

# Flugzustandsregler für Kippflügel-Fluggeräte mit hohen Flugleistungen

## State Controller for Flight Performance oriented Tilt-Wing Aircraft

Von der Fakultät für Maschinenwesen der  
Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen  
zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktors  
der Ingenieurwissenschaften genehmigte Dissertation

vorgelegt von

Marten Schütt

Berichter:

Univ.-Prof. Dr.-Ing. D. Moormann

Univ.-Prof. Dr.-Ing. W. Alles

Tag der mündlichen Prüfung: 26. Juni 2019

Diese Dissertation ist auf den Internetseiten  
der Universitätsbibliothek online verfügbar.







## Danksagung

Diese Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut und Lehrstuhl für Flugsystemdynamik der RWTH Aachen University. Mein besonderer Dank gilt Herrn Professor Dr.-Ing. Dieter Moormann für die Ermöglichung meiner verschiedenen spannenden Forschungstätigkeiten und die Betreuung dieser Arbeit. Herrn Professor Dr.-Ing. Wolfgang Alles möchte ich für die Übernahme des Koreferates danken.

Bei meinen Kollegen am Institut möchte ich mich für die interessanten Gespräche und spannenden Diskussionen bedanken. Im Besonderen ist hierbei Philipp Hartmann zu nennen, der mich fachlich und persönlich bei der Entstehung dieser Arbeit sehr unterstützt hat. Ich habe meine Zeit am Institut mit den verschiedenen Projekten sehr genossen und möchte dem gesamten Team einschließlich des Sekretariats, des Elektrolabors, der (Modell)-Werkstatt und der IT für die Unterstützung und die gute Zusammenarbeit danken. Natürlich möchte ich mich auch bei allen studentischen Hilfskräften und meinen Abschlussarbeitern bedanken.

Im Paketkopter Projekt haben wir als Team unter anderem mit Johanna Holsten, Nicolai Voget, Yavor Dobrev, Fabian Binz und Norbert Siepenkötter zusammen arbeiten und auch leben gelernt. Im Projekt Neo habe ich gemeinsam mit Tobias Islam und Woldemar Neustädter erfolgreich Neuland betreten und mit Johannes Krimphove einen traumhaften Nachfolger gefunden. Bei verschiedensten Aktivitäten haben im Besonderen Stefan Engels, Isabelle Barz und Tobias Ostermann stets für guten Zusammenhalt im Team gesorgt.

Mein herzlicher Dank gilt meiner Familie. Zum einen meinen Eltern für die immerwährende Unterstützung im Studium aber auch während der Promotion. Zum anderen meiner Partnerin Stefanie und unserer gemeinsamen Tochter Finja, die zusammen trotz meiner hohen Beschäftigung stets hinter mir standen und mich immer motiviert haben.

Aachen, April 2019

Marten Schütt

## Abstract

The wide flight envelope of tilt-wing aircraft includes VTOL and high flight speeds, making them attractive for various applications such as inspection, air delivery and air taxi. The different flight states –from thrustborne to liftborne– place high demands on the design of aircraft and control system. Thanks to current technologies, tilt-wing aircraft can be designed unstable to achieve high flight performance. Nevertheless, stabilization is a mandatory criterion which must always be fulfilled. The required flight controller must therefore ensure stabilization throughout the entire flight envelope while enabling high flight performance.

In this work, a flight state controller is designed and evaluated which finds a compromise to achieve high flight performance while maintaining the required flying qualities for tilt-wing aircraft. This supports the ability to shift the design objectives of tilt-wing aircraft to good flight performance. The contradictory goals of high flight performance and good flying qualities on the one hand and the conflicting requirements for high flight performance in different flight conditions on the other are discussed.

The designed flight state controller enables an optimal compromise between these contradictory goals based on the consideration of predefined criteria. Feedforwarding a trim control vector allows stationary flight in the entire flight envelope. For the usually large number of manipulated variables, a suitable trim control vector is selected on the basis of different criteria of flight performance and flying qualities. A control allocation preserves the control reserves required for stabilization and generates a compensated control deflection by applying the pseudoinverse. The reserve of the manipulated variable is taken into account implicitly by an artificial reduction of the control effectiveness. The designed approach of the flight state controller is applied to an example aircraft with high flight performance and a large number of control variables. The functionality of the approach is proven by means of a nonlinear simulation and final flight tests.

## Kurzfassung

Der große Flugbereich von Kippflügel-Fluggeräten beinhaltet den Schwebeflug und hohe Fluggeschwindigkeiten, das macht sie attraktiv für verschiedene Einsatzgebiete wie Inspektion, Luftzustellung und Luft-Taxis. Die unterschiedlichen Flugzustände – von schubgetragen bis auftriebsgetragen – stellen hohe Anforderungen an den Entwurf von Fluggerät und Regelung. Dank aktueller Technologien können die Fluggeräte zum Erreichen hoher Flugleistungen auch instabil ausgelegt werden. Die Stabilisierbarkeit stellt dabei allerdings ein stets zu erfüllendes, notwendiges Kriterium dar. Die erforderliche Flugregelung muss somit eine Stabilisierung im gesamten Flugbereich sicherstellen, während hohe Flugleistungen ermöglicht werden.

In dieser Arbeit wird ein Flugzustandsregler entworfen und evaluiert, der einen Kompromiss zum Erreichen von hohen Flugleistungen bei gleichzeitiger Wahrung erforderlicher Flugeigenschaften für Kippflügel-Fluggeräte findet. Damit wird unterstützt, dass sich die Auslegungsziele von Kippflügel-Fluggeräten zu guten Flugleistungen verschieben können. Es werden zum einen die widersprüchlichen Ziele hoher Flugleistungen und guter Flugeigenschaften und zum anderen die gegensätzlichen Anforderungen für hohe Flugleistungen in den unterschiedlichen Flugzuständen diskutiert.

Der entworfene Flugzustandsregler ermöglicht einen optimalen Kompromiss zwischen den gegensätzlichen Anforderungen anhand der Berücksichtigung entsprechend definierter Kriterien. Die Vorsteuerung von Trimm-Steuervektoren macht die Flugzustände des großen Flugbereichs jeweils zu einem Gleichgewichtszustand. Für die üblicherweise große Anzahl an Steuergrößen wird anhand verschiedener Kriterien der Flugeigenschaften und Flugleistungen ein geeigneter Verlauf der einzelnen Trimm-Steuergrößen ausgewählt. Eine Steuergrößenzuordnung gewährleistet die zur Stabilisierung nötigen Steuerreserven und erzeugt durch die Verwendung der Pseudoinversen einen kompensierten Steuergrößenausschlag. Dabei wird die verbleibende Steuerreserve durch eine künstliche Reduktion der Wirksamkeit implizit berücksichtigt. Der entworfene Ansatz des Flugzustandsreglers wird für ein Beispielfluggerät mit hohen Flugleistungen und einer großen Anzahl an Steuergrößen angewendet. Mittels einer nichtlinearen Simulation und abschließender Flugversuche wird die Funktionalität und Leistungsfähigkeit des Ansatzes nachgewiesen.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>VII</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Problemstellung und Stand der Technik . . . . .	3
1.2 Ziel und Aufbau der Arbeit . . . . .	5
<b>2 Kippflügel-Fluggerät</b>	<b>7</b>
2.1 Flugmechanik . . . . .	7
2.1.1 Steuergrößen . . . . .	7
2.1.2 Stabilität . . . . .	8
2.1.3 Stabilisierbarkeit . . . . .	10
2.1.4 Stationäre Flugzustände . . . . .	12
2.1.5 Zuordnung der Steuergrößen . . . . .	13
2.1.6 Flugeigenschaften und Flugleistungen . . . . .	14
2.2 Modellbildung . . . . .	16
2.2.1 Simulationsumgebung . . . . .	16
2.2.2 Komponentenbasierte Methode . . . . .	17
2.2.3 Evaluation anhand Windkanalmessungen . . . . .	24
<b>3 Auslegung von Fluggerät und Flugregelung</b>	<b>27</b>
3.1 Ziele der Auslegung . . . . .	27
3.1.1 Geringer Leistungsbedarf . . . . .	28
3.1.2 Großer Flugbereich . . . . .	34
3.1.3 Hohe Steuerreserven . . . . .	37
3.1.4 Gutes Störverhalten . . . . .	38
3.2 Auslegung der Entwurfparameter . . . . .	39
3.2.1 Tragflügel . . . . .	39
3.2.2 Antriebssystem . . . . .	45
3.2.3 Schwerpunktlage . . . . .	50
3.2.4 Leitwerk . . . . .	52

3.2.5	Klappen und Ruder . . . . .	53
3.3	Auslegung des Flugregelungssystems . . . . .	55
3.3.1	Flugzustandsregler . . . . .	55
3.3.2	Trimm-Steuervektor . . . . .	63
3.3.3	Steuergrößenzuordnung . . . . .	69
<b>4</b>	<b>Realisierung anhand eines Beispielfluggerätes</b>	<b>76</b>
4.1	Das Beispielfluggerät . . . . .	76
4.1.1	Fluggeräte-Konfiguration . . . . .	76
4.1.2	Steuergrößen und Leitwerk . . . . .	78
4.1.3	Linearisierung . . . . .	80
4.2	Verlauf des Trimm-Steuervektors . . . . .	80
4.2.1	Abtasten der Lösungsmenge . . . . .	81
4.2.2	Betrachtung des stationären Horizontalflugs . . . . .	83
4.2.3	Erweiterung für stationäre Vertikalgeschwindigkeiten . . . . .	89
4.2.4	Bewertung des ausgewählten Trimm-Steuervektors . . . . .	90
4.3	Zuordnung der Steuergrößen . . . . .	96
4.3.1	Symmetrische Steuerreserve . . . . .	96
4.3.2	Steuerausschläge für kompensierte Beschleunigungen . . . . .	99
4.3.3	Erzeugbare Beschleunigungen . . . . .	101
4.4	Simulationsergebnisse und Flugversuche mit dem Beispielfluggerät . . . . .	104
4.4.1	Simulation . . . . .	104
4.4.2	Flugversuche . . . . .	108
4.5	Diskussion der Ergebnisse . . . . .	112
<b>5</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>114</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>119</b>
<b>A</b>	<b>Matrizen</b>	<b>126</b>
<b>B</b>	<b>Beispielfluggerät</b>	<b>128</b>

## Symbolverzeichnis

### Lateinische Symbole

$a_{11}$ bis $a_{23}$	Parameter der Funktion zur Reduktion des Standschubs
$\vec{b}$	Beschleunigungsvektor $[\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}]^T$
$b$	Spannweite
$A$	Auftriebskraft
$\mathbf{A}$	Zustandsmatrix der linearisierten Regelstrecke
$\mathbf{B}$	Eingangsmatrix der linearisierten Regelstrecke
$\mathbf{C}$	Ausgangsmatrix der linearisierten Regelstrecke
$C_a, C_A$	Auftriebsbeiwert von Profil und Tragflügel
$C_w, C_W$	Widerstandsbeiwert von Profil und Tragflügel
$C_m, C_M$	Momentenbeiwert von Profil und Tragflügel
$d_{\text{prop}}$	Propellerdurchmesser
$e$	Oswald-Faktor
$f$	Schub (Steuergröße)
$f_{\text{haupt}}$	Schub der Hauptantriebe (Steuergröße)
$f_{\text{heck}}$	Schub des Heckantriebs (Steuergröße)
$F_0$	erzeugte Standschubkraft
$F_{\text{eff}}$	effektive Schubkraft unter Anströmung
$F_z$	Vertikalkraft
$g$	Erdbeschleunigung
$G$	Gewichtskraft
$G(s)$	Übertragungsfunktion einer linearisierten Regelstrecke
$\mathbf{H}$	statische Übertragungsmatrix der Steuergrößen der linearisierten Regelstrecke
$j$	Fortschrittsgrad
$\mathbf{J}$	Jakobi-Matrix
$k_d$	Kontraktionsfaktor des Propellerabwinds
$k_{r1}, k_{r2}$	Faktoren zur Reduktion der Ruderwirkung
$l_\mu$	Referenztiefe des Tragflügels
$l_m$	Mittlere Tiefe des Tragflügels (häufig Rechteckflügel)

---

$L, M, N$	Roll-/Nick-/Giermoment
$\mathbf{M}_{\text{tr}}$	Matrix zur Transformation des Zustandsvektors
$p, q, r$	Drehrate um die flugzeugfeste $x$ -/ $y$ -/ $z$ -Achse
$\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$	Drehbeschleunigung um die flugzeugfeste $x$ -/ $y$ -/ $z$ -Achse
$q$	Staudruck
$P$	(Antriebs-)Leistung
$P_{\text{stat}}$	Schwebeleistung
$P_{\text{indu}}$	induzierte Leistung
$P_{\text{para}}$	parasitäre Leistung
$P_{\text{max}}$	maximale Antriebsleistung
$P_{\text{ideal}}$	ideale Antriebsleistung
$\mathbf{R}$	Diagonalmatrix der normierten Steuerreserve
$Re$	Reynolds-Zahl
$s$	komplexe Frequenzvariable
$S$	Fläche (i.A. des Tragflügels)
$S_{\text{prop}}$	Propellerfläche
$t$	Zeit
$T$	Zeitkonstante
$T_T$	Totzeit
$T_d$	Verdopplungszeit
$\vec{u}$	Steuergrößenvektor der linearisierten Regelstrecke
$u, v, w$	$x$ -/ $y$ -/ $z$ -Komponente der inertialen Geschwindigkeit
$u_a, v_a, w_a$	$x$ -/ $y$ -/ $z$ -Komponente der aerodynamischen Geschwindigkeit
$u_{\text{indu}}$	induzierte Geschwindigkeit
$\mathbf{U}$	Steuergrößenzuordnungsmatrix
$\vec{v}$	Geschwindigkeitsvektor $[u, v, w]^T$
$V$	Leitwerksvolumen
$W$	Widerstandskraft
$\mathbf{W}$	(Steuergrößen-)Wirksamkeitsmatrix
$\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$	$x$ -/ $y$ -/ $z$ -Komponente der inertialen Beschleunigung
$x_{\text{SP}}$	Position des Schwerpunktes in $x$ -Richtung
$x_{\text{haupt}}$	Position der Hauptantriebe in $x$ -Richtung
$x_{\text{heck}}$	Position des Heckantriebs in $x$ -Richtung
$\vec{x}$	Zustandsvektor der linearisierten Regelstrecke
$y_{\text{haupt}}$	Position der Hauptantriebe in $y$ -Richtung
$\vec{y}$	Ausgangsvektor der linearisierten Regelstrecke

## Griechische Symbole

$\alpha$	Anstellwinkel
$\gamma_{\text{opt}}$	optimale Gleitzahl
$\lambda$	Zuspitzung des Tragflügels
$\lambda_r$	Rudertiefenverhältnis
$\lambda_s$	Eigenvektor der linearen Zustandsmatrix
$\Lambda$	Streckung des Tragflügels
$\nu$	virtuelle Steuergröße (rotatorische/translatorische Beschleunigung)
$\nu_{Re}$	kinematische Viskosität der Luft
$\rho$	(Luft-)Dichte
$\phi$	Hängewinkel
$\theta$	Nicklagewinkel
$\psi$	Azimut (Steuerkurs)
$\dot{\psi}$	Änderungsrate des Azimuts
$\xi$	Querruder (Steuergröße)
$\zeta$	Seitenruder (Steuergröße)
$\eta$	Höhenruder (Steuergröße)
$\eta_p$	Propellerwirkungsgrad
$\kappa$	Auftriebsklappen (Steuergröße)
$\sigma_{\text{fl}}$	Kippwinkel des Tragflügels (Steuergröße)
$\sigma_{\text{hlw}}$	Kippwinkel des Höhenleitwerks (Steuergröße)
$\tau$	generische Steuergröße
$\omega_{\text{prop}}$	Drehgeschwindigkeit eines Propellers
$\vec{\omega}$	Drehratenvektor $[p, q, r]^T$

## Indizes, Operatoren und Zusätze

$\Delta \square$	Abweichung der Größe $\square$
$\delta \square$	Abweichung der Größe $\square$ von Arbeitspunkt
$\partial \square$	Partielle Ableitung der Größe $\square$
$\square^{-1}$	Inverse der Größe $\square$
$\square^+$	Pseudoinverse der Größe $\square$
$\square^T$	transponierte Größe $\square$
$\square^h$	Größe $\square$ beschrieben im (bspw. horizontalen) Koordinatensystem
$\square_{\text{AP}}$	Wert der Größe $\square$ im Arbeitspunkt
$\square_c$	Vorgabewert der Größe $\square$

$\square_{\text{abs}}$	Absolutwert der Größe $\square$
$\square_{\text{mess}}$	Messwert der Größe $\square$
$\square_{\text{fl}}$	Größe $\square$ bezüglich des Tragflügels
$\square_{\text{hlw}}$	Größe $\square$ bezüglich des Höhenleitwerks
$\square_{\text{slw}}$	Größe $\square$ bezüglich des Seitenleitwerks
$\square_{\text{haupt}}$	Größe $\square$ bezüglich der Hauptantriebe
$\square_{\text{heck}}$	Größe $\square$ bezüglich des Heckantriebs
$\square_{\text{SP}}$	Größe $\square$ bezüglich des Schwerpunktes
$\square_{\text{NP}}$	Größe $\square$ bezüglich des Neutralpunktes
$\square_{\text{li/re}}$	Größe $\square$ bezüglich der linken/rechten Tragflügelhälfte

### Koordinatensysteme

$f$	flugzeugfestes Koordinatensystem
$h$	horizontales Koordinatensystem
$i$	inertiales Koordinatensystem
$k$	Komponenten Koordinatensystem

### Abkürzungen

AP	Arbeitspunkt
CFD	numerische Strömungsmechanik (engl. Computational Fluid Dynamics)
FZ	Flugzustand
INDI	inkrementelle nichtlineare dynamische Invertierung (engl. Incremental Nonlinear Dynamic Inversion)
LQR	linear-quadratischer Regler (engl. Linear-Quadratic Regulator)
PID	Proportional-Integral-Differential Regler (engl. Proportional-Integral-Derivative Controller)
UAS	zivile unbemannte Luftfahrtsysteme (engl. Unmanned Aerial Systems)
VLM	Wirbelgitterverfahren (engl. Vortex Lattice Method)
VTOL	Fähigkeit eines Fluggerätes, Start und Landung senkrecht auszuführen (engl. Vertical Take-Off and Landing)

## 1 Einleitung

Hohe Flugleistungen und eine Senkrechtstartfähigkeit in einem Fluggerät zu kombinieren, stellt hohe Anforderungen an den Entwurf von Fluggerät und Regelung. Der Flugbereich von sogenannten Wandel-Fluggeräten, welche diese Fähigkeiten vereinen, beinhaltet schubgetragene und auftriebsgetragene Flugzustände. Der Schwebeflug erlaubt ihnen unabhängig von der Infrastruktur von Flugplätzen zu operieren und der Flächenflug ermöglicht eine große Reichweite und hohe Fluggeschwindigkeiten. Kippflügel-Fluggeräte stellen mit ihrer Fähigkeit, den Tragflügel um die laterale Achse kippen zu können, eine besondere Konfiguration der Wandel-Fluggeräte dar. In den 1950er und 1960er Jahren ist intensiv an Kippflügel-Fluggeräten geforscht worden. Zu den bekanntesten Fluggeräten dieser Zeit zählen die *Vertol VZ-2*, die *Hiller X-18*, die *LTV XC-142* und die *Canadair CL-84*, siehe Abbildung 1.1.



(a) *Vertol VZ-2* [1]



(b) *Hiller X-18* [2]



(c) *LTV XC-142* [3]



(d) *Canadair CL-84* [4]

Abbildung 1.1: Historische Kippflüge-Fluggeräte aus den 1950er und 1960er Jahren

Ein Großteil der historischen Kippflügel-Fluggeräte wurde für den militärischen Einsatz entwickelt. So sollte eine Flugbereitschaft auch bei zerstörten Start- und Landebahnen aufrechterhalten werden [5]. Aber auch zivile Ansätze zur Entlastung der Start- und Landebahnen großer Flughäfen durch VTOL<sup>1</sup>-fähige Zubringer-Fluggeräte trieben die Entwicklung von Wandel-Fluggeräten voran [6]. Die aufgrund der damaligen Gerätetechnik

<sup>1</sup>engl. *Vertical Take-Off and Landing*, Fähigkeit Start und Landung senkrecht ausführen können

beschränkten Möglichkeiten bei der Realisierung von Regelungssystemen, erlaubten nur eine geringfügige Entlastung des Piloten bei der Stabilisierung der Fluggeräte. Daher waren gute Flugeigenschaften hinsichtlich natürlicher Stabilität und Steuerbarkeit stets das dominierende Ziel der Auslegung dieser Kippflügel-Fluggeräte [7].

Bei Kippflügel-Fluggeräten wird der Abwind der Antriebe genutzt, um zu verhindern, dass die Strömung vom Tragflügel ablöst und damit schwer kontrollierbare Systemzustände auftreten [8]. Dazu wurden die historischen Kippflügel-Fluggeräte derart ausgelegt, dass große Antriebsdurchmesser und tiefe Tragflügel mit einer geringen Streckung entstanden. Auf diese Weise konnten die Kippflügel-Fluggeräte vom Abwind der Hauptantriebe größtmöglich profitieren und einen Strömungsabrisses in großen Bereichen des Tragflügels verhindern. Als Hochauftriebshilfen wurden große Ruderklappensysteme und für ausreichende Steuerbarkeit teilweise zusätzliche Antriebe zur Erzeugung von Nick- und Giermomenten verwendet. Diese Auslegungsziele stehen im Widerspruch zu guten Flugeleistungen in den auftriebsgetragenen Flugzuständen [7]. Die geringen Flugeleistungen und die verbleibende hohe Arbeitsbelastung bei der Steuerung führten dazu, dass nur wenige der Entwürfe über den Status als Experimentalflugzeug hinaus weiter verfolgt wurden [8].



(a) *Rolls-Royce EVTOL* [9]



(b) *Airbus Vahana* [10]



(c) *NASA GL-10* [11]



(d) Beispielfluggerät

Abbildung 1.2: Aktuell in der Entwicklung befindliche Kippflüge-Fluggeräte

In den letzten Jahren ist durch die Verfügbarkeit von skalierbaren elektrischen Antrieben und elektronischen Komponenten das Interesse an Fluggeräten mit Senkrechtstartfähigkeit erneut gestiegen. Das gilt für verschiedene zivile Einsatzgebiete, wie Überwachung, Inspektion und Luftzustellung. Diese Einsatzgebiete können häufig von kleinen unbemannten Fluggeräten (UAV<sup>2</sup>) bedient werden [12]. Aber auch aktuelle Konzepte verschiedener Luft-Taxis für urbane *On-Demand Mobility*<sup>3</sup> erfordern eine Senkrechtstartfähigkeit [13, 14].

<sup>2</sup>engl. Unmanned Aerial Vehicle

<sup>3</sup>individueller Personentransport auf Abruf

Die neuen Technologien und neue Möglichkeiten der Automatisierung erlauben einen Entwurf von Kippflügel-Fluggeräten, welche durch künstliche Stabilisierung sowohl gute Flugeigenschaften als auch hohe Flugleistungen aufweisen. Die natürliche Stabilität ist somit nicht mehr erforderlich. Einige beispielhafte Fluggeräte sind in Abbildung 1.2 dargestellt. Dabei fallen im Vergleich zu den historischen Fluggeräten kleinere Antriebsdurchmesser und Tragflügel mit einer hohen Streckung auf [15]. Durch diese Auslegung sollen aktuelle Kippflügel-Fluggeräte neben der Senkrechtstartfähigkeit zusätzlich gute Flugleistungen in Form von große Reichweiten und hohen Fluggeschwindigkeiten aufweisen.

## 1.1 Problemstellung und Stand der Technik

In der Flugmechanik folgt aus einem Wunsch nach guten Flugeigenschaften und gleichzeitig hohen Flugleistungen häufig ein Zielkonflikt [16]. So führt eine Auslegung für hohe Flugleistungen in dem meisten Fällen zu einer Verschlechterung der Flugeigenschaften des Fluggerätes. Zusätzlich kann schon die alleinige Forderung nach hohen Flugleistungen bei Kippflügel-Fluggeräten durch den großen Flugbereich in sich zu einem Zielkonflikt führen. So muss beispielsweise die Auslegung des Antriebsstrangs einen Kompromiss zwischen hohen Flugleistungen in schubgetragenen sowie hohen Flugleistungen in auftriebsgetragenen Flugzuständen finden. Flugzustandsänderungen erfolgen durch ein Kippen des Tragflügels, wobei sehr hohe Anstellwinkel auftreten. Daher ist bei der Auslegung von Fluggerät und Regelung eine besondere Betrachtung der Strömungsverhältnisse am Tragflügel nötig. Eine geschickte Auslegung von Tragflügel und Antriebssystem kann verhindern, dass durch das Abreißen der Strömung in großen Bereichen des Tragflügels unkontrollierbare Flugzustände auftreten. Als Entwurfsparameter zur Gestaltung einer geeigneten Propeller-Flügel-Interaktion sind maßgeblich der Propellerdurchmesser sowie die Streckung und die Tiefe des Tragflügels aufeinander abzustimmen.

Die Möglichkeit der Stabilisierung durch aktuelle Regelungskonzepte erlaubt eine Auslegung von Kippflügel-Fluggeräten mit höheren Flugleistungen auf Kosten guter natürlicher Flugeigenschaften. Dabei stellt die Stabilisierbarkeit ein stets zu erfüllendes, notwendiges Kriterium dar. Um dieses zu garantieren, müssen die Stellgeschwindigkeiten der Aktuatoren berücksichtigt werden und eine ausreichende Steuerreserve gewährleistet sein. Somit können auch bei geregelten Kippflügel-Fluggeräten die Flugleistungen nicht beliebig gesteigert werden. Eine der aktuellen Herausforderungen ist es, diese gegensätzlichen Anforderungen mittels neuer Auslegungsstrategien und durch die Nutzung von aktuellen Regelungsansätzen zu vereinen.

In der Literatur finden sich verschiedene Ansätze zur Regelung von Kippflügel-Fluggeräten in Form von Lage- oder Flugzustandsreglern. Der große Flugbereich mit stark nichtlinearem Systemverhalten erfordert eine Anpassung des Reglers an den Flugzustand (z.B. engl. *gain scheduling*). In [17] und [18] werden die Reglerverstärkungen lediglich auf Basis der Wirksamkeitsänderung der Steuergröße angepasst. In [19] und [20] wird jeweils ein *PID*<sup>4</sup>-Regler, in [21] ein *H-infinity*-Regler<sup>5</sup> und in [22] ein *INDI*<sup>6</sup>-Regler vorgestellt. Sowohl [23] als auch [24] verwenden *LQ-Regler*<sup>7</sup> zur Lageregelung von Kippflügel-Fluggeräten. Einige der Konzepte sehen eine Vorsteuerung von Trimm-Steuergrößen vor [17, 20, 18, 24, 25], allerdings wird zur Begründung der Auswahl ausschließlich auf die Steuerbarkeit verwiesen. Einige Konzepte belegen einzelne Steuergrößen bei der Vorsteuerung mit Nebenbedingungen, so werden in [20] und [25] beide Tragflügel stets gleich gekippt. Es finden sich keine Ansätze, welche eine Auswahl der Verläufe der Trimm-Steuergrößen unter Berücksichtigung von Flugleistungen oder Flugeigenschaften vornehmen.

Die Betrachtung und Einordnung des vorgestellten Zielkonflikts bei einem Wunsch nach guten Flugeigenschaften und hohen Flugleistungen erfordert eine Beschreibung der Auswirkungen der Entwurfparameter auf das Systemverhalten der Fluggeräte. Da beim Entwurf von Kippflügel-Fluggeräten sowohl Betrachtungen von sehr hohen Anstellwinkeln als auch von schubgetragenen Flugzuständen nötig sind, eignen sich Ansätze der Modellierung von Flächenflugzeugen nicht uneingeschränkt. In der Literatur finden sich zur Modellierung von Wandel-Fluggeräten unterschiedliche Ansätze, wie beispielsweise Windkanal-Untersuchungen [25], Methoden der numerische Strömungsmechanik (*CFD*<sup>8</sup>-Analysen [26] und *VLM*<sup>9</sup>-Berechnungen [27]) und Freiflugversuche [19]. In der Entwurfsphase sollen in dieser Arbeit Änderungen der Konfiguration des Fluggerätes bezüglich Flügelgeometrie, -profil und Antrieben einfach möglich sein. Für eine Betrachtung der Auswirkungen im gesamten Flugbereich benötigen diese Ansätze allerdings einen sehr großen Aufwand.

Bei ähnlichen Anforderungen an die Modellierung hat in [28] eine Methode zur Beschreibung der Propeller-Flügel-Interaktion bei einem Flächenflugzeug Anwendung gefunden. In [29] wird eine komponentenbasierte Methode zur Modellierung eines Kipprotor-Fluggerätes beschrieben. Sowohl [30] als auch [31] teilen den Tragflügel eines Kippflügel-Fluggerätes jeweils nach einer komponentenbasierten Methode in eine vom Propellerabwind überströmten und einen nicht überströmten Teil auf. In [24] wird eine komponentenbasierte Methode zur

---

<sup>4</sup>engl. Proportional Integral Derivative

<sup>5</sup>Verfahren des Reglerentwurfs als Optimierungsproblem

<sup>6</sup>engl. Incremental Nonlinear Dynamic Inversion

<sup>7</sup>engl. Linear-Quadratic Regulator

<sup>8</sup>engl. Computational Fluid Dynamics

<sup>9</sup>engl. Vortex Lattice Method

Modellierung von Kippflügel-Fluggeräten beschrieben, die eine geeignete Ausgangssituation zur Betrachtung der Auswirkungen einer Änderung der Entwurfsparameter auf die Flugmechanik darstellt.

## 1.2 Ziel und Aufbau der Arbeit

Ziel dieser Arbeit ist es, einen Flugzustandsregler zu entwerfen, der einen sicheren Flugbetrieb von Kippflügel-Fluggeräten mit hohen Flugleistungen erlaubt. Dabei stellt der Zielkonflikt eines Wunsches nach guten Flugeigenschaften und hohen Flugleistungen eine Herausforderung sowohl für den Entwurf des Fluggerätes als auch für den Entwurf des Reglers dar. Der Flugzustandsregler schafft eine Lösung des erforderlichen Kompromisses im Bereich der Regelung durch das Vorsteuern geeigneter Trimm-Steuergrößen und die Gewährleistung nötiger Steuerreserven.

Als Flugzustandsregler wird in dieser Arbeit ein auf einem *LQ-Regler* basierendes Reglerkonzept entworfen. Der Flugzustandsregler passt die Reglerverstärkungen und Steuergrößenordnung in Abhängigkeit vom Arbeitspunkt an. Um einen Flugzustand zu einem Gleichgewichtszustand zu machen, werden geeignete Trimm-Steuergrößen vorgesteuert, die anhand verschiedener Kriterien der Flugleistungen und Flugeigenschaften ausgewählt werden. Diese Auswahl optimaler Verläufe der Trimm-Steuergrößen erfolgt als wesentliche Neuerung unter Berücksichtigung der Gradienten der Steuergrößen, der verbleibenden Steuerreserve, der Stabilität und Störbarkeit aber auch des Leistungsbedarfs. Eine Steuergrößenordnung mit impliziter Berücksichtigung der Steuerreserve ermöglicht eine ausreichende Stabilisierbarkeit für jeden Arbeitspunkt im Flugbereich. Zur Analyse der Einflüsse verschiedener Entwurfsparameter und zum Reglerentwurf wird im Rahmen dieser Arbeit eine Methode basierend auf [24] verwendet, die das Fluggerät in einfache Komponenten zerlegt und die wirkenden Kräfte und Momente einzeln berechnet. Die Modifikationen der analytischen und halb-empirischen Gleichungen zur Beschreibung der Aerodynamik aus [15], erhöht die Modellgüte zur Betrachtung der Auswirkungen einer Änderung Entwurfsparameter auf die Flugmechanik.

Um einen geeigneten Flugzustandsregler entwerfen zu können, wird im Kapitel 2 zunächst ein grundlegendes Verständnis der Flugmechanik von Kippflügel-Fluggeräten aufgebaut. Die im weiteren Verlauf der Arbeit durchgeführte Analyse der Auswirkungen von Änderungen der Auslegungsparameter zur Flugleistungssteigerung auf die Flugeigenschaften und auf das Regelungssystem erfolgt anhand einer komponentenbasierten Modellierung der Fluggeräte.

Eine Diskussion des Zielkonfliktes guter Flugeigenschaften und hoher Flugleistungen zu Beginn von Kapitel 3 erlaubt die Einschätzung der verschiedenen Entwurfparameter und ihren Einfluss auf die Flugmechanik. Als Teil des Flugzustandsreglers wird im weiteren Verlauf des Kapitels dargestellt, wie aus der Vielzahl an möglichen Steuergrößen eines Kippflügel-Fluggerätes ein geeigneter Vektor ausgewählt werden kann, der einen Kompromiss zwischen den jeweiligen Anforderungen von Flugeigenschaften und Flugleistungen findet. Da Fluggeräte mit hohen Flugleistungen häufig instabile Flugzustände aufweisen, ist es die Aufgabe des Flugzustandsreglers diese zu stabilisieren. Dazu werden die tatsächlichen Steuergrößen den virtuellen Steuergrößen des Lagereglers zum Abschluss von Kapitel 3 unter einer impliziten Berücksichtigung der Steuergrößenbeschränkungen zugeordnet.

In Kapitel 4 wird der entworfene Ansatz des Flugzustandsreglers auf ein Beispielfluggerät mit hohen Flugleistungen angewendet, welches eine Vielzahl an Steuergrößen für schubgetragene und auftriebsgetragene Flugzustände aufweist. Die Funktionalität des Flugzustandsreglers wird mittels einer nichtlinearen Simulation anhand ausgewählter Untersuchungen nachgewiesen. Abschließende Flugversuche zeigen die Anwendbarkeit des Ansatzes in der Realität.

## 2 Kippflügel-Fluggerät

Die Betrachtung der Auswirkungen von Flugleistungssteigerungen von Kippflügel-Fluggeräten erfordert als Basis eine grundlegende Kenntnis der Fluggeräte und ihrer Flugmechanik. Kippflügel-Fluggeräte zeichnen sich dadurch aus, dass sie ihren Tragflügel um die laterale Achse kippen können. Das Kippen ermöglicht es den Fluggeräten, senkrecht zu starten und zu landen, zusätzlich aber auch einen auftriebsgetragenen, schnellen Flächenflug durchzuführen. Somit ergibt sich ein großer Flugbereich, der abhängig von der Auslegung der Kippflügel-Fluggeräte auch durchgehend stationär erfolgen werden kann [5].

### 2.1 Flugmechanik

Die flugmechanischen Eigenschaften eines Kippflügel-Fluggerätes verändern sich mit dem Kippen des Tragflügels. Dabei variiert die Wirksamkeit verschiedener Steuergrößen in Abhängigkeit des Flugzustandes. Diese werden im Folgenden zunächst für ein klassisches Kippflügel-Fluggerät vorgestellt. Zusätzlich wird die Stabilität des Fluggerätes aus Sicht der Regelungstechnik und der Flugeigenschaften betrachtet. Dabei werden im Besonderen die Auswirkungen der Eigenschaften der Steuergrößen auf die Stabilisierbarkeit diskutiert. Als Grundlage für spätere Betrachtungen werden stationäre Flugzustände und Arbeitspunkte definiert. Verschiedene Möglichkeiten der Steuergrößenzuordnung zur Erfüllung der Forderung nach einer Stabilisierbarkeit im gesamten Flugbereich werden anhand von Literatur vorgestellt. Abschließend werden die Begriffe Flugeigenschaften und Flugleistungen zur späteren Verwendung in dieser Arbeit definiert.

#### 2.1.1 Steuergrößen

Die klassische Konfiguration eines Kippflügel-Fluggerätes stellt ein Hochdecker mit mindestens zwei Propeller-Antrieben dar, welche am Tragflügel angebracht sind. Im Folgenden sollen zunächst die Steuergrößen einer solchen Konfiguration vorgestellt werden, dabei beschränkt sich diese Arbeit auf die Betrachtung von Propellerantrieben. Im Flächenflug ähnelt das Kippflügel-Fluggerät einem Flächenflugzeug in Drachenkonfiguration und weist auch alle Steuerflächen dieser Konfiguration auf. In diesem Flugzustand werden

Rollmomente mittels Ausschlägen der Querrudern  $\xi$  und Nickmomente über Ausschläge des Höhenruders  $\eta$  erzeugt. Für die Steuerung von Giermomenten wird entweder differentieller Schub der Hauptantriebe  $\Delta f_{\text{haupt}}$  oder ein Ausschlag des Seitenruders  $\zeta$  verwendet. Der Auftrieb wird im Flächenflug durch den Tragflügel generiert und der kollektive Schub der Hauptantriebe  $2f_{\text{haupt}} = f_{\text{haupt,li}} + f_{\text{haupt,re}}$  kompensiert den Widerstand.

Für schubgetragene Flugzustände wird der Tragflügel um die laterale Achse gekippt und annähernd senkrecht gestellt, sodass der Schub der Hauptantriebe die Gewichtskraft kompensiert. Die Steuergröße zum Einstellen des Tragflügelkippwinkels wird im Folgenden als  $\sigma_{\text{fl}}$  bezeichnet. Zur Steuerung von Rollmomenten wird im Schwebeflug differentieller Schub verwendet. Die Querruder bleiben im Schwebeflug als Steuergrößen wirksam und können Giermomente erzeugen, da sie im Abwind der Hauptantriebe angeordnet sind. Dagegen verliert das Höhenruder ohne freie Anströmung seine Wirksamkeit, sodass Nickmomente durch andere Steuergrößen erzeugt werden müssen. In der Literatur finden sich dazu verschiedene Möglichkeiten, beispielsweise durch kollektiven Ausschlag der Querruder  $\kappa$  oder durch zyklische Blattverstellung der Hauptantriebe. Am häufigsten werden Nickmomente in schubgetragenen Flugzuständen allerdings durch einen zusätzlichen Antrieb im Heck des Fluggerätes  $f_{\text{heck}}$  erzeugt.

Der Erzeugung eines Momentes um eine flugzeugfeste Achse kann somit keine Steuergröße eindeutig für den gesamten Flugbereich zugeordnet werden. Der Abwind der Propeller erzeugt Auftrieb am Tragflügel und erlaubt die Nutzung der Querruder in schubgetragenen Flugzuständen. Die Überströmung des Tragflügels verursacht allerdings zu berücksichtigende stark nichtlineare Kopplungen zwischen den Hauptantrieben, dem Tragflügel und der Querruderwirksamkeit. Die hier vorgestellten Steuergrößen stellen einen möglichen Satz dar, welcher sowohl aus flugmechanischen als auch aus Gründen zur Steigerung der Flugleistungen erweitert werden kann. Die Möglichkeiten und Folgen der Erweiterung werden im Kapitel 3 vorgestellt und diskutiert.

### 2.1.2 Stabilität

Das Fluggerät kann als dynamisches System in Form einer linearisierten Zustandsraumdarstellung formuliert werden [32]:

$$\dot{\vec{x}} = \mathbf{A}(AP) \cdot \delta\vec{x} + \mathbf{B}(AP) \cdot \delta\vec{u}_{\text{abs}} \quad (2.1)$$

$$\delta\vec{y} = \mathbf{C}(AP) \cdot \delta\vec{x} \quad (2.2)$$

Das Symbol  $\delta$  macht deutlich, dass bezüglich eines Zustandes oder einer Steuergröße stets Abweichungen vom Arbeitspunkt (AP) betrachtet werden. Dabei stellt  $\vec{x}$  den Zustandsvektor,  $\vec{u}_{\text{abs}}$  den Steuergrößenvektor in absoluten Größen,  $\vec{y}$  den Messgrößenvektor,  $\mathbf{A}$  die Zustandsmatrix,  $\mathbf{B}$  die Eingangsmatrix und  $\mathbf{C}$  die Ausgangsmatrix dar. Der Gleichgewichtszustand  $\delta\vec{x}_0 = 0$  des Systems gilt als stabil, wenn die Zustandsmatrix  $\mathbf{A}$  diagonalähnlich ist und alle Eigenwerte  $\lambda_s$  der Zustandsmatrix die Bedingung  $\text{Re}(\lambda_s) \leq 0$  erfüllen [32]. Bei der Betrachtung der Stabilität müssen auch Unsicherheiten in den Modellen und eventuell stark nichtlineares Verhalten berücksichtigt werden. Neben den genannten Kriterien lässt sich die Stabilität der Regelstrecke auch durch eine Anregung durch den Eingangsvektor überprüfen. Dabei gilt die Regelstrecke als stabil, wenn eine beliebige begrenzte Anregung zu einer begrenzten Änderung des Ausgangsvektors führt [16].

Bei der Betrachtung der Flugmechanik wird klassisch zwischen der statischen und der dynamischen Stabilität unterschieden. Die statische Stabilität eines Fluggerätes wird als die Fähigkeit bezeichnet, nach einer Störung aus dem Gleichgewichtszustand in einen Gleichgewichtszustand zurückzukehren. Die Dynamik dieser rückführenden Bewegung wird mittels der dynamischen Stabilität beschrieben. Eine rückführende Bewegung ist also kein hinreichendes Kriterium für dynamische Stabilität, da die Bewegung beispielsweise ungedämpft sein kann, wodurch keine dynamische Stabilität vorliegt.

