Parameter werden separat für jede Konfiguration, jeden Beladungszustand, Höhe und Machzahl berechnet.

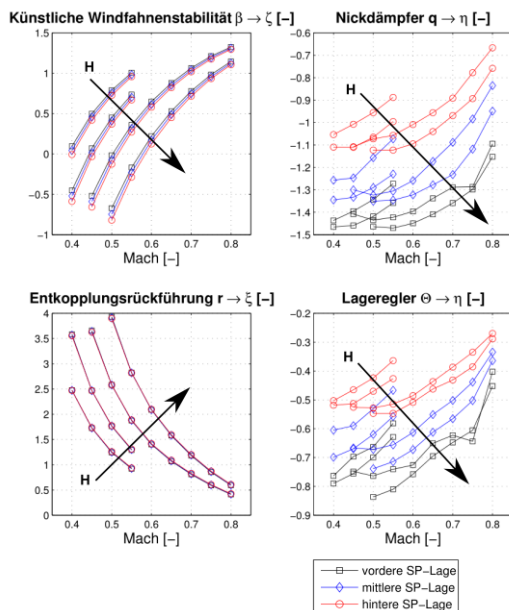


Abbildung 8: Exemplarische Regelparame-ter

Abbildung 8 zeigt eine Auswahl von Regelparame-tern für die rückwärts gepfeilte Konfiguration für drei verschiedene Schwerpunktslagen (siehe Linienfarbe) und vier verschiedenen Höhen (siehe Pfeile).

5.1 Flugeigenschaftskriterien

MITRA bewertet Flugeigenschaften und Flugleistungen. An dieser Stelle wird die Untersuchung der Flugeigenschaften anhand von fünf Kriterien beschrieben die die dynamischen Eigenschaften charakterisieren. Die Untersuchung der Flugleistung erfordert ein komplexeres Triebwerksmodell und die Implementierung eines Hochauftriebssystems (für Start- und Landungen), die für diese Konfigurationen noch nicht vorliegen. Folgende Flugeigenschaften werden für beide Flugzeugkonzepte für den ungeregelten und geregelten Fall untersucht.

Anstellwinkelschwingung

Nach einer Anregung der Längsbewegung des ausgetrimmten Flugzeugs, z.B. durch einen Höhenruderaus-schlag, ergibt sich die Reaktion in zwei Eigenbewegungs-formen. Die erste Bewegung ist die Anstellwinkelschwin-gung, die nach einer Störung für wenige Sekunden auftritt und in der Regel sehr stark gedämpft ist. Dabei führt das Flugzeug eine schnelle Hub-Nickbewegung durch. Auf-grund der kurzen Zeitspanne der Bewegung, bleibt die Fluggeschwindigkeit nahezu konstant. Die Schwingung lässt sich in der Änderung des Anstellwinkels beobach-ten. Die Zulassungsrichtlinien fordern, dass die Anstell-winkelschwingung stark gedämpft ist. Als Bewertungspar-ame-ter wird die Dämpfung der Anstellwinkelschwingung D_{AS} verwendet.

Phygoidebewegung

Die zweite Eigenbewegungsform der Längsbewegung ist die Phygoide. Sie ist gekennzeichnet durch den Aus-tausch von potenzieller und kinetischer Energie. Sie ist eine langsame Schwingung mit großen Amplituden in der Höhe und der Fluggeschwindigkeit. Die Periodendauer beträgt typischerweise zwischen 20 und 60s. Der Anstell-winkel bleibt nahezu konstant. Bewertet wird die Dämp-fung der Phygoide D_{PH} .

Control Anticipation Parameter CAP

Nach einer Anregung der Längsbewegung stellt sich ein quasistationäres Lastvielfaches ein. Aus dieser Anfangs-reaktion kann der Pilot die voraussichtliche Bahnände-rung abschätzen. Ein Maß zur Charakterisierung der Steuerbarkeit in der Längsbewegung ist das Verhältnis zwischen der anfänglichen Drehbeschleunigung $\dot{q}_{t=0}$ und dem quasistationären Lastvielfachen $n_{z,t>0}$. Dieses Ver-hältnis wird als *Control Anticipation Parameter* (CAP) be-zeichnet. Für diesen Parameter finden sich in den Zulas-sungsvorschriften Grenzwerte anhand derer das Flug-zeug bewertet wird.

$$(9) \quad CAP = \frac{\dot{q}_{t=0}}{n_{z,t>0}} \quad .$$

Taumelschwingung

Eine Anregung in der Seitenbewegung eines ausgetrimmten Flugzeugs durch einen Querruderausschlag führt zu drei verschiedenen Eigenbewegungsformen: die Taumelschwingung, die Rolle und die Spirale. Die Taumelschwingung ist eine kombinierte Roll- und Gierschwingung. Bewertet werden die Dämpfung D_{TS} und die Eigenfrequenz ω_{TS} der Taumelschwingung.

Rollzeitkonstante

Die Rollzeitkonstante ist ein Maß der Steuerbarkeit um die Längsachse des Flugzeugs. Je größer die Rollzeitkonstante T_R , desto länger braucht ein Flugzeug um eine kommandierte Rollgeschwindigkeit zu erreichen. Dieser Wert wird häufig genutzt, um die Rollbewegung zu bewerten.

Da die Forderungen der zivilen Zulassungsvorschriften CS 25 [4] sehr unspezifisch sind, werden zur Bewertung der Flugeigenschaften militärische Zulassungskriterien für Transportflugzeuge angewendet. In [5] werden Flugeigenschaften nach Level 1, Level 2 und Level 3 klassifiziert, für die Grenzwerte definiert sind. Ziel ist es „Level 1“-Flugeigenschaften zu erreichen, was bedeutet, dass der Pilot die Flugmission mit gewünschter Genauigkeit ohne erhöhte Arbeitsbelastung durchführen kann. Tabelle 2 zeigt die Kriterien für „Level 1“-Flugeigenschaften von Transportflugzeugen (Class III) im Reiseflug (Flight Phase Cat B), welche zur Bewertung der Flugeigenschaften der zwei Flugzeugkonfigurationen benutzt wurden.

Tabelle 2: Kriteriumsgrenzen

Parameter	Untergrenze für Level 1	Obergrenze für Level 1	Quelle
D_{AS}	0,3	2,0	MIL-F-8785C, 3.2.2
D_{PH}	0,04	n/a	MIL-F-8785C, 3.2.1.2
CAP	0,085	3,6	MIL-F-8785C, 3.2.2.1.1
ω_{TS}	0,4 rad/s	n/a	MIL-F-8785C, 3.3.1.1
D_{TS}	0,08	n/a	MIL-F-8785C, 3.3.1.1
T_R	0,3 s	1,4 s	MIL-F-8785C, 3.3.1.2

5.2 Ergebnisse ungeregeltes Flugzeug

Aus den Zeitantworten der Simulationen bestimmt MITRA die verschiedenen Bewertungsparameter. Die Güte der Identifizierung wird mit der Identifikationsqualität $Fit_{Quality}$ angegeben. Sie beschreibt die mittlere Abweichung der Zeitverläufe der Simulation ($data_{sim}$) und der Identifizierung ($data_{ident}$). Eine hundertprozentige Identifizierung entspricht einer exakten Beschreibung der Flugzeugantwort.

$$(9) \quad Fit_{Quality} = 100\% \left(1 - \frac{\|data_{sim} - data_{ident}\|}{\|data_{sim} - \bar{data}_{sim}\|} \right) .$$

In den folgenden Abbildungen sind die identifizierten Parameter für verschiedene Flugzustände aufgezeigt (in den Abbildungen als Plot A bis D gekennzeichnet). Der Boxplot (Plot E) zeigt die statistische Verteilung der Ergebnisse beider Flugzeugkonfiguration im Vergleich. Plot F zeigt die Identifizierungsqualität aller Testfälle. Der CAP-Faktor wird keine Identifizierung durchgeführt sondern direkt aus der Zeitantwort ermittelt.