Für eine flugmechanische Betrachtung der Stabilität der Längsbewegung wird die Beschreibung der Aerodynamik vereinfacht. So werden die durch Überströmung entstehenden Kräfte am Tragflügel und dem Höhenleitwerk in jeweils einer resultierenden Luftkraft zusammengefasst. Diese greifen im jeweiligen Druckpunkt an und lassen sich in den Auftrieb und den Widerstand zerlegen. Abhängig vom Anstellwinkel wandert der Druckpunkt auf der Sehne des auftriebserzeugenden Profils [33]. Neben dem Druckpunkt ist der Neutralpunkt bei der Betrachtung der Längsstabilität von Fluggeräten relevant. Für das gesamte Fluggerät existiert ebenso wie für den Tragflügel allein ein Neutralpunkt, der durch die Lage und Geometrie des Höhenleitwerks beeinflusst wird. In dem Fluggeräte-Neutralpunkt können die Luftkräfte von Tragflügel und Höhenleitwerk zusammengefasst werden, in diesem Punkt verursacht eine Anstellwinkeländerung eine Änderung der Luftkräfte aber keine Momentenänderung  $C_{M\alpha}|_{\text{NP}} = 0$ . Die Position von Neutralpunkt  $x_{\text{NP}}$  und Schwerpunkt  $x_{\text{SP}}$  definieren die statische Stabilität eines Fluggerätes. Eine detaillierte Betrachtung des gesamten Momentenhaushaltes erfordert zusätzlich die Berücksichtigung der Antriebe und Widerstandsanteile.

$$C_{M\alpha} = -\frac{x_{\text{NP}} - x_{\text{SP}}}{l_{\mu}} \cdot C_{A\alpha} \quad (2.3)$$

Für stationären – momentenfreien – Flächenflug in einem Arbeitspunkt muss der Druckpunkt im Schwerpunkt liegen. Für statische Längsstabilität muss der Neutralpunkt des Gesamtfluggerätes im stationären Flug hinter dem Schwerpunkt liegen, sodass eine Anstellwinkeländerung ein rückführendes Moment erzeugt. Nach Gleichung 2.3 ergibt sich daraus die Forderung  $C_{M\alpha} < 0$ . Um in einem Arbeitspunkt ein Momentengleichgewicht einhalten zu können, während positiver Auftrieb erzeugt wird, muss die Bedingung  $C_{M,\alpha=0} > 0$  erfüllt sein [34]. Aus diesen Forderungen ergibt sich das Diagramm in Abbildung 2.1. Ein statisch instabiles Fluggerät weist durch die Schwerpunktlage einen positiven Gradienten  $C_{M\alpha} > 0$  auf. Um bei positiven Anstellwinkeln fliegen zu können, muss der Druckpunkt bei  $\alpha = 0$  hinter dem Schwerpunkt liegen ( $C_{M,\alpha=0} < 0$ ). Die Schwerpunktlage definiert

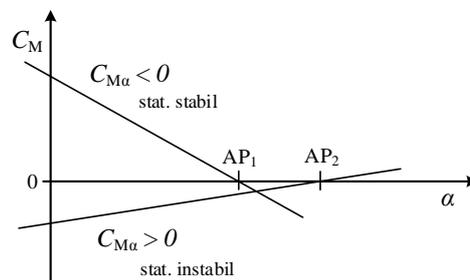


Abbildung 2.1: Momentenbeiwert  $C_M$  des Gesamtfluggerätes in Abhängigkeit des Anstellwinkels  $\alpha$  für ein statisch stabiles und ein statisch instabiles Fluggerät

somit maßgeblich die Stabilität des Fluggerätes in der Längsbewegung. Der Schwerpunkt verschiebt sich flugzustandsabhängig durch das Kippen des Tragflügels über den Flugbereich in Längsrichtung, was neben der Anströmungsänderung zu einer Beeinflussung der Eigenbewegung führt. Für Kippflügel-Fluggeräte definiert der Schwerpunkt zusätzlich durch den Hebelarm der Antriebe und damit in den schubgetragenen Flugzuständen die verfügbaren Steuerreserven.

### 2.1.3 Stabilisierbarkeit

Kippflügel-Fluggeräte weisen im Flugbereich häufig instabile Flugzustände auf [35, 36]. Zusätzlich ist aufgrund von Flugleistungssteigerungen zur Reduktion des Widerstands im Flächenflug eine instabile Auslegung der Längsbewegung zu erwarten [16]. Diese Flugzustände müssen stabilisiert werden, weshalb im Besonderen bei den in dieser Arbeit betrachteten Kippflügel-Fluggeräten mit hohen Flugleistungen ein stabilisierendes Regelungssystem benötigt wird.

Regelungssysteme sind im Bereich der Flugregelung häufig kaskadiert aufgebaut [16], als Vorteile werden dabei der schrittweise Entwurf und die Möglichkeit einer sukzessiven

Inbetriebnahme von innen nach außen genannt. Dieser kaskadierte Aufbau besteht in der innersten Ebene aus der Flugzustandsregelung, welche den Flugzustand regelt und das Fluggerät im gesamten Flugbereich stabilisiert. In der Regelungstechnik kann zur Betrachtung der Stabilisierbarkeit die Steuerbarkeit im linearen Zustandsraum analysiert werden [37]. Da Kippflügel-Fluggeräte jedoch stark nichtlineare und auch zeitveränderliche Systeme mit Beschränkungen der Steuergrößen in Stellgeschwindigkeit und Stellausschlag darstellen, ist diese regelungstechnische Analyse der Steuerbarkeit im linearen Zustandsraum nur bedingt aussagekräftig.

Ziel des Flugzustandsreglers ist es, das Fluggerät unter Berücksichtigung der Beschränkungen der Steuergrößen bei typischen im Flugbetrieb auftretenden Abweichungen des Zustandes zu stabilisieren, also in den Gleichgewichtszustand  $\delta\vec{x}_0 = 0$  zurückzuführen. Diese Stabilisierbarkeit kann beispielsweise mittels eines in [38] vorgestellten Denkmodells betrachtet werden. Abbildung 2.2 zeigt die Wirkung einer Zustandsabweichung in einem aperiodisch instabilen Flugzustand. Ein beliebiger Zustand  $q$  der Regelstrecke wird durch eine Störung aus der Ruhelage ausgelenkt, dadurch entsteht eine sprunghafte initiale Beschleunigung  $b_{q,0}$ . Das instabile Verhalten bewirkt eine Verstärkung der Störbeschleunigung  $b_q$ , abhängig von dem Eigenverhalten des Modells. Das Eigenverhalten wird in dieser Anschauung durch die Verdopplungszeit  $T_d$  charakterisiert, also die Zeit bis sich die Amplitude des gestörten Zustandes verdoppelt hat.

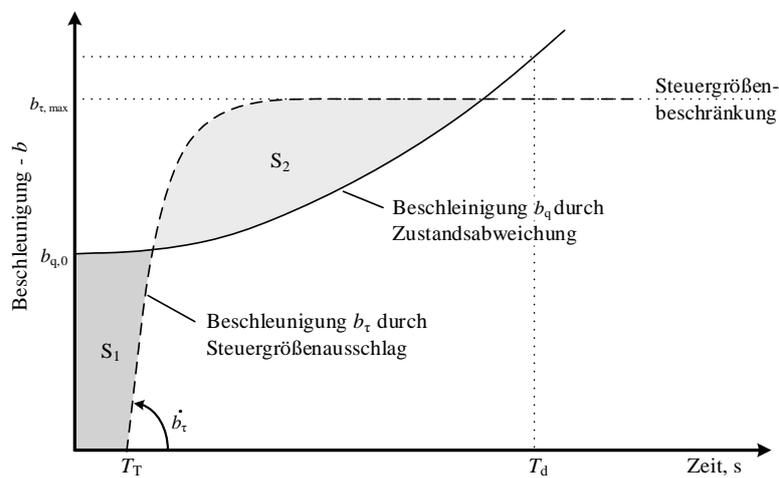


Abbildung 2.2: Denkmodell zur Stabilisierbarkeit eines aperiodisch instabilen Flugzustandes unter Betrachtung der Stelldynamik und Beschränkung einer Steuergröße, nach [38]

Bei einem geregelten Fluggerät ist die Reaktion auf diese Störung um die Totzeit  $T_T$ , also der Verzögerung durch die Sensoren, den Regler und die Steuergrößen, verzögert. Erst nach dieser Totzeit setzt die Reaktion der Steuergröße  $\tau$  ein. Die Stelldynamik und die begrenzte

Stellgeschwindigkeit des Aktuators werden beispielsweise durch ein Verzögerungsglied 1.-Ordnung modelliert. Die Steuerbeschleunigung wird nach der modellierten Dynamik mit der Geschwindigkeit  $\dot{b}_\tau$  aufgebaut, die Steuergröße kann aber nur eine begrenzte Steuerbeschleunigung  $b_{\tau, \max}$  erzeugen.

Vereinfachend wird angenommen, dass die Dynamik der Eigenbewegung unabhängig von der Reglerreaktion ist und der Regler direkt eine maximale Steuerbeschleunigung kommandiert. Unter diesen Annahmen muss das Integral der Differenz der beiden Kurven Null werden, um die Störung auszugleichen. Die Fläche  $S_1$  beschreibt vereinfachend die störende Wirkung, solange die Störung größer als die Reaktion ist. Die Fläche  $S_2$  beschreibt die Wirkung der Reaktion. Sobald die Flächen gleich groß sind, beginnt eine Rückführung in den Ausgangszustand. In [16] werden anhand des Denkmodells die Größen, welche die Stabilisierbarkeit maßgeblich beeinflussen, abgeleitet:

- Eigendynamik des Fluggerätes, hier beschrieben durch die Verdopplungszeit  $T_d$
- Verzögerung von Regelungssystem und Steuergröße, als Totzeit  $T_T$
- Dynamik der Steuergröße, als Aufbaugeschwindigkeit der Steuerbeschleunigung  $\dot{b}_\tau$
- Beschränkung der Steuergröße, als maximale Steuerbeschleunigung  $b_{\tau, \max}$

Anhand der vier vorgestellten Einflüsse auf dieses notwendige Kriterium der Stabilisierbarkeit kann die Auslegung von Fluggerät und Flugregelung in Kapitel 3 betrachtet werden: Die Eigendynamik des Fluggerätes wird primär durch die Konfiguration, und damit durch ein Verschieben der Auslegungsziele hinsichtlich hoher Flugleistungen, beeinflusst. Die Auswirkungen der verschiedenen Auslegungsziele werden im Abschnitt 3.1 diskutiert. Bei Kippflügel-Fluggeräten ändert sich die Eigendynamik über den Flugbereich durch die sich ändernden Anströmbedingungen und unterschiedlichen Trimm-Steuerausschläge, wie im Abschnitt 3.3 vorgestellt wird. Bei einer hohen Anzahl an Steuergrößen können durch die geschickte Wahl des Trimm-Steuervektors sowohl die Eigendynamik als auch die verbleibenden Steuerreserven beeinflusst werden. Eine ebenfalls in Abschnitt 3.3 vorgestellte Steuergrößenzuordnung ermöglicht eine Steuerstrategie, welche stets die wirkungsvollsten Steuergrößen einsetzt und Steuergrößenbegrenzungen vermeidet.

#### 2.1.4 Stationäre Flugzustände

Grundsätzlich wird der Flugzustandsregler dieser Arbeit für den stationären Geradeausflug ausgelegt. Dabei ist ein stationärer Flugzustand dadurch definiert, dass keine Änderung des Bewegungszustandes auftritt. Der Trimm-Steuervektor stellt die Kombination der

Steuergrößenausschläge zum stationären Erfliegen eines Flugzustandes dar. Ein stationärer Flugzustand charakterisiert zusammen mit dem zum stationären Einhalten nötigen Steuervektor einen Arbeitspunkt.

Die Menge der Arbeitspunkte ist auf die stationär erfliegbaren Flugzustände beschränkt und definiert den Flugbereich. Der Flugbereich wird zum Reglerentwurf in einzelne Flugzustände diskretisiert. Eine passende Wahl und Dimensionierung der Steuergrößen ermöglicht ein stationäres Erfliegen eines möglichst großen Flugbereichs.

### 2.1.5 Zuordnung der Steuergrößen

Durch instabile Flugzustände im Flugbereich stellt die Vorsteuerung des Trimmstevuervektors nicht sicher, dass der Flugzustand in der näheren Umgebung des Arbeitspunktes verbleibt. Daher ist neben dem Trimmausschlag die Wahrung einer Steuerreserve zum Ausgleich von Störungen oder für einen Wechsel des Flugzustandes nötig. Bei einer hohen Anzahl an verfügbaren Steuergrößen ermöglicht es eine Steuergrößenzuordnung (engl.: *control allocation*), eine geeignete Ausschlagskombination auszuwählen. Beim Kippflügel-Fluggerät erfordert im Besonderen die fehlende Möglichkeit, einem Freiheitsgrad eine Steuergröße im gesamten Flugbereich eindeutig zuzuweisen, eine individuelle Steuergrößenzuordnung für jeden Arbeitspunkt. Auch die explizite oder implizite Berücksichtigung von Beschränkungen der einzelnen Steuergrößen kann durch die Steuergrößenzuordnung ermöglicht werden.

In der Literatur finden sich verschiedene Möglichkeiten, so werden in [39] und [40] Ansätze aus dem Bereich der Luft- und Raumfahrt vorgestellt. Da die Steuergrößenzuordnung in dieser Arbeit als Teil eines linearen Flugzustandsreglers angewandt und mit dem linearen Zustandsraummodell entworfen wird, werden ausschließlich Ansätze für eine lineare Zuordnung betrachtet. In der Literatur wird zwischen Zuordnungen, welche Beschränkungen der Steuergrößen in Rate und Weg berücksichtigen, und Zuordnungen, welche die Steuergrößen ideal unbeschränkt annehmen, unterschieden.

Die *Matrix Inverse* (dt. Matrix-Inverse) stellt den klassischen Fall der Zuordnung dar, dabei wird die Eingangsmatrix  $\mathbf{B}$  invertiert, dieses erfordert aber eine gleiche Anzahl an betrachteten Zuständen und Steuergrößen. Die *Explicit Ganging* (dt. explizite Gruppierung) wird verwendet, wenn zwei Steuergrößen zu einer zusammengefasst werden sollen. Beispielsweise werden das linke und rechte Querruder in der Flugregelung häufig zu einer Steuergröße zusammengefasst. Die *Pseudo Inverse* (dt. Pseudoinverse) ermöglicht eine Steuergrößenzuordnung auch bei einer unterschiedlichen Anzahl von Steuergrößen und betrachteten Zuständen. Diese Ansätze können eine Beschränkung einzelner Steuergrößen

nicht explizit berücksichtigen, allerdings besteht die Möglichkeit einer impliziten Berücksichtigung durch eine Modifikation der Wirksamkeit in Abhängigkeit der Steuerreserve. Dieses Verfahren wird im Folgenden angewandt.

Deutlich aufwändigere Ansätze ermöglichen es, das Saturieren einzelner Steuergrößen zu verhindern. Die *Redistributed Pseudo Inverse* (dt. umverteilte Pseudoinverse) reduziert die Forderung der Zustandsänderung bei der Saturierung einer Steuergröße iterativ. Dabei ändert der reduzierte Vektor der Zustandsänderung nur seine Länge und nicht die Orientierung. Die iterative Rechnung – bis keine Steuergröße saturiert – kann aber bei einer hohen Anzahl an Steuergrößen rechenaufwändig werden [39]. Eine weitere Möglichkeit stellt das sogenannte *Daisy Chaining* (dt. Aneinanderreihung) als hierarchischer Ansatz dar. Dabei werden von den primären Steuergrößen nicht erfüllbare Zustandsänderungen an untergeordnete Steuergrößen weitergegeben. Die *Direct Allocation* (dt. direkte Zuordnung) projiziert die gewünschte Zustandsänderung in den Raum der erfüllbaren Zustandsänderung. Dabei können einzelne Zustände priorisiert werden, während sichergestellt ist, dass die maximal möglichen Zustandsänderungen erreicht werden. Bei mehr als drei Zuständen und starken Nichtlinearitäten ist die Berechnung der erfüllbaren Zustandsänderung allerdings aufwändig [41].

### 2.1.6 Flugeigenschaften und Flugleistungen

In der Flugmechanik ergeben der Wunsch nach guten Flugeigenschaften und gleichzeitig hohen Flugleistungen häufig einen Zielkonflikt. Eine Auslegung des Fluggerätes zum Erreichen hoher Flugleistungen führt in dem meisten Fällen zu einer Verschlechterung der Flugeigenschaften. Nach [16] werden bei einer Verschlechterung der Flugeigenschaften durch die Erhöhung der Flugleistungen klassischerweise Flugregler eingesetzt. Trotzdem verbleiben notwendige Anforderungen der Flugeigenschaften, die keine unbeschränkte Erhöhung der Flugleistungen erlauben. Auch stellen die verschiedenen Ziele der Flugleistungen selber teilweise widersprüchliche Anforderungen an die Entwurfsparameter eines Kippflügel-Fluggerätes.

Nach [42] können die Flugleistungen aus statischen Betrachtungen des im Gleichgewicht befindlichen Fluggerätes abgeleitet werden, während die Flugeigenschaften nur aus dynamischen Betrachtungen bestimmt werden können. Im Folgenden soll eine Definition des Begriffs Flugleistungen in Anlehnung an [43] verwendet werden. Darin werden Flugleistungen als die Größen, welche die Leistungsfähigkeit eines Flugzeugs in den verschiedenen Flugphasen kennzeichnen, beschrieben. In dieser Arbeit werden im Einzelnen die Ziele effizienter Flug, großer Flugbereich und hohe Flugzustandsänderungsgeschwindigkeiten

betrachtet. Weitere Flugleistungen, wie beispielsweise eine möglichst große Nutzlast als reine Aufgabe des Flugzeugentwurfs, werden im Folgenden nicht berücksichtigt.

Das Ziel *effizienter Flug* bedeutet abhängig von der Flugmission eine möglichst große Reichweite oder eine hohe Flugzeit. Insgesamt soll der Antrieb in den verschiedenen Arbeitspunkten einen geringen Leistungsbedarf aufweisen. Ein *großer Flugbereich* ist durch die horizontale und vertikale Höchstgeschwindigkeit gekennzeichnet. Der Flugbereich erstreckt sich bei Kippflügel-Fluggeräten bis zum Schwebeflug und soll im gesamten Bereich sicher erfliegen werden können [5]. Die *Flugzustandsänderungsgeschwindigkeit* wird durch hohe maximale Beschleunigungen erreicht. Diese Geschwindigkeit des Arbeitspunktwechsels erlaubt dem Bahnregler auf Windänderungen und unterschiedliche Kurvengeometrien mit geringen Verzögerungswegen zu reagieren.

Im Gegensatz dazu sind Flugeigenschaften schwierig zu quantifizieren, da der Begriff bezüglich unbemannter Fluggeräte nicht mit dem englischen Begriff *Handling Qualities*<sup>1</sup> übersetzt werden kann. So sind die Wünsche des Piloten nach guter Fliegbarkeit, einfacher Aufgabenerfüllung und geringer Arbeitsbelastung, wie in [44] betrachtet, nicht weiter relevant. Nach [16] wird im englischsprachigen Raum zusätzlich der Begriff *Flying Qualities* verwendet, der übersetzt die Charakteristika und Dynamiken des Fluggerätes beschreibt.

Zusammengefasst beschreiben die Flugeigenschaften nach [16] die Möglichkeit, einen sicheren Flugbetrieb durchzuführen, während bestimmte Anforderungen an das Eigenverhalten, das Steuerverhalten und an das Störverhalten erfüllt werden. Diese Anforderungen werden in [16] beispielsweise anhand von Flugeigenschaftskriterien bewertet. Dabei stellen die Kriterien zwar quantitative Größen dar, werden dann aber anhand von Erfahrungen durch Piloten eingeordnet. Eine Bewertung der Flugeigenschaften unbemannter Fluggeräte kann anhand existierender Empfehlungen der Zulassungsbehörden bezüglich der dynamischen Eigenschaften in Abhängigkeit des Automatisierungsgrades erfolgen [45]. Die Bewertung des linearisierten Systems erfolgt beispielsweise anhand minimaler Stabilitätsreserve, maximaler Abweichungen der Lagewinkel in Abhängigkeit der Turbulenz und der Lage der Pole der Übertragungsfunktionsmatrix [16]. Die Störunterdrückung kann beispielsweise mit der Störampplitude und dem Zeitverlauf der Zustandsgrößen bewertet werden. Zur endgültigen Beurteilung der Flugeigenschaften mit einer realistischen Berücksichtigung aller System- und Umwelteinflüsse sind nach [16] Flugversuche nötig.

Die Steigerung der Flugleistungen hat somit zum Ziel, einen möglichst effizienten Flug in einem großen Flugbereich unter der Möglichkeit hoher Änderungsraten erfliegen zu können. Dagegen fordern gute Flugeigenschaften einen sicheren Flugbetrieb mit der Möglichkeit

---

<sup>1</sup>kann mit Handhabungseigenschaften übersetzt werden

der Stabilisierung des Fluggerätes bei gutmütigem Störverhalten. Die Stabilisierbarkeit stellt somit ein notwendiges Kriterium dar, während die Flugleistungen und auch die Störunterdrückung möglichst hoch sein sollen.

## 2.2 Modellbildung

Die Analyse der Auswirkungen von Änderungen der Entwurfsparameter auf die Flugmechanik erfordert eine quantitative Betrachtung. Diese erfolgt anhand eines Regelstreckenmodells, welches auch zum Entwurf des Flugzustandsreglers verwendet wird. Die in dieser Arbeit verwendete komponentenbasierte Methode zur Berechnung der aerodynamischen Kräfte und Momente erlaubt die Modifikation einzelner Entwurfsparameter der Regelstrecke mit geringem Aufwand. Die Modellbildung ist Teil einer Simulationsumgebung zur Entwicklung der Flugregelung von Kippflügel-Fluggeräten, basierend auf [24]. Hier soll im Folgenden ein kurzer Überblick über den Aufbau und die wesentlichen Elemente der Simulationsumgebung gegeben werden. Im Anschluss wird die Methode zur Berechnung der Aerodynamik mit dem Fokus auf die im Rahmen dieser Arbeit vorgenommenen Modifikationen zur Erhöhung des Detailgrades vorgestellt. Ein abschließender Vergleich mit experimentellen Daten erlaubt die Einordnung der Modellbildung zur Analyse flugmechanischer Eigenschaften und dem Reglerentwurf.

### 2.2.1 Simulationsumgebung

Die Vorstellung der Simulationsumgebung in diesem Abschnitt stellt nur eine Übersicht aus [24] dar. Im Folgenden werden die für diese Arbeit relevanten Punkte kurz zusammengefasst. Die Beschreibung des Kippflügel-Fluggerätes in der Simulation und Regelung geschieht im Folgenden mithilfe von drei rechtwinkligen, kartesischen Koordinatensystemen. Die Erde wird als Inertialsystem angenommen und die  $x$ - und  $y$ -Achsen des inertialen Koordinatensystems zeigen in beliebige Richtungen, während die  $z$ -Achse senkrecht darauf steht. Die  $x$ -Achse des flugzeugfesten Koordinatensystems zeigt in Richtung Flugzeugnase, während die  $y$ -Achse entlang der rechten Tragflügelhälfte zeigt, die  $z$ -Achse steht senkrecht darauf und zeigt nach unten. Das horizontale Koordinatensystem vernachlässigt die aktuellen Lagewinkel  $\phi$  und  $\theta$  des Fluggerätes, entspricht aber ansonsten dem flugzeugfesten Koordinatensystem.

Abbildung 2.3 zeigt die Simulationsumgebung mit ihren einzelnen Elementen. Die durch die Aerodynamik auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und Momente werden mittels einer komponentenbasierten Methode berechnet, diese wird im folgenden Abschnitt beschrieben. Das Fluggerät wird als Starrkörper modelliert, die wirkenden Kräfte und Momente, wie auch

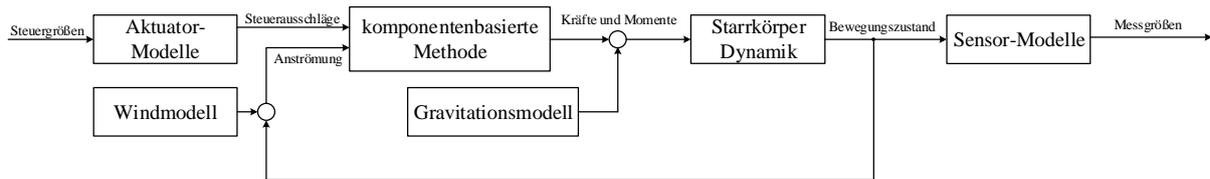


Abbildung 2.3: Aufbau der Simulationsumgebung mit ihren einzelnen Elementen, nach [24]

die Gravitationsbeschleunigung, werden im Schwerpunkt zusammengefasst. Die Bewegung des Fluggerätes im Raum wird mit dem Drall- und Impulssatz beschrieben. (vgl. [24])

Die Aktuator-Modelle beinhalten das Übertragungsverhalten der Steuergrößen auf die tatsächlichen Ausschläge der Aktuatoren. Die Ausschläge sind die tatsächlichen Stellwinkel von Ruderklappen, der Kippwinkel des Tragflügels und die Standschübe der Antriebe. Das lineare Übertragungsverhalten wird nach Gleichung B.1 als Verzögerungsglied 1.- oder 2.-Ordnung mit Totzeit beschrieben. Die nichtlineare Zuordnung der Steuergrößen der Antriebe zu den wirkenden Standschüben erfolgt durch ein Polynom zweiter Ordnung. Alle Aktuatoren besitzen nur einen begrenzten Stellausschlag, welcher ebenfalls in den Aktuator-Modellen berücksichtigt wird. (vgl. [24])

Die Rückführungen der Zustände sind zur Regelung von Fluggeräten essentiell, auch bei dem im Abschnitt 3.3.1 beschriebenen Flugzustandsregler. Die rückgeführten Zustände basieren nicht auf einer perfekten Messung, sondern auf einer Zustandsschätzung – klassischer Weise mittels Kalman-Filter – aus verschiedenen Sensormesswerten. Dabei werden Rauschanteile – beispielsweise durch Vibrationen – erfahrungsgemäß nicht herausgefiltert. In den Sensor-Modellen wird dieser Messfehler daher durch eine Überlagerung der Flugzustände mit gefiltertem weißen Rauschen modelliert. Zusätzlich wird die verzögerte Verfügbarkeit aller Messwerte durch die Reglerverzögerung in Form von Totzeit modelliert. (vgl. [24])

### 2.2.2 Komponentenbasierte Methode

Bei der Modellierung eines Systems ist stets ein Abwägen des benötigten Detailgrades gegenüber dem Aufwand nötig. Für einen hohen Detailgrad sind – wie in Abschnitt 1.1 vorgestellt – Windkanal-Untersuchungen, Berechnungen der numerischen Strömungsmechanik und Freiflugversuche möglich. Der Fokus dieser Arbeit ist der Reglerentwurf, dabei sollen Konfigurationsänderungen bezüglich Flügelgeometrie, -profil und Antrieben einfach möglich sein.

In dieser Arbeit wird daher eine komponentenbasierte Methode verwendet und die Aerodynamik mit analytischen und halb-empirischen Gleichungen berechnet. Dazu wird das

Fluggerät in einfache Komponenten zerlegt und die Kräfte und Momente jeder Komponente einzeln berechnet. Im Schwerpunkt des Fluggerätes werden die Kräfte und Momente aller Komponenten schließlich aufsummiert. Die Methode vereinfacht die aerodynamischen Zusammenhänge stark, die Evaluation mit Vergleichsdaten zeigt jedoch, dass die wesentlichen Merkmale der Flugmechanik abgebildet werden [24].

### 2.2.2.1 Aufbau der Komponenten

Der Ansatz der komponentenbasierten Methode entspricht dem in [24] beschriebenen Vorgehen, enthält aber einige Modifikationen, welche in [15] beschrieben und im Folgenden kurz vorgestellt werden. Das gesamte Fluggerät wird in einfache Komponenten zerlegt, welche aus drei Einzelteilen bestehen können. Im Einzelnen kann eine Komponente aus einem Propellerantrieb, einem Flügel-Element und einer Ruderklappe bestehen. Jede Komponente besitzt ein eigenes Koordinatensystem  $k$  mit relativer Position und Orientierung zum Schwerpunkt des Fluggerätes, siehe Abbildung 2.4.

Zur Berechnung der Kräfte und Momente wird die lokale Anströmsituation jeder Komponente benötigt. Diese lokale Anströmung ist ausschließlich von der Anströmsituation des Fluggerätes im Schwerpunkt und der relativen Lage zwischen der Komponente und dem Schwerpunkt abhängig. Somit kann mittels Transformationsmatrizen, welche ausschließlich auf der Geometrie des Fluggerätes basieren, die lokale Anströmsituation für jeden Zeitschritt berechnet werden. In jedem Zeitschritt wird die Aerodynamik stets als stationär angenommen. Ebenfalls mittels identischer Transformationsmatrizen können die berechneten Kräfte und Momente anschließend in den Schwerpunkt des Fluggerätes transformiert werden, um dort aufsummiert zu werden. (vgl. [24])

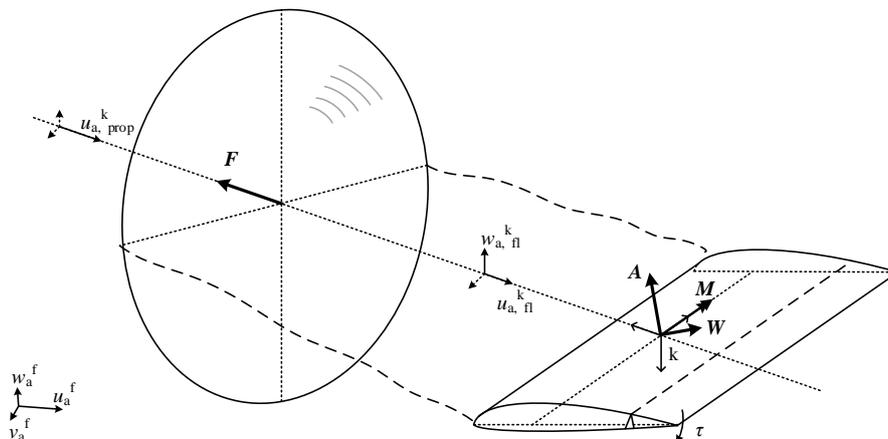


Abbildung 2.4: Lage und Anströmung der einzelnen Teile innerhalb einer Komponente, nach [24]

Abbildung 2.4 zeigt den Aufbau einer Komponente mit der Lage und der Anströmung der einzelnen Teile innerhalb dieser Komponente. Eine Schräganströmung wird innerhalb einer Komponente vernachlässigt, die Anströmung des Propeller-Antriebs enthält ausschließlich die Normalkomponente und die Anströmung des Flügel-Elements nur die  $x$ - und  $z$ -Komponente. Diese Vereinfachungen sind nach [5] zur Betrachtung der Propeller-Tragflügel-Interaktion zulässig. Der Ursprung des Koordinatensystems jeder Komponente liegt auf der  $l_{1/4}$ -Linie des stets rechteckigen Flügelements ( $l_\mu = l_m$ ). Wenn die Komponente einen Propellerantrieb beinhaltet, befindet sich die Propellerebene symmetrisch in einem definierten Abstand vor dem gesamten Flügel-Element. Bei Vorhandensein eines Propeller-Antriebs und eines Flügel-Elements ergibt sich die Breite des Flügel-Elements statisch aus dem Abstand zur Propellerebene und der genäherten Breite des kontrahierten Propellerabwinds, somit wird das dahinter liegende Flügel-Element voll vom Abwind überströmt. Der Propellerantrieb induziert einen Abwind, welcher die Anströmsituation des dahinter gelegenen Flügel-Elements verändert. Rückwirkungen vom Flügel-Element auf den Propeller-Antrieb werden vernachlässigt, da der Effekt gering ist [46]. Wenn die Komponente eine Ruderklappe beinhaltet, besitzt das gesamte Flügel-Element eine Wölbklappe mit einem definierten Rudertiefenverhältnis. Somit können Propellerantriebe ohne Flügel-Element und Flügel-Elemente ohne Propellerantrieb oder Ruderklappe modelliert werden. Die analytisch berechneten Kräfte und Momente des Antriebs und der Klappe sind von den aktuellen Steuergrößen abhängig, so modifiziert beispielsweise der Ausschlag der Ruderklappe die Beiwerte des Flügel-Elements.

Die Berechnung der Komponenten erfolgt nicht-iterativ, ohne Wechselwirkungen zwischen den Komponenten zu betrachten. Dazu gibt es zwei Ausnahmen: Der gemittelte Abwind des Tragflügels kann in der Anströmsituation ausgewählter, dahinter liegender Komponenten berücksichtigt werden. Damit wird eine eventuelle Beeinflussung des Höhenleitwerks durch den Tragflügel modelliert. Da dieser Effekt großen Einfluss auf den Nickmomentenhaushalt des Fluggerätes hat, wurde in [24] eine Methode zur Berechnung des Abwindfelds, basierend auf Gleichungen aus [34], implementiert. Zusätzlich wird als zweite Ausnahme abhängig von der Konfiguration des Leitwerks, die effektive Streckung der Seitenleitwerkskomponente nach [47] erhöht.

Trotz des einfachen Verfahrens konnte in [24] eine ausreichende Modellgüte für das untersuchte Fluggerät nachgewiesen werden. Im Vergleich zu [24] werden in dieser Arbeit allerdings geringere Flügeltiefen, kleinere vom Propellerabwind überströmte Flächen und ein kippbares Höhenleitwerk betrachtet. Um die Auswirkungen von Flugleistungssteigerungen und die damit verbundenen Änderungen der Aerodynamik besser analysieren zu können, ist daher eine Erhöhung des Detailgrades vorgenommen worden. Dazu sind sowohl

das Schubmodell, als auch die Tragflügel-Aerodynamik und der Einfluss der Ruderklappe, wie in [15] vorgestellt, überarbeitet worden.

### 2.2.2.2 Kräfte und Momente der Komponenten

Im Folgenden werden diese Erweiterungen und Modifikationen der analytischen Gleichungen zur Berechnung der Kräfte und Momente der Komponenten dargestellt.

**Propellerantrieb:** Das Aktuator-Modell berechnet den Standschub  $F_0$  in Abhängigkeit der Steuergröße  $f$ . Unter Anströmung ist der effektive Schub  $F_{\text{eff}}$  eines Propellers allerdings geringer als der Standschub. Von der komponentenbasierten Methode wird der Standschub daher mittels einer quadratischen Funktion mit den Parametern  $a_{11}$  bis  $a_{13}$  und  $a_{21}$  bis  $a_{23}$  in Abhängigkeit der aktuellen axialen Anströmung  $u_{a,\text{prop}}^k$  reduziert:

$$\begin{aligned} p_1 &= a_{13} \cdot F_0^2 + a_{12} \cdot F_0 + a_{11} \\ p_2 &= a_{23} \cdot F_0^2 + a_{22} \cdot F_0 + a_{21} \\ F_{\text{eff}} &= p_1 \cdot u_{a,\text{prop}}^k{}^2 + p_2 \cdot u_{a,\text{prop}}^k + F_0. \end{aligned} \quad (2.4)$$

Abhängig von der Geometrie des Propellers erzeugt ein Aktuator somit bei hohen Anströmgeschwindigkeiten auch negativen effektiven Schub. Als Datenbasis für die Parameter des Modells können Messdaten oder empirische Abschätzungen dienen.

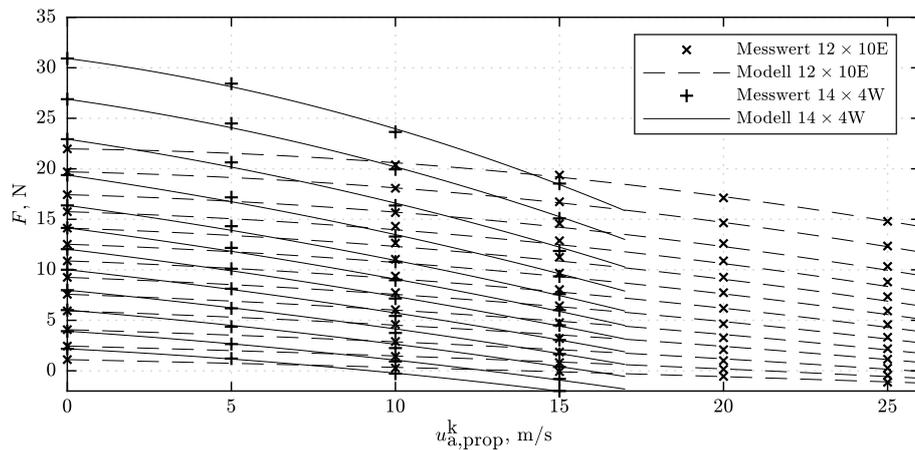


Abbildung 2.5: Messwerte und quadratische Modellierung des effektiven Schubs unter Anströmung von zwei unterschiedlichen Propellern

Abbildung 2.5 zeigt Messwerte und das Ergebnis der quadratischen Modellierung des effektiven Schubs für zwei beispielhafte Propeller. Dabei ist der Unterschied des Einflusses der Anströmung auf die beiden betrachteten Propeller zu erkennen. Auch zeigt sich,

dass der effektive Schub zum einen quadratisch von der Anströmung und zusätzlich quadratisch vom Standschub abhängig ist. Diese Abhängigkeiten konnten in dem Modell aus Gleichung 2.4 berücksichtigt werden. Auch das Antriebsmoment des Propellers, welches bei der Überwindung des Luftwiderstands des Propellers entsteht [48], wird berücksichtigt. Das Antriebsmoment ist in proportionaler Abhängigkeit vom Standschub modelliert worden, der benötigte Verstärkungsfaktor basiert ebenfalls auf Messdaten.

Die Beeinflussung der Flügelanströmung durch den Propeller wird mithilfe der Strahltheorie modelliert. Diese erlaubt keine detaillierte Analyse der aerodynamischen Effekte, beschreibt aber die Umlenkung der Strömung und Erhöhung des Staudrucks. Unter den stark vereinfachenden Annahmen der Strahltheorie eines idealen Propellers kann die induzierte Geschwindigkeit hinter dem Propeller berechnet werden [48]. Gleichung 2.5 stellt den Fall ohne freie Anströmung  $u_{a,\text{prop}}^k = 0$  m/s dar.

$$u_{\text{indu}} = \sqrt{\frac{2 \cdot F_{\text{eff}}}{\rho \cdot \pi \cdot (d_{\text{prop}}/2)^2}}. \quad (2.5)$$

Die Stromröhre, die aus der induzierten Geschwindigkeit  $u_{\text{indu}}$  resultiert, kontrahiert hinter der Propellerebene. Die mit der Strahltheorie berechnete induzierte Geschwindigkeit ist nur für einen voll-kontrahierten Strahl in großer Entfernung gültig [6]. Daher muss die induzierte Geschwindigkeit in die  $l_{1/4}$ -Linie ( $l_m/4$ ) des Flügel-Elements transformiert werden. Dabei wird die Kontraktion über dem Flügel-Element als Rechteckflügel vernachlässigt und für das gesamte Element die konstante Geschwindigkeit der  $l_{1/4}$ -Linie angenommen. Die Kontraktion der Stromröhre hinter dem Propeller wird mittels eines in [6] beschriebenen Kontraktionsfaktors nach Gleichung 2.6 und des Kontinuitätssatzes berechnet.

$$k_d = 1 + \frac{l_m/4}{\sqrt{(l_m/4)^2 + (d_{\text{prop}}/2)^2}}. \quad (2.6)$$

Somit kann die Anströmsituation des Flügel-Elements berechnet werden, die zur Bestimmung von Auftrieb, Widerstand und Moment verwendet wird. Die Größen – Auftrieb, Widerstand und Moment – des Flügel-Elements werden nach den Gleichungen 2.7 berechnet.

$$A = q \cdot S_{\text{el}} \cdot C_A, \quad W = q \cdot S_{\text{el}} \cdot C_W, \quad M = q \cdot S_{\text{el}} \cdot l_m \cdot C_M. \quad (2.7)$$

Neben dem Staudruck der aktuellen Anströmung  $q$  und den geometrischen Größen des Flügel-Elements werden die aerodynamischen Beiwerte des Flügelprofils in Abhängigkeit der Reynolds-Zahl  $Re$  und dem Anstellwinkel  $\alpha$  benötigt. Diese werden nach den Glei-

chungen 2.8 aus [24] und nach Gleichung 2.9 berechnet. Die Beiwerte des verwendeten Flügelprofils ( $C_a, C_w, C_m$ ) werden hinterlegten Polaren für verschiedene Reynolds-Zahlen entnommen, welche auf Ergebnissen von beispielsweise *xfoil*<sup>2</sup> basieren. Die Beiwerte werden für Anstellwinkel  $\alpha = -180^\circ$  bis  $+180^\circ$  nach einem Ansatz aus [50] extrapoliert. Die hinterlegten Beiwerte sind lediglich für Profile unendlicher Streckung gültig und werden - wie im Folgenden beschrieben - für endliche Tragflügel korrigiert.