Abbildung 9 bis Abbildung 14 zeigen die Ergebnisse für den ungeregelten Fall, bei dem die Flugregelungsfunktionen nicht aktiv sind. Abbildung 15 bis Abbildung 20 zeigt Bewertungsergebnisse für den geregelten Fall.

Anstellwinkelschwingung

Abbildung 9 zeigt die Dämpfung der Anstellwinkelschwingung. Im Schnitt weist die vorwärts gepfeilte Konfiguration eine stärkere Dämpfung auf. Bereits im ungeregelten Fall erfüllen beide Flugzeugkonfigurationen die Level 1 Bedingung. Bei allen Untersuchungen lag die Identifizierungsqualität bei ungefähr 95%.

Phygoidebewegung

Die Dämpfung der Phygoide ist in Abbildung 10 zu sehen. Mit steigender Machzahl steigt die Dämpfung und unterscheidet sich für beide Konfigurationen nur geringfügig. Die Mehrzahl der Testfälle erreicht nicht „Level 1“-Eigenschaften (Unterschreitung der Mindestdämpfung). Bei nahezu allen Testfällen ist die Identifikationsqualität über 95%.

CAP

Die CAPs (siehe Abbildung 11) erfüllen im ungeregelten Fall in allen Testfällen die „Level 1“-Bedingung. Das vorwärts gepfeilte Flugzeug weist dabei durchschnittlich einen geringeren CAP auf.

Taumelschwingung

In Abbildung 12 ist die Eigenfrequenz und in Abbildung 13 die Dämpfung der Taumelschwingung gezeigt. Beide Konfigurationen erfüllen bei beiden Parameter die „Level 1“-Bedingungen. Es sind zwei Trends zu erkennen: Die Eigenfrequenz steigt mit steigender Machzahl, während die Dämpfung mit steigender Flughöhe abnimmt. Die Identifizierungsqualität liegt stets über 90 %. Das Produkt $D_{TS}\omega_{TS}$ erfüllt in allen Testfällen Level 1“-Bedingungen (siehe MIL-F-8785C, 3.3.1.1).

Rollzeitkonstante

Die Mehrzahl der untersuchten Testfälle erfüllt die Kriterien für Level 1. Mit steigender Machzahl sinkt die Rollzeitkonstante bei beiden Flugzeugkonfigurationen. Infolgedessen wird bei höheren Machzahlen das Kriterium für „Level 1“-Eigenschaften verletzt.

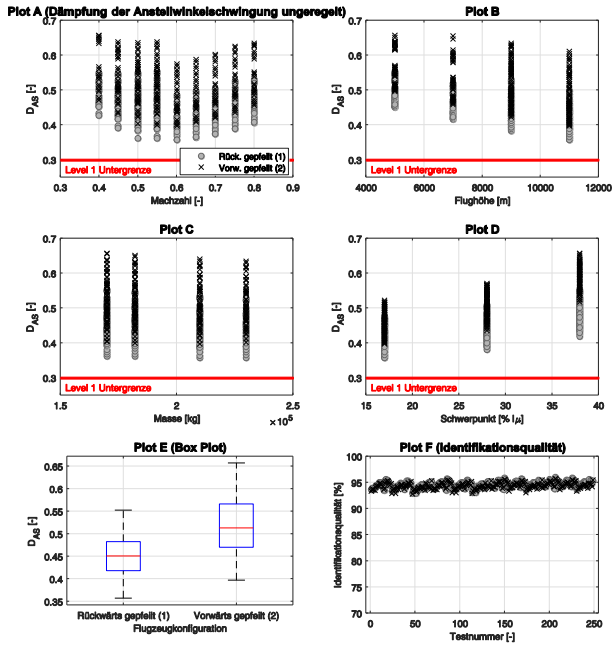


Abbildung 9: Dämpfung der Anstellwinkelschwingung (ungeregelt)