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot \left( u_{a,\text{fl}}^k{}^2 + w_{a,\text{fl}}^k{}^2 \right), \quad \alpha = \arctan2(w_{a,\text{fl}}^k, u_{a,\text{fl}}^k) \quad (2.8)$$

$$Re = \frac{\sqrt{u_{a,\text{fl}}^k{}^2 + w_{a,\text{fl}}^k{}^2} \cdot l_m}{\nu_{Re}} \quad (2.9)$$

**Ruderklappe:** Der Effekt eines Ausschlags der Ruderklappe um den Winkel  $\tau$  wird durch eine Modifikation der Beiwerte des verwendeten Profils modelliert. Die verwendeten Gleichungen 2.10 und 2.11 zur Modifikation der Auftriebs- und Momentenbeiwerte basieren auf empirischen Gleichungen aus [47] und sind für Wölbklappen gültig. Es wird angenommen, dass alle Ruder eine symmetrische Wirkung im Auftrieb und Moment verursachen. Die Faktoren  $k_{r1}$  und  $k_{r2}$  basieren auf empirischen Werten aus [47] und werden in Abhängigkeit des Rudertiefenverhältnis  $\lambda_r$  berechnet. Der Faktor  $k_{r2}$  berücksichtigt zusätzlich eine quadratische Reduktion der Ruderwirkung in Abhängigkeit des Ausschlagswinkels  $\tau$ .

$$\frac{\delta c_l}{\delta \tau} = k_{r1}(\lambda_r) \cdot k_{r2}(\lambda_r, \tau) \cdot \cos(\alpha) \quad (2.10)$$

$$\frac{\delta c_m}{\delta \tau} = \frac{\delta c_l}{\delta \tau} \cdot 0.25 \cdot (\lambda_r - 1) \cdot \cos(\alpha) \quad (2.11)$$

Die Widerstandsänderung durch einen Klappenausschlag zeigt sich zum einen durch eine Veränderung des induzierten Widerstands, welcher quadratisch vom Auftrieb abhängt. Zum anderen erhöht der Ruderausschlag auch den Reibungs- und Formwiderstand des Profils und ist in dieser Arbeit anhand von Simulationsdaten mit *xfoil* und Überlegungen aus [51] nach Gleichung 2.12 modelliert worden. Dieses erlaubt die Berücksichtigung von nichtlinearen Effekten bei großen Ausschlagswinkeln.

$$\delta c_d = 0.33 \cdot \delta \tau^2 + 0.35 \cdot \tan(\delta \tau) \cdot \sin(\alpha) \quad (2.12)$$

Die trigonometrische Abhängigkeit vom Anstellwinkel modelliert ein Ausblenden der Ruderwirksamkeit bei hohen Anstellwinkeln, die bei Kippflügel-Fluggeräten zu erwarten sind.

---

<sup>2</sup>Software zur numerischen Berechnung von Profilpolaren, beschrieben in [49]

**Flügel-Element:** Der Auftriebsbeiwert eines endlichen Tragflügels ist kleiner als der eines Profils unendlicher Spannweite. Nach [34] beschreibt Gleichung 2.13 die Reduktion des Gradienten  $C_{a\alpha}$  im linearen Bereich der Auftriebspolaren in Abhängigkeit von der Streckung  $\Lambda$ . Dabei wird für jedes Flügel-Element einer Auftriebsfläche die Streckung der zugehörigen gesamten Auftriebsfläche verwendet. Diese Reduktion des Auftriebsbeiwertes nach Gleichung 2.13 wird für den gesamten Anstellwinkelbereich verwendet. Zu erwartende Abweichungen von der Realität im nichtlinearen Bereich des Strömungsabrisses werden dabei als Näherung in der Entwurfsphase akzeptiert.

$$C_{A\alpha} = C_{a\alpha} \cdot \frac{\Lambda}{\sqrt{\Lambda^2 + 4} + 2} \quad (2.13)$$

Der Widerstand eines auftriebserzeugenden Tragflügels besteht zum einen aus Reibungs- und Formwiderstand, welche in dem Widerstandsbeiwert  $C_w$  des Profils berücksichtigt werden. Durch den Druckausgleich zwischen Ober- und Unterseite eines endlichen Tragflügels wird ein zusätzlicher Widerstand induziert, dieser wird nach [34] durch Gleichung 2.14 beschrieben. Der induzierte Widerstand ist quadratisch vom Auftriebsbeiwert abhängig und wird zum Profil-Widerstandsbeiwert addiert.

$$C_{W,\text{indu}} = \frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda \cdot e} \quad (2.14)$$

Dabei wird wieder die Streckung der zugehörigen gesamten Auftriebsfläche verwendet. Der Oswald-Faktor  $e$  beschreibt die Auftriebsverteilung des Tragflügels im Vergleich zur optimalen, elliptischen Verteilung und wird vereinfachend nur in Abhängigkeit der Streckung nach Gleichung 2.15 angenähert [52].

$$e = \frac{2}{2 - \Lambda + \sqrt{4 + \Lambda^2}} \quad (2.15)$$

Zur Bilanzierung der Luftkräfte wird der Angriffspunkt konstant in die  $l_{1/4}$ -Linie des Flügel-Elements verschoben, der Momentenbeiwert  $C_m$  des Profils ist ebenfalls auf diesen Punkt bezogen. Der Druckpunkt als tatsächlicher Angriffspunkt der Luftkräfte wandert nach der Betrachtung aus Abschnitt 2.1.2 mit unterschiedlichen Anstellwinkeln auf der Sehne des Profils. Diese Veränderung des Hebelarms bei gleichzeitig zu- oder abnehmenden Luftkräften beeinflusst das Moment um die  $l_{1/4}$ -Linie. In der Literatur finden sich keine Ansätze zur Überführung des Momentenbeiwertes des Profil  $C_m$  auf einen endlichen Tragflügel  $C_M$ . In dieser Arbeit wird der Momentenbeiwert des Tragflügels daher unter der Annahme eines identischen Druckpunktes zum Profil berechnet. Gleichung 2.16 erlaubt

die Berechnung des Abstandes des Profil-Druckpunktes von der Vorderkante anhand der Profil-Beiwerte nach [50].

$$x_{\text{DP}} = \frac{C_m|_{l_{1/4}}}{-C_a \cdot \cos(\alpha) - C_w \cdot \sin(\alpha)} + 0,25 \quad (2.16)$$

Unter der Annahme einer identischen Druckpunktlage beim endlichen Tragflügel wird nach Gleichung 2.17 mithilfe der modifizierten Beiwerte des Tragflügels der Momentenbeiwert des Flügel-Elements berechnet.

$$C_M|_{l_{1/4}} = [-C_A \cdot \cos(\alpha) - C_W \cdot \sin(\alpha)] \cdot (x_{\text{DP}} - 0,25) \quad (2.17)$$

### 2.2.3 Evaluation anhand Windkanalmessungen

Einige der analytischen und halb-empirischen Gleichungen konnten in [15] anhand von Windkanalmessungen validiert werden. Dazu wurden Flügel mit unterschiedlicher Geometrie und verschiedenen Profilen vermessen. Zusätzlich ist der Effekt des Propellerabwinds und eines Klappenausschlags auf die aerodynamischen Beiwerte untersucht worden. Die Parameter der untersuchten Flügel variieren in Geometrie, Profil und Anströmbedingung, da die Messungen nicht ausschließlich zur Validierung dieser Methode durchgeführt wurden. Die Ergebnisse der zur Validierung relevanten Abbildungen aus [15] werden im Folgenden vorgestellt, für eine detaillierte Beschreibung sei auf [15] verwiesen.

In Abbildung 2.6 ist ein Vergleich der von der komponentenbasierten Methode berechneten aerodynamischen Beiwerte mit Ergebnissen aus Windkanalmessungen von zwei Tragflügeln dargestellt. Die komponentenbasierte Methode modelliert die Verläufe der aerodynamischen Beiwerte im gesamten betrachteten Bereich der Anstellwinkel in guter Näherung. Dabei treten die größten Abweichungen im Bereich des Strömungsabrisses auf. Für eine höhere Modellgüte ist in diesem Bereich eine tiefergehende Beschreibung der aerodynamischen Effekte nötig. Abweichungen im Momentenbeiwert stören bei der Betrachtung des Gesamtfluggerätes das Momentengleichgewicht nur minimal.

Auch die für Kippflügel-Fluggeräte essentielle Interaktion von Tragflügel und Propellerabwind ist in Windkanalmessungen in [15] untersucht worden. In der komponentenbasierten Methode wird der Effekt des Propellerabwinds nicht durch eine Änderung der aerodynamischen Beiwerte, sondern durch eine Staudruckerhöhung und Anstellwinkeländerung modelliert. Die Beiwerte sind in [15] auf die freie Anströmung bezogen, da der tatsächliche Staudruck hinter dem Propeller im Windkanal nicht ermittelt werden konnte. Dennoch

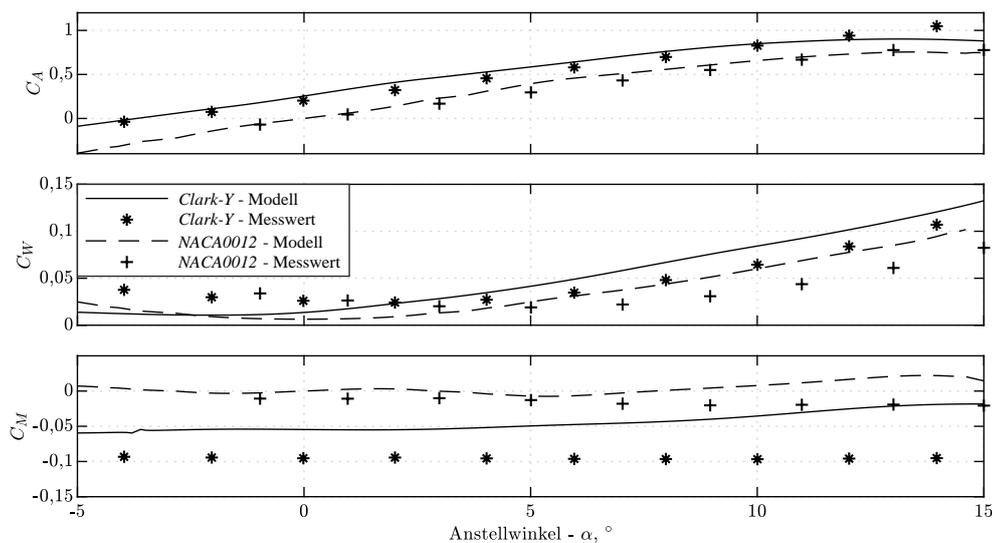


Abbildung 2.6: Vergleich der Beiwerte eines rechteckigen Tragflügels mit einer Streckung von  $\Lambda = 4,2$  mit einem *Clark-Y*- und einem *NACA0012*-Profil, nach [15]

konnten die Windkanalmesswerte zur Abschätzung der Modellierung der Propeller-Flügel-Interaktion genutzt werden. Die komponentenbasierte Methode modelliert den Verlauf der Änderung des Auftriebsbeiwertes in guter Näherung zu den Messwerten, dabei wird die Auftriebszunahme im Bereich von Anstellwinkeln bis  $25^\circ$  überschätzt. Bei höheren Anstellwinkeln werden die Messwerte mit geringen Abweichungen angenähert. Die Widerstandsänderung wird im gesamten Bereich des betrachteten Anstellwinkels mit nur geringen Abweichungen modelliert. Die Änderung des Momentenbeiwertes ist sowohl in den Messwerten als auch in der Modellierung sehr klein, da der Schubvektor entlang der Profilschneide wirkt.

Neben dem Vergleich der komponentenbasierten Methode zu Messdaten soll in dieser Arbeit auch die Erhöhung der Modellgüte exemplarisch für die beschriebenen Modifikationen bezüglich des Klappenausschlags vorgestellt werden. Zum Vergleich sind in Abbildung 2.7 die Ergebnisse der ursprünglichen Methode aus [24] in grau skizziert. Abbildung 2.7 zeigt den Vergleich der Wirkung eines Klappenausschlags eines Rechteckflügels zu Messwerten. An der Hinterkante ist der Tragflügel mit einer Wölbklappe mit einem Rudertiefenverhältnis von  $\lambda_r = 0,35$  ausgestattet. Die Klappe ist  $\pm 20^\circ$  und  $\pm 10^\circ$  ausgeschlagen worden. Es wurden die Effekte eines Klappenausschlags auf die aerodynamischen Beiwerte für Anstellwinkel von  $\alpha = 0^\circ$  bis  $90^\circ$  untersucht. Die Auftriebsbeiwertänderung wird von der komponentenbasierten Methode gut angenähert, die größten Abweichungen treten im Bereich des Strömungsabriss von  $\alpha = 15^\circ$  bis  $25^\circ$  auf. Die Widerstandsbeiwertänderung zeigt größere Abweichungen, im Besonderen wieder im Bereich des Strömungsabrisses. Die

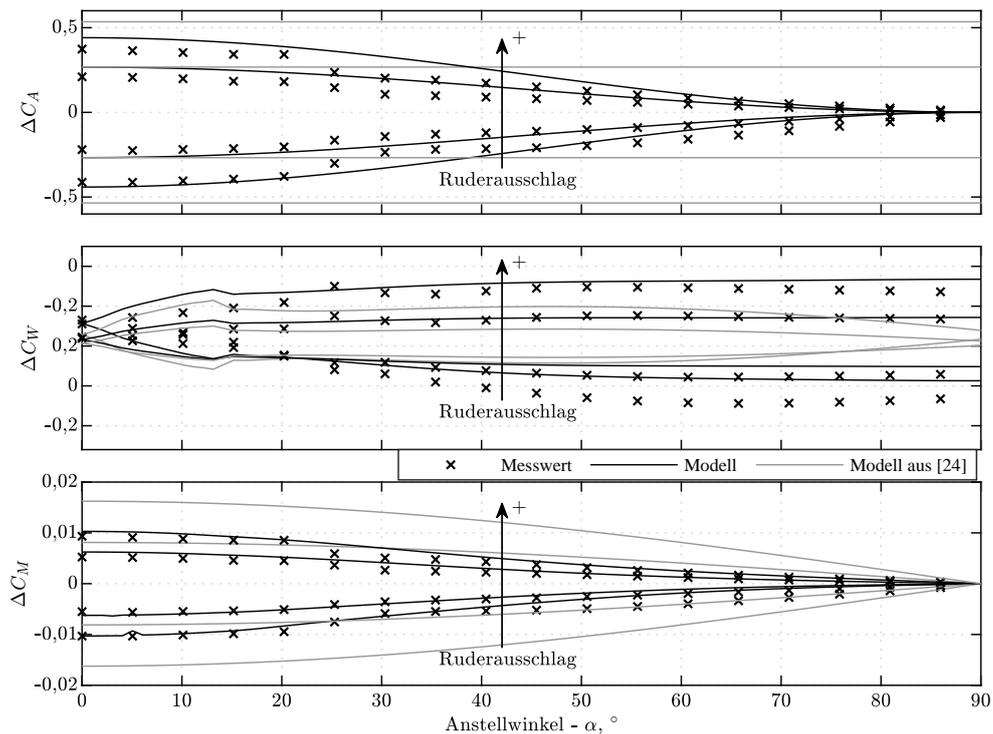


Abbildung 2.7: Einfluss eines Ruderausschlags von  $\tau = [\pm 20^\circ, \pm 10^\circ]$  auf die Beiwerte eines rechteckigen Tragflügels, nach [15]

asymmetrischen Effekte positiver und negativer Ausschläge der Messwerte werden von der Methode in guter Näherung modelliert. Eine nahezu lineare Abnahme des Momentenbeiwerts mit zunehmendem Anstellwinkel zeigt nur kleine Abweichungen zwischen Messung und Modell. Im Besonderen bei hohen Anstellwinkeln ergibt die modifizierte Methode im Vergleich zur bisherigen Methode durch die Berücksichtigung von nichtlinearen Effekten der Ruderklappen Ergebnisse mit erhöhter Modellgüte.

Der Detailgrad zur ursprünglichen Methode aus [24], welche die Flugmechanik für einen Reglerentwurf bereits ausreichend abgebildet hat, konnte somit erfolgreich erhöht werden. Eine detailliertere Beschreibungen der Aerodynamik, um verbleibende Abweichungen im Bereich des Strömungsabrisses zu reduzieren, erfordern eine erhebliche Vergrößerung des numerischen Aufwandes. Damit wären die erforderlichen einfachen Modifikationen der Konfiguration nicht mehr möglich. Im Folgenden wird die vorgestellte komponentenbasierte Methode sowohl zur Abschätzung der Auswirkungen von Änderungen der Auslegungsparameter als auch zum Entwurf des Flugzustandsreglers verwendet. Als Teil der Simulationsumgebung ermöglicht sie eine Analyse des Reglers mit einer nichtlinearen Regelstrecke.

---

## 3 Auslegung von Fluggerät und Flugregelung

Für den Entwurf von Fluggeräten mit hohen Flugleistungen ist eine frühzeitige Abstimmung der Flugmechanik und der Regelungstechnik essentiell [16]. Ohne diese Abstimmung ist der Kompromiss der teilweise divergierenden Forderungen von Flugleistungen und Flugeigenschaften nicht erreichbar. Der aerodynamisch-flugmechanische Entwurf und die Auslegung des Regelungssystems können nicht getrennt voneinander betrachtet werden. In diesem Kapitel wird dargestellt, warum diese Notwendigkeit bei Kippflügel-Fluggeräten ebenso besteht.

Zunächst wird der Zielkonflikt durch den Wunsch nach guten Flugeigenschaften und hohen Flugleistungen bei der Auslegung von Kippflügel-Fluggeräten dargestellt. Im zweiten Teil werden die verschiedenen Entwurfparameter der Flugzeugauslegung anhand dieses Widerspruchs diskutiert. Im dritten Teil wird ein Flugzustandsregler vorgestellt, welcher den Kompromiss von hohen Flugleistungen und guten Flugeigenschaften in der Regelung fortführt. Dazu wird aus der Menge der Steuergrößen für jeden Flugzustand des Flugbereichs ein geeigneter Trimm-Steuervektor ausgewählt und eine ausreichende Steuerbarkeit durch eine Steuergrößenzuordnung sichergestellt.

### 3.1 Ziele der Auslegung

Wie in Kapitel 1 aufgezeigt, waren Stabilität und Steuerautorität historisch die dominierenden Zielgrößen der Auslegung von senkrechtstartfähigen Fluggeräten. Dazu werden unter anderem Tragflügel mit großen Flügeltiefen und Profile mit äußerst gutmütigem Überziehverhalten eingesetzt [5]. Vom Antriebsstrang werden dabei große Propeller für effizienten Schwebeflug und eine große überströmte Fläche für eine geringe Gefahr des Strömungsabrisses gefordert [53]. Zusätzliche Antriebe exklusiv für den Schwebeflug und vordere Schwerpunktlagen sorgen für hohe Steuerbarkeit und Stabilisierbarkeit. Die daraus abgeleiteten Entwurfparameter der Fluggeräte stehen im direkten Widerspruch zu optimalen Flugleistungen. In Abbildung 3.1 sind die Ziele der Flugeigenschaften und Flugleistungen dargestellt und die daraus folgenden Anforderungen an die Entwurfparameter abgeleitet.



Da der Treibstoffverbrauch grundlegender Bestandteil der Gleichung ist, kann sie nicht einfach für batteriebetriebene Elektro-Fluggeräte angewendet werden. Für diese Fluggeräte wird in [54] eine Abschätzung für Flugzeit und Reichweite eines Betriebspunkts hergeleitet. Der große Flugbereich mit unterschiedlicher Erzeugung des Auftriebs und Vortriebs und unterschiedlichen Anströmbedingungen eines Kippflügel-Fluggerätes wirkt sich stark auf die Effizienzbetrachtung aus. Somit liefert die Betrachtung eines Arbeitspunktes für die Bewertung der Effizienz eines Kippflügel-Fluggerätes wenig Aussage.

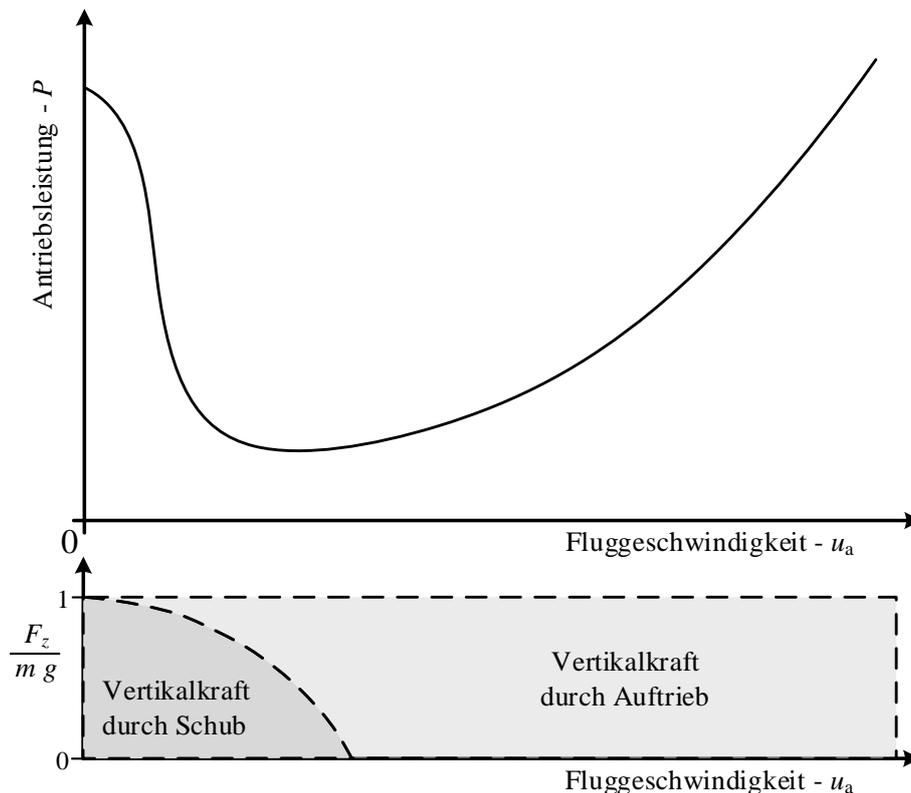


Abbildung 3.2: Fahrtpolare eines Kippflügel-Fluggerätes als benötigte Leistung in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit, angelehnt an [55]

In [16] wird zur Betrachtung der Flugleistungen von Flächenflugzeugen bei unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten die Geschwindigkeitspolare eingeführt. Dabei erstreckt sich der Geschwindigkeitsbereich von der Abrissgeschwindigkeit bis zur maximalen Fluggeschwindigkeit, begrenzt durch Strukturlasten oder den Antriebsstrang. Für stationären Horizontalflug ergibt sich eine Geschwindigkeit, bei welcher der Widerstand am geringsten ist und die größte Flugzeit erreicht wird. Ein ähnlicher Zusammenhang lässt sich für Kippflügel-Fluggeräte aufstellen, wobei sich der Geschwindigkeitsbereich bis zum Schwebeflug erweitert. In Abbildung 3.2 ist die benötigte Antriebsleistung in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit aufgetragen. Im Flächenflug ist der dominierende Einfluss die Vortriebsleistung zur Überwindung des Widerstands  $W$  durch den Schub des Antriebsstrangs

in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit  $u_a$ , siehe Gleichung 3.1. Der Wirkungsgrad des Propellers bei der jeweiligen Anströmsituation ist in dem Faktor  $\eta_{p,j}$  zusammengefasst.

$$\begin{aligned}
 P &= \frac{1}{\eta_{p,j}} \cdot W \cdot u_a & (3.1) \\
 &= \frac{1}{2 \cdot \eta_{p,j}} \cdot \rho \cdot u_a^2 \cdot S_{\text{fl}} \cdot (C_{W,0} + C_{W_i}) \cdot u_a \\
 &= \frac{1}{2 \cdot \eta_{p,j}} \cdot \rho \cdot u_a^3 \cdot S_{\text{fl}} \cdot \left( C_{W,0} + \frac{4 \cdot G^2}{\rho^2 \cdot S_{\text{fl}}^2 \cdot \pi \cdot \Lambda \cdot e \cdot u_a^4} \right) \\
 &= \underbrace{\frac{\rho \cdot C_{W,0} \cdot S_{\text{fl}} \cdot u_a^3}{2 \cdot \eta_{p,j}}}_{P_{\text{para}}} + \underbrace{\frac{2 \cdot G^2}{\eta_{p,j} \cdot \rho \cdot S \cdot \pi \cdot \Lambda \cdot e \cdot u_a}}_{P_{\text{indu}}} & (3.2)
 \end{aligned}$$

Die Vortriebsleistung lässt sich durch das Überführen in die Beiwertschreibweise in einen parasitären und einen induzierten Anteil aufteilen, siehe Gleichung 3.2. Dabei reduziert sich der Anteil des induzierten Widerstands reziprok mit steigender Fluggeschwindigkeit, dazu addiert sich der parasitäre Anteil des Widerstands. Dieser Nullwiderstand steigt in der dritten Potenz mit der Fluggeschwindigkeit. Die Vortriebsleistung wird mit der statischen Schubleistung des Schwebeflugs überlagert. Unter Verwendung von Gleichung 2.5 für die induzierte Geschwindigkeit ergibt sich die statische Schubleistung zur Kompensation der Gewichtskraft  $G$  zu:

$$P_{\text{stat}} = \frac{1}{\eta_{p,0}} \cdot G \cdot u_{\text{indu}} = \frac{1}{\eta_{p,0}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G^3}{\rho \cdot S_{\text{prop}}}}. \quad (3.3)$$

Dabei stellt  $\eta_{p,0}$  den Wirkungsgrad des Propellers im Schweben dar. Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit und damit zunehmendem Auftrieb des Tragflügels reduziert sich der benötigte Schub zur Erzeugung einer Vertikalkraft von  $F_0 = G$  zu Null. Dieser Zusammenhang ist im unteren Bereich von Abbildung 3.2 dargestellt.

Eine geringe Masse reduziert die erforderliche Leistung im gesamten Flugbereich. In den schubgetragenen Flugzuständen ergibt sich eine proportionale Reduktion des erforderlichen Schubs und nach Gleichung 3.3 ein Zusammenhang  $P \sim G^{3/2}$ . In den auftriebsgetragenen Flugzuständen reduziert sich die benötigte Leistung durch geringeren induzierten Widerstand nach dem Zusammenhang  $P \sim G^2$ . Die vorgestellten Gleichungen zur Antriebsleistung erlauben ein Ableiten von Anforderungen für geringen Leistungsbedarf in den unterschiedlichen Flugphasen.

### 3.1.1.1 Schwebeflug

Im Schwebeflug bedeutet effizientes Fliegen, dass die Schubkraft als Summe der einzelnen Schübe der Antriebe mit möglichst geringem Leistungsbedarf erzeugt wird. Primär hängt die Größe der benötigten Antriebsleistung, wie in Gleichung 3.3 beschrieben, von der Gewichtskraft und dem Propellerwirkungsgrad ab. Beim Kippflügel-Fluggerät muss die Interaktion von Tragflügel und den davor angebrachten Antrieben betrachtet werden. Bei einer reinen Betrachtung des Schwebeflugs wirkt sich die Interaktion negativ auf den Leistungsbedarf aus, da der effektive Schub durch das Auftreffen des Abwindes auf den Tragflügel reduziert wird [56]. Allerdings werden beim Kippflügel-Fluggerät die positiven Effekte der Interaktion nutzbar gemacht. So ermöglicht der Abwind der Propeller die Nutzung der Querruder als Stahlruder und erzeugt Auftriebsanteile bereits bei geringen Fluggeschwindigkeiten. Die Reduktion des Schubs durch dahinterliegende Flugzeugteile ist bei Überströmung des Tragflügels entlang der Profildicke gering und kann in guter Näherung durch die Erhöhung des Widerstands des überströmten Tragflügel-Teils durch den größeren Staudruck modelliert werden [56].

Bei kleinen Fluggeschwindigkeiten reduziert sich die benötigte Leistung mit größerer überströmter Fläche durch Erzeugung eines zunehmenden Anteils der benötigten Vertikalkraft durch den Tragflügel [53]. In Abbildung 3.2 verschiebt sich die Kurve des Anteils der Quelle der Vertikalkraft in Abhängigkeit der Interaktion von Propellerabwind und Tragflügel. Damit erreicht die Leistung der Fahrtpolare auch ein geringeres Minimum. Die Interaktion hat durch eine geeignete Wahl von Propeller und Tragflügel eine positive Bilanz von Auftriebsgewinn und Schubreduktion [53].

### 3.1.1.2 Flächenflug

Im auftriebsgetragenen Flächenflug wird der Schub der Antriebe zur Kompensation des Widerstands des Fluggerätes benötigt, daher sollte der Widerstand des Fluggerätes möglichst gering sein und der Schub möglichst effizient erzeugt werden. Die zwei unterschiedlichen Wirkungsgrade in Gleichung 3.1 und 3.3 zeigen, dass ein Propeller in unterschiedlichen Flugzuständen unterschiedlich effektiv ist. Für die Vor- und Nachteile der einzelnen Antriebsparameter wird auf den folgenden Abschnitt 3.2.2 verwiesen. Der Widerstand eines Fluggerätes setzt sich aus mehreren Komponenten zusammen. Dabei wird im Flugzeugentwurf zwischen dem parasitären und dem Auftriebs-induzierten Widerstand unterschieden [57]. Zusätzliche Widerstände, die sich beispielsweise aus Überschalleffekten ergeben, werden hier nicht betrachtet.

Der parasitäre Widerstand besteht aus mehreren Anteilen und wird von allen umströmten Komponenten des Fluggerätes erzeugt. Zum einen existiert der Reibungswiderstand, welcher durch die Scherung der Wandschubspannung an der Oberfläche eines angeströmten Körpers entsteht. Der Form- oder Druckwiderstand entsteht durch die Druckdifferenz zwischen Vorder- und Hinterseite eines angeströmten Körpers. Allgemein besitzen schlanke, stromlinienförmige Körper einen gegenüber stumpfen Körpern geringen Formwiderstand [56]. Die Umströmung der verschiedenen Komponenten eines Fluggerätes erzeugt einen zusätzlichen Interferenzwiderstand in der Größenordnung zwischen 10 und 30 % des Gesamtwiderstandes [43]. Der Einfluss des Widerstands auf den Leistungsbedarf nimmt nach Gleichung 3.2 mit der Fluggeschwindigkeit in der 3. Potenz zu, somit steigt die Relevanz für Kippflügel-Fluggeräte mit hohen Flächenfluggeschwindigkeiten. In der Literatur finden sich Methoden des klassischen Flugzeugentwurfs, anhand derer Rumpf, Anbauten und Übergänge bezüglich geringem parasitären Widerstand ausgelegt werden können.

Neben dem parasitären Widerstand induzieren alle auftriebserzeugenden Komponenten des Fluggerätes weiteren Widerstand. Hierbei werden primär der Tragflügel und die Leitwerke betrachtet. Ein Tragflügel lenkt die Strömung zum einen nach unten ab, zusätzlich findet ein Ausgleich der Druckdifferenz zwischen Ober- und Unterseite an den Flügelspitzen statt. Für die dabei an die Strömung abgegebene kinetische Energie wird ein auftriebsabhängiger Anteil zum Widerstand addiert. Wie aus Gleichung 2.14 hervorgeht, ist der induzierte Widerstandsbeiwert quadratisch vom erzeugten Auftrieb abhängig. Ziel ist es, im Auslegungs-Flächenflugzustand bei der Erzeugung des erforderlichen Auftriebs möglichst wenig Widerstand zu induzieren. Für diese Betrachtung bietet sich die Widerstandspolare an, welche den Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit des Widerstandsbeiwertes darstellt. Der Zusammenhang von Auftriebsbeiwert und Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit des Anstellwinkels ist für jedes Profil unterschiedlich.

$$\gamma_{\text{opt.}} = \left( \frac{C_{A,\text{opt.}}}{C_W} \right)_{\text{max}} \quad (3.4)$$

Aus dem Diagramm lässt sich die optimale Gleitzahl entsprechend Gleichung 3.4 ablesen, anhand derer sich nach Gleichung 3.5 die im Flächenflug erforderliche Flügelfläche  $S_{\text{fl}}$  abschätzen lässt.

$$G = A = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot u_a^2 \cdot S_{\text{fl}} \cdot C_{A,\text{opt.}} \quad (3.5)$$

Neben dem Profil hat die Verteilung des Auftriebs bezüglich der Spannweite einen wichtigen Einfluss auf die Größe des induzierten Widerstands. Diese Einflüsse werden in Gleichung 2.14 in den Größen Streckung  $\Lambda$  und Oswald-Faktor  $e$  zusammengefasst. Betracht-

tungen zur Auswahl eines geeigneten Profils und der Auslegung der Tragflügel-Geometrie werden im Abschnitt 3.2.1 vorgestellt.

### 3.1.1.3 Trimm-Widerstand

In allen Flugzuständen wird durch das Leitwerk und den Ausschlag von Rudern ein zusätzlicher parasitärer als auch induzierter Widerstand erzeugt. Zur Reduktion des Trimm-Widerstands muss der Gesamtauftrieb auf Tragflügel  $A_{fl}$  und Leitwerk  $A_{hlw}$  verteilt werden, sodass der Gesamtwiderstand minimal wird [58]. Hierbei sind die Randbedingungen, dass der Gesamtauftrieb der Gewichtskraft entspricht und dass der Momentenhaushalt ausgeglichen ist. Sollte das Höhenleitwerk beispielsweise zum Einhalten des Nickmomentenhaushaltes eine nach unten gerichtete Auftriebskraft erzeugen, muss diese Kraft zusätzlich vom Tragflügel ausgeglichen werden. Abbildung 3.3 zeigt diesen Fall, dabei werden der Widerstand des Leitwerkes  $W_{hlw}$  und der zusätzlich induzierte Widerstand ( $W_{fl} = f(A_{hlw})$ ) am Tragflügel zusammengefasst und gemeinsam als Trimm-Widerstand bezeichnet.

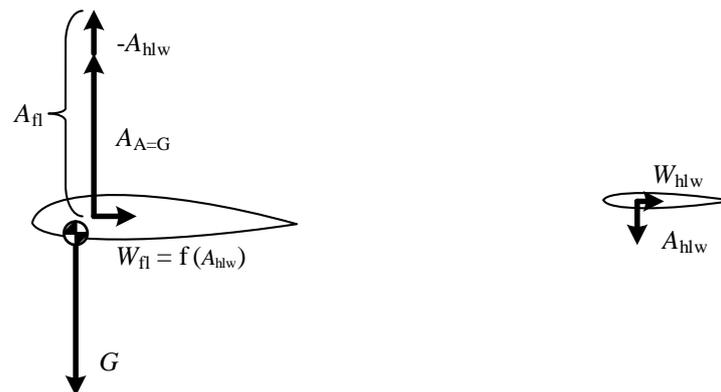


Abbildung 3.3: Kräfte- und Momentengleichgewicht der Längsbewegung durch Tragflügel und Höhenleitwerk im stationären Horizontalflug

Der Trimm-Widerstand der Längsbewegung kann somit verringert werden, wenn das Höhenleitwerk einen positiven Auftrieb erzeugt. Dazu muss der Schwerpunkt zwischen den Neutralpunkten von Tragflügel und Höhenleitwerk liegen. Dieses kann allerdings abhängig von der Konfiguration zum Wegfall der statischen Längsstabilität führen [16]. Das zum Trimmen nötige Nickmoment kann durch einen Ausschlag der Ruderklappe sowie durch eine Verstellung des gesamten Leitwerks eingestellt werden. Ein Trimmen durch das Kippen des gesamten Leitwerks ist ggf. vorteilhaft, da so eine große Steuerreserve zur Lageregelung gewahrt wird [58].

#### 3.1.1.4 Kurvenkoordinierung

Im Flächenflug hat der parasitäre Widerstand – wie zuvor erwähnt - einen signifikanten Anteil am Gesamtwiderstand. Der Rumpf und die Anbauten von Fluggeräten sind als schlanke Körper mit einer Vorzugsrichtung der Anströmung von vorne optimiert [59]. Zur Minimierung des Widerstands ist daher ein schiebewinkelfreier Flug anzustreben. Die Zustandsgrößen des Hängewinkels und der Änderungsrate des Kurses können abhängig von der Fluggeschwindigkeit zueinander koordiniert werden, sodass sich die Bewegungsrichtung und die Lage des Flugzeugs synchron ändern. Diese Kurvenkoordinierung wird von Flächenflugzeugen durch einen zum Querruderausschlag koordinierten Seitenruderausschlag erreicht. Bei einem geregelten Fluggerät werden die Kursänderungsrate und ein passender Hängewinkel abhängig von der Fluggeschwindigkeit zueinander koordiniert.

#### 3.1.2 Großer Flugbereich

Die Grundlage der Auslegung eines Fluggerätes für effizienten Flug ist stets die Definition der Flugmission. Als Beispiele sollen zwei für ein Kippflügel-Fluggerät extreme Anforderungen vorgestellt werden. Zum einen ein Fluggerät, welches die VTOL-Fähigkeit nur für Start und Landung benötigt und die restliche Flugzeit ausschließlich möglichst effizient eine große Strecke zurücklegen soll. Dabei befindet es sich größtenteils im auftriebsgetragenen Flächenflug, und der Entwurf des Fluggerätes orientiert sich an der zuvor vorgestellten Auslegung von Flächenflugzeugen.

Dagegen steht ein Kippflügel-Fluggerät, welches im Nahbereich operiert und für agiles Manövrieren häufig bei Geschwindigkeiten unterhalb des auftriebsgetragenen Flächenflugs fliegt. Dann liegt der Fokus auf schubgetragenen Flugzuständen. Der parasitäre Widerstand des Gesamtfluggerätes und der induzierte Widerstand des Tragflügels bei hohen Fluggeschwindigkeiten sind hierbei nicht von großer Relevanz. Die Entwürfe klassischer Kippflügel-Fluggeräte haben sich an einer solchen Flugmission ausgerichtet. Sollte ein Fluggerät für diese Flugmission ausschließlich anhand der zuvor vorgestellten Kriterien ausgelegt werden, kann ein sehr ineffizientes Fluggerät entstehen. Ein Tragflügel, welcher geringe Widerstände im Flächenflug induziert, erzeugt im Langsamflug bei hohen Anstellwinkeln eventuell sehr geringen Auftrieb. Dieser geringe Auftrieb müsste dann durch hohen Schub der Antriebe kompensiert werden. Sollte das Fluggerät häufig in diesen Flugzuständen operieren, können ein aerodynamisch effizienter Flügel und Antriebsstrang bedeuten, dass in schubgetragenen Flugzuständen ein hoher Leistungsbedarf besteht.

Grundsätzlich besteht der Wunsch, dass alle Kippflügel-Fluggeräte unabhängig von ihrer Mission den gesamten Geschwindigkeitsbereich stationär erfliegen können [5]. Nur auf diese

Weise ist ein Bahnregler in der Lage mit großen Windgeschwindigkeiten umzugehen und dynamische Bahnvorgaben umzusetzen. Es kann somit auch für die erstgenannte Mission nicht ausschließlich die Effizienz des Flächenflugs betrachtet werden. Um stationären Flug im gesamten Flugbereich umsetzen zu können, muss die Kombination aus vertikalem Schubanteil der Antriebe und Auftrieb des Tragflügels in allen Geschwindigkeiten des Flugbereichs der Gewichtskraft des Fluggerätes entsprechen. Gleichzeitig muss der horizontale Anteil des Schubvektors den Gesamtwiderstand des Fluggerätes bei der jeweiligen Fluggeschwindigkeit kompensieren.

Das Kippen des Tragflügels variiert den Auftrieb ausschließlich in dem Rahmen, wie es die Strömungsverhältnisse erlauben. Auftriebshilfen am Tragflügel können für zusätzlichen Auftrieb sorgen, aber ebenfalls nicht in beliebiger Größe in allen Flugzuständen. Wenn der Tragflügel mit Anstellwinkeln im Bereich des Strömungsabrisses angeströmt wird, ist der Auftrieb sehr sensitiv gegenüber Störungen. Da der Kippwinkel des Tragflügels bei Kippflügel-Fluggeräten aber aus einer senkrechten Stellung im Schweben bis zum Flächenflug zu kleinen Anstellwinkeln gesenkt werden muss, wird auch der Bereich des Strömungsabrisses durchfahren. Abhängig von der Konfiguration von Tragflügel und Antrieben wird die Strömung allerdings durch den Abwind der Propeller in großen Bereichen des Tragflügels zu kleineren effektiven Anstellwinkeln umgelenkt. Nach [5] ist diese Vermeidung des großflächigen Strömungsabrisses von besonderer Bedeutung bei der Auslegung von Kippflügel-Fluggeräten.

Der Tragflügel sollte durch seine Geometrie und sein Profil ein gutmütiges Überziehverhalten aufweisen, sodass der Auftriebsbeiwert im Bereich des Strömungsabrisses keine großen Gradienten aufweist. Abbildung 3.4 zeigt die Auftriebsbeiwerte verschiedener Profile. Als durchgezogene Linie sind Messwerte eines *NACA0012*-Profils dargestellt [60]. Ein deutlicher Einbruch des Auftriebsbeiwertes ist im Bereich des Strömungsabrisses bei einem Anstellwinkel von  $\alpha \approx 14^\circ$  zu erkennen. Für den Entwurf eines Kippflügel-Fluggerätes wird ab dem maximalen Auftriebsbeiwert ein geringer Gradient bis zu hohen Anstellwinkeln von über  $30^\circ$  angestrebt, dieser Idealfall ist gestrichelt angedeutet. Aerodynamisch ist ein Profil mit diesem Verlauf des Auftriebsbeiwertes schwierig umzusetzen und vermutlich mit sehr hohen Widerstandsbeiwerten verbunden. Praktisch umsetzbar sind Profile, welche einen Verlauf des Auftriebsbeiwertes entsprechend der gepunkteten Linie aufweisen, beispielsweise das *Clark-Y*. Es verbleibt ein merklicher Einbruch des Auftriebsbeiwertes im Bereich des Strömungsabrisses.