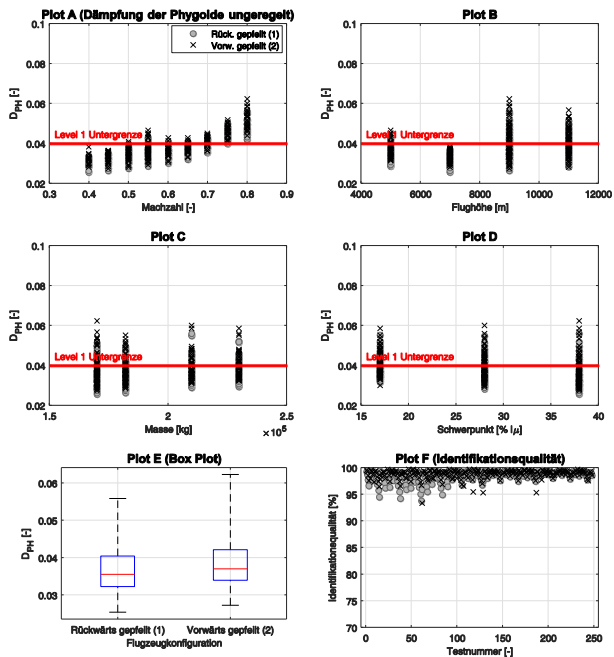


Abbildung 10: Dämpfung der Phygoide (ungeregelt)

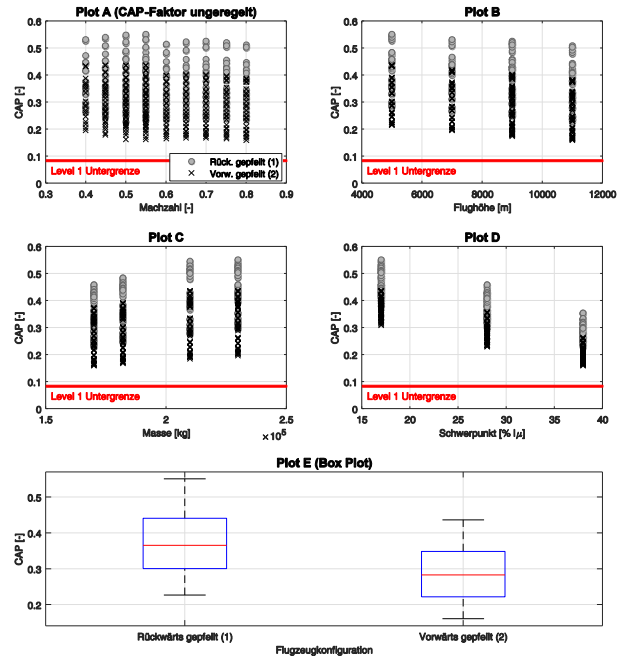


Abbildung 11: CAP-Faktor (ungeregelt)

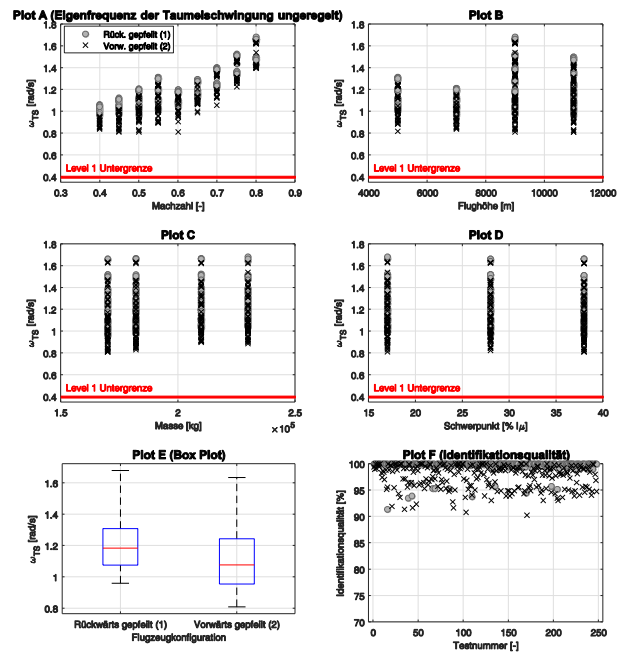


Abbildung 12: Eigenfrequenz der Taumelschwingung (ungeregelt)

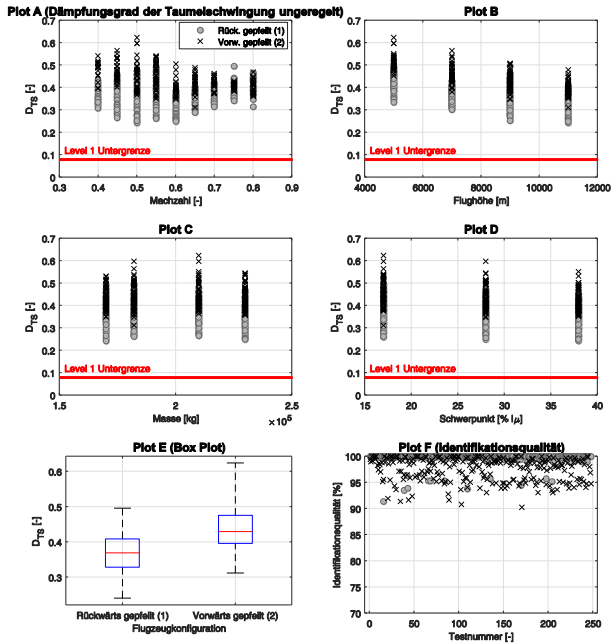


Abbildung 13: Dämpfung der Taumelschwingung (ungeregelt)

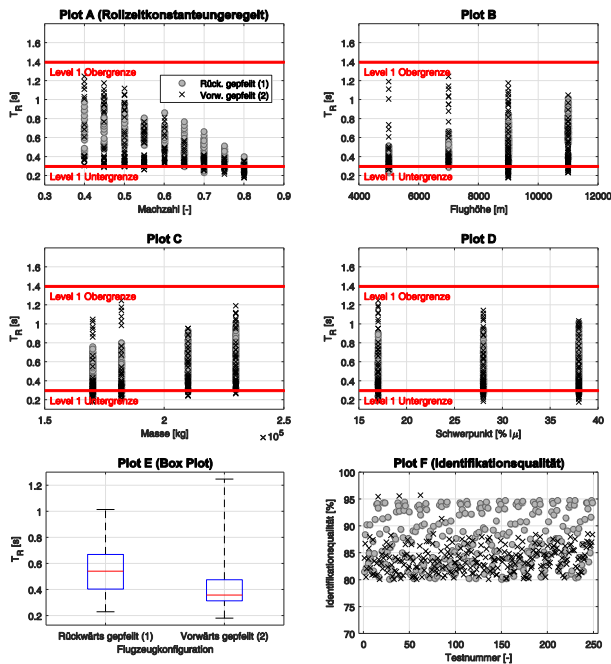


Abbildung 14: Rollzeitkonstante (ungeregelt)

5.3 Ergebnisse geregeltes Flugzeug

Ohne Reglerunterstützung werden bei einigen Testfällen „Level 1“-Eigenschaften nicht erreicht. In Abbildung 15 bis Abbildung 20 sind die Ergebnisse des geregelten Falls zu sehen. Alle Testfälle in jedem Kriterium erfüllen nun die jeweiligen „Level 1“-Bedingungen.