Um den Strömungsabriss auf kleine Bereiche des Tragflügels zu reduzieren, machen sich Kippflügel-Fluggeräte die erwähnte Interaktion des Abwindes der Antriebe und des Trag-

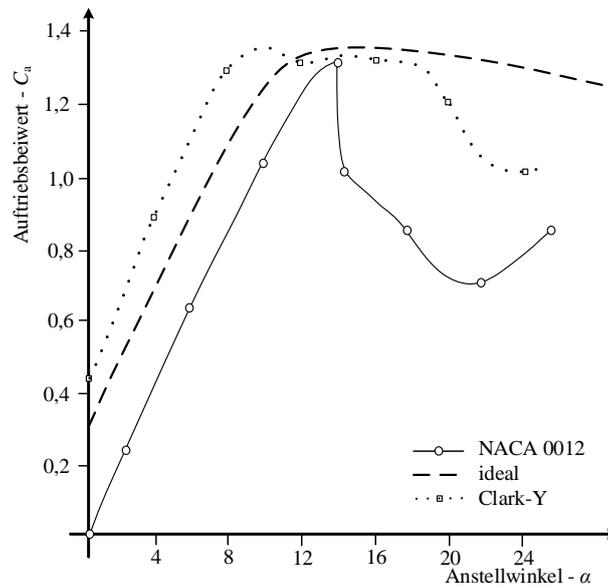


Abbildung 3.4: Auftriebsbeiwerte verschiedener Profile

flügels zunutze. In dem Bereich der Überströmung wird durch den Abwind des Propellers der effektive Anstellwinkel reduziert und der Staudruck erhöht. Um von diesem Effekt möglichst stark zu profitieren, sollte der Tragflügel in einem möglichst großen Bereich überströmt werden. Maßgeblich für die Zuverlässigkeit des Auftriebs ist somit das Verhältnis der Flügelfläche, welche vom Abwind überströmt wird, zu der nicht überströmten Fläche. Die überströmte Flügelfläche kann zum einen durch eine große Flügeltiefe im Bereich hinter dem Propeller vergrößert werden. Zum anderen steigt die Fläche mit dem Durchmesser des Propellers, allerdings sinkt nach Gleichung 2.5 der Strahltheorie die induzierte Geschwindigkeit mit größerem Durchmesser, sodass ein Abwägen einer größeren überströmten Fläche und einem größeren Staudruck nötig ist. Eine weitere Möglichkeit der Erhöhung des überströmten Anteils ist die Verwendung mehrerer Antriebe entlang der Flügelvorderkante. Dieses Konzept wird in der Literatur mit dem Begriff *Distributed Propulsion* bezeichnet, welches neben der überströmten Fläche den Vorteil redundanter Antriebe aufweist. Allerdings bringt jeder zusätzliche Antrieb zusätzliches Gewicht und erhöhte Komplexität in das System. Die Parameter des Antriebsstrangs und ihre Auswirkungen auf die Flugmechanik werden im Abschnitt 3.2.2 betrachtet.

Nach der Strahltheorie entsteht bei höherem Schub eines Propellerantriebs ein größerer Staudruck im Abwind, was – wie zuvor dargestellt – den Effekt des Strömungsabrisses in Teilen des Tragflügels verhindert. Einem großen Schubbedarf widersprechen die durch das Ziel hoher Flugleistungen an den Entwurf gestellten Forderungen nach geringem Flugzeuggewicht und geringem Widerstand. Abbildung 3.5 zeigt die induzierte Abwind-

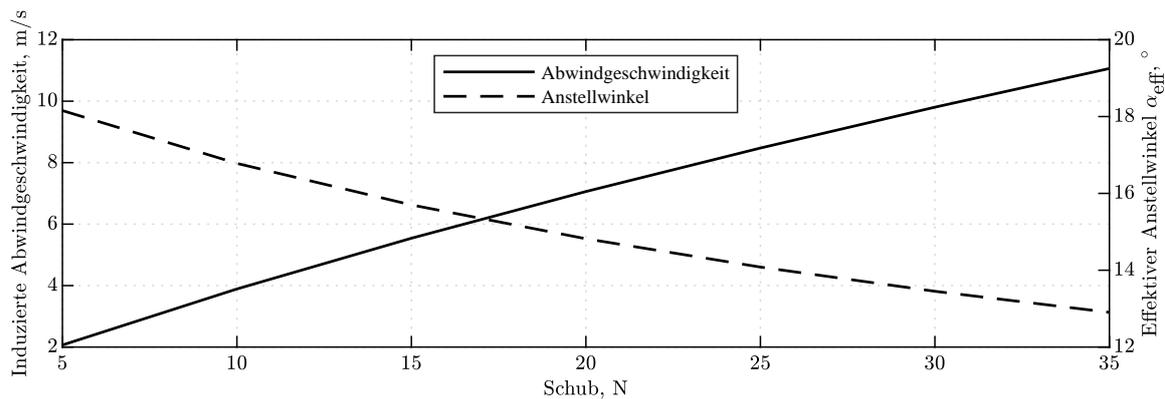


Abbildung 3.5: Induzierte Abwindgeschwindigkeit und daraus resultierende Reduktion des Anstellwinkels hinter einem Propeller für verschiedene Standschübe nach der Strahltheorie bei einer freien Anströmung von 20 m/s und einem Anstellwinkel von  $\alpha_0 = 20^\circ$

geschwindigkeit und die daraus resultierende Reduktion des Anstellwinkels hinter einem Propeller nach der Strahltheorie aus Gleichung 2.5. Der Propellerdurchmesser beträgt in dem gezeigten Fall  $d_{\text{prop}} = 0,3 \text{ m}$  und der Propeller ist bei einer freien Anströmung von  $u_a = 20 \text{ m/s}$  um  $\alpha_0 = 20^\circ$  angestellt. Mit dem produzierten Schub steigt die induzierte Geschwindigkeit, während der effektive Anstellwinkel  $\alpha_{\text{eff}}$  in den Bereichen des Tragflügels hinter dem Propeller stärker reduziert wird. Für die Erzeugung zuverlässigen Auftriebs, während sich der übrige Tragflügel im Bereich des Abrisses befindet, muss der Anstellwinkel abhängig vom Profil des Tragflügels unter  $\alpha_{\text{eff}} < 15^\circ$  gesenkt werden. Daraus folgt, dass bei geringem Schubbedarf durch ein widerstandsoptimiertes Design der positive Effekt des überströmten Tragflügels verringert wird.

### 3.1.3 Hohe Steuerreserven

Gute Flugleistungen erfordern nach der Definition aus Abschnitt 2.1.6 neben einem geringen Leistungsbedarf und einem großen Flugbereich zusätzlich hohe Änderungsraten des Flugzustandes. In jedem stationären Flugzustand des Flugbereichs sollen somit möglichst große translatorische Beschleunigungen aufgebracht werden können. Diese erfordern möglichst große Steuerreserven der verschiedenen Steuergrößen. Für translatorische Beschleunigungen betrifft dieses primär den Antriebsstrang und beim Kippflügel-Fluggerät den Kippwinkel des Tragflügels. Ein Fluggerät mit einem großen Tragflügel muss nicht bei hohen Auftriebsbeiwerten fliegen, wodurch vertikale Beschleunigungen durch Anstellwinkeländerungen erzeugt werden können, ohne in Bereiche des Strömungsabrisses zu gelangen. Dagegen erzeugt eine große Flügelfläche bei hohen Fluggeschwindigkeiten einen unerwünschten Widerstand und somit erhöhten Leistungsbedarf. Ähnliches gilt für den Antriebsstrang,

dessen Gewicht mit der verfügbaren Steuerreserve steigt, wodurch sich der Leistungsbedarf vergrößert.

Auch aus Sicht der Flugeigenschaften sind große Steuerreserven hilfreich, wenn damit größere Steuerbeschleunigungen erzeugt werden können. Allerdings ist auch die Stellrate der Steuergrößen von entscheidender Bedeutung für die Stabilisierbarkeit. Bei gleichbleibender Stellrate trägt eine hohe Steuerreserve allerdings dazu bei, dass größere Störungen vom Fluggerät toleriert werden können. Die Dimensionierung der Steuergrößen muss somit unter Betrachtung der benötigten Steuerreserven und ihrer Stellraten erfolgen.

### 3.1.4 Gutes Störverhalten

Eine wichtige Eigenschaft von Fluggeräten ist die Reaktion und das Verhalten bezüglich Störungen. In erster Linie werden Störungen von außen wie Wind oder Turbulenz betrachtet, aber auch Fehlerfälle wie ein Steuergrößenausfall können bei der klassischen Untersuchung der Flugeigenschaften analysiert werden [16]. Kippflügel-Fluggeräte des betrachteten Maßstabs operieren bei Fluggeschwindigkeiten zwischen 0 und 30 m/s. Damit befindet sich die Fluggeschwindigkeit in der Größenordnung der erwartbaren Windgeschwindigkeit und teilweise auch der Böen. Die Anfälligkeit gegenüber aerodynamischen Störungen muss also betrachtet werden.

Ein hoher Gradient des Auftriebsbeiwertes macht ein Fluggerät anfällig für Böen, da kleine Anstellwinkeländerungen zu großen Auftriebsänderungen führen. Ein aerodynamisch optimierter Tragflügel kann somit zu einem schlechten Störverhalten des Fluggerätes führen. Auch der Flug bei hohen Auftriebsbeiwerten erhöht die Anfälligkeit für Böenlasten, da kleine Anstellwinkeländerungen zum Strömungsabriss führen können. Abhilfe kann beispielsweise eine aktive Unterdrückung von Böenlasten bringen, dazu sollen hochfrequente Reaktionen durch Steuerausschläge die Wirkung einer Böe reduzieren. Diese Reaktion erfordert allerdings eine aufwendige und präzise Sensorik zur Erfassung der Böen [61].

Da ausschließlich geregelte Fluggeräte betrachtet werden, kann im Entwurf des Fluggerätes das Störverhalten des Fluggerätes zwar berücksichtigt werden, eine Aussage über das Störverhalten im Flugbetrieb ist allerdings erst mit dem Gesamtsystem möglich. Auch ohne aktive Böenlastminderung wirken sich die Störungen abhängig von Stellgeschwindigkeiten und Steuerreserven unterschiedlich aus. Zur Analyse des Störverhaltens kann das Gesamtsystem, bestehend aus Fluggerät und Regelungssystem, simulativ unter Variation verschiedener Anregungen untersucht werden. Aber auch der Einfluss einer Änderung der Tragflügelaerodynamik kann durch das Einbringen von Störkräften oder geänderten Auftriebsbeiwerten analysiert werden.

## 3.2 Auslegung der Entwurfparameter

Wie zuvor herausgearbeitet, führen die Forderungen der Flugleistungen zu dem Entwurf eines Kippflügel-Fluggerätes, welcher an den klassischen Flugzeugentwurf angelehnt ist. Die Forderungen der Flugeigenschaften stehen dazu allerdings teilweise im Widerspruch, auch durch die Besonderheiten der Flugmechanik von Kippflügel-Fluggeräten. Dazu werden im Folgenden die Auswirkungen der einzelnen Entwurfparameter des Tragflügels und des Antriebsstrangs betrachtet. Es wird zusätzlich auf Besonderheiten von Schwerpunktlage, Rudern und Leitwerk eingegangen.

### 3.2.1 Tragflügel

Der Tragflügel eines Fluggerätes wird primär durch das verwendete Profil und die Geometrie der Grundfläche definiert. Das Profil wird im Folgenden zunächst als zweidimensionaler Körper mit unendlicher Streckung betrachtet. Die Effekte eines endlichen Tragflügels in Form von reduziertem Auftrieb und induziertem Widerstand sind abhängig von den Geometrieparametern wie Streckung und Zuspitzung und werden anschließend betrachtet.

#### 3.2.1.1 Profil

In der Literatur sind verschiedene Profile für unterschiedliche Einsatzzwecke zu finden. Bei Fluggeräten des betrachteten Maßstabs und der erwarteten Fluggeschwindigkeit tritt ein Reynolds-Zahl Bereich von  $Re = 40.000$  bis  $Re = 500.000$  auf. Die Reynolds-Zahl beschreibt das Verhältnis der Trägheitskräfte zu den Zähigkeitskräften einer Strömung und definiert damit die Grenzschicht eines Profils. Bei gegebener Profilgeometrie werden die aerodynamischen Beiwerte eines Tragflügels maßgeblich durch die Reynolds-Zahl bestimmt [33]. Abbildung 3.6 zeigt die Auftriebspolare eines gewölbten *NACA*-Profils für drei verschiedene Reynolds-Zahlen. Der lineare Bereich der Auftriebspolare ist nur unwesentlich durch die Variation der Reynolds-Zahl beeinflusst, der maximale Auftriebsbeiwert und der Bereich des Strömungsabrisses unterscheiden sich jedoch deutlich. Für sehr kleine Reynolds-Zahlen ( $Re < 8 \cdot 10^4$ ) liegt eine rein laminare Grenzschicht vor und der Zusammenhang zwischen dem Anstellwinkel und dem Auftriebsbeiwert wird nichtlinear, da die Strömung in einem weiten Bereich abgelöst ist [33]. Die bei einer Ablösung entstehende Ablöseblase erzeugt zusätzlich einen unerwünschten Widerstand. Grundsätzlich hat eine geringe Reynolds-Zahl einen negativen Effekt auf den Widerstand, da sich bei sehr geringen Reynolds-Zahlen auch der Nullauftriebs-Widerstand deutlich erhöht [62]. Bei sehr kleinen Reynolds-Zahlen verlieren viele Annahmen der Strömungstheorie ihre Gültigkeit und die Vorhersage der

Beiwerte verliert stark an Güte [33]. Die geringe Größe und Fluggeschwindigkeit der betrachteten Fluggeräte haben somit Einfluss auf die Profilauswahl [63]. Um den geringen Reynolds-Zahlen gerecht zu werden, kann auf Profile aus bestehenden Datenbanken, wie [64] oder [65], zurückgegriffen werden.

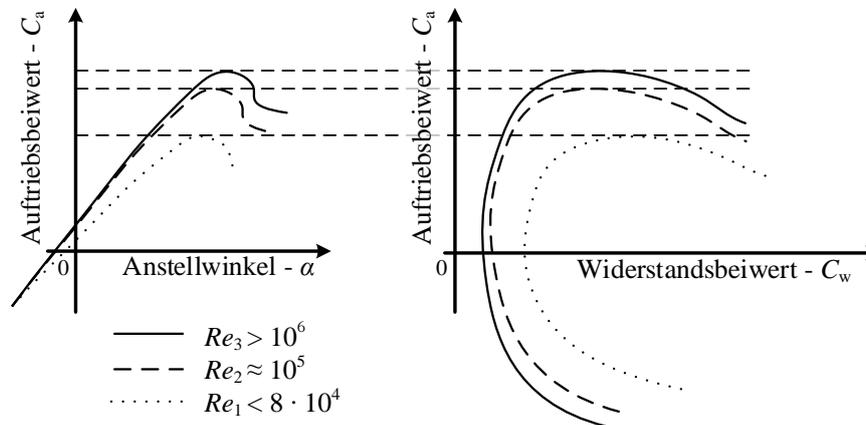


Abbildung 3.6: Einfluss der Reynolds-Zahl auf die aerodynamischen Beiwerte eines Profils, nach [62]

Ziel der Profilauswahl für Kippflügel-Fluggeräte ist die zuvor beschriebene Optimierung der Gleitzahl, unter der Nebenbedingung eines gutmütigen Abrissverhaltens. Profile mit guten Gleitzahlen und damit aerodynamischer Effizienz weisen häufig einen abrupten und starken Einbruch des Auftriebsbeiwertes schon bei geringen Anstellwinkeln auf. Andere Profile, welche nicht primär hinsichtlich einer hohen Gleitzahl optimiert wurden, können einen weniger starken Einbruch des Auftriebsbeiwertes zeigen [66]. Da der Auftriebsbeiwert im Bereich des Strömungsabrisses maßgeblich durch das Profil definiert wird, sollte in einem ersten Schritt zunächst das Überziehverhalten in der Profilauswahl berücksichtigt werden. Unter den möglichen Profilen kann somit anschließend eines mit optimaler Gleitzahl identifiziert werden. Solange ausschließlich das Profil und nicht der dreidimensionale Tragflügel betrachtet wird, findet keine Berücksichtigung des induzierten Widerstands statt. Dieser durch den Auftrieb entstehende Anteil des Widerstands ist primär von der Auftriebsverteilung und damit der Geometrie des Tragflügels abhängig.

Es besteht auch die Möglichkeit, das Profil entlang der Spannweite zu variieren, was im Flugzeugentwurf als aerodynamische Verwindung bezeichnet wird. Allerdings können unerwünschte Effekte nur durch eine detaillierte aerodynamische Auslegung ausgeschlossen werden [62]. Diese Analyse ist mit den vorgestellten Methoden nicht möglich, weshalb ausschließlich konstante Profile entlang der Spannweite betrachtet werden.

### 3.2.1.2 Flügelfläche

Sobald der Anstellwinkel im Flächenflug durch die optimale Gleitzahl des ausgewählten Profils feststeht, kann nach Gleichung 3.5 mit der Gewichtskraft und Flächenfluggeschwindigkeit des Fluggerätes die benötigte Flügelfläche berechnet werden. Wenn die Fläche des Tragflügels für diese Fluggeschwindigkeit ausgelegt ist, erzeugt dieser im betrachteten Arbeitspunkt den benötigten Auftrieb. Diese Betrachtung ergibt einen für den Flächenflug optimierten Tragflügel.

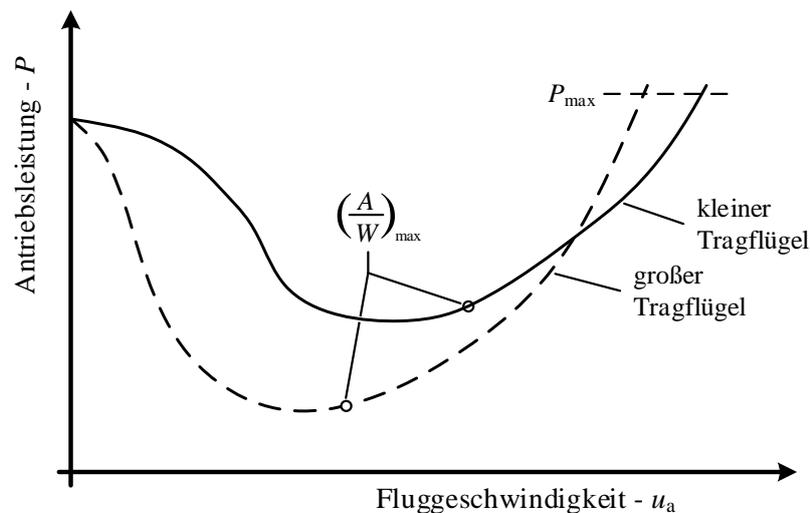


Abbildung 3.7: Einfluss der Flügelfläche eines von dem Abwind der Antriebe voll überströmten Tragflügels bei identischer Propellerfläche, nach [53]

Bei Kippflügel-Fluggeräten müssen zur Auslegung der Fläche des Tragflügels neben dem Flächenflug im effizientesten Punkt des Profils auch langsamere Fluggeschwindigkeiten berücksichtigt werden. Um den Einfluss der Flügelfläche zu untersuchen, wird in [53] ein identisches Fluggerät mit zwei Flügeln ausgestattet und die benötigte Leistung analytisch berechnet, siehe Abbildung 3.7. Beide Tragflügel werden dabei von dem Abwind der Antriebe voll überströmt und die Fluggeräte haben eine identische Masse. Ein großer überströmter Tragflügel erzeugt bei geringen Fluggeschwindigkeiten mehr Auftrieb, wodurch die benötigte Antriebsleistung geringer ist. Ein großer Flügel benötigt auch geringere Leistung bei der effizientesten Geschwindigkeit (maximales  $A/W$ ), allerdings liegt der effizienteste Punkt bei dem kleinen Tragflügel bei höheren Geschwindigkeiten. Ein höheres Strukturgewicht des größeren Flügels wird nach [53] diese Leistungsdifferenz teilweise aufbrauchen. Der kleine Flügel erreicht bei maximaler Leistung eine höhere Fluggeschwindigkeit. Zusammenfassend ist ein großer Tragflügel für Missionen mit moderaten Flächenfluggeschwindigkeiten und ein kleiner Tragflügel für sehr hohe Fluggeschwindigkeiten zu empfehlen. Die Abschätzung ist allerdings nur für einen von dem Abwind der Antriebe voll überströmten Tragflügel

gültig und verliert mit steigendem Verhältnis von nicht überströmter zu überströmter Flügelfläche an Aussagekraft.

Bei festgelegter Grundfläche kann die Verteilung des Auftriebs entlang des Tragflügels durch die Gestalt der Grundfläche beeinflusst werden. In dieser Arbeit werden ausschließlich rechteckige oder trapezförmige Flügelgrundrisse betrachtet. Obwohl im Flugzeugbau grundsätzlich komplexere Geometrien Anwendung finden, kommen bei Kippflügel-Fluggeräten in der Literatur ausschließlich einfache Geometrien zum Einsatz. Die aerodynamische Güte des Tragflügels bezüglich der Auftriebsverteilung wird in der Literatur als Formeffizienzfaktor oder Oswald-Faktor  $e$  bezeichnet. Die primären Parameter zur Definition der Auftriebsverteilung eines Tragflügels sind die Streckung  $\Lambda$  und die Zuspitzung  $\lambda$  [62].

### 3.2.1.3 Streckung

Als Streckung  $\Lambda$  wird das Verhältnis der Flügelspannweite  $b$  zur Flügelfläche  $S$  bezeichnet. Eine hohe Streckung reduziert nach Gleichung 2.14 den induzierten Widerstand und erhöht den Gradienten des Auftriebsbeiwertes (vgl. Gleichung 2.13), da der Randwirbel reduziert wird. Bei einer sehr großen Streckung  $\Lambda \approx \infty$  verschwinden die Effekte des endlichen Tragflügels und es können die Beiwerte des Flügelprofils angenommen werden [34]. Im klassischen Flugzeugentwurf werden die Vorteile einer hohen Streckung durch den geringeren induzierten Widerstand gegen die Nachteile einer geringeren mechanischen Stabilität, bzw. eines höheren Strukturgewichts und einer verringerten maximal möglichen Rollrate abgewogen [62]. Die Rollbewegung wird aerodynamisch durch eine große Spannweite gedämpft, da die Rollrate ein mit dem Abstand von der Drehachse zunehmenden lokalen Anstellwinkel  $\Delta\alpha(y)$  am Tragflügel induziert. Die Rolldämpfung ist im Besonderen für Fluggeräte mit hohen Anforderungen an Agilität und Wendigkeit von Bedeutung [62].

Fluggerät	Streckung $\Lambda$
<i>Canadair CL-84</i>	4,77
<i>Hiller X-18</i>	3,86
<i>Vertol VZ-2</i>	3,05
<i>Boeing 737-MAX</i>	10,4
<i>Airbus A320</i>	9,4
<i>Airbus A380</i>	7,8

Tabelle 3.1: Streckungen der Tragflügel historischer Kippflügel-Fluggeräte im Vergleich zu typischen Flächenflugzeugen

Im Gegensatz zu den bisherigen Überlegungen hatten historische Kippflügel-Fluggeräte sehr geringe Streckungen, wie in Tabelle 3.1 dargestellt. Bei gegebener Flügelfläche ergibt

eine geringe Streckung eine große Flügeltiefe, was bei Kippflügel-Fluggeräten einen großen Bereich im Propellerabwind bedeutet. Zusätzlich vergrößert sich nach Gleichung 2.9 die Reynolds-Zahl mit größerer Profiltiefe, mit den vorgestellten positiven Auswirkungen auf die aerodynamischen Beiwerte. Im Gegensatz zu mantragenden Fluggeräten ist dieser Effekt bei Fluggeräten im betrachteten Maßstab zu beachten. Beim Abwägen der Vor- und Nachteile einer hohen Streckung sind somit neben den effizienzbezogenen Kriterien zusätzliche Auswirkungen spezifisch für Kippflügel-Fluggeräte zu berücksichtigen. Beispielsweise bedeutet ein hoher Gradient des Auftriebsbeiwertes eine höhere Anfälligkeit gegenüber aerodynamischen Störungen wie Böen oder Geschwindigkeitsabweichungen. Die entstehenden Böenlasten sind nicht allein strukturell zu betrachten, sondern können auch zu einem einseitigen Strömungsabriss führen. So kann eine aerodynamisch optimale Tragflügelgeometrie für Kippflügel-Fluggeräte ungeeignet sein. Die Vor- und Nachteile der verschiedenen Streckungen sind in Tabelle 3.2 zusammengefasst.

Streckung $\Lambda$	Vorteile	Nachteile
1–3	Strömungsabriss erst bei hohen Anstellwinkeln, geringe Böenlasten, geringe Rolldämpfung, hohe Flügeltiefen	Ineffizient durch hohen induzierten Widerstand, geringes $C_{A,\max}$
3–7	Gute Rollantwort, akzeptable Böenlasten, akzeptable Flügeltiefen	Relativ hoher induzierter Widerstand, nicht geeignet für sehr große Reichweiten
7–15	Ausgleich zwischen induziertem Widerstand und Rollantwort	Bemerkbare Böenlasten
15+	Minimaler induzierter Widerstand, hohes $C_{A,\max}$	Geringe Flügeltiefen, extreme Böenlasten, hohe Rolldämpfung

Tabelle 3.2: Einfluss der Streckung auf die aerodynamischen Eigenschaften des Tragflügels, nach [62]

### 3.2.1.4 Zuspitzung

Ein weiterer Geometrie-Parameter, welcher die aerodynamische Güte des Tragflügels bestimmt, ist die Zuspitzung  $\lambda$ , also das Verhältnis der äußeren zur inneren Flügeltiefe. Durch die Zuspitzung ist es möglich, die Verteilung des Auftriebs entlang der Spannweite einer optimalen, elliptischen Verteilung anzunähern und damit den induzierten Widerstand zu minimieren. Abbildung 3.8a zeigt die Verteilung des Auftriebs entlang der Spannweite. Darin ist zu erkennen, dass eine hohe Zuspitzung den Auftrieb nach innen verlagert und damit die strukturelle Belastung des Tragflügels verringert. Abbildung 3.8b zeigt das Verhältnis des lokalen Auftriebsbeiwertes  $C_A(y)$  zu dem Gesamtauftriebsbeiwert  $C_A$

entlang der Flügelspannweite. Hier ist zu erkennen, dass der lokale Auftriebsbeiwert mit steigender Zuspitzung erheblich größer als der Gesamtauftriebsbeiwert ist, was die Gefahr eines lokalen Strömungsabrisses bereits bei geringeren Anstellwinkeln birgt. Bei stark zugespitzten Flügeln ist diese Gefahr des Strömungsabrisses im Bereich der Flügelspitzen sehr hoch [34]. Da mit der lokalen Flügeltiefe auch die lokale Reynolds-Zahl sinkt, müssen

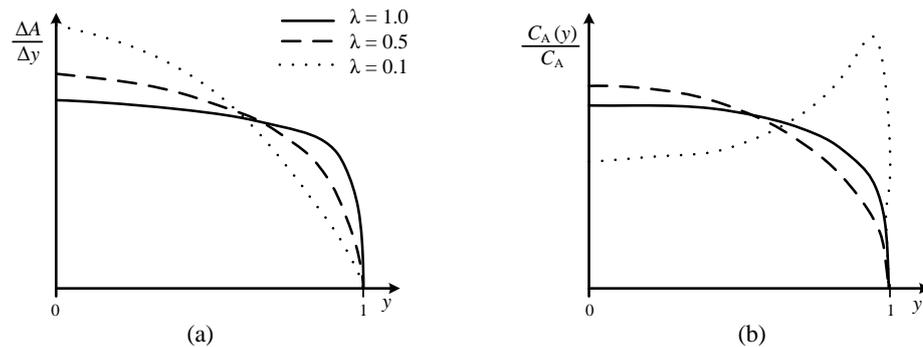


Abbildung 3.8: Auftriebsverteilung  $\Delta A/\Delta y$  (a) und Verteilung des lokalen Auftriebsbeiwertes  $C_A(y)/C_A$  (b) entlang der Spannweite für Trapezflügel, nach [34]

bezüglich der Größenordnung der betrachteten Fluggeräte stets die vorgestellten negativen Auswirkungen sehr kleiner Reynolds-Zahlen berücksichtigt werden. Tabelle 3.3 fasst die Vor- und Nachteile für drei mögliche Zuspitzungen zusammen. Die Tragflügel klassischer Kippflügel-Fluggeräte weisen sehr geringe Zuspitzungen auf und nehmen damit höhere induzierte Widerstände in Kauf.

Zuspitzung $\lambda$	Vorteile	Nachteile
0,2	Induzierter Widerstand ist vergleichbar mit dem eines elliptischen Grundrisses	Gefahr eines Strömungsabrisses an den Flügelspitzen, geringe $Re$ an den Flügelspitzen
0,5	Ausgleich zwischen induziertem Widerstand und Überziehverhalten	Strömungsabriss beginnt in der Nähe der Flügelmitte
1	Gutes Überziehverhalten, identische $Re$ entlang des Tragflügels	hoher induzierter Widerstand

Tabelle 3.3: Einfluss der Zuspitzung auf die aerodynamischen Eigenschaften des Tragflügels, nach [62]

Neben der Streckung und der Zuspitzung werden die Tragflügel im Flugzeugentwurf durch die Anpassung weiterer Parameter optimiert, welche an dieser Stelle nicht weitergehend betrachtet werden. Dazu zählen beispielsweise die Pfeilung, welche bei Fluggeschwindigkeiten in der Nähe der Schallgeschwindigkeit und zu Erzeugung einer größeren Windfahnensta-

bilität eingesetzt wird. Die V-Stellung erhöht die Roll- und Windfahnenstabilität und vergrößert die Bodenfreiheit für Antriebe. Der Einflüsse der Flügellage auf das Schieberollmoment und den parasitären Widerstand sind ebenfalls nicht Teil dieser Arbeit.

### 3.2.2 Antriebssystem

Die bei der Auslegung des Antriebssystems betrachteten Parameter umfassen die Anzahl und Verteilung der Antriebe sowie die Dimensionierung der Propeller der verschiedenen Antriebe. Die Optimierung einiger der definierenden Parameter ist stark vom Betriebspunkt, somit dem benötigten Schub und der Anströmsituation, abhängig.

#### 3.2.2.1 Propellerdurchmesser

Mit der Leistung eines Propellerantriebs in Abhängigkeit seines Standschubs aus Gleichung 3.3 lässt sich das Verhältnis des Standschubs zur Antriebsleistung berechnen:

$$\frac{F_0}{P_{\text{stat}}} = \frac{\eta_{p,0}}{u_{\text{indu}}}. \quad (3.6)$$

Aus dieser Beziehung lässt sich ableiten, dass die erforderliche Leistung für einen benötigten Standschub mit der induzierten Geschwindigkeit sinkt. Im Schwebeflug ist somit eine niedrige Strahlflächenbelastung ( $F_0/S_{\text{prop}}$ ) und damit ein großer Propellerdurchmesser effizient. Zusätzlich vergrößert sich der Bereich des überströmten Tragflügels mit dem Propellerdurchmesser mit den zuvor genannten positiven Effekten eines erhöhten Staudrucks und einer Anstellwinkelreduktion.

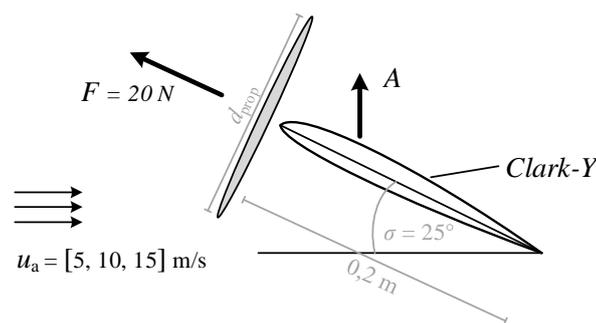


Abbildung 3.9: Skizze von Propeller und Tragflügel als Grundlage der Ergebnisse in den Abbildungen 3.10 und 3.11

Nach Gleichung 2.5 reduziert sich die induzierte Geschwindigkeit mit steigendem Propellerdurchmesser mit  $1/d_{\text{prop}}$ , was die genannten positiven Effekte verringert. Die Anstellwinkelreduktion erhöht sich mit größerer induzierter Geschwindigkeit. Abbildung 3.10 zeigt

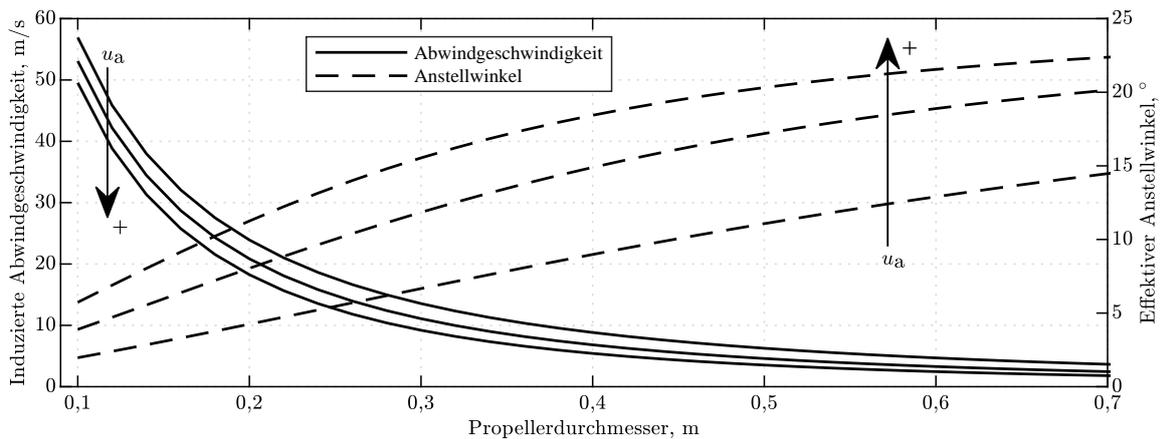


Abbildung 3.10: Induzierte Geschwindigkeit nach der Strahltheorie und daraus resultierende Reduktion des Anstellwinkels hinter einem Propeller über dem Propellerdurchmesser aufgetragen

die induzierte Geschwindigkeit und daraus resultierende Reduktion des Anstellwinkels hinter einem Propeller für verschiedene Propellerdurchmesser nach der Strahltheorie aus Gleichung 2.5. Die freie Anströmgeschwindigkeit beträgt 5, 10 und 15 m/s und der Propeller ist mit  $\alpha_0 = 25^\circ$  angestellt. Abbildung 3.9 zeigt die berechnete Situation, dabei befindet sich der Tragflügel hinter dem Propeller ohne induzierte Geschwindigkeit mit  $\alpha_0 = 25^\circ$  im Bereich des Strömungsabrisses. Mit dem Durchmesser sinkt die induzierte Geschwindigkeit und damit wird der Anstellwinkel hinter dem Propeller weniger reduziert.

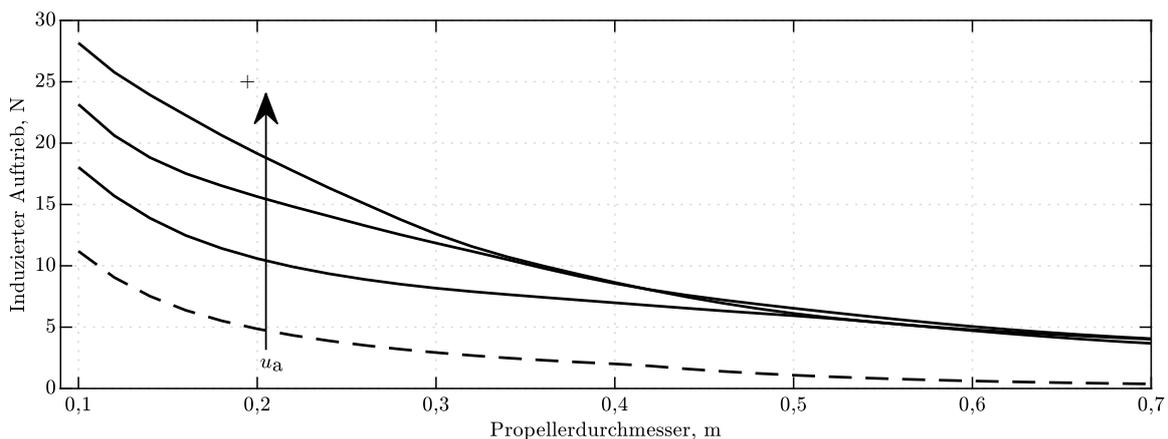


Abbildung 3.11: Induzierter Auftrieb am Tragflügel hinter einem Propeller über dem Propellerdurchmesser aufgetragen

Abbildung 3.11 zeigt die Abschätzung des durch den Propellerabwind an einem dahinter liegenden Flügel induzierten Auftriebs in Abhängigkeit des Propellerdurchmessers und

der Anströmgeschwindigkeit. Als gestrichelte Linie ist der Fall ohne freie Anströmung dargestellt. Die Berechnung basiert auf der Modellbildung aus Kapitel 2.2 für einen Propellerschub von  $F_0 = 20 \text{ N}$  und einen rechteckigen Tragflügel mit einem *Clark-Y* Profil der Tiefe  $l_m = 0,2 \text{ m}$  und einer Streckung  $\Lambda = 12$ . Der am Tragflügel induzierte Auftrieb reduziert sich für diesen betrachteten Fall trotz größerer Fläche deutlich mit steigendem Propellerdurchmesser. Die Aussage ist allerdings nur für das gegebene Profil bei dem gegebenen Anstellwinkel unter den in Kapitel 2.2 genannten Vereinfachungen gültig. In anderen Flugzuständen mag eine geringe Anstellwinkelreduktion in einem großen Bereich des Flügels hilfreicher sein als ein großer Auftriebszuwachs in einem kleinen Bereich. Die Auswahl eines geeigneten Propellerdurchmessers muss somit einen Kompromiss zwischen Schwebelageleistung und induziertem Auftrieb finden.

### 3.2.2.2 Propellerwirkungsgrad

Neben dem Durchmesser, der nach den vorangegangenen Überlegungen recht unabhängig von der Anströmgeschwindigkeit des Propellers gewählt werden kann, existieren weitere Geometrie-Parameter. Diese finden in der Strahltheorie keine Berücksichtigung und werden als Propellerwirkungsgrad  $\eta_P$  in Abhängigkeit der Anströmsituation beschrieben [43].

Bei gegebener Leistung ermöglicht eine höhere Blattzahl die Reduktion des Durchmessers und damit eine Reduktion der Blattspitzengeschwindigkeit. Da die Blattspitzengeschwindigkeit bei Propellern im betrachteten Maßstab der Fluggeräte allerdings kein Problem darstellt und die benötigten Leistungen vergleichsweise gering sind, werden im weiteren Verlauf ausschließlich Zweiblatt-Propeller betrachtet.

Der Wirkungsgrad eines Propellers ist von der Anströmsituation abhängig und wird häufig bezüglich des Fortschrittsgrades angegeben. Der Fortschrittsgrad beschreibt nach Gleichung 3.7 das Verhältnis der axialen freien Anströmung zur Propellerumfangsgeschwindigkeit.

$$j = \frac{30 \cdot u_a}{\pi \cdot \omega_{\text{prop}} \cdot d_{\text{prop}}} \quad (3.7)$$

Die lokale Verwindung und der Anstellwinkel des Propellers lassen sich näherungsweise mit einem skalaren Parameter, der sog. Steigung, zusammenfassen. Abbildung 3.12 zeigt den Wirkungsgrad bei verschiedenen Fortschrittsgraden für zwei verschiedene Propeller der Datenbank aus [67]. Beide Propeller eines Herstellers weisen bei identischem Durchmesser zwei unterschiedliche Steigungen auf. Beide erreichen ähnliche maximale Wirkungsgrade, allerdings bei unterschiedlichen Fortschrittsgraden. Mit größerer Steigung ist ein Propeller in der Lage bei größeren Anströmgeschwindigkeiten bei identischer Drehzahl, also größeren Fortschrittsgraden, noch effizient zu arbeiten. Gleichzeitig sinkt der Wirkungsgrad bei

geringeren Fortschrittsgraden. Somit ist jeder Propeller mit einer festen Steigung nur in einem Betriebspunkt, bestehend aus Drehzahl und axialer Anströmung, optimal. Leichte Variationen der Drehzahl für Schubvariation haben nur geringe Auswirkungen auf den Wirkungsgrad.