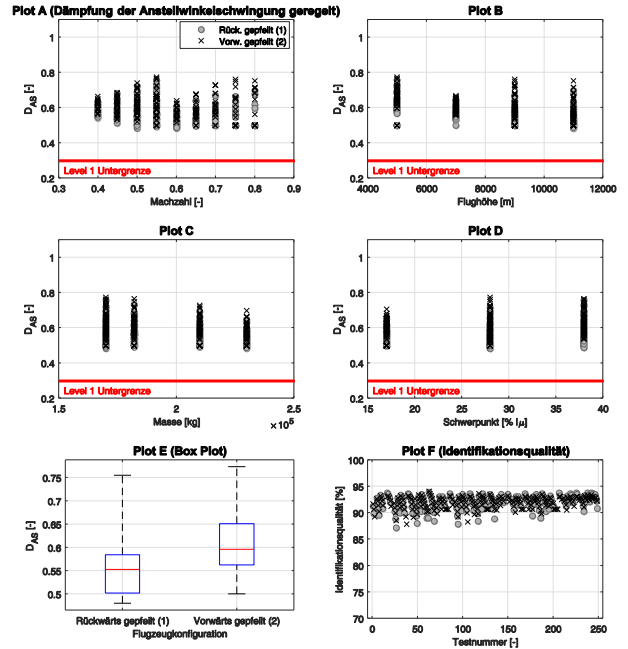


Abbildung 15: Dämpfung der Anstellwinkelschwingung (geregelt)

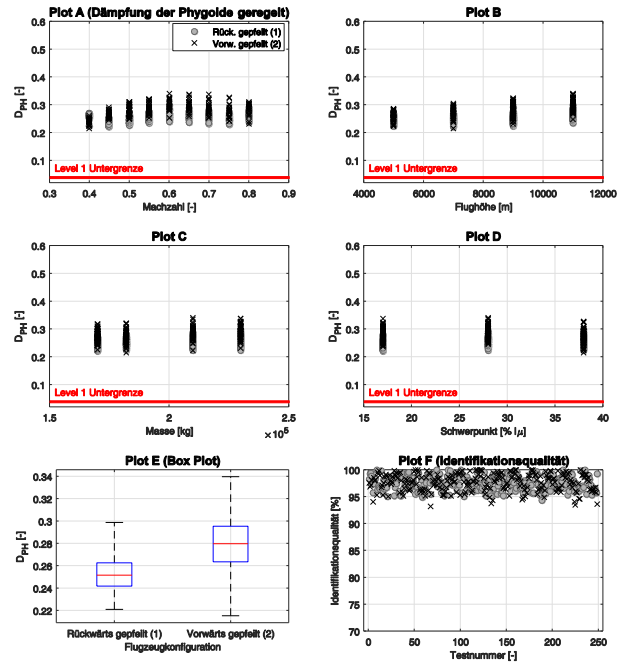


Abbildung 16: Dämpfung der Phygoide (geregelt)

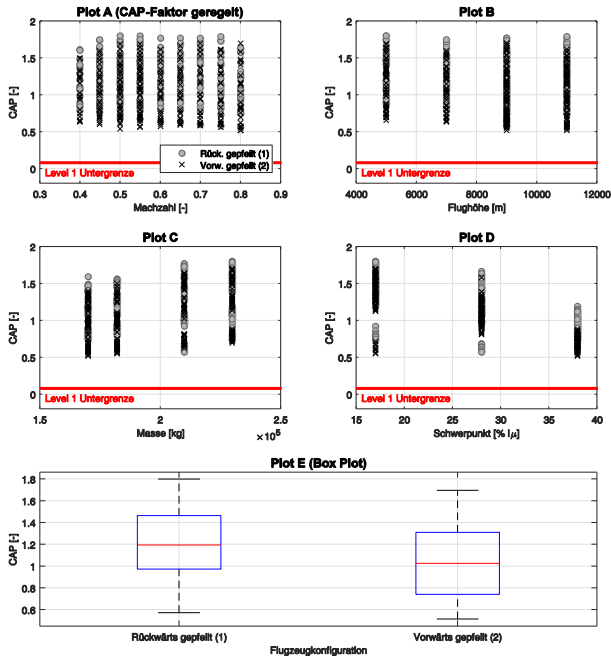


Abbildung 17: CAP-Faktor (geregelt)