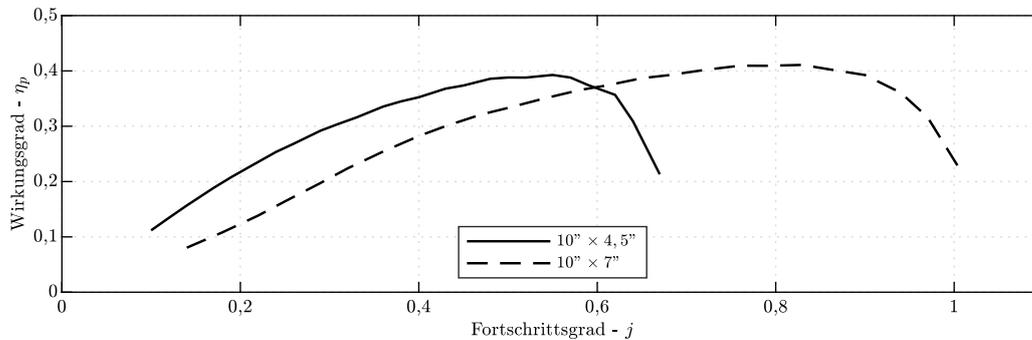


Abbildung 3.12: Propellerwirkungsgrad bei verschiedenen Fortschrittsgraden, berechnet nach Daten aus [67]

Große Steigungen ermöglichen es auch bei hohen Anströmgeschwindigkeiten, die Strömung zu beschleunigen und damit noch Schub zu produzieren. Die hohe Steigung verursacht allerdings im nicht angeströmten Fall bei einem geforderten Schub hohe Widerstände. Gleichzeitig wird dieser Schub bei geringen Drehzahlen erzeugt, was für gängige Elektromotoren kein effizienter Betriebspunkt ist [68]. Bei kleinen Steigungen wird ein geforderter Schub durch hohe Drehzahlen bei geringem Drehmoment erzeugt, welches einen effizienten Betriebspunkt von Elektromotoren darstellt.

Im Bereich des Modellbaus existiert eine Vielzahl an Herstellern, welche eine große Anzahl an Propellern anbieten. Einige ausgewählte wurden in Windkanaluntersuchungen hinsichtlich ihrer Leistungsdaten analysiert [67]. Anhand dieser Datenbank kann ein geeigneter Propeller in Abhängigkeit von Durchmesser und Anströmsituation ausgewählt werden.

### 3.2.2.3 Weitere Parameter des Antriebsstrangs

Klassische Kippflügel-Konfigurationen haben vor jeder Tragflügelhälfte einen Propeller, einige wenige jeweils zwei Propeller. Moderne Konzepte wie der *NASA GL-10*, *Rolls-Royce EVTOL* oder *Airbus Vahana* haben mehrere Antriebe mit kleinem Propellerdurchmesser entlang der Flügelvorderkante verteilt. Dieses Konzept der Verteilung der Antriebe vergrößert den Bereich des überströmten Tragflügels, während die kleinen Durchmesser für eine hohe Strahlgeschwindigkeit sorgen. Zusätzlich ermöglicht die Vielzahl an Antrieben eine Ausfallsicherheit, wenn die verbleibenden Antriebe den verringerten Schub kompensieren können. Grundsätzlich sind die betrachteten Antriebe, bestehend aus Elektromotoren und Modellbaupropellern, gut skalierbar. Nach Gleichung 3.6 sinkt die Standschub-Leistung mit verkleinertem Durchmesser, sodass im Schwebeflug ein geringer Wirkungsgrad erwartet wird. Im Flächenflug wird weniger Schub als im Schweben benötigt, sodass bei den genannten Konzepten ein Großteil der Antriebe abgeschaltet wird [69]. Hier muss somit missionsabhängig abgewogen werden, ob das zusätzliche Gewicht der im Flächenflug nicht benötigten Antriebe und der verringerte Schwebeflugwirkungsgrad die Vorteile aufwiegen.

Im Bereich manntragender Fluggeräte werden häufig Propeller mit verstellbarem Einstellwinkel verwendet [62]. Damit ist es möglich, den Propeller an verschiedene Anström-situationen anzupassen, sodass ein akzeptabler Wirkungsgrad für einen breiten Bereich des Fortschrittsgrades ermöglicht wird. Für die betrachteten Fluggeräte ist es allerdings aufwändig, eine hohe Zuverlässigkeit der skalierten Mechanik zur Verstellung des Einstellwinkels zu garantieren.

Modellbau-Propeller werden als rechts- und linksdrehende Propeller gefertigt. Zum Ausgleich des entstehenden Drehmoments der Propeller vor der linken und der rechten Tragflügelhälfte, bietet sich eine Verwendung von gegenläufig drehenden Propellern an. Verschiedene Analysen der Interaktion von Propeller und Tragflügel haben auch den Effekt der Drehrichtung analysiert [70, 71, 72]. Dabei wurden rechteckige Tragflügel mit einem rechts- und einem linksdrehenden Propeller versehen und die Auswirkungen des rotierenden Abwindes auf den Auftrieb und Widerstand des Tragflügels betrachtet. Alle Quellen identifizieren eine leicht verbesserte Gleitzahl bei einer Drehrichtung, sodass sich das aufschlagende Blatt des Propellers innen in der Nähe zum Rumpf befindet. Die bessere Gleitzahl ergibt sich daraus, dass die Seite des Propellers mit dem aufschlagenden Blatt den Anstellwinkel des Flügels erhöht, wodurch mehr Auftrieb induziert wird. Die optimale Drehrichtung für ein Kippflügel-Fluggerät, welches von der Interaktion durch eine Reduktion des Anstellwinkels im Bereich des Strömungsabrisses des Tragflügels profitiert, lässt sich von den Ergebnissen der Literatur nicht direkt ableiten.

### 3.2.3 Schwerpunktlage

Um den Trimm-Widerstand der Längsbewegung im Flächenflug zu reduzieren, sollte das Höhenleitwerk nach Abschnitt 3.1.1 positiven Auftrieb erzeugen. In [58] werden der Trimm-Widerstand und das Verhältnis des Auftriebs von Tragflügel und Höhenleitwerk anhand analytischer Gleichungen für ein Flächenflugzeug hergeleitet. Es wird gezeigt, dass der Trimm-Widerstand quadratisch von der Schwerpunktlage abhängt. Damit nimmt der Widerstand bei einer Rückverlegung des Schwerpunktes ab, bis ein minimaler Trimm-Widerstand erreicht wird. Danach erhöht sich der Trimm-Widerstand mit weiterer Schwerpunktrücklage.

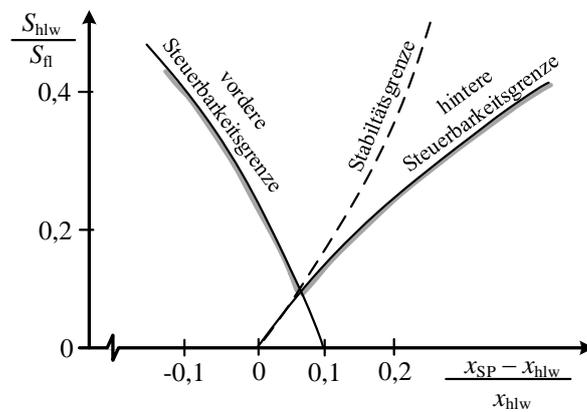


Abbildung 3.13: Möglicher Schwerpunktbereich unter voller Ausnutzung des Leitwerksauftriebs, abhängig von der Leitwerksfläche, nach [58]

Die Schwerpunktlage beeinflusst im Flächenflug den Hebelarm des Gesamtfluggerät-Neutralpunkts und definiert nach Gleichung 2.3 die statische Längsstabilität. Eine Schwerpunktrücklage führt zur Aufhebung der statischen Längsstabilität, weshalb das Fluggerät dann durch ein Regelungssystem stabilisiert werden muss. Aus dem Momentengleichgewicht des stationären Geradeausflugs kann ein Verhältnis der Höhenleitwerks- zur Flügelfläche in Abhängigkeit der Schwerpunktlage aufgestellt werden [58]. Aus diesem Zusammenhang lassen sich Grenzen der Schwerpunktlage ableiten. Trotz des Wegfalls der Stabilitätsgrenze existiert auch bei einem geregelten Fluggerät ein zulässiger Schwerpunktbereich, um eine Stabilisierbarkeit zu garantieren. Es ergeben sich eine vordere und hintere Steuerbarkeitsgrenze, welche durch das maximale und minimale Nickmoment des Höhenleitwerks mit Höhenruder definiert sind. Die Steuerbarkeitsgrenzen stellen zunächst das Limit des aussteuerbaren Bereichs dar, welcher sich in Abhängigkeit der benötigten Steuerreserve zum Ausgleich von Störungen verkleinert.

Durch die Lage der Hauptmotoren an der Flügelvorderkante und einer Kippachse im Bereich der  $l_{1/4}$ -Linie des Tragflügels verschiebt sich der Schwerpunkt vom Schwebeflug zum Flächenflug nach vorne. Die Auslegung der Position des Schwerpunktes erfordert somit eine detaillierte Betrachtung der Stabilität und Steuerbarkeit des Fluggerätes in allen Flugzuständen. Zusätzlich ist davon auszugehen, dass bei Fluggeschwindigkeiten unterhalb des Flächenflugs, ein vertikaler Antrieb unterstützend zur Erzeugung von Nickmomenten verwendet wird, was die Steuerreserve erhöht. Abhängig von den Verdopplungszeiten der häufig aperiodischen instabilen Eigenbewegungen müssen die Nickmomente zum Ausgleich von Störungen mit hohen Stellraten erfolgen [16].

Die Lage des Tragflügels zum Schwerpunkt hat nicht nur Einfluss auf die Längsbewegung im Flächenflug, sondern auch in den schubgetragenen Flugzuständen. Da die Hauptantriebe mit dem Tragflügel in die Senkrechte kippen, hängt der Hebelarm des Schubvektors direkt vom Abstand des Tragflügels zum Schwerpunkt ab. Die Hebelarme der verschiedenen Antriebe zum Schwerpunkt beeinflussen die Verteilung der Schubanteile zum Einhalten des Nickmomentengleichgewichts. Bei einer Konfiguration mit einem vertikalen Antrieb im Heck eines Kippflügel-Fluggerätes, kann dieser Antrieb abhängig von Leitwerk und den Abmaßen des Fluggerätes recht frei positioniert werden. Aufnickende Momente werden idealerweise durch eine Reduktion des Heckschubs realisiert, da die Hauptantriebe durch einen geringen Hebelarm zum Schwerpunkt nur eine geringe Wirksamkeit besitzen. Da der Heckantrieb als klassischer Propellerantrieb lediglich Schub in eine Richtung erzeugen kann, darf der Schwerpunkt auch nicht vor der Wirklinie der Hauptantriebe liegen. Bei minimalem Schubanteil des Heckpropellers kann dieser nur begrenzt reduziert werden und es existiert nur eine minimale Steuerreserve.

Der Hebelarm der Hauptantriebe in Richtung der  $y$ -Achse definiert die Wirksamkeit des differentiellen Schubs um die Rollachse im Schwebeflug und um die Gierachse bei kleinen Kippwinkeln. Der differentielle Schub stellt im Vergleich zu aerodynamischen Steuerflächen eine Steuergröße mit großer Wirksamkeit dar, dagegen haben die Querruder im Abwind der Antriebe im Schwebeflug eine geringere Wirksamkeit [73]. Daher stellt die minimale Gierbeschleunigung im Schwebeflug den dimensionierenden Fall zur Auslegung des Hebelarms entlang der  $y$ -Achse dar. Sobald der Tragflügel eine Zuspitzung aufweist, muss auch die lokale Flügeltiefe hinter dem Propeller berücksichtigt werden, diese sollte möglichst groß sein und nimmt nach außen ab.

### 3.2.4 Leitwerk

Anhand der vorgegebenen Schwerpunktlage wird in [58] der optimale Anteil des Leitwerksauftriebs für einen minimalen Trimm-Widerstand hergeleitet. Dabei hängt der optimale Anteil des Höhenleitwerksauftriebs vom lokalen Anstellwinkel des Höhenleitwerks und damit dem Abwind des Tragflügels ab. Bei Kippflügel-Fluggeräten ist das Abwindfeld des Tragflügels mit dem Abwind der Hauptantriebe überlagert, wodurch ein komplexes Strömungsfeld am Höhenleitwerk entsteht [53]. Das Kippen des Tragflügels verursacht eine Veränderung des Abwindfeldes über den gesamten Flugbereich, wodurch unerwünschte Vibrationen beim Auftreffen der abgelösten Strömung des Tragflügels auf das Höhenleitwerk entstehen [74]. Eine Berücksichtigung der Auswirkungen auf den Anstellwinkel des Höhenleitwerks erfordert eine aufwändige numerische Analyse der Strömungsverhältnisse in allen Flugzuständen. Um die Auswirkung des Abwinds von Flügel und Hauptmotoren auf das Höhenleitwerk zu minimieren, weisen einige Kippflügel-Fluggeräte eine T-Konfiguration auf oder kippen das Höhenleitwerk mit dem Tragflügel, wie *Canadair CL-84*, *NASA GL-10* oder *Rolls Royce EVTOL*.

Im klassischen Flugzeugentwurf basieren erste Abschätzungen zur Auslegung der Leitwerke häufig auf empirischen Daten. Die initiale Auslegung von Höhen- und Seitenleitwerk kann nach [59] beispielsweise mittels der Leitwerksvolumina erfolgen, siehe Gleichungen 3.8 und 3.9. Diese stellen dimensionslose Kennzahlen dar und berücksichtigen die Hebelarme und Grundflächen von Leitwerken und Tragflügel. Bei Festlegung der Position von Tragflügel und Schwerpunkt anhand Kräfte- und Momentengleichgewicht im Schwebeflug, können die nötigen Hebelarme der Leitwerke durch die Leitwerksvolumina abgeschätzt werden.

$$V_{\text{hlw}} = \frac{S_{\text{hlw}} \cdot x_{\text{hlw}}}{S_{\text{fl}} \cdot l_{\mu}} \quad (3.8)$$

$$V_{\text{slw}} = \frac{S_{\text{slw}} \cdot x_{\text{slw}}}{S_{\text{fl}} \cdot b_{\text{fl}}} \quad (3.9)$$

In [59] sind für verschiedene Flugzeug-Klassen empirische Werte für die Leitwerksvolumina gegeben, allerdings nicht für Kippflügel-Fluggeräte. Da beim Beschleunigen in den Flächenflug durch das Kippen des Tragflügels bei verschiedenen Kippflügel-Fluggeräten große Nickmomente erzeugt werden [75, 74], bietet es sich an, durch ein großes Höhenleitwerksvolumen für große Höheruderwirksamkeit zu sorgen. Eine große statische Seitenstabilität durch ein großes Seitenleitwerksvolumen verringert in Flugzuständen mit hohem Anstellwinkel die Anfälligkeit von einseitigem Strömungsabriss durch einen Schiebewinkel.

### 3.2.5 Klappen und Ruder

Ähnlich wie bei dem Entwurf von Flächenflugzeugen können die aerodynamischen Stellflächen bei Kippflügel-Fluggeräten ausgelegt werden. Das Kippen des Tragflügels erfordert allerdings eine besondere Berücksichtigung des Einsatzes der Querruder im Propellerabwind.

#### 3.2.5.1 Hochauftriebshilfen

Manntragende Kippflügel-Fluggeräte setzen zur Umlenkung des Propellerstrahls und Erhöhung des Auftriebs komplexe Klappensysteme ein. Diese erhöhen nicht nur die Wölbung, sondern vergrößern die Flügelfläche hinter dem Propeller [55]. Abbildung 3.14 zeigt die Verringerung der benötigten Leistung durch den Einsatz einer Spaltklappe qualitativ. Damit kann eine signifikante Erhöhung des Auftriebs auch bei hohen Anstellwinkeln erreicht werden, obwohl der Strömungsabriss geringfügig zu kleineren Anstellwinkeln verschoben wird [6].

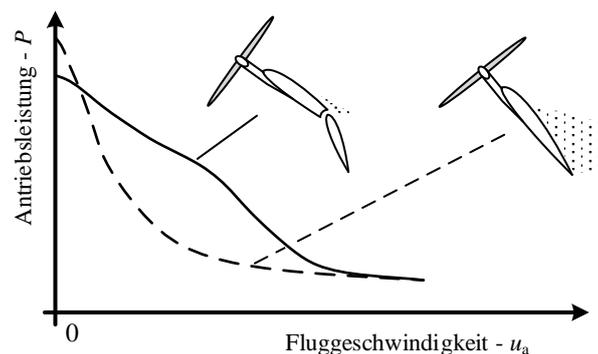


Abbildung 3.14: Verringerung der benötigten Leistung bei kleinen Fluggeschwindigkeiten und hohen Kippwinkeln des Tragflügels durch Hochauftriebshilfen in Form von Spaltklappen, nach [53]

Windkanal-Untersuchungen eines Kippflügel-Fluggerätes haben den Effekt des symmetrischen Ausschlags von Wölbklappen einer Rudertiefe von 40 % untersucht [76]. Es konnte gezeigt werden, dass der Einsatz der Wölbklappen als Strahlruder bei langsamen Fluggeschwindigkeiten wenig nutzbaren Auftriebsgewinn hat. Eine ausschließliche Erhöhung der Wölbung durch eine Wölbklappe neigt bei hohen Anstellwinkeln und großen Ausschlagswinkeln zum Abreißen [62]. Trotzdem sind in der Literatur im Maßstab der betrachteten Fluggeräte ausschließlich einfache Wölbklappen zu finden. Ursache könnte die Skalierung der komplexen Klappenmechanik manntragender Fluggeräte sein, da Aktuatorik und Anlenkung ein erhebliches Strukturgewicht und einen großen Bauraum erfordern.

### 3.2.5.2 Ruderauslegung

Kippflügel-Fluggeräte verfügen grundsätzlich über die Möglichkeit, differentiellen Schub durch die Hauptantriebe zu erzeugen. Um im Flächenflug koordinierte Kurven ohne Schubänderung fliegen zu können, bietet es sich an, zusätzlich ein Seitenruder zu verwenden. Im Gegensatz zu Flächenflugzeugen ist der dimensionierende Fall des Seitenruders nicht ein einseitiger Antriebsausfall bei vollem Antriebsschub und geringer Anströmung, sondern der Flächenflug. In anderen Flugzuständen kann differentieller Schub für Gierbeschleunigungen verwendet werden. Abhängig von einer minimal erfüllbaren Gierbeschleunigung kann anhand der Modellierung aus Abschnitt 2.2 das Seitenruder für den Flächenflug ausgelegt werden. Analog dazu lässt sich die benötigte Rudertiefe der Querruder bestimmen. Da die Wirksamkeit der Querruder bezüglich einer Gierbeschleunigung im Schwebeflug deutlich geringer ist als bezüglich einer Rollbeschleunigung im Flächenflug [77], stellt der Schwebeflug den dimensionierenden Fall dar. Anhand einer minimalen Gierbeschleunigung im Schwebeflug bei Nennschub der Hauptantriebe lassen sich bei gegebenem Propellerdurchmesser und festgelegten Hebelarmen die Querruder auslegen. Die Abwindgeschwindigkeit und die vom Propeller überströmte Fläche können zusammen mit der Ruderwirksamkeit in Abhängigkeit der Rudertiefe aus den Gleichungen der Modellbildung aus Abschnitt 2.2 ermittelt werden. Das Höhenruder stellt ähnlich zum Seitenruder eine Steuergröße des Flächenflugs dar und sollte daher auch für diesen dimensioniert werden.

### 3.3 Auslegung des Flugregelungssystems

In diesem Abschnitt wird das Konzept eines Flugzustandsreglers für Kippflügel-Fluggeräte vorgestellt, der den betrachteten Kompromiss von Flugeigenschaften und Flugleistungen im Bereich der Regelungstechnik fortführt. Dazu wird zunächst der Aufbau und die Funktion des Flugzustandsreglers vorgestellt. Anschließend wird auf die Komponenten eingegangen, deren Auslegung diesen Konflikt primär beeinflussen. Dabei werden die Kriterien zur Auswahl optimaler Verläufe der Trimm-Steuergrößen vorgestellt, hierzu zählen die Gradienten der Steuergrößen, die verbleibende Steuerreserve, die Stabilität und Störbarkeit aber auch der Leistungsbedarf. Abschließend wird eine Steuergrößenzuordnung vorgestellt, die eine Stabilisierbarkeit und hohe Steuerreserven im gesamten Flugbereich ermöglicht.

#### 3.3.1 Flugzustandsregler

Der Flugzustandsregler hat die Aufgabe den Flugzustand des stationären Geradeausflugs einzustellen und dabei das Fluggerät zu stabilisieren. Änderungen des Flugzustands erfolgen durch die Führungsgrößen des übergeordneten Bahnreglers in Form von Beschleunigungen. Zur Festlegung des Flugzustands werden die aerodynamischen Geschwindigkeiten der Längsbewegung  $u_{a,c}^h$  und  $w_{a,c}^h$  vom Bahnregler vorgegeben. Diese Festlegung ist unabhängig vom Azimut, da dieser keinen Einfluss auf die wirkenden Kräfte und Momente hat. Die Führungsgrößen werden im horizontalen Koordinatensystem beschrieben, das um den Azimut des Fluggerätes gegenüber dem inertialen Koordinatensystem verdreht ist (vgl. Abschnitt 2.2). Für eine Änderung des Flugzustandes stellen die Beschleunigungen der Längsbewegung  $\ddot{x}_c^h$  und  $\ddot{z}_c^h$  die Führungsgrößen des Bahnreglers dar. Für einen koordinierten Kurvenflug sind die Änderungsrate des Azimuts  $\dot{\psi}_c$  und die laterale Beschleunigung  $\ddot{y}_c^h$  weitere Führungsgrößen des Bahnreglers.

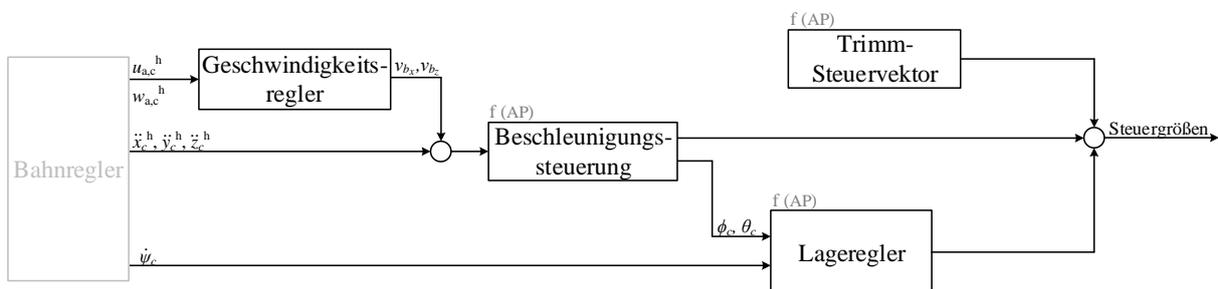


Abbildung 3.15: Struktur des Flugzustandsreglers mit den einzelnen Komponenten und ihren Führungsgrößen, in Anlehnung an [24]

Unabhängig von der Konfiguration des Kippflügel-Fluggerätes hat sich in vorangegangenen Untersuchungen [73, 18, 24] eine Trennung des Lage- und Geschwindigkeitsreglers als geeignetes Regelungssystem herausgestellt. Abbildung 3.15 zeigt die Struktur des Flugzustandsreglers, nach [24]. Der Flugzustandsregler maskiert die Änderungen des Verhaltens der Regelstrecke aufgrund unterschiedlicher Anströmbedingungen derart, dass das Fluggerät für die übergeordneten Regler in allen Flugzuständen ein nahezu identisches Folgeverhalten aufweist. Da das Systemverhalten stark von der aerodynamischen Geschwindigkeit abhängt, muss der Flugzustandsregler für dieses unterschiedliche Systemverhalten ausgelegt sein. Daher werden die Daten der Vorsteuerung und die Parameter der Regelung an den aktuellen Flugzustand angepasst<sup>1</sup>.

### 3.3.1.1 Flugbereich

Ein Arbeitspunkt wird durch einen Flugzustand des stationären Geradeausflugs und einen geeigneten Steuervektor, diesen Flugzustand stationär als Ruhelage einzunehmen, definiert. Die Menge der Flugzustände, die stationär erfliegen werden können, bildet den Flugbereich des Fluggerätes. Abhängig von der Anzahl und Wirkung der Steuergrößen können für einen stationären Flugzustand des Flugbereichs mehrere geeignete Trimm-Steuervektoren vorliegen. Diese stellen die Menge der möglichen Steuervektoren eines Flugzustandes dar, deren Dimension von der Anzahl der verfügbaren Steuergrößen abhängt.

Ein stationärer Geradeausflug ist dadurch definiert, dass keine Änderung des Bewegungszustandes auftritt, somit soll bei konstanten Geschwindigkeiten  $u_a, w_a$  die Nickrate  $q = 0$  rad/s verbleiben. Ein Flächenflugzeug kann mit seinen zwei Steuergrößen der Längsbewegung (Schub  $f$ , Höhenruder  $\eta$ ) die beiden aerodynamischen Geschwindigkeiten des Flugbereichs regeln. Der Nickwinkel ergibt sich dabei aus dem Kräfte- und Momenten-Gleichgewicht. Beim Kippflügel-Fluggerät kann der Tragflügel unabhängig vom Rumpf mit der zusätzlichen Steuergröße  $\sigma_{\text{fl}}$  der Längsbewegung eingestellt werden. Somit kann unter Erhaltung des Kräfte- und Momenten-Gleichgewichts der Lagewinkel  $\theta$  frei gewählt, bzw. zu  $\theta_c = 0^\circ$  vorgegeben werden. Sollte das Kippflügel-Fluggerät einen zusätzlichen Antrieb im Heck aufweisen, können die Ausschläge der Steuergrößen Heckantrieb  $f_{\text{heck}}$  und Höhenruder in einigen Flugzuständen gegeneinander ausgetauscht werden. Für diese Flugzustände wird die Menge der möglichen Trimm-Steuervektoren zweidimensional. Sollten weitere Steuergrößen hinzukommen, erweitert sich die Dimension der Menge möglicher Steuervektoren. Die Einführung einer Nebenbedingung der Zustände, wie fester Nicklagewinkel  $\theta_c = 0^\circ$ , reduziert die Dimension der Menge genau wie die Einführung einer Nebenbedingung der Steuergrößen, wie fester Schub der Hauptantriebe  $f_{\text{haupt}} = 10$  N.

---

<sup>1</sup>bekannt als engl.: *gain-scheduling*

Für jeden Flugzustand muss allerdings ein eindeutiger Arbeitspunkt vorliegen, da sich mit dem Trimm-Steuervektor auch das Systemverhalten ändert. Daher muss aus der Menge der möglichen Arbeitspunkte mit jeweils einem Steuervektor für jeden Flugzustand ein geeigneter Arbeitspunkt ausgewählt werden. Sollte nur ein Trimm-Steuervektor für einen Flugzustand existieren, muss dieser Arbeitspunkt verwendet werden. Sollten mehrere Trimm-Steuervektoren für einen Flugzustand existieren, kann ein geeigneter Arbeitspunkt anhand von Kriterien ausgewählt werden. Sollte kein Trimm-Steuervektor für einen Flugzustand gefunden werden, ist das Ende oder eine Lücke des Flugbereichs erreicht. Abbildung 3.16 zeigt den beispielhaften Flugbereich eines Kippflügel-Fluggerätes.

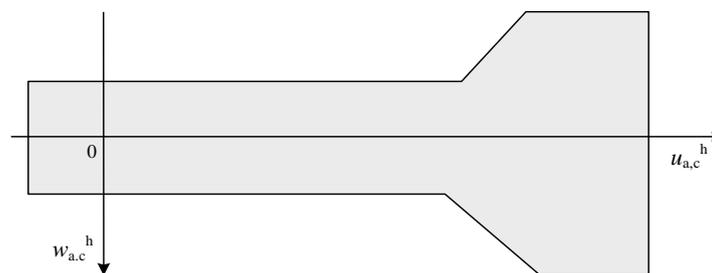


Abbildung 3.16: Flugbereich als Menge der stationär erfliegaren Arbeitspunkte

Es findet somit für jeden Arbeitspunkt des Flugbereichs ein Reglerentwurf statt, dessen Ergebnisse vorgehalten und für die beiden Zustände jeden Arbeitspunktes  $(u_{a,c}^h, w_{a,c}^h)$  bilinear interpoliert werden. Bei der Diskretisierung des Flugbereichs muss darauf geachtet werden, dass der Abstand zwischen zwei Arbeitspunkten, welche die Stützstellen für die Interpolation aller Reglerparameter darstellen, nicht zu groß gewählt wird. Somit werden Diskretisierungsfehler verringert und die Gefahr von Instabilitäten in Flugzuständen zwischen zwei Arbeitspunkten reduziert, da ein Stabilitätsnachweis nur in den linearisierten Arbeitspunkten gültig ist [78]. Die Stützstellenweite kann beispielsweise bis zu einer quasikontinuierlichen Schrittweite verringert werden, wobei die Datenmenge, die vom Flugcomputer vorgehalten werden kann, begrenzt ist [24].

### 3.3.1.2 Geschwindigkeitsregler und Beschleunigungssteuerung

Eine Änderung des Arbeitspunktes geschieht nicht nur durch die Vorgabe des gewünschten Arbeitspunktes, stattdessen wird eine Beschleunigung vom Bahnregler vorgesteuert. Passend zu der Beschleunigung wird der Arbeitspunkt und damit auch der Trimm-Steuervektor nachgeführt. Zusätzlich gleicht ein Geschwindigkeitsregler eventuelle Abweichungen vom aktuellen Arbeitspunkt durch Störungen oder Modellungenauigkeiten in Fahrt und Höhenrate aus, siehe Abbildung 3.17. Die virtuellen Steuergrößen des Geschwindigkeitsreglers

sind translatorische Beschleunigungen  $\nu_{b_x}$  und  $\nu_{b_z}$ . Als Geschwindigkeitsregler kann beispielsweise eine einfache Einzelgrößenregelung in *PI*-Struktur eingesetzt werden.

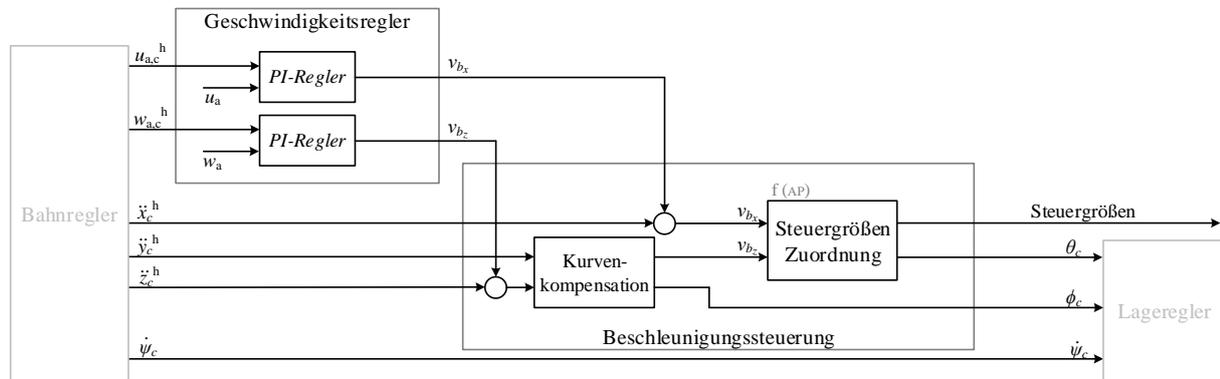


Abbildung 3.17: Aufbau des Geschwindigkeitsreglers und der Beschleunigungssteuerung

Eine direkte Beeinflussung der lateralen Beschleunigung (bekannt als *direkte Kraftsteuerung*<sup>2</sup>) durch eine Steuergröße ist bei Kippflügel-Fluggeräten – wie auch bei Flächenflugzeugen – im Normalfall nicht möglich. Ein Fluggerät baut laterale Beschleunigungen durch einen Hängewinkel und damit das Neigen des Auftriebsvektors auf. Für Kippflügel-Fluggeräte gilt dieses sowohl für schubgetragene als auch für auftriebsgetragene Flugzustände. Zur Erfüllung lateraler Beschleunigungen steuert die Beschleunigungssteuerung einen geeigneten Hängewinkel nach Gleichung 3.10 vor. Das Neigen des Auftriebsvektors um den Hängewinkel  $\phi$  reduziert den vertikal wirkenden Anteil des Auftriebs und stellt somit eine Kopplung der Längs- und Seitenbewegung dar. Der Ausgleich der Reduktion des vertikalen Anteils des Auftriebs wird in der Flugregelung als Kurvenkompensation bezeichnet. Wie in [24] beschrieben, steuert die Beschleunigungssteuerung abhängig vom Hängewinkel eine geeignete vertikale Beschleunigung  $\nu_{b_z}$  vor, vgl. Abbildung 3.17.

$$\phi_c = \arctan \frac{\ddot{y}^h}{g - \ddot{z}^h} \quad (3.10)$$

Die Vorsteuerungen des Bahnreglers werden zusammen mit den Stellgrößen des Geschwindigkeitsreglers abhängig vom Arbeitspunkt durch eine Steuergrößenzuordnung auf die passenden Ausschläge der tatsächlichen Steuergrößen geführt. Dabei wird ein Steuergrößenausschlag vorgegeben, welcher die gewünschte Beschleunigung bezüglich der anderen Achsen kompensiert umsetzt. Zur Erzeugung von vertikalen Beschleunigungen wird in diesem Falle auch die Zustandsgröße  $\theta_c$  genutzt. Das grundsätzliche Vorgehen der Steuergrößenzuordnung der Beschleunigungssteuerung ist analog zu dem des Lagereglers und wird im Abschnitt 3.3.3 vorgestellt.

<sup>2</sup>engl.: direct force control

### 3.3.1.3 Lageregler

Die von der Beschleunigungssteuerung vorgegebenen Lagewinkel werden – wie die vom Bahnregler vorgegebene Kursänderungsrate – vom Lageregler geregelt. Unabhängig vom Konzept des Lagereglers (z.B. *PID*, *INDI* oder *LQ-Regler*) kann ein beliebiger nicht-adaptiver Mehrgrößenregler eingesetzt werden.

In der Umsetzung dieser Arbeit wird beispielhaft ein *LQ-Regler* als Lageregler verwendet. Der Entwurf und das Einstellen des Lagereglers ist nicht Teil dieser Arbeit. In [24] wird eine Möglichkeit vorgestellt, einen *LQ-Regler* als Lageregler für ein Kippflügel-Fluggerät zu nutzen. Der in [24] vorgestellte Regler ist in dieser Arbeit um eine Steuergrößenzuordnung erweitert worden. Als virtuelle Steuergrößen des *LQ-Reglers* werden in dieser Arbeit die Drehbeschleunigungen  $\nu_{\dot{\omega}} = [\nu_{\dot{p}}, \nu_{\dot{q}}, \nu_{\dot{r}}]$  verwendet. Die Reglerverstärkungen werden anhand linearer Modelle der Regelstrecke und der Aktuatoren für jeden diskreten Arbeitspunkt des Flugbereichs bestimmt. Um eine vollständige Zustandsrückführung zu gewährleisten, wird in [24] zusätzlich ein Zustandsbeobachter ausgelegt.

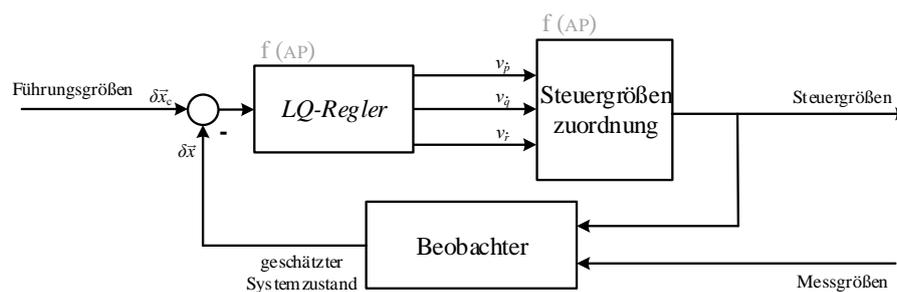


Abbildung 3.18: Lageregler (als *LQ-Regler* mit Beobachter) mit virtuellen Steuergrößen, welche mittels der Steuergrößenzuordnung auf die tatsächlichen Steuergrößen geführt werden

Obwohl der *LQ-Regler* die Möglichkeit bietet, alle verfügbaren Steuergrößen zu berücksichtigen und stets einen kostenoptimierten Ausschlag zu fordern, werden die virtuellen Steuergrößen  $\nu_{\dot{\omega}}$  verwendet. Die Steuergrößenzuordnung ordnet die Drehbeschleunigungen passenden Ausschlägen der tatsächlichen Steuergrößen zu. Wie im Abschnitt 3.3.3 vorgestellt wird, erlaubt die Steuergrößenzuordnung eine Berücksichtigung von Steuergrößenbeschränkungen implizit durch eine Reduktion der Wirksamkeit. Zusätzlich können Steuerstrategien typischer Flächenflugzeuge angewandt werden und so ein energieeffizienter Flug ermöglicht werden. Durch die Steuergrößenzuordnung kann somit von einer hohen Anzahl von Steuergrößen des Fluggerätes positiv Gebrauch gemacht werden, der kaskadierte Aufbau der Steuergrößenzuordnung ist angelehnt an [40].

### 3.3.1.4 Linearisierung im Arbeitspunkt

Zum LQ-Reglerentwurf ist eine lineare Beschreibung der Regelstrecke für jeden Arbeitspunkt nötig. Nicht nur der modellbasierte Entwurf des Lagerreglers, auch die Bestimmung der Steuergrößenwirksamkeit und die Zuordnung passender Steuergrößen basiert auf den im Arbeitspunkt linearisierten Modellen der Regelstrecke. Dazu wird die Regelstrecke in eine lineare Zustandsraumdarstellung überführt, wie sie in Gleichung 2.1 gegeben ist. Die Linearisierung der Flugzeugbewegung wird analog zu [24] durchgeführt, worin detailliert auf die Linearisierung der wirkenden aerodynamischen Kräfte und Momente und der Bewegungsgleichungen eingegangen wird. Für diese Arbeit ist allerdings primär der lineare Zusammenhang der Zustandsgrößen und Steuergrößen und der der wirkenden Kräfte und Momente relevant. Dazu werden die partiellen Ableitungen der Zustände nach den jeweiligen Größen – die Jacobi-Matrizen  $\mathbf{J}$  – bestimmt:

$$\delta \Sigma FM^f(AP) = \mathbf{J}_{\vec{x}}(AP) \cdot \delta \vec{x} + \mathbf{J}_{\vec{u}}(AP) \cdot \delta \vec{u} \quad (3.11)$$

Die Einträge der Jacobi-Matrizen werden durch das in Abschnitt 2.2 beschriebene komponentenbasierte Regelstreckenmodell und eine numerische Ableitung der Wirkung berechnet. Dazu werden die Zustände und Steuergrößen diskret um eine bestimmte Schrittweite in einem kleinen Umfeld um den Arbeitspunkt variiert. Der Eintrag der Jacobi-Matrix wird durch eine lineare Ausgleichsrechnung mit fünf positiven und fünf negativen Stützstellen bestimmt.

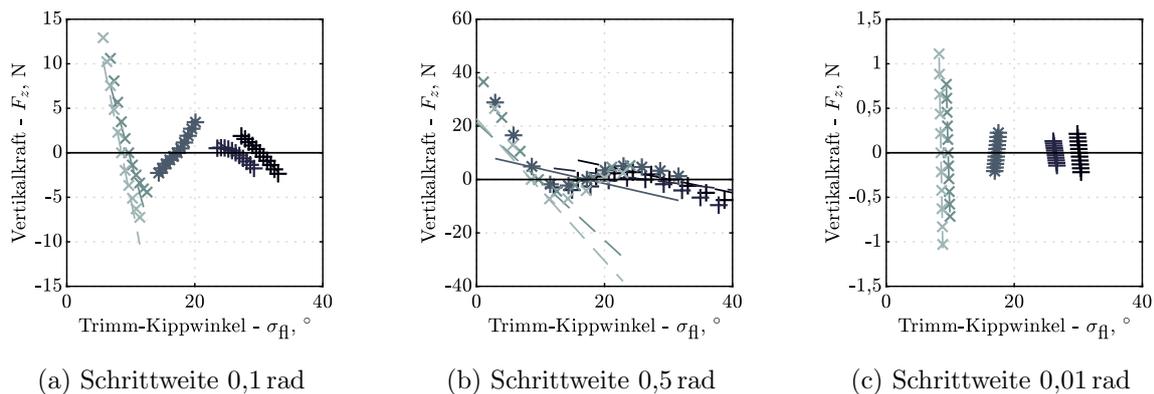


Abbildung 3.19: Linearisierung der Wirkung einer Änderung des Tragflügelkippwinkels in verschiedenen Arbeitspunkten für drei verschiedene Schrittweiten, aufgetragen über den Trimm-Kippwinkel des Tragflügels

Abbildung 3.19 zeigt die Linearisierung der Wirksamkeit einer Änderung des Tragflügelkippwinkels des Beispielfluggerätes aus Kapitel 4 für verschiedene Arbeitspunkte im stationären Horizontalflug, aufgetragen über den Trimm-Kippwinkel des Tragflügels. Abbildung 3.19a zeigt die Linearisierung für eine Schrittweite von  $0,1 \text{ rad}$  ( $0,57^\circ$ ), damit wird in jedem Arbeitspunkt ein Bereich von  $\pm 2,86^\circ$  um den Trimm-Ausschlag betrachtet. In dem Arbeitspunkt mit einem Trimm-Kippwinkel von ca.  $17^\circ$  ist ein Vorzeichenwechsel der Wirkungsrichtung der resultierenden Kraft zu erkennen, sowohl in den diskreten nichtlinearen Punkten, als auch in der linearen Ausgleichsfunktion. In den Arbeitspunkten davor wie dahinter ist die intuitiv erwartete Wirkung zu erkennen, dass eine Erhöhung des Kippwinkels mehr Auftrieb, also eine negative Vertikalkraft verursacht:  $\partial F_z / \partial \sigma_{\text{fl}} < 0$ .

Der Vorzeichenwechsel der Kraftwirkungsrichtung ist mit dem partiellen Strömungsabriss am Tragflügel und damit einer Abnahme des Auftriebsbeiwertes bei Erhöhung des Anstellwinkels zu erklären. Abbildung 3.20 zeigt die Auftriebspolare des Tragflügels mit den verschiedenen Trimm-Kippwinkeln der betrachteten Arbeitspunkte. Die Anstellwinkel der vom Propellerabwind überströmten Bereiche des Tragflügels sind nicht gekennzeichnet. Für den Arbeitspunkt mit einem Trimm-Kippwinkel von ca.  $17^\circ$  ist ein negativer Gradient der Auftriebspolaren zu erkennen, die übrigen Arbeitspunkte weisen einen positiven Gradienten auf. Der dunkle Balken kennzeichnet die Breite des in der Linearisierung betrachteten Bereichs. Der Bereich des Tragflügels in freier Anströmung mit einem negativen Gradienten der Auftriebspolare dominiert in diesem Arbeitspunkt offensichtlich die resultierende Wirkung. Die Reduktion des Anstellwinkels in dem überströmten Bereich und das Kippen der Schubrichtung der Antriebe mit dem Tragflügel kann die Verringerung der Vertikalkraft in diesem Arbeitspunkt nicht ausgleichen.

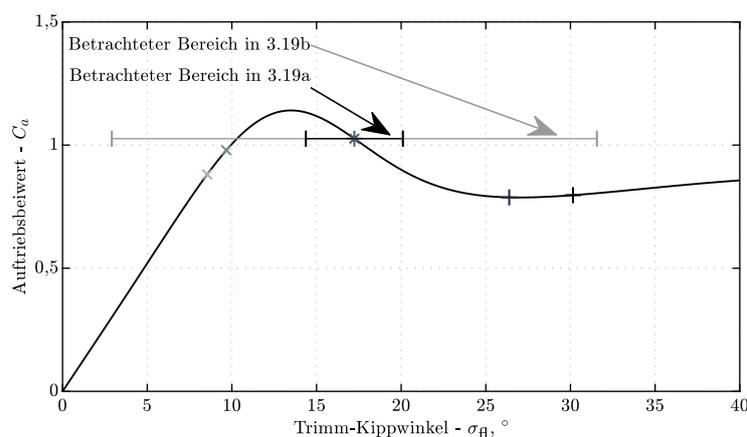


Abbildung 3.20: Auftriebsbeiwert des Tragflügels für verschiedene Arbeitspunkte, unter Vernachlässigung der Flügel-Propeller-Interaktion

Inwiefern sich dieser Effekt in den linearen Modellen widerspiegelt, hängt von der Schrittweite der Linearisierung ab. Wird beispielsweise die Schrittweite auf 0.5 rad verfünffacht, erhöht sich der betrachtete Bereich auf  $\pm 14,32^\circ$  um den Trimm-Kippwinkel. Das Ergebnis der Linearisierung mit dieser vergleichsweise großen Schrittweite ist in Abbildung 3.19b gezeigt. Der Vorzeichenwechsel der Wirkungsrichtung zeigt sich zwar in einigen Stützstellen der Linearisierung, der Effekt wird aber durch die lineare Ausgleichsfunktion nicht widergespiegelt. Die Ursache ist ebenfalls in Abbildung 3.20 erkennbar, die Breite der Betrachtung ist hier grau dargestellt. Es wird in der Linearisierung ein so großer Bereich betrachtet, dass der Effekt des Gradienten des Auftriebsbeiwertes sehr stark geglättet wird und sich nicht mehr in der resultierenden Wirkung zeigt. Eine große Schrittweite verhindert es somit, lokale Effekte in der Nähe des Arbeitspunktes zu berücksichtigen. Es fließen in diesem Falle Abweichungen vom Arbeitspunkt in die Linearisierung ein, die im Flugbetrieb nicht zu erwarten sind. Auch eine Verringerung der Schrittweite ist nicht direkt mit einer Erhöhung der Modellgüte verbunden. So ist in Abbildung 3.19c die Linearisierung für eine Schrittweite von 0,01 rad dargestellt. Im Vergleich zur Abbildung 3.19a stellt sich ein ähnliches Bild dar, mit einer angepassten Skalierung. Allerdings sind die Gradienten der linearen Ausgleichsgerade in Abbildung 3.19c deutlich größer, sodass bei einer größeren Entfernung vom Arbeitspunkt größere Abweichungen zur tatsächlichen Wirkung zu erwarten sind. Bei der Wahl der Schrittweite ist somit stets auf die zu erwarteten Abweichungen oder Ausschläge vom Arbeitspunkt zu achten. Nur so kann das lineare Modell eine passende Näherung für die Analyse des Systemverhaltens und den Reglerentwurf liefern.

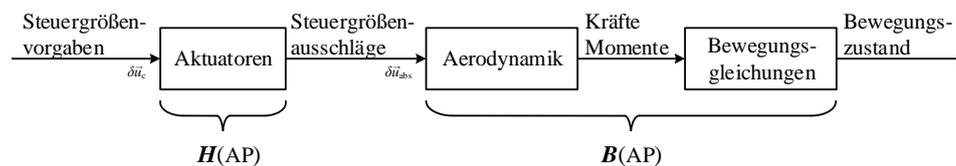


Abbildung 3.21: Modellierung der stationären Verstärkungen der Aktuatoren  $\mathbf{H}(AP)$  und der Eingangsmatrix  $\mathbf{B}(AP)$

Für den Entwurf des *LQ-Reglers* sind alle Verzögerungsglieder der Strecke zu modellieren, um die garantierte Phasenreserve nicht durch Phasenverschiebungen aufzubrechen [32]. In [24] wird die Dynamik der Steuergrößen des betrachteten Fluggerätes durch Verzögerungsglieder 1. oder 2. Ordnung modelliert. Für die in dieser Arbeit betrachtete Vorsteuerung des Trimm-Steuervektors und die Steuergrößenzuordnung werden ausschließlich die stationären Verstärkungen der Steuergrößen benötigt. Dazu werden die Aktuatormodelle mittels Jacobimatrizen in allen Arbeitspunkten linearisiert und die stationären Verstärkungen in der Matrix  $\mathbf{H}(AP)$  hinterlegt. Abbildung 3.21 zeigt die Modellierung der stationären Aktuatorverstärkungen und der Eingangsmatrix.

### 3.3.2 Trimm-Steuervektor

Zum stationären Einhalten eines Flugzustandes müssen sich die auf das Fluggerät wirkenden Kräfte und Momente im Gleichgewicht befinden. Der Lösungsraum möglicher Arbeitspunkte kann abhängig von der Anzahl der verfügbaren Steuergrößen eine höhere Dimension haben. Damit ergeben sich für einen stationären Flugzustand mehrere mögliche Trimm-Steuervektoren, die alle einen Arbeitspunkt darstellen. Stehen mehrere Steuervektoren zur Verfügung, kann anhand der im Folgenden vorgestellten Bewertung eine begründete Auswahl des geeigneten Arbeitspunktes getroffen werden. Eine vollständige Bewertung der zur Verfügung stehenden Arbeitspunkte ist allerdings erst nach Linearisierung und Reglerauslegung möglich. Die verschiedenen Kriterien, anhand derer ein Trimm-Steuervektor ausgewählt wird, werden in den Abschnitten 3.3.2.1 und 3.3.2.2 vorgestellt.

Im Folgenden wird ein Arbeitspunkt zum einen als diskreter Gleichgewichtszustand mit geeignetem Trimm-Steuervektor betrachtet. Zum anderen wird der Verlauf der Trimm-Steuervektoren zwischen den im Flugbereich benachbarten Arbeitspunkten berücksichtigt. Die Betrachtung der benachbarten Arbeitspunkte geschieht als Gradient, somit als Unterschied des Steuerausschlags der einzelnen Steuergrößen bezogen auf die jeweiligen Schrittweite bezüglich der beiden Zustände  $u_{a,c}^h$  und  $w_{a,c}^h$ .

#### 3.3.2.1 Bewertung anhand der Trimm-Steuerausschläge

Eine Größe, hinsichtlich welcher der Verlauf des Trimm-Steuervektors optimiert werden kann, ist der Gradient einzelner oder aller Trimm-Steuergrößen zwischen zwei Arbeitspunkten. Eine Steigerung der Flugleistungen fordert eine möglichst hohe Beschleunigung und damit Änderungsrate des Arbeitspunktes. Somit muss der Weg einer Steuergröße zwischen den Trimm-Ausschlägen von zwei benachbarten Arbeitspunkten in möglichst kurzer Zeit verfahren werden. Unter Berücksichtigung begrenzter Stellgeschwindigkeiten der Steuergrößen können die Steuergrößen nicht unbegrenzt schnell verfahren. Sollte eine Steuergröße der durch eine Flugzustandsänderung geforderten Änderung nicht folgen können, entsteht ein unerwünschter Steuervektor, welcher unbekannte Beschleunigungen induziert. Geringe Gradienten bedeuten, dass beieinander liegende Flugzustände ähnliche Trimm-Steuervektoren besitzen, was die Störungen bei kleinen Abweichungen reduziert. Für schnelle Arbeitspunktwechsel ist somit aus flugmechanischer Sicht ein geringer Gradient der Steuergrößen sinnvoll.

Unter der Annahme hoher Stellgeschwindigkeiten sind zusätzliche instationäre Effekte der Aerodynamik zu erwarten. Das schnelle Kippen des Tragflügels kann *dynamic stall* (engl. für dynamischer Strömungsabriss) hervorrufen, was unvorhersagbaren Auftriebszuwachs

und -verlust zur Folge haben kann [79]. Die hierdurch erzeugten Störungen können mit dem vorgestellten aerodynamischen Modell nicht berücksichtigt werden und sind zu vermeiden. Für schnelle Arbeitspunktwechsel ist somit aus aerodynamischer Sicht ein geringer Gradient der Steuergrößen sinnvoll.

Die Reglerauslegung und Stabilitätsbetrachtung finden nur in den diskreten Arbeitspunkten statt. Bei Kippflügel-Fluggeräten sind stark nichtlineare Effekte bei hohen Änderungen des Anstellwinkels des Tragflügels zwischen zwei Arbeitspunkten zu erwarten. Dadurch können instabile Flugzustände zwischen zwei Arbeitspunkten auftreten, die bei der Reglerauslegung nicht berücksichtigt werden. Die lineare Interpolation der Reglerverstärkungen des Flugzustandsreglers zwischen zwei Arbeitspunkten wäre damit nicht mehr gültig. Für schnelle Arbeitspunktwechsel ist somit aus regelungstechnischer Sicht ein geringer Gradient der Steuergrößen wichtig.

Hohe Flugleistungen bezüglich Beschleunigungen können von Kippflügel-Fluggeräten somit nur erfüllt werden, wenn der Gradient im Besonderen des Tragflügelkippwinkels zwischen zwei Arbeitspunkten gering ist. Die hier vorgestellten Effekte basieren größtenteils auf der nichtlinearen und teilweise instationären Auftriebsänderung am Tragflügel im Bereich nicht überströmter Flächen. Hier wirkt sich ein Tragflügel mit großem vom Abwind der Propeller überströmten Teil positiv aus.

Neben dem Gradienten zwischen zwei Arbeitspunkten ist auch die absolute Größe jeder Steuergröße in einem Arbeitspunkt relevant. Ein großer Ausschlag zum Trimmen eines Arbeitspunktes reduziert die verbleibende Steuerreserve zur Erzeugung von rotatorischen und translatorischen Beschleunigungen in diesem Arbeitspunkt. Sowohl dem Lageregler als auch dem Geschwindigkeitsregler müssen zur Stabilisierung und für den Ausgleich von Störungen ausreichende Steuerreserven zur Verfügung stehen. Auch zum Wechsel des Arbeitspunkts müssen von den Steuergrößen zusätzliche Beschleunigungen aufgebracht werden. Um die aus den Flugleistungen geforderten hohen Änderungsraten erfüllen zu können, muss somit eine ausreichende Steuerreserve in jedem Arbeitspunkt vorliegen. Es werden also Trimm-Steuervektoren bevorzugt, welche hohe Steuerreserven der relevanten Steuergrößen beibehalten.

Neben der verbleibenden Steuerreserve bestimmt der absolute Ausschlag einer Steuergröße auch den Leistungsbedarf. So erzeugt ein großer Höhenruderausschlag zum Trimmen mehr Widerstand als eine kleine Änderung des Anstellwinkels des Höhenleitwerks. Für gute Flugleistungen sollte die Schubforderung der Antriebe für geringen Leistungsbedarf klein sein. Der Trimm-Steuervektor kann damit hinsichtlich geringer Schubstellung der Antriebe optimiert werden. Betrachtet man nicht ausschließlich den Leistungsbedarf, kann eine

zu geringe Schubstellung auch negative Auswirkungen haben. So ist die Erhöhung des Staudrucks und die Reduktion des effektiven Anstellwinkels in den überströmten Bereichen des Tragflügels nur bei einem ausreichenden Schub der davorliegenden Antriebe gegeben. Ein geringer Schub in einem Arbeitspunkt ist zusätzlich aus aerodynamischer Sicht nicht positiv, da die Querruderwirksamkeit abnimmt und der Auftrieb sensitiver gegenüber Störungen wird. Es muss somit ein Kompromiss zwischen wenig Leistungsbedarf und ausreichendem Abwind gefunden werden.

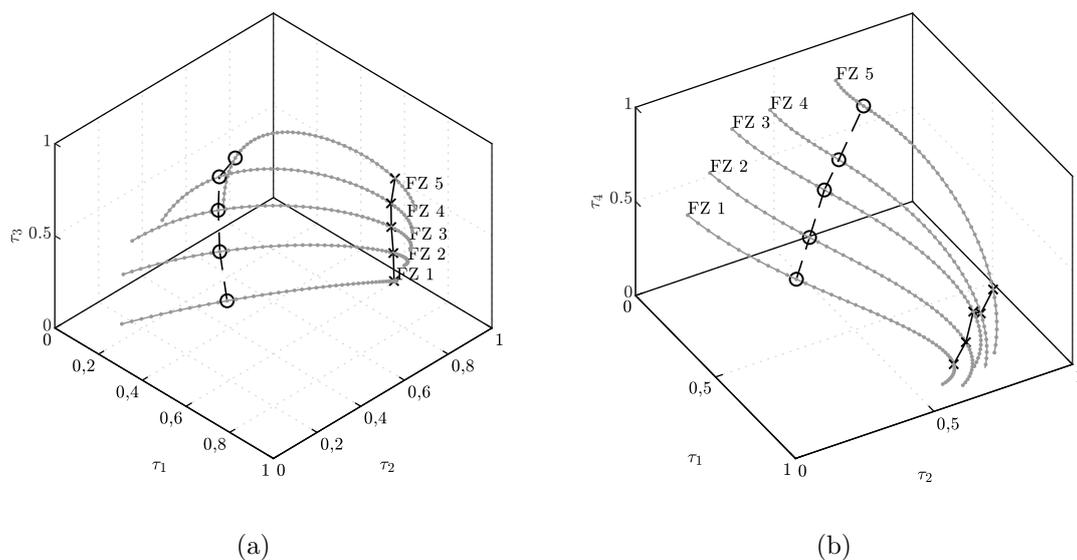


Abbildung 3.22: Raum möglicher Trimm-Steuervektoren für fünf Flugzustände, bei der Verwendung von vier Aktuatoren zum Trimmen

Abbildung 3.22 stellt für fünf Flugzustände (FZ) die Menge der möglichen Trimm-Steuervektoren von vier generischen Aktuatoren dar. Die möglichen Ausschläge der vier Steuergrößen sind normiert von 0 bis 1 dargestellt. Anhand dieses Beispiels sollen die bisher vorgestellten Kriterien veranschaulicht werden. In Abbildung 3.22a sind die möglichen Ausschläge der Steuergrößen  $\tau_1$ ,  $\tau_2$  und  $\tau_3$  für alle fünf Flugzustände, in Abbildung 3.22b dagegen sind die möglichen Ausschläge der Steuergrößen  $\tau_1$ ,  $\tau_2$  und der verbleibenden Steuergröße  $\tau_4$  dargestellt. Die diskreten möglichen Trimm-Steuervektoren eines Flugzustandes sind in beiden Abbildungen korrespondierend. In beiden Abbildungen sind zwei ausgewählte Verläufe der Trimm-Steuervektoren gekennzeichnet. Diese Verläufe sind in Abbildung 3.23 für jede Steuergröße einzeln über die Flugzustände aufgetragen, zusätzlich sind alle gefundenen möglichen Trimmwerte in einem Flugzustand für jede Steuergröße gekennzeichnet.

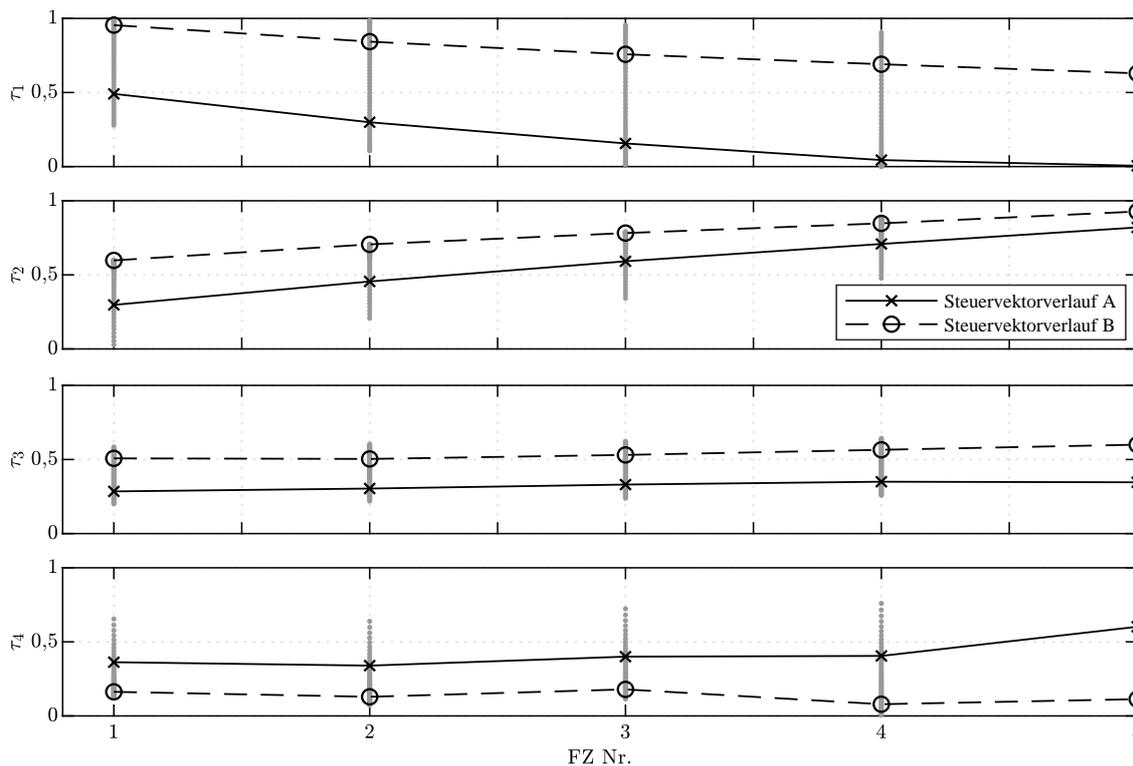


Abbildung 3.23: Zwei mögliche Verläufe der Trimm-Steuervektoren für jede Steuergröße über die Flugzustände

In jedem Flugzustand sind unterschiedliche Streuungen in den verschiedenen Steuergrößen-dimensionen bei jeweils 51 möglichen Ausschlägen zu erkennen. Steuergröße  $\tau_3$  hat im gesamten Raum der möglichen Steuervektoren die geringste Streuung, dagegen deckt die Steuergröße  $\tau_1$  in allen Flugzuständen einen großen Bereich des möglichen Ausschlags ab. Im Verlauf A erzeugt ein geringer Gradient der Steuergröße  $\tau_1$  einen hohen Gradienten der Steuergröße  $\tau_4$ . Im Verlauf A im Bereich großer Flugzustände bedeutet ein geringer Ausschlag der Steuergröße  $\tau_1$  einen hohen Ausschlag von  $\tau_4$  und umgekehrt. Im Verlauf B hat die Steuergröße  $\tau_4$  im gesamten Bereich eine sehr geringe beidseitige Steuerreserve. Steuergröße  $\tau_1$  hat im Verlauf A im Bereich von Flugzustände mit höherem Index und im Verlauf B im Bereich kleiner Indexe eine verschwindende beidseitige Steuerreserve. Im Verlauf B werden die Steuergrößen  $\tau_1$  und  $\tau_2$  stets mehr als 60 % ausgeschlagen - sollten diese Steuergrößen Antriebe sein, würde mehr Leistung als im Verlauf A benötigt.

### 3.3.2.2 Bewertung anhand der linearen Modelle

Neben den Kriterien, die einen direkten Bezug zum Wert der Steuergrößen nehmen, existieren weitere, für die eine tiefere Betrachtung mittels der linearen Modelle im

Arbeitspunkt nötig ist. Bezüglich des Systemverhaltens in einem Arbeitspunkt hat der Trimm-Steuervektor zwei Effekte, die zu betrachten sind. Zum einen wird durch eine Schwerpunktverschiebung und Anstellwinkeländerung des Tragflügels die Eigendynamik beeinflusst. Zum anderen wird die Stabilisierbarkeit der Eigenbewegung durch die verfügbaren Steuergrößen und ihre Steuerreserven definiert. Den größten Einfluss auf die Eigenbewegung in einem Arbeitspunkt hat somit die Steuergröße Kippwinkel des Tragflügels. Die Stabilität der Arbeitspunkte kann mittels des linearen Systemmodells in Zustandsraumdarstellung analysiert werden.

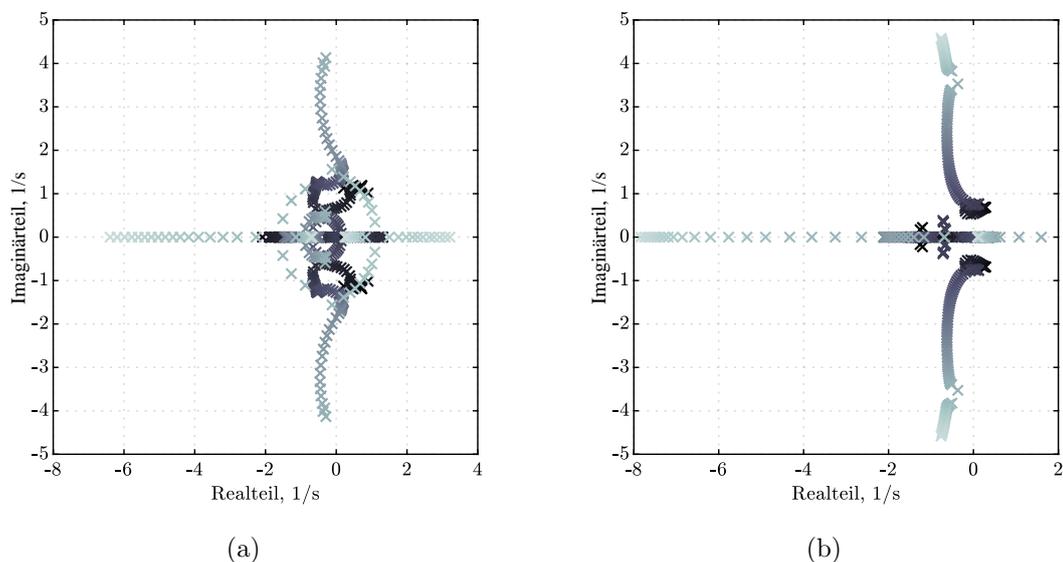


Abbildung 3.24: Verteilung der Polstellen der Längs- (3.24a) und Seitenbewegung (3.24b) eines Kippflügel-Fluggerätes für die Arbeitspunkte des diskretisierten Flugbereichs

Ein einfaches Mittel, um die Stabilitätsreserve und Verdopplungszeiten abzuschätzen, ist beispielsweise die Verteilung der Polstellen. Mit dem Diagramm kann die Dämpfung und Frequenz der Eigenbewegungsformen an der Lage der Pole der Regelstrecke abgelesen werden. Abbildung 3.24a zeigt die Pole der Längsbewegung und Abbildung 3.24b der Seitenbewegung eines beispielhaften Kippflügel-Fluggerätes. Die Parameter des betrachteten Fluggerätes werden im Detail im folgenden Kapitel 4 vorgestellt. Abbildung 3.24a und 3.24b zeigen, dass sich die Pole in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit verschieben, wie auch in [5] diskutiert wird.

Abbildung 3.25 zeigt die Pole der Längsbewegung von drei Arbeitspunkten eines ausgewählten Flugzustandes. Der Einfluss des Trimm-Steuervektors auf die Eigenbewegung ist durch die Verschiebung der Pole zu erkennen. In dem gezeigten Beispiel ist der Tragflügel vom

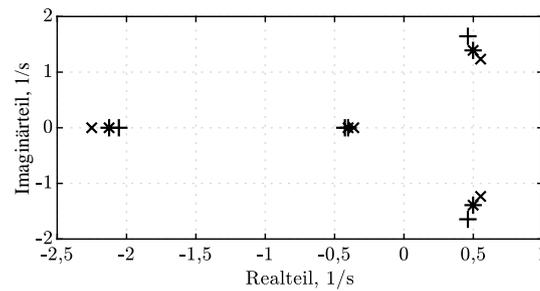


Abbildung 3.25: Verschiebung der Pole der Längsbewegung für drei Arbeitspunkte eines Flugzustandes in Abhängigkeit des Trimm-Steuervektors

ursprünglichen Arbeitspunkt (x) nur um  $1^\circ$  (+) und um  $2^\circ$  (\*) verändert worden. Das Höhenruder benötigt dagegen einen Trimm-Ausschlag von  $5^\circ$  (+) bzw.  $18^\circ$  (\*). Die Menge der möglichen Arbeitspunkte kann somit für jeden Flugzustand hinsichtlich der Dynamik der Eigenbewegung analysiert werden.

In unregelt instabilen Arbeitspunkten muss die verbleibende Steuerreserve eine Stabilisierbarkeit garantieren, also eine Polverschiebung der Eigenbewegung ermöglichen. Diese Stabilisierbarkeit muss auch unter den Beschränkungen der Steuergrößen in Stellausschlag und Stellrate gewährleistet sein. In dieser Phase der Reglerauslegung wird angenommen, dass der entworfene Regler die Regelstrecke mit den verfügbaren Steuergrößen stabilisiert. Die Stabilisierbarkeit wird also anhand der Verfügbarkeit ausreichender Steuerreserven zur Erzeugung von Steuerbeschleunigungen abgeschätzt.

Für die Stabilisierbarkeit ist die Wirkungsrichtung aller Steuergrößen relevant. Wirkungsrichtungsänderungen und deutliche Änderungen der Wirksamkeit über den Flugbereich sind beim Kippflügel-Fluggerät zu erwarten. Der Flugzustandsregler kann damit umgehen und setzt jeweils geeignete Steuergrößen ein. Allerdings bedarf eine modellbasierte Reglerauslegung – im Besonderen bei komplexen aerodynamischen Effekten – der Betrachtung von Modellunsicherheiten. So kann die Reglerverstärkung durch eine nicht modellierte Änderung der Wirkungsrichtung einer Steuergröße destabilisierend wirken. Arbeitspunkte mit einer lokalen Änderung der Wirkungsrichtung einer Steuergröße sollten somit vermieden werden.

Es bietet sich an, dass auch ein Kippflügel-Fluggerät in hohen Fluggeschwindigkeiten Steuerstrategien eines Flächenflugzeugs übernimmt. So kann zur Reduktion des aerodynamischen Widerstands des Rumpfes ein stationärer Steig- oder Sinkflug durch die Änderung der Nicklage und nicht das Kippen des Tragflügels durchgeführt werden. Das ermöglicht es, den Tragflügel in diesen Flugzuständen auf einem Winkel des horizontalen Flächen-

flugs zu halten. Mit der Aufgabe der Randbedingung  $\theta_c = 0^\circ$  und dem Hinzufügen der Randbedingung  $\sigma_{fl} = \text{fix}$  verbleibt die Dimension der Lösungsmenge erhalten.

### 3.3.2.3 Diskussion der Auswahl des Trimm-Steuervektors

Die vorgestellten Kriterien stellen eine Auswahl aller möglichen zu beachtenden Gesichtspunkte dar. Es wird deutlich, dass bei diesem multikriteriellen Problem eine Verbesserung eines Kriteriums teilweise die Verschlechterung eines anderen bedeutet. Wenn die Kriterien einzeln betrachtet werden, kann sich als Teil der beschriebenen Menge der möglichen Arbeitspunkte somit eine Pareto-Front einstellen [80]. Die unterschiedlichen Ziele der Aerodynamik, des Leistungsbedarfs und Steuerbarkeit sind somit nicht direkt in eine gemeinsame Zielfunktion überführbar. Die betrachtete multikriterielle Auswahl eines geeigneten Trimm-Steuervektors kann eine iterative Betrachtung der einzelnen Steuergrößen, des Eigenverhaltens im Arbeitspunkt und des Systemverhaltens mit Flugzustandsregler erfordern. An dieser Stelle ist daher auf die Formulierung einer Gewichtungsfunktion verzichtet worden. Stattdessen findet eine individuelle Auswahl mittels der vorgestellten Kriterien statt, bei der eine Gewichtung stets anhand der Flugmission erfolgen kann. So ist beispielsweise zur Verringerung oder Vermeidung eines großflächigen Strömungsabrisses ein höherer Schub und damit Leistungsbedarf zu tolerieren, im Besonderen bei Fluggeräten mit aerodynamisch optimierten Tragflügeln. Abhängig vom Detailgrad der Modellierung können die Kriterien teilweise erst im Flugversuch evaluiert werden.

### 3.3.3 Steuergrößenzuordnung

Für die Lageregelung und die Beschleunigungssteuerung lassen sich den flugzeugfesten Wirkrichtungen keine Steuergrößen eindeutig zuordnen. Somit muss für jeden Arbeitspunkt je eine Steuergrößenkombination definiert werden, welche eine Beschleunigung um eine oder entlang einer Achse realisiert. Für alle Arbeitspunkte muss somit die Wirksamkeit jeder Steuergröße bekannt sein. Diese Wirksamkeit ändert sich durch die unterschiedliche Anströmung in der Magnitude aber auch in der Wirkungsrichtung. Neben der Wirksamkeit muss auch die Reserve der einzelnen Steuergrößen berücksichtigt werden, welche vom Trimm-Steuervektor des jeweiligen Arbeitspunktes abhängig ist. Zusätzlich kann es aus steuerstrategischen Gesichtspunkten sinnvoll sein, einzelne Steuergrößen in bestimmten Arbeitspunkten nicht zu verwenden. Aus der Wirksamkeit aller Steuergrößen im Arbeitspunkt wird im Folgenden für eine geforderte Zustandsänderung eine geeignete Steuergrößenkombination berechnet.

### 3.3.3.1 Wirksamkeitsmatrix

Die Betrachtung der Wirkungen aller Steuergrößen findet mithilfe des linearisierten Bewegungsmodells im Arbeitspunkt statt. Die Wirksamkeitsmatrix  $\mathbf{W}$  beschreibt die Wirkung aller Steuergrößen in Form einer Zustandsänderung der Regelstrecke. Diese Wirksamkeit lässt sich für alle Arbeitspunkte aus der Eingangsmatrix  $\mathbf{B}$  der linearen Zustandsgleichung und der statischen Übertragungsmatrix der Steuergrößen  $\mathbf{H}$  berechnen:

$$\delta \dot{\vec{x}} = \mathbf{B}(AP) \cdot \mathbf{H}(AP) \cdot \delta \vec{u}_c = \mathbf{W}(AP) \cdot \delta \vec{u}_c \quad (3.12)$$

Mithilfe der Wirksamkeitsmatrix soll im Folgenden eine geeignete Steuergrößenkombination berechnet werden, um die gewünschte Zustandsänderung zu erfüllen. Da die Betrachtung der Regelstrecke als lineares Systemmodell erfolgt, stellt Gleichung 3.12 ein lineares Gleichungssystem dar. Abhängig von der Anzahl der Zustände und Steuergrößen hat dieses eine, keine oder unendlich viele Lösungen. Die Wirksamkeitsmatrix hat mit  $m$  betrachteten Zuständen und  $n$  verfügbaren Steuergrößen die Dimension  $(m \times n)$ . Wenn  $m > n$ , also mehr Zustände eingestellt werden sollen als Steuergrößen vorhanden sind, gibt es keine Lösung. Das gewünschte Ergebnis ist ein Steuergrößenausschlag, der die Zustandsänderung mit minimalem Fehler erfüllt. Wenn die Anzahl der Zustände der Anzahl der Steuergrößen entspricht, existiert eine eindeutige Lösung des Gleichungssystems. Sollten mehr Steuergrößen zur Verfügung stehen als Zustände eingestellt werden sollen ( $m < n$ ), ist die Lösung des Gleichungssystems uneindeutig. Es soll dann die Lösung mit der minimalen Norm der Steuerkombination verwendet werden. Damit werden die einzelnen Steuergrößen am geringsten ausgeschlagen.

Die kommandierte Zustandsänderung  $\delta \dot{\vec{x}}_c$  wird im Folgenden als virtuelle Steuergröße des Lagereglers und der Beschleunigungssteuerung genutzt. Die virtuellen Steuergrößen bestehen aus Vorgaben der translatorischen  $\nu_{\vec{b}}$  und rotatorischen  $\nu_{\vec{\omega}}$  Beschleunigungen:

$$\delta \dot{\vec{x}}_c = [\nu_{\vec{b}}, \nu_{\vec{\omega}}]^T \quad (3.13)$$

### 3.3.3.2 Pseudoinverse

Sollte die Anzahl der Steuergrößen und die Anzahl der zu steuernden Flugzustände identisch sein, ist die Wirksamkeitsmatrix  $\mathbf{W}$  quadratisch und lässt sich invertieren, wenn für den Rang der Matrix gilt:  $\text{Rang}(\mathbf{W}) = n = m$  ist. Sollte die Anzahl der Steuergrößen ungleich der Anzahl der zu steuernden Flugzustände sein, ist die Wirksamkeitsmatrix nicht direkt invertierbar. Die Pseudoinverse (hier: *Moore-Penrose-Inverse*) löst das lineare

Gleichungssystem und erfüllt dabei die oben genannten Forderungen nach einem minimalen Fehler bei kleinster euklidischer Norm der Steuerausschläge [81]. Die Pseudoinverse  $\mathbf{U}$  ergibt als Lösung des linearen Gleichungssystems den optimale Steuerausschlag zum Erfüllen einer Beschleunigungsforderung:

$$\delta \vec{u}_c = \mathbf{W}(AP)^+ \cdot \dot{\vec{x}}_c = \mathbf{U}(AP) \cdot \delta \dot{\vec{x}}_c \quad (3.14)$$

Die Pseudoinverse erfüllt  $\mathbf{W} \cdot \mathbf{W}^+ = \mathbf{I}$ , zusätzlich könnten die Matrizen einzeln invertiert werden  $(\mathbf{B} \cdot \mathbf{H})^+ = \mathbf{H}^+ \cdot \mathbf{B}^+$ . Wenn die Wirksamkeitsmatrix eine quadratische Matrix mit vollem Rang ist, stimmt die Pseudoinverse mit der Inversen überein.

### 3.3.3.3 Künstliche Reduktion der Wirksamkeit

Eine Steuergröße mit geringer Wirksamkeit bedarf eines großen Ausschlags, um eine Beschleunigung zu erzeugen. Um die minimale Norm zu erfüllen, berechnet die Pseudoinverse eine Steuergrößenkombination mit geringstem Gesamtausschlag. Es werden somit wirksame Steuergrößen bevorzugt. Um Steuergrößenbeschränkungen implizit zu berücksichtigen, wird die Wirksamkeitsmatrix vor der Invertierung modifiziert. Damit wird sowohl die Reduktion der Reserve durch den Trimm-Ausschlag betrachtet, als auch gewünschtes Ausblenden einzelner Steuergrößen ermöglicht.

Die Steuerreserve der einzelnen Steuergrößen wird dazu normiert betrachtet und in der diagonalen Reservematrix  $\mathbf{R}$  hinterlegt. Die Multiplikation der Wirksamkeitsmatrix mit der Reservematrix reduziert die erzeugbaren Beschleunigungen jeder Steuergröße und erzeugt damit eine künstlich reduzierte Wirksamkeit.

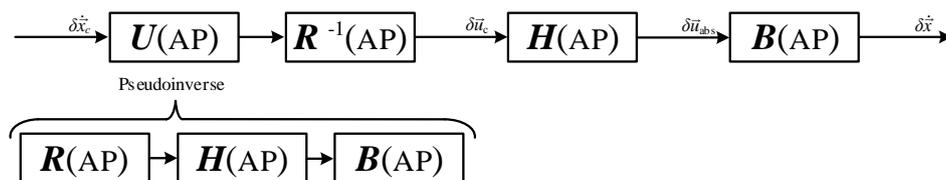


Abbildung 3.26: Wirkung einer Beschleunigungsforderung  $\dot{\vec{x}}_c$  und Aufbau der Pseudoinversen  $\mathbf{U}(AP)$

Diese Normierung durch die Reservematrix muss bei der Berechnung des Steuerausschlags  $\delta \vec{u}_c$  zur Erfüllung einer Beschleunigungsforderung  $\delta \dot{\vec{x}}_c$  rückgängig gemacht werden. Dazu wird die Pseudoinverse  $\mathbf{U}$  mit der Inversen der Diagonalmatrix  $\mathbf{R}$  multipliziert, wie in Abbildung 3.26 dargestellt. Die Pseudoinverse dieser modifizierten Wirksamkeitsmatrix präferiert damit Steuergrößen, welche eine große Steuerreserve haben. Die künstliche Reduktion der Wirksamkeit einer Steuergröße verursacht eine geringere Verwendung dieser

Steuergröße, wenn eine andere wirksamere Steuergröße existiert. Es wird somit eine geringe symmetrische Steuerreserve durch den Trimm-Ausschlag einer Steuergröße berücksichtigt und diese Steuergröße bei geringer verbleibender Steuerreserve weniger genutzt. Zusätzlich können Steuergrößen durch eine künstliche Reduktion der Wirksamkeit primär dem Lage-regler oder der Beschleunigungssteuerung zugeordnet werden. Steuergrößen können auch aus steuerstrategischen Überlegungen ausgeblendet werden.

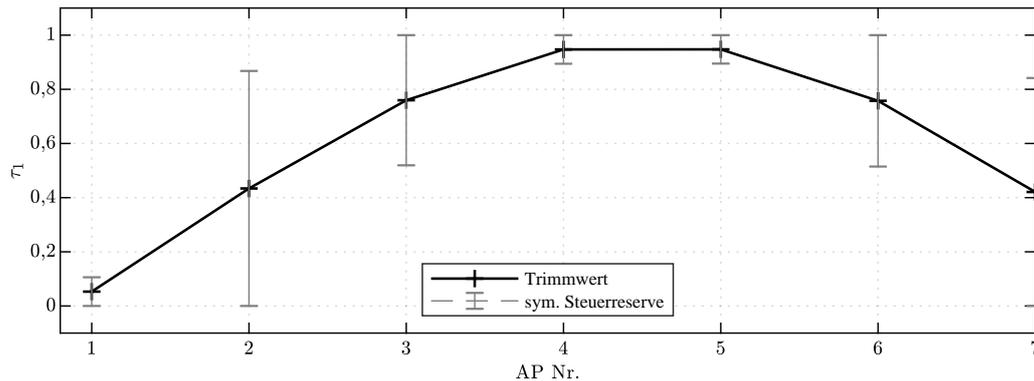


Abbildung 3.27: Verlauf des Trimmwertes einer Steuergröße für verschiedene Arbeitspunkte und die verbleibende symmetrische Steuerreserve

Abbildung 3.27 zeigt den Verlauf des Trimmwertes einer beispielhaften Steuergröße  $\tau_1$  für verschiedene Arbeitspunkte. Zusätzlich ist die symmetrische Reserve dargestellt, diese variiert in den verschiedenen Arbeitspunkten abhängig vom Trimmwert. In Abbildung 3.28 ist die absolute Wirksamkeit der Steuergröße  $\tau_1$  in Form einer Nickbeschleunigung  $\delta\dot{q}$  dargestellt. Die absolute Wirksamkeit stellt die linearisierte Beschleunigung bei einem Vollausschlag mit der statischen Übertragung  $\mathbf{H}(AP)$  jeweils im aktuellen Arbeitspunkt dar. Diese Wirksamkeit wird dann durch die Multiplikation mit der verfügbaren normierten Steuerreserve linear reduziert, daraus ergibt sich die symmetrische Wirksamkeit. Im Arbeitspunkt Nr. 7 soll die Steuergröße zur Erzeugung von Nickbeschleunigungen nicht mehr verwendet werden. Um sprunghafte Übergänge realisieren zu können, wird die Reserve nicht sprunghaft auf Null gesetzt, sondern über mehrere Arbeitspunkte von AP Nr. 4 bis zum gewünschten Punkt AP Nr. 7 linear ausgeblendet.