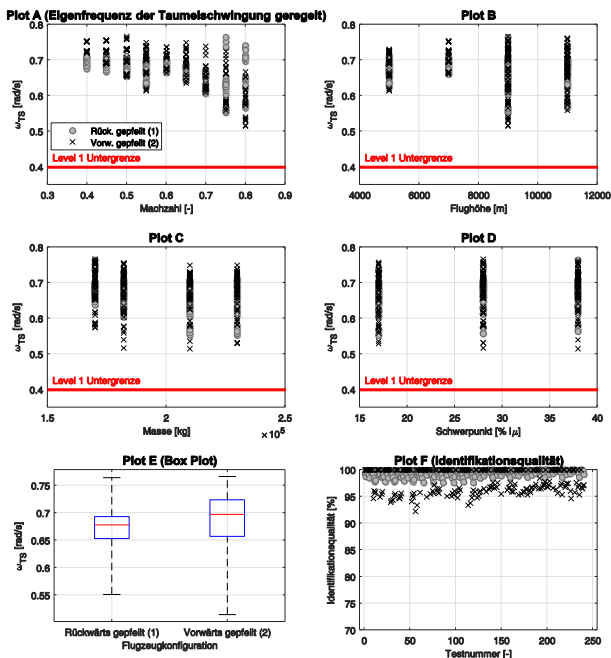


Abbildung 18: Eigenfrequenz der Taumelschwungung (geregelt)

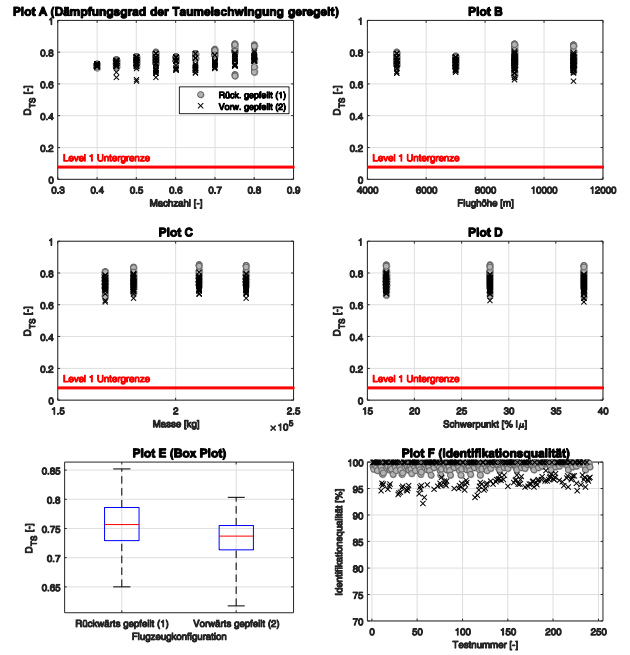


Abbildung 19: Dämpfung der Taumelschwungung (geregelt)

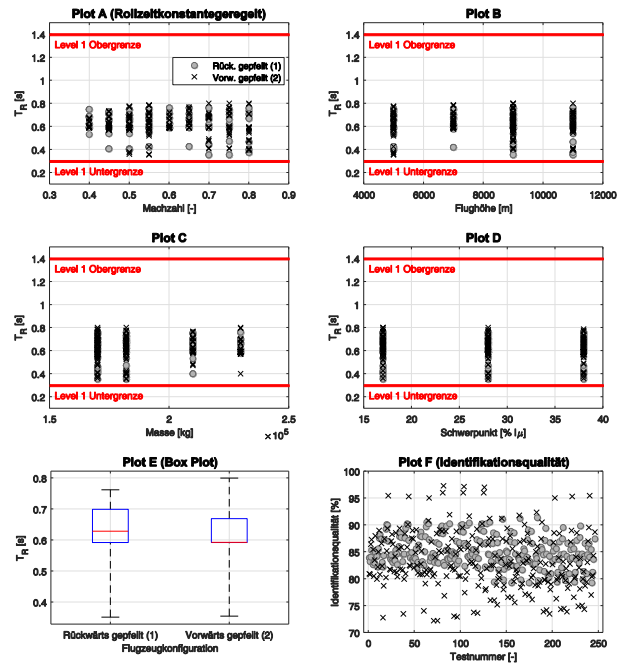


Abbildung 20: Rollzeitkonstante (geregelt)