### 3.3.3.4 Kompensierter Steuergrößenausschlag

Der sich ergebende Steuergrößenausschlag erfüllt die Beschleunigungsforderung kompensiert, also ohne zusätzliche Beschleunigungen zu induzieren, solange keine der Steuergrößen in die Begrenzung läuft. Durch die vorgestellte Steuergrößenzuordnung ist allerdings nicht sichergestellt, dass keine Steuergröße in ihre Begrenzung läuft. Die modifizierte

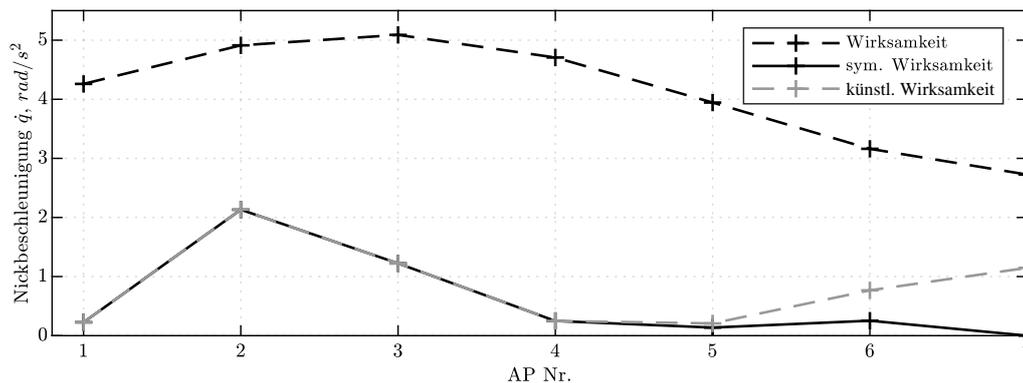


Abbildung 3.28: Absolute und symmetrische Wirksamkeit einer Steuergröße in verschiedenen Arbeitspunkten

Wirksamkeitsmatrix bildet eine Steuergröße mit geringer Reserve als Steuergröße mit geringer Wirksamkeit ab. Bei der Invertierung wird dann beispielsweise eine Steuergröße mit großer Steuerreserve aber geringerer Wirkung in der Eingangsmatrix bevorzugt. Sollten allerdings keine alternativen Steuergrößen zur Verfügung stehen, wird auch eine Steuergröße mit minimaler Reserve mit großem Ausschlag verwendet. Obwohl die Wirksamkeit künstlich in der Wirksamkeitsmatrix reduziert ist, wird die Steuergröße eventuell bis zur Begrenzung genutzt.

Wenn die Beschleunigungsforderung in einigen Flugzuständen nicht kompensiert erfolgen soll, können Störungen toleriert werden. Dazu wird die Wirksamkeitsmatrix weiter modifiziert, indem die Wirkungen aller Steuergrößen bezüglich der zu tolerierenden (Stör-)Beschleunigung genullt werden. Diese Störungen finden damit keine Berücksichtigung in der Pseudoinversen und werden damit nicht kompensiert. Dieses Vorgehen erlaubt beispielsweise eine Veränderung der Steuerstrategie in einigen Flugzuständen. So sollen beispielsweise im Flächenflug translatorische Störbeschleunigungen eines Höhenruderausschlags zu Erzeugung einer Nickbeschleunigung nicht kompensiert werden. Die Kompensation der Auftriebsänderung würde im Flächenflug durch eine Änderung des Nicklagewinkels erfolgen. Die ursprüngliche Nickbeschleunigung wird aber zur Steuerung der Nicklage eingesetzt. Diese widersprüchliche Steuerstrategie lässt sich durch die Aufgabe der Kompensation einer induzierten Kraft in  $z$ -Richtung auflösen.

### 3.3.3.5 Besonderheiten der translatorischen Beschleunigungssteuerung

Vertikale und horizontale Beschleunigungen können sowohl durch Steuergrößenausschläge, aber auch durch eine Zustandsvorgabe des Nicklagewinkels  $\theta_c$  erzeugt werden. Bisher

ist die Wirkung des Tragflügelkippwinkels und des Nicklagewinkels als austauschbar angesehen worden. Dieses gilt im Schwebeflug ohne Einschränkungen unter der Annahme hoher Stellgeschwindigkeiten des Kippwinkels. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten bietet sich allerdings eine Zustandsvorgabe des Nicklagewinkels zur Änderung des Anstellwinkels an. In diesen Arbeitspunkten verwenden auch die Trimm-Steuervektoren der stationären Steig- und Sinkgeschwindigkeiten den Nicklagewinkel anstelle des Kippwinkels. So wird der Tragflügel im Flächenflug nicht mehr gekippt und ein optimierter Flügel-Rumpf-Übergang erlaubt es den Widerstand zu reduzieren.

Eine Änderung des Zustands  $\theta$  beschreibt in der Zustandsmatrix  $\mathbf{A}$  keine Änderung der Vertikalgeschwindigkeit  $w_a^f$  und damit keine Änderung des Anstellwinkels. Daher muss der betrachtete Zustandsvektor  $\vec{x}$  aus dem flugzeugfesten in das horizontale Koordinatensystem transformiert werden. Dann enthält der Zustandsvektor die Vertikalgeschwindigkeit  $w_a^h$  im horizontalen Koordinatensystem und eine Änderung des Nicklagewinkels hat eine vertikale Beschleunigung  $\ddot{x}_z^h$  zur Folge. Der transformierte Zustandsvektor lautet somit:

$$\vec{x}_{\text{tr}} = [p, q, r, w_a^h, v_a^f, w_a^h, \phi, \theta, \psi]^T \quad (3.15)$$

Die Transformationsmatrix  $\mathbf{M}_{\text{tr}}$  zum Koordinatensystemwechsel ist im Anhang A gegeben. Die transformierte Zustandsgleichung lautet:

$$\dot{\vec{x}}_{\text{tr}} = \mathbf{M}_{\text{tr}}(\text{AP}) \cdot \mathbf{A}(\text{AP}) \cdot \mathbf{M}_{\text{tr}}^{-1}(\text{AP}) \cdot \delta \vec{x}_{\text{tr}} + \mathbf{M}_{\text{tr}}(\text{AP}) \cdot \mathbf{B}(\text{AP}) \cdot \mathbf{H}(\text{AP}) \cdot \delta \vec{u}_c \quad (3.16)$$

Die Wirksamkeitsmatrix der translatorischen Steuergrößenzuordnung wird daher vor der Invertierung um die Zustandsvorgabe  $\theta_c$  erweitert, welche als Führungsgröße an den Lageregler gegeben wird. Abbildung 3.29 zeigt den Aufbau der Pseudoinversen der translatorischen Beschleunigungssteuerung.

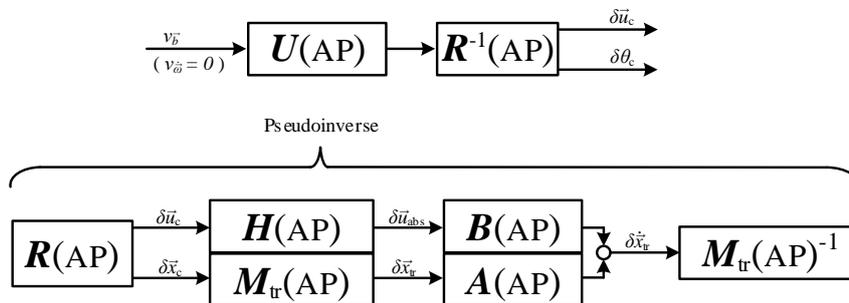


Abbildung 3.29: Aufbau der Steuergrößenzuordnung der translatorischen Beschleunigungssteuerung

### 3.3.3.6 Diskussion der Steuergrößenzuordnung

Das lineare Übertragungsverhalten der Flugzeugbewegung und der Steuergrößen hängt zum einen von der Güte der Modellierung, aber auch von der Schrittweite der Linearisierung ab. Wie in Kapitel 3.3.1.4 gezeigt, erzeugen starke Nichtlinearitäten bei einer hohen Modellgüte in der Nähe des Arbeitspunktes große Modellunsicherheiten bei einer Abweichung vom Linearisierungspunkt. Somit ist bei großen Steuerausschlägen eine Abweichung von der linearisierten Wirkung zu erwarten und auch die kompensierten Ausschläge können Störbeschleunigungen induzieren. Um dieses zu verhindern, kann im Bedarfsfalle die zulässige steuerbare Beschleunigung reduziert werden.

Einige der in Abschnitt 2.1.5 vorgestellten Ansätze der Steuergrößenzuordnung bieten neben der Zuordnung anhand der flugzustandsabhängigen Wirksamkeit die Möglichkeit, Steuergrößenbegrenzungen explizit zu berücksichtigen. Dazu wird die umsetzbare Beschleunigung anhand eines Regelstreckenmodells mit Beschränkungen von der geforderten Beschleunigung abgezogen. Die verbleibende Differenz wird dann entweder von der Forderung abgezogen oder auf andere Steuergrößen geführt. Somit saturieren keine Steuergrößen und es entstehen keine unerwünschten, unkompensierten Beschleunigungen. Gleichzeitig erhöht sich allerdings die Komplexität des Reglers. Die Rückführung ist wie zuvor beschrieben von Modellunsicherheiten betroffen, welche sich im Besonderen bei großen Abweichungen vom Arbeitspunkt vergrößern. Es besteht Gefahr von fehlerhaften und nicht nachvollziehbaren Regler-Reaktionen aufgrund der Modellunsicherheiten. Da die Steuergrößenzuordnung bei bisherigen Flugversuchen keine saturierten Steuergrößen zur Folge hatte, ist in dieser Arbeit auf eine explizite Berücksichtigung von Steuergrößenbeschränkungen verzichtet worden.

## 4 Realisierung anhand eines Beispielfluggerätes

In diesem Kapitel wird der Entwurf eines Flugzustandsreglers für ein Beispielfluggerät anhand des Vorgehens aus Abschnitt 3.3 angewendet. Dazu wird zunächst das Ergebnis der Auslegung des Fluggerätes vorgestellt, diese Auslegung ist mithilfe der Überlegungen aus Abschnitt 3.2 durchgeführt worden ist. Neben einem kippbaren Tragflügel ist das Fluggerät zusätzlich mit einem kippbaren Höhenleitwerk ausgestattet. Das Fluggerät soll voll automatisiert fliegen, weshalb eine Interaktion des Flugzustandsreglers mit übergeordneten Reglern berücksichtigt werden muss. Da das Fluggerät durch eine hohe Anzahl an Steuergrößen stets eine Vielzahl an möglichen Trimm-Steuervektoren in jedem Flugzustand zur Verfügung hat, wird anhand der vorgestellten Kriterien ein geeigneter Arbeitspunkt ausgewählt. Anschließend werden Informationen über die verbleibenden Steuerreserven verwendet, um der Beschleunigungssteuerung und dem Lageregler für jeden Flugzustand sinnvolle Steuergrößen zuzuordnen. Abschließend werden Ergebnisse aus Simulation und Flugversuchen mit dem Beispielfluggerät vorgestellt und diskutiert.

### 4.1 Das Beispielfluggerät

Ziel der Auslegung des Beispielfluggerätes war eine hohe Flugleistung bezüglich der Reichweite, dabei sollte sich der Flugbereich bis zu hohen Fluggeschwindigkeiten erstrecken. Gute Flugleistungen bezüglich schnellen Flugzustandsänderungen und hoher Beschleunigungen hatten keine hohe Priorität.

#### 4.1.1 Fluggeräte-Konfiguration

Das Beispielfluggerät ist mit drei Antrieben – und damit der minimalen Anzahl – ausgestattet, wobei die Propeller der Antriebe keine Blattverstellung aufweisen. Basierend auf einer Abschätzung des Verhältnisses der benötigten Schübe im Schwebeflug und im Flächenflug von ca. 10/1, werden zwei Antriebe primär für den Schub im Schwebeflug und ein weiterer Antrieb für den Vortriebsschub im Flächenflug eingesetzt. Die zwei Hauptantriebe am Tragflügel haben in schubgetragenen Flugzuständen einen geringen Hebelarm zum Schwerpunkt und erzeugen primär den Schwebeschub. Der dritte Antrieb soll dabei lediglich unterstützend für den Nickmomentenhaushalt eingesetzt werden, dazu muss er allerdings

ca. 15% zum Gesamtschub beitragen. Die unterschiedliche Anströmsituation erfordert verschiedene Steigungen der Propeller, so sind die Hauptantriebe für den Schwebeflug mit Propellern mit großem Durchmesser und geringer Steigung ausgestattet. Im Flächenflug erfordert die hohe Anströmgeschwindigkeit eine hohe Steigung des Heckantriebs. In Tabelle 4.1 sind die relevanten Parameter des Beispielfluggerätes zusammengefasst.



Abbildung 4.1: Das Beispielfluggerät

Die Hauptantriebe sind vor der Vorderkante am Tragflügel montiert, um einen Teil der Tragfläche mit dem Abwind der Propeller zu überströmen. Basierend auf der Modellbildung aus Abschnitt 2.2 wird im Schwebeflug ca. 33% des Tragflügels von dem Abwind der Hauptantriebe überströmt. Da die Hauptantriebe im Flächenflug nicht genutzt werden sollen, werden die Propeller angelegt und erzeugen so möglichst geringen Widerstand. Der Heckantrieb soll im Schwebeflug Nickmomente und im Flächenflug den Vortriebsschub erzeugen, daher muss der Schubvektor des Heckantriebs kippbar sein. Abschätzungen der Flugmechanik der verschiedenen Flugzustände haben einen Hebelarm des Heckantriebs zum Schwerpunkt im Schwebeflug ähnlich dem des Höhenleitwerks im Flächenflug ergeben. Der Heckantrieb ist daher analog zu den Hauptantrieben vor dem Höhenleitwerk angebracht worden und auf diese Weise zusammen mit dem Höhenleitwerk in die Senkrechte kippbar. Somit trifft der Propellerabwind nicht auf das Höhenleitwerk als Prallfläche, stattdessen führt die Überströmung des Höhenleitwerks durch den Heckpropeller zu einer Wirksamkeit des Höhenruders bei geringen Fluggeschwindigkeiten. Die Möglichkeit, den Schub des Heckantriebs zu variieren und gleichzeitig die Richtung des Schubvektors durch das Kippen von Höhenleitwerk und Heckantrieb zu verändern, ergibt zwei sehr wirksame Steuergrößen im Bereich kleiner Fluggeschwindigkeiten. Zusätzlich erlaubt ein Kippen des gesamten Höhenleitwerkes im Flächenflug ein widerstandsarmes Trimmen des Fluggerätes. Abbildung 4.1 zeigt das Beispielfluggerät. Die Tragfläche und das Höhenleitwerk weisen jeweils den Trimm-Kippwinkel für den Schwebeflug auf. Die Propeller der Hauptantriebe dagegen sind wie im Flächenflug an die Motorgondeln angelegt.

Parameter		Wert
Maximale Abflugmasse	-	7,0 kg
Horizontalfluggeschwindigkeit	-	-2 bis 25 m/s
Steig-/Sinkrate	-	-1 bis +1 m/s
Spannweite	$b$	1,8 m
Streckung	$\Lambda$	12
Zuspitzung	$\lambda$	0,5
Flügelfläche	$S_{\text{fl}}$	0,27 m <sup>2</sup>
Mittlere Flügeltiefe	$l_m$	0,15 m
Flügelprofil	-	<i>Clark-Y</i>
Propellerdurchmesser der Hauptantriebe	-	14" (0,3556 m)
Propeller der Hauptantriebe	-	14" × 6"
Propellerdurchmesser des Heckantriebs	-	12" (0,3048 m)
Propeller des Heckantriebs	-	12" × 10"

Tabelle 4.1: Relevante Parameter des Beispielfluggerätes

Das Fluggerät soll im Flächenflug bei einer Geschwindigkeit von 25 m/s effizient fliegen, der Flugbereich erstreckt sich bis zu leicht negativen Fluggeschwindigkeiten. Das Fluggerät weist eine maximale Abflugmasse von 7,0 kg bei einer Spannweite von 1,8 m auf. Die Parameter des Tragflügels und des Antriebsstrangs des Beispielfluggerätes sind in Tabelle 4.1 zusammengefasst, die Auslegung orientiert sich dabei an den Überlegungen aus Abschnitt 3.2. Für den Tragflügel wird mit dem Profil *Clark-Y* ein Profil verwendet, welches eine vergleichsweise hohe Gleitzahl aufweist, während das Abrissverhalten noch als tolerierbar angesehen wird. Die Geometrie des Tragflügels weist zum Einhalten nötiger Flügeltiefen und damit ausreichender überströmter Fläche und akzeptabler Reynolds-Zahlen lediglich moderate Streckungen und Zuspitzungen auf. Die dominierenden Zielgrößen der Auslegung des Tragflügels waren somit weniger Agilität als der Kompromiss zwischen induziertem Widerstand und der nötigen überströmten Flügelfläche.

#### 4.1.2 Steuergrößen und Leitwerk

In der vorgestellten Konfiguration ergeben sich für das Beispielfluggerät neun Steuergrößen: Der Kippwinkel des Tragflügels  $\sigma_{\text{fl}}$ , der Schub des linken und rechten Hauptantriebs  $f_{\text{haupt, li}}$  und  $f_{\text{haupt, re}}$ , der Kippwinkel des Höhenleitwerks  $\sigma_{\text{hlw}}$ , der Schub des Heckantriebs  $f_{\text{heck}}$ , das linke und rechte Querruder  $\xi_{\text{li}}$  und  $\xi_{\text{re}}$ , das Höhenruder  $\eta$  und das Seitenruder  $\zeta$ . Sowohl der Schub der Hauptantriebe als auch die Querruder können jeweils differentiell und kollektiv eingesetzt werden.

Abbildung 4.2 zeigt die Lage des Schwerpunktes bei senkrecht und waagrecht gekippter Tragfläche bzw. Höhenleitwerk. Es ergibt sich eine Wanderung des Schwerpunktes in

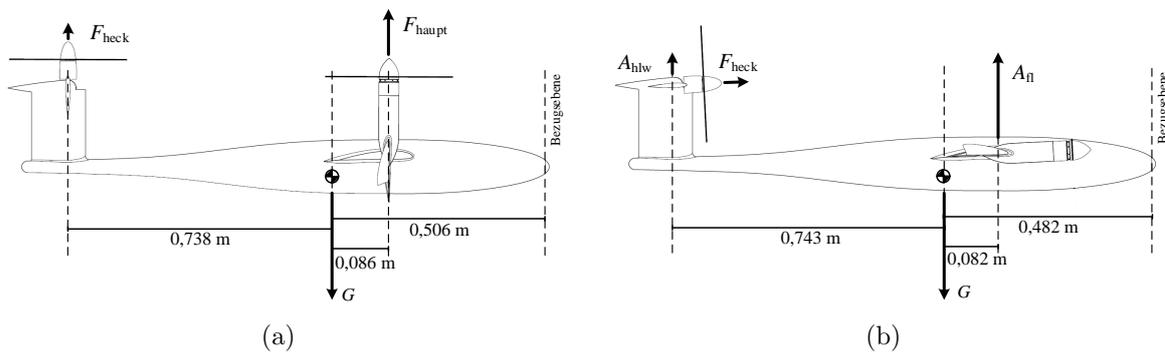


Abbildung 4.2: Seitenansicht des Beispielfluggerätes mit relevanten Abmaßen und Abständen im Schwebeflug 4.2a und Flächenflug 4.2b (Kraftrichtungen vereinfacht)

Abhängigkeit der Kippwinkel von ca.  $0,024$  m. Ursache ist die Verschiebung der – an den langen Motorgondeln angebrachten – Hauptantriebe, welche nötig sind, um ein Anlegen der Propellerblätter im Flächenflug zu ermöglichen. Die Hauptmotoren weisen einen Hebelarm zum Schwerpunkt von  $0,55$  m in Richtung der  $y$ -Achse auf, die Querruder befinden sich symmetrisch hinter den Hauptantrieben. Im Anhang B findet sich in Abbildung eine 3-Seitenansicht des Beispielfluggerätes.

Das Leitwerk ist in T-Konfiguration ausgelegt, um die Auswirkungen des Abwindes von Tragflügel und Hauptantrieben auf das Höhenleitwerk zu reduzieren. Das Höhenleitwerk weist ein *NACA0012*-Profil auf, auch das Seitenleitwerk besitzt ein symmetrisches Profil *NACA0018*.

Ruder	rel. Rudertiefe	max. Ausschlag	Hebelarm
Höhenruder $\eta$	$\lambda_r = 0,35$	$\pm 30^\circ$	$x_{\text{hlw}} = 0,743$ m
Querruder $\xi$	$\lambda_r = 0,35$	$\pm 30^\circ$	$y_{\text{haupt}} = 0,550$ m
Seitenruder $\zeta$	$\lambda_r = 0,47$	$\pm 30^\circ$	$x_{\text{slw}} = 0,753$ m

Tabelle 4.2: Parameter der Ruder des Beispielfluggerätes

Die relevanten Parameter der Ruder des Fluggerätes sind in Tabelle 4.2 zusammengefasst. Alle Ruder und das Höhenleitwerk werden von digitalen Servomotoren angesteuert und können als Verzögerungsglied 2.-Ordnung mit Totzeit nach Gleichung B.1 modelliert werden. Der Kippwinkel des Tragflügels wird über einen Regelkreis mit Positionsrückführung durch einen untersetzten Elektromotor eingestellt. Das Übertragungsverhalten des gesamten Servoantriebs zum Kippen des Tragflügels kann als Verzögerungsglied 1.-Ordnung mit Totzeit angenähert werden. Die Antriebsstränge der drei Antriebe sind bis auf die Propeller identisch, und werden daher als unterschiedliche Verzögerungsglieder 1.-Ordnung mit Totzeit

modelliert. Im Anhang B sind die Zeitkonstanten und Totzeiten der Aktuator-Modelle zusammengefasst.

### 4.1.3 Linearisierung

Das Beispielfluggerät ist anhand der in Abschnitt 2.2 vorgestellten Methode modelliert worden. Zum Entwurf des linearen Flugzustandsreglers wird die Regelstrecke nach dem in [24] beschriebenen und in Abschnitt 3.3.1.4 vorgestellten Vorgehen linearisiert. Bei der Linearisierung der Regelstrecke wird für die Berechnung der Jacobi-Matrix der Steuergrößenwirksamkeit für alle Steuergrößen des Beispielfluggerätes eine Schrittweite von 0,01 (*rad* bzw. *N*), somit ein betrachteter Bereich von  $\pm 0,05$  (*rad* bzw. *N*), gewählt. Nach der Analyse in Abschnitt 3.3.1.4 erfüllt diese Schrittweite eine hohe Modellgüte in der Nähe des Arbeitspunktes bei gleichzeitiger Berücksichtigung von großen Steuerausschlägen mit akzeptabler Abweichung.

Die Linearisierungsweite der Jacobi-Matrix zur Berechnung der Zustandsmatrix ist abhängig vom betrachteten Zustand und dem aktuellen Flugzustand. Somit kann die Linearisierung auf erwartete Abweichungen vom Arbeitspunkt abgestimmt werden. Bezüglich der Drehraten werden  $\pm 0,2$  rad/s betrachtet, bezüglich der Lagewinkel ebenfalls  $\pm 0,2$  rad. Die Schrittweite der aerodynamischen Geschwindigkeiten muss im Schwebeflug vergleichsweise groß gewählt werden, um die Widerstandswerte des Fluggerätes realistisch darzustellen. Daher werden maximale Abweichungen von  $\pm 4$  m/s betrachtet. Im Flächenflug würde eine Abweichung der Vertikalgeschwindigkeit zu großen Anstellwinkeländerungen führen, die im Flug nicht zu erwarten sind. Deswegen ist der betrachtete Bereich der Vertikalgeschwindigkeit  $w_a^f$  bis zum Flächenflug auf  $\pm 1$  m/s linear ausgeblendet worden.

## 4.2 Verlauf des Trimm-Steuervektors

Für das Beispielfluggerät wird im Folgenden die Auswahl eines möglichen Verlaufs des Trimm-Steuervektors über die Fluggeschwindigkeiten des gesamten Flugbereichs vorgestellt. Dazu wird zunächst dargelegt, wie die Lösungsmenge aller möglichen Trimm-Steuervektoren für jeden Flugzustand in einem sinnvollen Bereich abgetastet wird. Anschließend wird zunächst der stationäre Horizontalflug betrachtet und ein geeigneter Verlauf für diesen ausgewählt. Dazu werden für einzelne Stützstellen die Trimm-Steuervektoren vorgegeben und anhand dieser ein Verlauf mit minimalen Gradienten der einzelnen Steuergrößen ermittelt. Sollten dabei unerwünschte Trimm-Steuervektoren entstehen, müssen weitere Stützstellen vorgegeben werden, bis sich ein geeigneter Verlauf für alle Horizontalgeschwindigkeiten

ergibt. Dieses Vorgehen erfolgt für alle Steig-/Sinkraten, Abbildung 4.3 zeigt den Ablauf des Vorgehens.

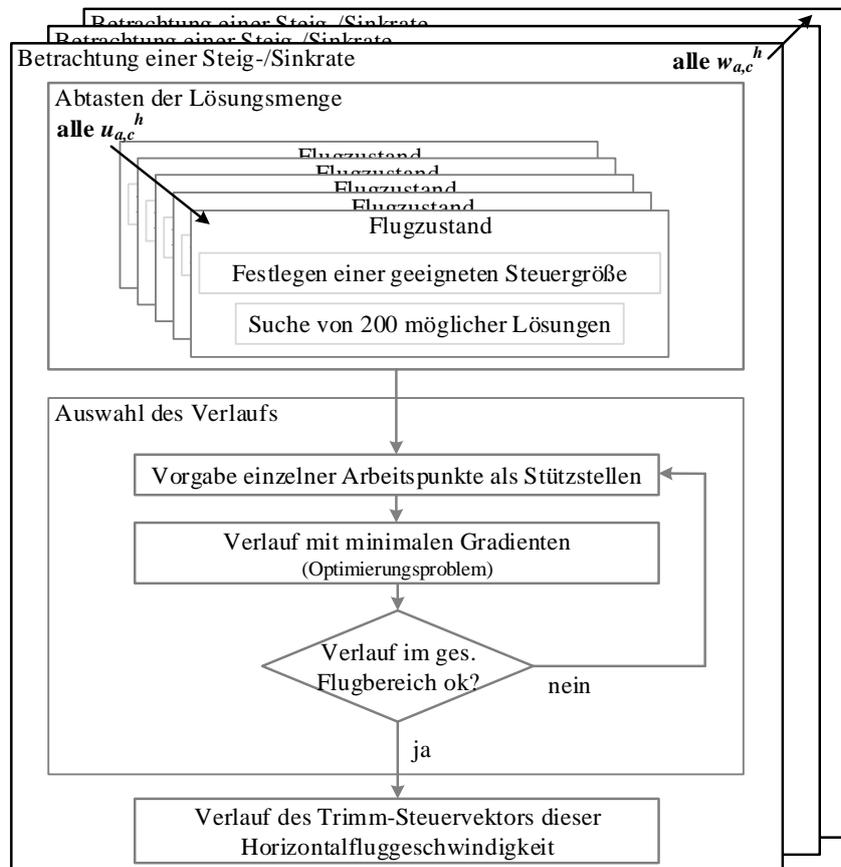


Abbildung 4.3: Ablauf zur Auswahl des Verlaufs geeigneter Trimm-Steuervektoren

Aufgrund der Symmetrie des Fluggerätes wird für die Vorsteuerung des Geradeausflugs ausschließlich ein reduzierter Satz der Steuergrößen der Längsbewegung betrachtet. Dazu zählen der symmetrische Schub der Hauptantriebe  $2f_{\text{haupt}} = f_{\text{haupt,li}} + f_{\text{haupt,re}}$ , der Schub des Heckantriebs  $f_{\text{heck}}$ , der Kippwinkel des Tragflügels  $\sigma_{\text{fl}}$  und der Kippwinkel des Höhenleitwerks  $\sigma_{\text{hlw}}$ . Da das Höhenleitwerk im Sinne eines Pendelleitwerks genutzt werden kann, wird das Höhenruder lediglich zur Lageregelung und Beschleunigung und ein kollektiver Querruderausschlag ausschließlich zur Beschleunigung verwendet.

#### 4.2.1 Abtasten der Lösungsmenge

Die Suche der möglichen Trimm-Steuervektoren erfolgt anhand eines standardisierten Vorgehens. Für den im ersten Schritt betrachteten stationären Horizontalflug soll der Rumpf zur Reduktion des Luftwiderstandes in Anströmrichtung zeigen. Dieses ermöglicht auch die Durchführung von senkrechtem Start bzw. Landung mit einem Nicklagewinkel

$\theta_c = 0^\circ$ . Als Schrittweite zwischen den diskreten Flugzuständen, für welche mögliche Trimm-Steuervektoren gesucht werden, werden für die Horizontalfluggeschwindigkeiten 0,25 m/s und für die Vertikalfluggeschwindigkeiten 0,5 m/s gewählt.

Für jeden Flugzustand werden die möglichen Trimm-Steuervektoren mittels eines nichtlinearen Optimierungsverfahren gesucht, welches ein Residuum minimiert. Das Residuum stellt in diesem Falle die gewichtete Quadratsumme der verbleibenden Kräfte und Momente der Längsbewegung dar. Die Dimension der Lösungsmenge der möglichen Trimm-Steuervektoren ist abhängig von der Anzahl der Trimm-Steuergrößen. Die Dimension dieser Lösungsmenge kann reduziert werden, indem eine Trimm-Steuergröße in Form einer Nebenbedingung festgelegt wird. Trotz der Nichtlinearität der betrachteten Regelstrecke hat sich zur Lösung der drei Gleichungen (Gleichgewicht der Kräfte  $F_x$ ,  $F_z$  und dem Moment  $M$ ) für das Lösungsproblem bei drei variablen Steuergrößen stets eine eindeutige Lösung ergeben. Um die Lösungsmenge sinnvoll abtasten zu können, wird für jeden betrachteten Flugzustand eine der vier Trimm-Steuergrößen festgelegt. Zur Abtastung der Lösungsmenge wird der festgelegte Wert der Trimm-Steuergröße mit feiner Variation vorgegeben und damit für jeden Flugzustand 200 mögliche Arbeitspunkte gesucht. Der festgelegte Wert der Trimm-Steuergröße entspricht dabei stets einem flugmechanisch sinnvollen Wert in einem möglichst großen Bereich. Somit ergeben sich für jeden Flugzustand – wenn das Optimierungsverfahren für jeden festgelegten Wert eine Lösung findet – maximal 200 mögliche Trimm-Steuervektoren für einen Flugzustand.

Für kleine Fluggeschwindigkeiten bis 18 m/s bietet es sich an, den Kippwinkel des Höhenleitwerks vorzugeben, da sich in einem großen Bereich verschiedener Kippwinkel mögliche Trimm-Steuervektoren ergeben. Damit kann die Menge der Trimm-Steuervektoren in einem möglichst großen Bereich betrachtet werden. Die Schübe der Antriebe sind in den schubgetragenen Flugzuständen recht festgelegt in ihrem Wert, da sie zum Ausgleich der Gewichtskraft dienen. Daher sind sie in diesen Flugzuständen als Trimm-Steuergröße zum Abtasten der Lösungsmenge nicht geeignet. Für hohe Fluggeschwindigkeiten dagegen bietet es sich an, den Hauptschub vorzugeben. Zum einen soll der Kippwinkel des Höhenleitwerks für diese Flugzustände stets kleine Werte annehmen, wodurch der Suchbereich stark eingeschränkt würde. Zugleich erlaubt die Vorgabe des Hauptschubs die Berücksichtigung des Trimm-Steuervektors für abgeschalteten Hauptschub ( $f_{\text{haupt}} = 0 \text{ N}$ ), welcher im Flugbetrieb einen gewünschten Steuervektor darstellt. Die Suche erfolgt zusätzlich für 199 weitere Hauptschübe, da im weiteren Verlauf des Reglerentwurfs auch bei hohen Fluggeschwindigkeiten Trimm-Steuervektoren mit effektivem Schub der Hauptantriebe Berücksichtigung finden.

### 4.2.2 Betrachtung des stationären Horizontalflugs

Aus der sich ergebenden Menge möglicher Trimm-Steuervektoren gilt es im Folgenden für jeden Flugzustand einen geeigneten Steuervektor auszuwählen, siehe Abbildung 4.3. Dazu wird nach den im Abschnitt 3.3.2.1 vorgestellten Kriterien zunächst ein möglicher Verlauf ausgewählt, welcher hinsichtlich der weiteren Kriterien aus Abschnitt 3.3.2.2 bewertet wird. Grundsätzlich gilt es, den Kippwinkel des Tragflügels und des Höhenleitwerks aus einer vertikalen Stellung im Schwebeflug zu reduzieren, bis Flächenflugzeug-ähnliche Kippwinkel erreicht werden. Hohe Anstellwinkel sollen für das Höhenleitwerk und den Tragflügel bei zunehmender Fluggeschwindigkeit vermieden werden, um einen widerstandsarmen Flächenflug zu ermöglichen. Auf diese Art werden im Folgenden nach Betrachtungen der Aerodynamik und des Leistungsbedarfs die Trimm-Steuervektoren für einzelne Flugzustände fest vorgegeben. Als Optimierungsproblem formuliert, wird anschließend ein Verlauf der Trimm-Steuervektoren zwischen diesen fest vorgegebenen Stützstellen gefunden, sodass die Verläufe der einzelnen Steuergrößen minimale Gradienten aufweisen. Zur Berücksichtigung weiterer Kriterien und zur Modifikation des Verlaufs können Trimm-Steuervektoren für zusätzliche Flugzustände als Stützstellen vorgegeben werden und abschließend erneut ein Verlauf mit minimalen Gradienten zwischen den Stützstellen gesucht werden.

Abbildung 4.4 zeigt als Ergebnis die ausgewählten Verläufe der Trimm-Steuervektoren der vier Trimm-Steuergrößen für  $w_a^h = 0$  m/s für alle Fluggeschwindigkeiten bis zum Flächenflug. Darin sind die Bereiche markiert, in denen Stützstellen fest vorgegeben wurden und welche im Folgenden diskutiert werden.

**Bereich a):** Eine wichtige Stützstelle liegt bei der Fluggeschwindigkeit von 22 m/s. Für höhere Fluggeschwindigkeiten sollen die Hauptantriebe nicht mehr verwendet werden, sodass für alle Flugzustände höherer Geschwindigkeiten die Trimm-Steuervektoren mit  $f_{\text{haupt}} = 0$  N ausgewählt werden. Durch die Nebenbedingung ist die Lösung des Optimierungsverfahrens für alle größeren Fluggeschwindigkeiten eindeutig. Das Ab- und Anschalten der Hauptantriebe soll mit einer Hysterese versehen werden, ansonsten könnten Vorgaben des Bahnreglers für ein ständiges Ab- und Anschalten der Antriebe sorgen. Um die Schaltpunkte der Hysterese frei ab der Fluggeschwindigkeit von 22 m/s wählen zu können, wird für alle Flugzustände hoher Fluggeschwindigkeiten ein weiterer Trimm-Steuervektor ausgewählt. Dieser weist bei aktiven Hauptantrieben möglichst identische Steuergrößen zum vorherigen auf, somit können die Antriebe möglichst sprungfrei in den übrigen Steuergrößen an- und abgeschaltet werden. Es werden also zusätzliche Trimm-Steuervektoren gesucht, bei welchen der effektive Schub der Hauptantriebe zu Null wird. Nach der Strahltheorie wird in diesen Betriebspunkten auch kein Abwind induziert, sodass von der Modellbildung

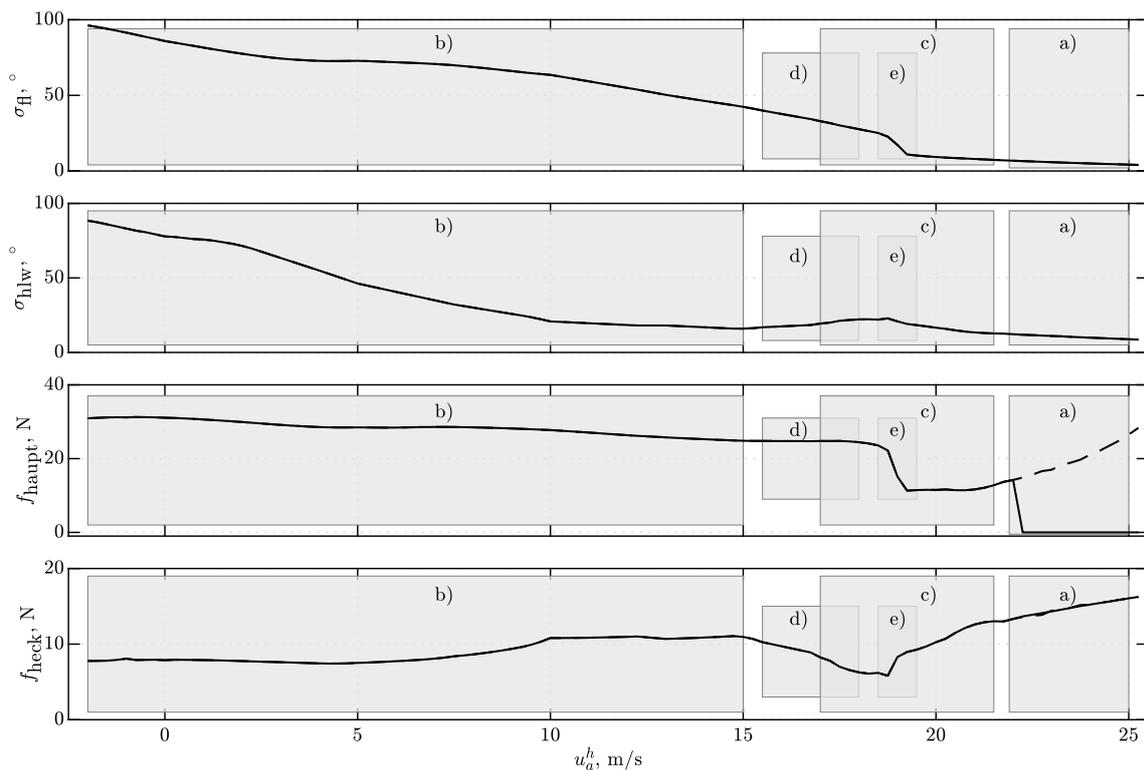


Abbildung 4.4: Ausgewählte Verläufe der Trimm-Steuervektoren vom Schwebeflug bis zum stationären Horizontalflug, mit an- und abgeschalteten Hauptantrieben ab 22 m/s

eine Interaktion mit dem Tragflügel für die Betriebspunkte vernachlässigt wird. Ab 22 m/s trennen sich in Abbildung 4.4 der Verlauf für abgeschaltete Hauptantriebe und der mit aktiven Hauptantrieben. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten wird ein hoher Standschub und damit eine hohe Leistung benötigt, um die Hauptantriebe bei effektivem Nullschub zu betreiben, weshalb die Schaltpunkte der Hysterese bei kleineren Fluggeschwindigkeiten liegen sollten.

Für die übrigen Fluggeschwindigkeiten existiert keine eindeutige Lösung, sodass für jeden Flugzustand aus der Menge möglicher Trimm-Steuervektoren ein geeigneter ausgewählt werden muss. Die Abbildungen 4.5 und 4.6 zeigen für jeweils drei der vier Trimm-Steuergrößen alle gefundenen, möglichen Trimm-Steuervektoren für  $w_a^h = 0$  m/s. Zusätzlich ist der ausgewählte Verlauf des Trimm-Steuervektors mit aktiviertem Hauptschub aus Abbildung 4.4 eingezeichnet.

**Bereich b):** Die Verläufe der möglichen Trimm-Steuervektoren zeigen für die Fluggeschwindigkeiten von  $u_a^h = -2$  m/s bis 15 m/s ein ähnliches Muster. So wurden für jeden Flugzustand jeweils Steuervektoren mit ähnlichem Tragflügelkippwinkel gefunden, der

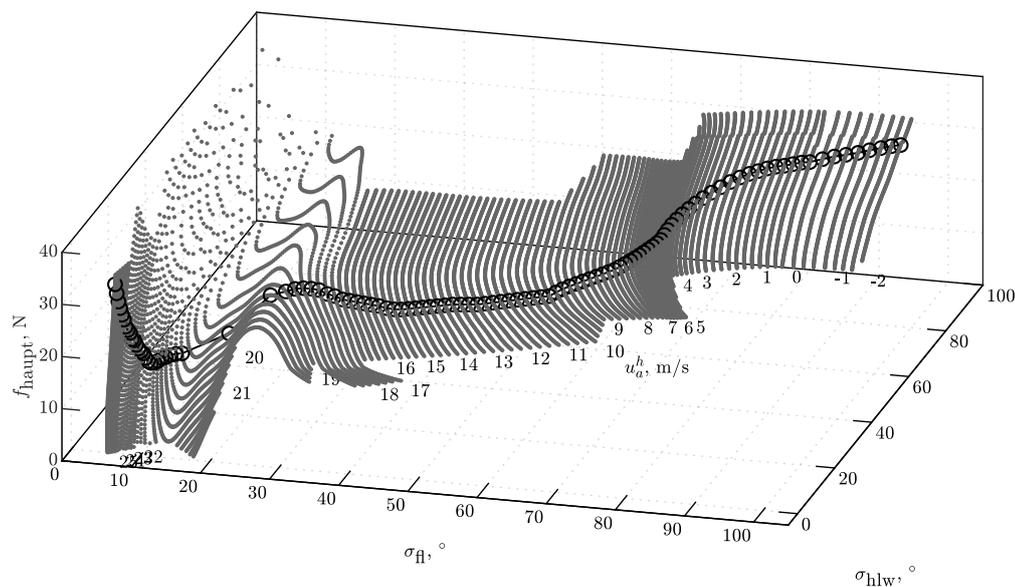


Abbildung 4.5: Menge möglicher Trimm-Steuervektoren für alle Fluggeschwindigkeiten des Horizontalflugs, für die drei Trimm-Steuergrößen  $f_{\text{haupt}}$ ,  $\sigma_{\text{fl}}$  und  $\sigma_{\text{hlw}}$

allerdings mit höheren Fluggeschwindigkeiten abnimmt. Der benötigte Schub der Hauptantriebe variiert lediglich in einem kleinen Bereich, wohingegen mit geringerem Kippwinkel des Höhenleitwerks ein höherer Schub des Heckantriebs erforderlich wird. Mit steigender Fluggeschwindigkeit kann der Kippwinkel des Tragflügels verringert werden, während der Schub der Hauptantriebe nur minimal variiert. Für diese Fluggeschwindigkeiten sind einzelne Trimm-Steuervektoren vorgegeben worden, sodass sich ein monotoner Verlauf des Tragflügelkippwinkels und ein möglichst geringer Schub der Hauptantriebe ergibt. Für eine ausreichende Steuerreserve zur Lageregelung und zur Beschleunigung sind die Kippwinkel von Tragflügel und Höhenleitwerk nicht am Rande des Suchbereichs – und somit dem maximalen Kippwinkel – ausgewählt worden.