6 ZUSAMMENFASSUNG

Im vorliegenden Beitrag wird ein Verfahren zur flugmechanischen Bewertung von Flugzeugkonfigurationen im modellbasierenden Flugzeugvorentwurf beschrieben.

Der Entwurfsprozess beginnt mit der Erstellung eines flugmechanischen Modells und der automatisierten Auslegung der Parameter eines Flugregelungssystems. Anhand dieses Modells wird der Entwurf mit dem Tool MITRA flugmechanisch bewertet. Es kann eine Vielzahl von flugmechanischen Kriterien unter verschiedenen Bedingungen überprüft werden. Wie hier gezeigt, können die flugmechanischen Eigenschaften für den unregelmäßigen und geregelten Fall für verschiedene Konfigurationen untersucht und miteinander verglichen werden. So können gezielt Parametervariationen sowohl beim Flugzeugmodell als auch bei der Auslegung des Flugregelungssystems durchgeführt und ihre Auswirkung auf den Gesamtentwurf betrachtet werden.

Das vorgestellte Verfahren kann einen Flugzeugvorentwurf anhand von flugmechanischen Kriterien in der gesamten Flugvelope und für verschiedene Beladungszustände schnell bewerten.

Dank des modularen Aufbaus des Prozesses können, dem Entwurfsstadium entsprechend, höherwertigere Methoden und Modelle eingesetzt werden, um genauere Ergebnisse bei der flugmechanischen Bewertung zu erzielen. So wäre der nächste Schritt, die flugmechanischen Modelle der hier verglichenen Konfigurationen mit komplexeren Triebwerksmodellen und Hochauftriebssystemen zur Bewertung der Flugleistung auszustatten. Auch können aeroelastische Einflüsse durch Einbeziehen eines Streifenmodells und struktureller Eigenschaften untersucht werden, was in Anbetracht der negativen Pfeilung und dem damit verbundenen Effekt der Torsionsdivergenz sinnvoll wäre.

7 DANKSAGUNG

In dieser Arbeit wurden Ergebnisse aus dem vom DLR koordinierten Verbundvorhaben AeroStruct und dem von Airbus koordinierten Verbundvorhaben MOVE.ON (beide LuFo-IV) verwendet.

Beide Vorhaben wurden aus Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie (BMWi) im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms IV gefördert.

8 LITERATUR

- [1] T. Melin, A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications - Master's Thesis, Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology (KTH), 2000.
- [2] F. J. Silvestre, Methodology for Modeling the Dynamics of Flexible, High-Aspect-Ratio Aircraft in the Time Domain for Aeroservoelastic Investigations - Dissertation: Technische Universität Berlin, Deutschland, 2012.
- [3] Hamann, Köthe, Luckner, „Automatische Auslegung von Flugreglerfunktionen für den Flugzeugvorentwurf“, DLRK 2014, Augsburg, Deutschland, 2014.
- [4] European Aviation Safety Agency, "Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25", Deutschland, 2014.
- [5] D. o. D. USA, Flying Qualities of Piloted Airplanes - MIL-F-8785C, USA, 1980.
- [6] Department of Defense USA, Flying Qualities of Piloted Aircraft - MIL-HDBK-1797, USA, 2014.
- [7] Krishnamurthy, Luckner, „Automated Evaluation of Handling Qualities and Performance for Preliminary Design Using Flight Simulation Models“, DLRK 2014, Augsburg, Deutschland, 2014.