**Bereich c):** Die Verläufe der möglichen Trimm-Steuervektoren zeigen für Fluggeschwindigkeiten von 17 bis 22 m/s eine deutliche Änderung der Zusammenhänge. Für eine Detailanalyse ist die Schrittweite zwischen den Flugzuständen von 19 bis 23 m/s auf 0,1 m/s verringert worden (vgl. Abbildung 4.7). Bis zu einer Fluggeschwindigkeit von 18,5 m/s kann der Kippwinkel des Hauptflügels monoton auf  $\sigma_{\text{fl}} = 25^\circ$  bei einem nur gering veränderten Schub der Hauptantriebe abgesenkt werden, dazu ist im Bereich d) allerdings eine Vergrößerung des Kippwinkels des Höhenleitwerks auf  $\sigma_{\text{hlw}} = 23^\circ$  nötig.

Abbildung 4.7 zeigt die möglichen Kippwinkel des Tragflügels für die Fluggeschwindigkeiten von 15,5 bis 23,5 m/s. Für Fluggeschwindigkeiten bis 18,5 m/s kann der Tragflügel, wie

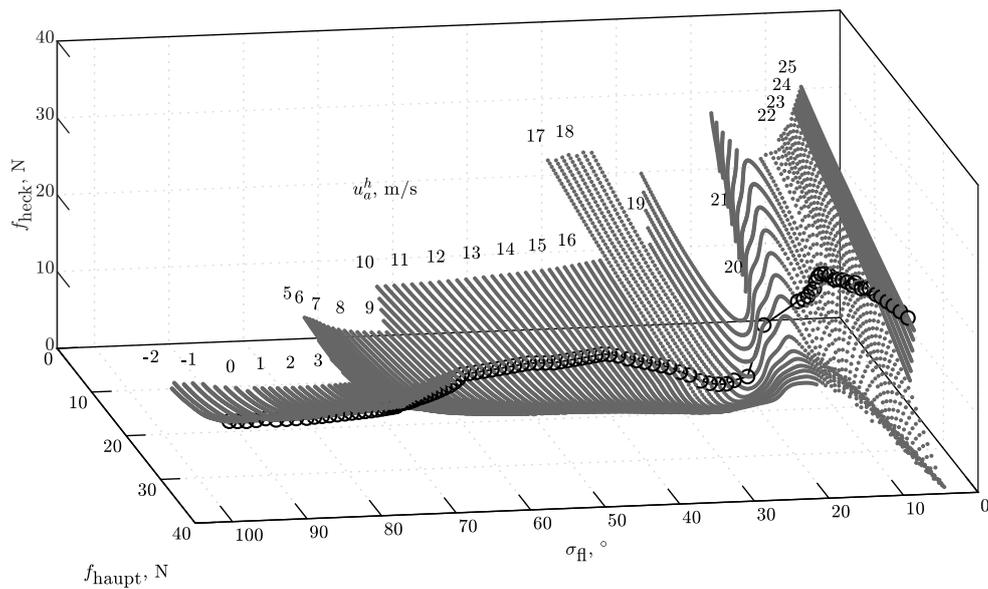


Abbildung 4.6: Menge möglicher Trimm-Steuervektoren für alle Fluggeschwindigkeiten des Horizontalflugs, für die drei Trimm-Steuergrößen  $f_{\text{haupt}}$ ,  $f_{\text{heck}}$  und  $\sigma_{\text{fl}}$

zuvor beschrieben, auf einen Kippwinkel von  $\sigma_{\text{fl}} = 25^\circ$  abgesenkt werden, während die übrigen Trimm-Steuergrößen einen aerodynamisch sinnvollen Verlauf einnehmen. Für Fluggeschwindigkeiten ab 19 m/s sind in Abbildung 4.7 die Ursachen für die Begrenzungen der möglichen Trimm-Kippwinkel gekennzeichnet. Für große Fluggeschwindigkeiten ab 21 m/s muss der Tragflügel unter  $\sigma_{\text{fl}} < 12^\circ$  abgesenkt werden, da für größere Kippwinkel ein physikalisch nicht möglicher negativer Schub von den Hauptantrieben erzeugt werden müsste. Für größere Fluggeschwindigkeiten ergibt sich nur ein schmaler Bereich möglicher Kippwinkel des Tragflügels. Für diese Fluggeschwindigkeiten werden die Trimm-Steuervektoren allerdings nach dem zuvor vorgestellten Kriterium der Abschaltung der Hauptantriebe vorgegeben. Dabei ergeben sich für hohe Fluggeschwindigkeiten aerodynamisch plausible Verläufe der übrigen Steuergrößen.

**Bereich e):** Es verbleibt der Zwischenbereich, um den Tragflügel im Bereich der Fluggeschwindigkeiten von 18,5 bis 21 m/s von  $25^\circ$  auf unter  $12^\circ$  abzusenken. Dabei treten Trimm-Steuervektoren auf, in denen der Tragflügel mit Kippwinkeln im Bereich des Strömungsabrisses angestellt ist ( $\sigma_{\text{fl}} \approx 15^\circ$  bis  $25^\circ$ ). Wenn der Tragflügel einen Kippwinkel des erwarteten Strömungsabrisses einnimmt, ist nach den Überlegungen aus Abschnitt 3.2.2 ein hoher Schub der Hauptantriebe wünschenswert. Ein hoher Schub kann die Strömung in den überströmten Bereich zu kleineren Anstellwinkeln umlenken. Daher sollten Trimm-Steuervektoren mit sehr kleinem Hauptschub in diesem Bereich vermieden werden. Für Fluggeschwindigkeiten dieses Bereichs bedeutet allerdings ein hoher Schub der Hauptantriebe

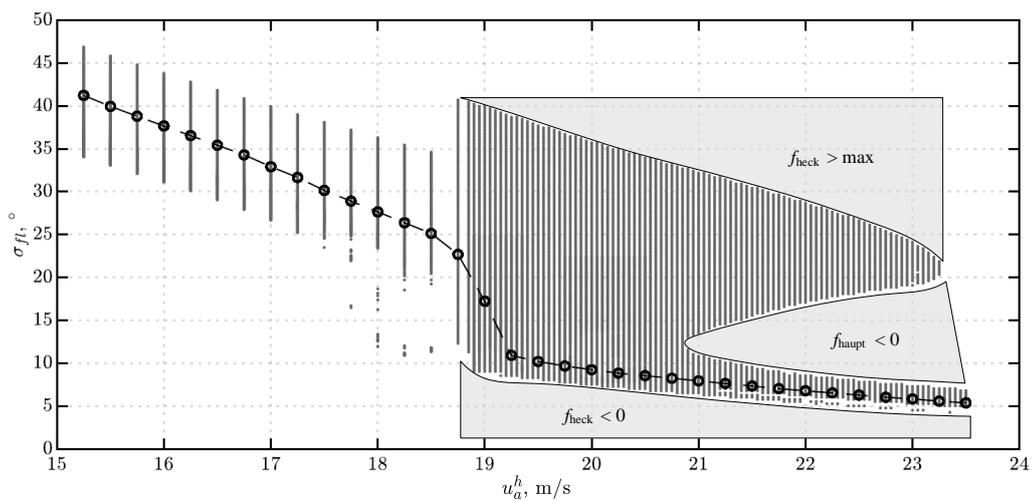


Abbildung 4.7: Bereich möglicher Kippwinkel des Tragflügels für die Fluggeschwindigkeiten von 15,5 bis 23,5 m/s

be einen großen Kippwinkel des Höhenleitwerks. Als Kompromiss zwischen aerodynamisch akzeptablen Kippwinkeln des Höhenleitwerks und nicht zu geringen Schüben der Hauptantriebe, ist der Kippwinkel des Höhenleitwerks, wie zuvor erwähnt, im Bereich d) für Fluggeschwindigkeiten von 15 bis 19 m/s vergrößert worden. Damit kann ermöglicht werden, dass der Schub der Hauptantriebe im Bereich hoher Fluggeschwindigkeiten von 19 bis 22 m/s stets größer als  $f_{\text{haupt}} > 12 \text{ N}$  verbleiben kann. Der Abwind der Propeller lenkt damit Strömung des Tragflügels um, sodass ein Strömungsabriss in den überströmten Bereichen verhindert wird.

In Abbildung 4.8 sind die diskreten möglichen Trimm-Steuervektoren einer Fluggeschwindigkeit als Linie zusammengefasst und für die beiden Steuergrößen Kippwinkel des Tragflügels und Schub der Hauptantriebe dargestellt. Für Fluggeschwindigkeiten des abgebildeten Bereichs weisen die einzelnen Linien einen Verlauf mit einem Minimum bezüglich des Hauptschubs auf. Somit ist es möglich, eine Fluggeschwindigkeit mit zwei verschiedenen Kippwinkeln bei identischem Hauptschub stationär zu erfliegen. Bei einer Beschleunigung vom Schwebeflug in den Flächenflug werden die betrachteten, diskreten Flugzustände nacheinander erflogen. Ein streng monotoner Geschwindigkeitsverlauf erfordert, dass jeder der Flugzustände in aufsteigender Reihenfolge dabei nur einmal auftritt. Die Interaktion mit einem Bahnregler ist mit einem streng monotonen Geschwindigkeitsverlauf erleichtert, daher wird ein solcher Verlauf des Trimm-Steuervektors präferiert. Der Verlauf der Linien eines Flugzustandes zeigt, dass zu Erfüllung dieser Forderung in diesem Bereich große Gradienten des Kippwinkels zwischen zwei Arbeitspunkten nicht zu vermeiden sind.

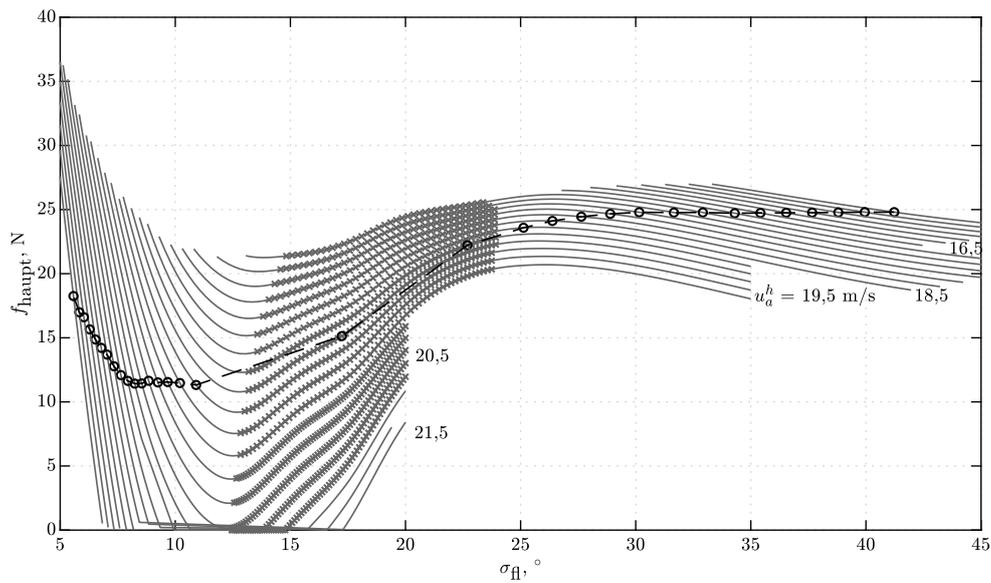


Abbildung 4.8: Mögliche Trimmwerte der Steuergrößen  $\sigma_{fl}$  und  $f_{haupt}$  für die Fluggeschwindigkeiten von 15,5 bis 23,5 m/s, Betrachtung der Umkehr der Steuerwirksamkeit des Tragflügelkippwinkels

Bei den betrachteten Anstellwinkeln und geringem Hauptschub besteht die Gefahr, dass die Strömung am Tragflügel im Ganzen abreißt, damit ist der erzeugte Auftrieb sensitiv gegenüber Störungen. Zusätzlich kann es zu einer Auftriebsverringerung bei einer Anstellwinkelerhöhung kommen, wie in Abschnitt 3.3.2.2 dargestellt. Dieser Effekt durch den Strömungsabriss wird von der Modellbildung nur begrenzt abgebildet. In Abbildung 4.8 sind von den möglichen Trimm-Steuervektoren diejenigen durch ein Kreuz ( $\times$ ) markiert, für die sich die Wirkungsrichtung einer Variation des Tragflügelkippwinkels umkehrt. Für diese Trimm-Steuervektoren verursacht eine Vergrößerung des Tragflügelkippwinkels eine Auftriebsreduktion. Auch ein höherer Schub der Hauptantriebe kann diesen Effekt nicht verhindern, der Verlauf der Trimm-Steuervektoren muss somit zwangsläufig diesen Bereich schneiden. Ziel der Auswahl der Stützstellen ist es somit zum einen, die Gradienten der Steuergrößen so gering wie möglich zu halten, während zum anderen möglichst wenige Arbeitspunkte in diesem Bereich liegen. Somit wird bei einer konstanten Beschleunigung des Fluggerätes der Effekt des Vorzeichenwechsels der Wirkungsrichtung auf einen begrenzten Zeitraum reduziert. Zwischen den Stützstellen der vorgestellten Bereiche sind Trimm-Steuervektoren mit minimalem Gradienten für die übrigen Fluggeschwindigkeiten ausgewählt worden.

### 4.2.3 Erweiterung für stationäre Vertikalgeschwindigkeiten

Neben der bisher diskutierten horizontalen Fluggeschwindigkeit wird ein Flugzustand zusätzlich durch die Vertikalgeschwindigkeit charakterisiert. Für die Vertikalgeschwindigkeiten des Flugbereichs sind mögliche Trimm-Steuervektoren identisch zu denen des Horizontalflugs gesucht worden. In Abbildung 4.9 sind die möglichen Trimm-Steuervektoren für drei verschiedene Vertikalgeschwindigkeiten ( $w_a^h = [-1, 0, +1]$  m/s) für drei Steuergrößen aufgetragen. Dabei ergeben die möglichen Trimm-Steuervektoren einer Vertikalgeschwindigkeit in dem abgebildeten Raum der drei Steuergrößen eine Fläche. Für Fluggeschwindigkeiten bis 18 m/s wird diese Fläche abhängig von der Vertikalgeschwindigkeit annähernd parallel bezüglich anderer Schübe der Hauptantriebe verschoben. Ähnliches gilt für hohe Fluggeschwindigkeiten ab 22 m/s, bei denen eine Vertikalgeschwindigkeit zu einer Parallelverschiebung der Fläche zu anderen Kippwinkeln des Tragflügels führt. In diesen Bereichen sind die Trimm-Steuervektoren als Projektion mit möglichst kleiner Abweichung zum Horizontalflug in diesen parallelverschobenen Flächen gesucht worden. Der Bereich der dazwischenliegenden Fluggeschwindigkeiten zeigt keine solche Verschiebung, weshalb analog zu dem zuvor beschriebenen Vorgehen geeignete Trimm-Steuervektoren als Stützstellen aus aerodynamischen Überlegungen ausgewählt wurden.

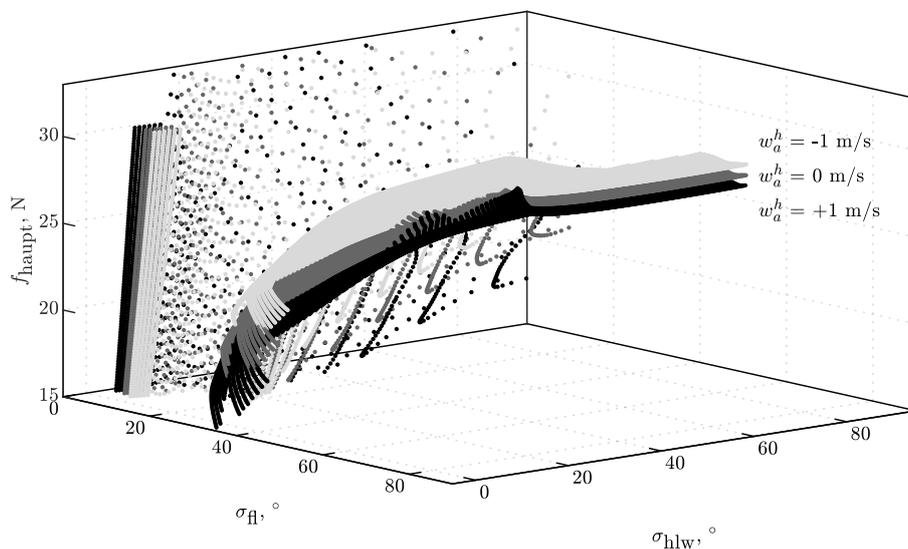


Abbildung 4.9: Menge möglicher Trimm-Steuervektoren für die Vertikalgeschwindigkeiten ( $w_a^h = [-1, 0, +1]$  m/s), für die drei Trimm-Steuergößen  $f_{\text{haupt}}$ ,  $\sigma_{\text{haupt}}$  und  $\sigma_{\text{heck}}$

Um im Flächenflug eine widerstandsreduzierte Anströmung des Rumpfes von vorne zu ermöglichen, sollen Vertikalgeschwindigkeiten nicht durch ein Kippen des Tragflügels, sondern durch ein Kippen des gesamten Fluggerätes um den Nicklagewinkel  $\theta_c$  eingenommen

werden. Die Vorgabe des Nicklagewinkels erfolgt analog zur Zustandsvorgabe der translatorischen Beschleunigungssteuerung aus Abschnitt 3.3.3.5. Für Fluggeschwindigkeiten ab 20 m/s wird die Nebenbedingung  $\theta_c = 0^\circ$  aufgegeben, während die Steuergröße  $\sigma_{\text{fl}}$  mit einer Nebenbedingung belegt wird. Damit wird der Kippwinkel des Tragflügels für alle Vertikalgeschwindigkeiten konstant auf dem jeweiligen Wert des Horizontalflugs gehalten. Für diese Fluggeschwindigkeiten wird ein Arbeitspunkt gesucht, sodass die übrigen Trimm-Steuergrößen vom Horizontalflug möglichst wenig variiert werden müssen. Somit können Änderungen der Vertikalgeschwindigkeit im Flächenflug mit geringsten Konfigurationsänderungen umgesetzt werden. Im Anhang B sind die ausgewählten Verläufe der Trimm-Steuergrößen für den gesamten Flugbereich dargestellt.

#### 4.2.4 Bewertung des ausgewählten Trimm-Steuervektors

Der Verlauf der Trimm-Steuervektoren ist primär anhand eines geringen Gradienten der Steuergröße zwischen zwei Arbeitspunkten unter Berücksichtigung der Aerodynamik des Tragflügels ausgewählt worden. Dabei wurden die Schübe der Hauptantriebe berücksichtigt, um eine ausreichende Überströmung der dahinterliegenden Flächen zu garantieren. Das sich aus den Trimm-Steuervektoren ergebende Systemverhalten jedes Arbeitspunktes wird im Folgenden auf Basis des linearen Systemmodells in Zustandsraumdarstellung analysiert.

##### 4.2.4.1 Betrachtung der Polstellen

Zunächst wird die Verteilung der Pole der Übertragungsfunktion des Beispielfluggerätes vorgestellt und mit der Literatur verglichen. Anschließend erfolgt eine Diskussion des Systemverhaltens anhand der Einträge der Zustandsmatrix  $\mathbf{A}$ . Abbildung 4.10 zeigt die Verteilung der Polstellen der Übertragungsfunktion des Beispielfluggerätes im Schwebeflug und im horizontalen Flächenflug bei  $u_a^h = 25 \text{ m/s}$ .

Im Schwebeflug zeigt sich eine Verteilung der Polstellen, welche vergleichbar mit der Verteilung der Polstellen eines Hubschraubers ist (vgl. [48]). Dabei ist die schwingungsfähige Eigenbewegungsform der Seitenbewegung instabil, diese wird in [48] als Taumelschwingung bezeichnet. Im Flächenflug dagegen sind größere Abweichungen zu der Verteilung der Polstellen einer klassischen Drachenflügel-Konfiguration zu erkennen (vgl. [16]). Die Längsbewegung weist zwei aperiodisch-stabile und zwei aperiodisch-instabile Pole auf. Die Eigenbewegungsform mit dem größten positiven Realteil weist eine Verdopplungszeit von  $T_d = 0,22 \text{ s}$  auf. Die Seitenbewegung ist durch eine stabile Taumelschwingung, eine stabile aperiodische Rollbewegung und eine leicht instabile Spiralbewegung gekennzeichnet.

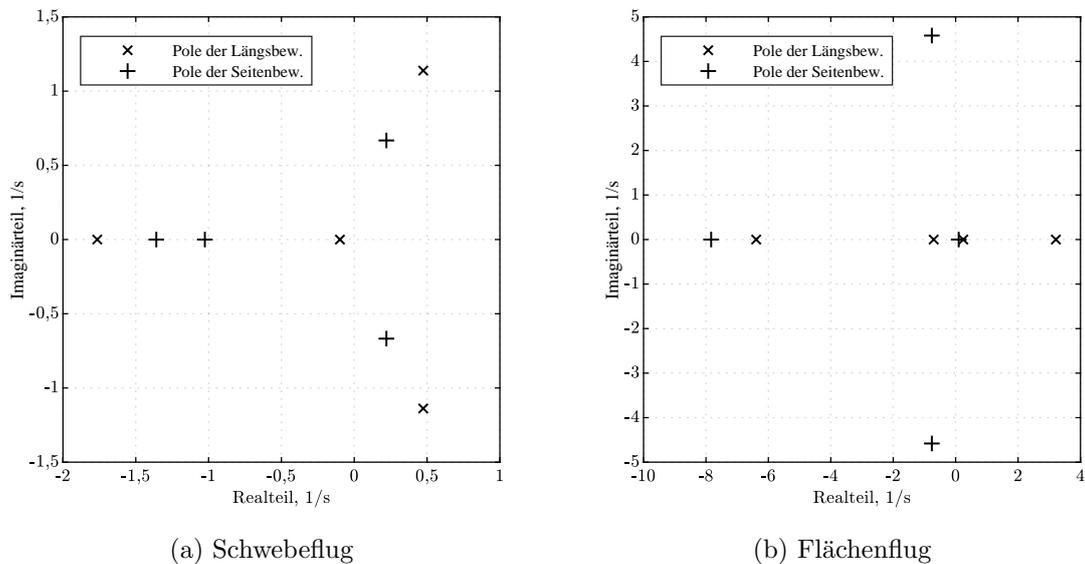


Abbildung 4.10: Verteilung der Polstellen des Beispielfluggerätes im Schwebeflug und Flächenflug

Damit entsprechen die Eigenbewegungsformen der Seitenbewegung denen eines klassischen Flächenflugzeugs, wie es beispielsweise in [16] vorgestellt wird.

In der Literatur finden sich Stabilitätsbetrachtungen anhand der Polverteilung für verschiedene Kippflügel-Konfigurationen. Ein Kippflügel-Fluggerät in klassischer Konfiguration weist in [36] in den auftriebsgetragenen Flugzuständen ausschließlich stabile Eigenbewegungsformen mit zwei schwingungsfähigen Bewegungsformen auf. In [23] wird ein Tandem-Kippflügel-Fluggerät betrachtet, welches eine Polverteilung mit Verdopplungszeiten in der gleichen Größenordnung wie das hier betrachtete Beispielfluggerät aufweist. Ein anderes Tandem-Kippflügel-Fluggerät mit einer ebenfalls instabilen Längsbewegung im Flächenflug, allerdings mit geringeren Verdopplungszeiten, wird in [31] vorgestellt.

#### 4.2.4.2 Analyse der Eigenbewegung

Im Folgenden wird das Systemverhalten des Fluggerätes in den verschiedenen Arbeitspunkten des Flugbereichs anhand der Verläufe der relevanten Einträge der Zustandsmatrix diskutiert werden. Es werden im Folgenden die Wirkungen auf die Drehbeschleunigungen analysiert, die Horizontal-, Seiten- und Vertikalgeschwindigkeit sind jeweils für den gesamten Flugbereich gedämpft. Die Vertikalgeschwindigkeiten sind in den folgenden Abbildungen jeweils als Schar aufgetragen, zeigen allerdings für alle folgenden Abbildungen keine erwähnenswerten Abweichungen vom Horizontalflug. Die Trimm-Steuervektoren der hohen Fluggeschwindigkeiten mit und ohne Schub der Hauptantriebe ergeben lediglich

minimale Unterschiede in der Zustandsmatrix, sodass ausschließlich die Arbeitspunkte mit angeschaltetem Hauptschub diskutiert werden.

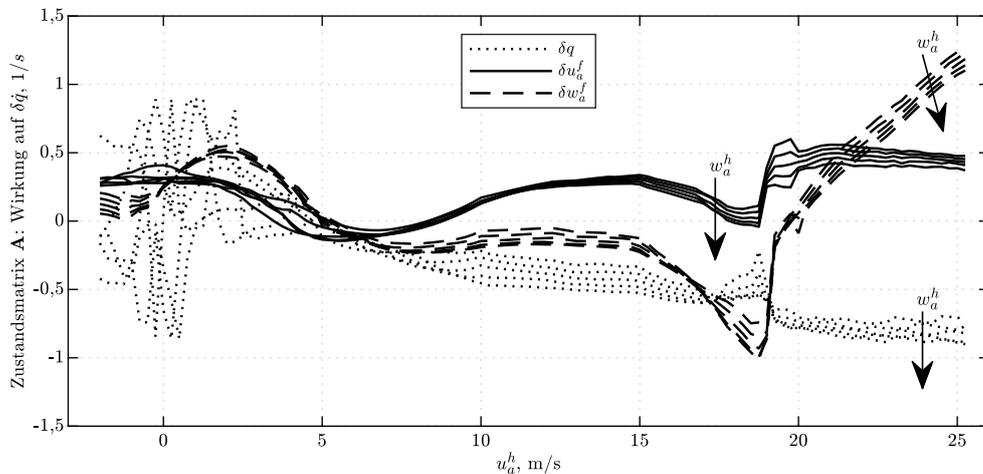


Abbildung 4.11: Wirkungen der Zustandsgrößen der Längsbewegung  $\delta q$ ,  $\delta u_a^f$ ,  $\delta w_a^f$  auf die Nickbeschleunigung  $\delta \dot{q}$  der linearisierten Zustandsmatrix für Vertikalgeschwindigkeiten  $\pm 1$ ,  $\pm 0,5$  und  $0$  m/s

Abbildung 4.11 zeigt die Wirkungen der Zustandsgrößen der Längsbewegung ( $\delta q$ ,  $\delta u_a^f$ ,  $\delta w_a^f$ ) auf die Nickbeschleunigung  $\delta \dot{q}$  der linearisierten Zustandsmatrix im betrachteten Flugbereich. Die Wirkung der Nickrate  $q$  auf die Nickbeschleunigung  $\delta \dot{q}$  zeigt im Bereich der Fluggeschwindigkeiten von  $-2$  bis  $+2$  m/s Fluggeräte-untypische Auffälligkeiten. Für alle Vertikalgeschwindigkeiten sind in diesem Bereich Vorzeichenwechsel der Dämpfung zu verzeichnen, welche auf Fehler der Modellbildung zurückgeführt werden können. Kleine Änderungen der Anströmsituation durch eine Nickgeschwindigkeit führen zu großen Anstellwinkeländerungen am Höhenleitwerk bei gleichzeitiger Änderung der Anströmrichtung des Heckantriebs. Die sich daraus ergebenden Änderungen der Kräfte und Momente verursachen durch die Linearisierung den Vorzeichenwechsel der Dämpfung. Diese Fehler sind allerdings beim Reglerentwurf nicht dominant und zeigen keinen Einfluss auf die Reglerverstärkungen in diesem Flugbereich. Die Effekte konnten auch im Flugversuch nicht nachgestellt werden, aus diesem Grund sind diese Modellungenauigkeiten für den Reglerentwurf toleriert und nicht weitergehend betrachtet worden. Für höhere Fluggeschwindigkeiten ist die Nickbewegung stets gedämpft, wobei die Dämpfung mit der Fluggeschwindigkeit ansteigt. Im Bereich von Fluggeschwindigkeiten von  $17$  bis  $19$  m/s – in Abbildung 4.4 der Bereich e) – ist für alle Vertikalgeschwindigkeiten eine Verringerung der Dämpfung durch die Änderung der Wirkungsrichtung einer Anstellwinkeländerung zu erkennen.

Im Bereich kleiner Fluggeschwindigkeiten resultiert eine positive Nickbeschleunigung aus einer positiven Vertikalgeschwindigkeit, ab einer Fluggeschwindigkeit von 5 m/s resultiert dagegen daraus eine negative Nickbeschleunigung. Mit der Reduktion des Tragflügelkippwinkels bei 19 m/s erfolgt erneut ein Vorzeichenwechsel, sodass eine Anstellwinkelvergrößerung durch eine positive Vertikalgeschwindigkeit eine positive Nickbeschleunigung und damit ein instabiles Verhalten zur Folge hat. Durch die Lage von Tragflügel und Schwerpunkt hat eine Erhöhung der Fluggeschwindigkeit ab 6 m/s stets eine positive Nickbeschleunigung zur Folge, dieser Effekt verstärkt sich mit dem Absenken des Tragflügels bei 19 m/s.

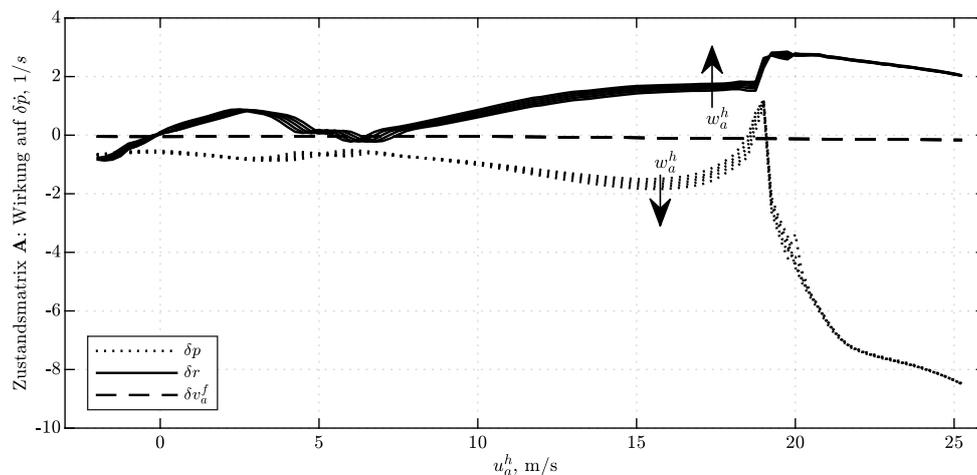


Abbildung 4.12: Wirkungen der Zustandsgrößen der Seitenbewegung  $\delta p, \delta r, \delta v_a^f$  auf die Rollbeschleunigung  $\delta\dot{p}$  der linearisierten Zustandsmatrix für Vertikalgeschwindigkeiten  $\pm 1, \pm 0,5$  und  $0$  m/s

Abbildung 4.12 zeigt die Wirkungen der Zustandsgrößen der Seitenbewegung ( $\delta p, \delta r, \delta v_a^f$ ) auf die Rollbeschleunigung  $\delta\dot{p}$ . Ähnlich zu einem klassischen Flächenflugzeug erzeugt eine positive Gierrate ab einer Fluggeschwindigkeit von 8 m/s stets eine positive Rollbeschleunigung. Die Rolldämpfung ist bei hohen Fluggeschwindigkeiten durch die hohe Streckung groß, wird aber im Bereich von 19 m/s negativ. In diesem Bereich hat der partielle Strömungsabriss die zuvor beschriebene Umkehr der Wirkung einer Anstellwinkeländerung am Tragflügel zur Folge, woraus die negative Rolldämpfung resultiert. Im gesamten Flugbereich ergibt sich durch eine kleine negative Rollbeschleunigung bei positiver Seitengeschwindigkeit ein negatives Schieberollmoment.

In Abbildung 4.13 sind die Wirkungen der Zustandsgrößen der Seitenbewegung ( $\delta p, \delta r, \delta v_a^f$ ) auf die Gierbeschleunigung  $\delta\dot{r}$  gezeigt. Die Gierbeschleunigung durch eine Seitengeschwindigkeit ist im Schwebeflug sehr gering, steigt aber für größere Fluggeschwindigkeiten an. Das Fluggerät weist also mit zunehmender Fluggeschwindigkeit eine größere statische

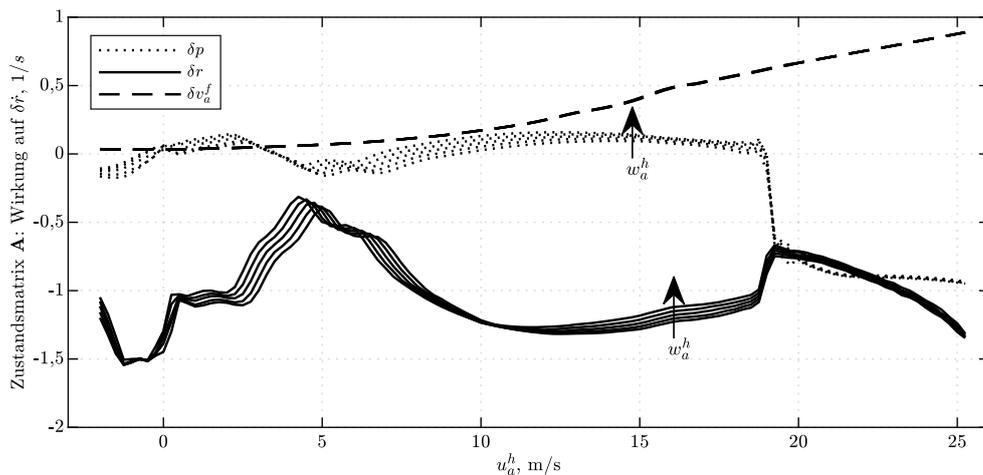


Abbildung 4.13: Wirkungen der Zustandsgrößen der Seitenbewegung  $\delta p$ ,  $\delta r$ ,  $\delta v_a^f$  auf die Gierbeschleunigung  $\delta \dot{r}$  der linearisierten Zustandsmatrix für Vertikalgeschwindigkeiten  $\pm 1$ ,  $\pm 0,5$  und  $0$  m/s

Richtungsstabilität auf, da der Staudruck quadratisch und der Anstellwinkel nur linear in die rückstellende Kraft eingeht. Die Gierbewegung ist aufgrund einer negativen Gierbeschleunigung durch eine positive Giergeschwindigkeit im gesamten Flugbereich gedämpft. Auffällig ist dabei eine Reduktion der Dämpfung im Bereich von Fluggeschwindigkeiten von 3 bis 5 m/s mit anschließender Vergrößerung. Die Verläufe der Trimm-Steuergrößen weisen in diesem Bereich nur minimale Gradienten und ausschließlich monotone Verläufe auf. Obwohl bei klassischen Flugzeugen das Seitenleitwerk den Haupteinfluss der Gierdämpfung darstellt, trägt der Tragflügel bei einem Kippwinkel von  $\sigma_{\text{fl}} \approx 72^\circ$  in diesem Bereich für Kippflügel-Fluggeräte signifikant zur Gierdämpfung bei. Die Veränderung der Anströmung der beiden Tragflügelhälften durch eine Giergeschwindigkeit verschiebt den Anstellwinkel in dem überströmten Bereich einer der Tragflügelhälften in den Bereich des Strömungsabrisses. Dadurch verringert sich der Auftrieb der schneller angeströmten Tragflügelhälfte, und die Gierdämpfung wird reduziert. Dieses Phänomen basiert allerdings auf Effekten, welche nach Abschnitt 2.2.3 in der Modellbildung mit großen Unsicherheiten belegt sind. Da sich dieses Phänomen allerdings weder im Reglerentwurf noch im Flugversuch negativ ausgewirkt hat, ist die modellierte Reduktion der Dämpfung toleriert worden. Im Bereich e) (der Abbildung 4.4) bei einer Fluggeschwindigkeit von 19 m/s, der die starke Änderung des Tragflügelkippwinkels aufweist, ist ebenfalls eine deutliche Reduktion der Gierdämpfung zu erkennen, welche auch mit einem partiellen Strömungsabriss des Tragflügels zusammenhängt.

Die Kopplungseinträge des Trägheitstensors – die Deviationsmomente – sind bei dem betrachteten Fluggerät nicht vernachlässigbar. Bei der Betrachtung der Gier-Roll-Kopplung müssen daher neben den offensichtlichen Giermomenten durch die Rollgeschwindigkeit zusätzlich auch Rollmomente betrachtet werden. Die durch eine Rollgeschwindigkeit entstehende Gierbeschleunigung ist für Fluggeschwindigkeiten bis 19 m/s teilweise positiv und teilweise negativ, da der Tragflügel bei Kippwinkeln  $\sigma_{\text{fl}} > 25^\circ$  bei einer Rollgeschwindigkeit nur vernachlässigbaren zusätzlichen Widerstand induziert. Mit der Reduktion des Tragflügelkippwinkels – im Bereich e) – unter  $\sigma_{\text{fl}} = 11^\circ$  ändert sich der Verlauf der Gierbeschleunigung deutlich. Die erzeugten Giermomente sind wie bei klassischen Flugzeugen positiv, werden allerdings durch die große zuvor beschriebene negative Rolldämpfung – also negative Rollmomente überlagert – sodass ab 19 m/s eine negative Gierbeschleunigung durch positive Rollgeschwindigkeit erzeugt wird.

#### 4.2.4.3 Auswirkungen auf den Flugzustandsregler

Das Eigenverhalten des Fluggerätes ist in weiten Teilen des Flugbereichs instabil. In Teilen der schubgetragenen Flugzustände sind sowohl die Gier-Roll-Kopplung als auch die Roll-Gier-Kopplung instabil. Das Systemverhalten weist in der Seitenbewegung allerdings nur kleine negative Dämpfungen auf. Im Bereich des partiellen Strömungsabrisses ist eine Stabilisierung der Rollbewegung nötig, zusätzlich verringern die Nickbewegung und die Gierbewegung in diesen Flugzuständen ihre Dämpfung. Im Flächenflug ist primär die Nickbewegung durch Anstellwinkeländerung, welche eine große negative Dämpfung aufweist, zu stabilisieren.

Die instabile Eigenbewegungsform der Längsbewegung mit einer Verdopplungszeit von  $T_d = 0,22\text{s}$  stellt nach dem Denkmodell aus Abschnitt 2.1.3 die größte Anforderung an die Stabilisierung durch den Flugzustandsregler. Diese Eigenbewegungsform wird daher bei der Einordnung der Steuergrößenzuordnung zur Stabilisierbarkeit betrachtet. Die im folgenden Abschnitt 4.3 vorgestellte Steuergrößenzuordnung beeinflusst durch das Ein- und Ausblenden einzelner Steuergrößen die Möglichkeit der Stabilisierung und modifiziert damit die erzeugbaren Beschleunigungen. Eine Bewertung des ausgewählten Trimm-Steuervektors bezüglich der Steuerreserven und der Möglichkeit der Stabilisierung des Fluggerätes im gesamten Flugbereich kann daher erst unter Berücksichtigung der Steuergrößenzuordnung erfolgen. Eine abschließende Einordnung der ausgewählten Trimm-Steuervektoren erfolgt daher durch Simulationen mit dem nichtlinearen Streckenmodell und anhand von Flugversuchen im Abschnitt 4.4.

### 4.3 Zuordnung der Steuergrößen

Im vorherigen Kapitel hat sich gezeigt, dass lediglich minimale Unterschiede des Systemverhaltens bei den verschiedenen Vertikalgeschwindigkeiten zu verzeichnen waren. Daher wird nun im Folgenden ausschließlich die Steuergrößenzuordnung, basierend auf den Trimm-Steuervektoren für den Horizontalflug, diskutiert. Die vorgestellte Zuordnung wird identisch für alle Vertikalgeschwindigkeiten verwendet.

#### 4.3.1 Symmetrische Steuerreserve

Dem in Abschnitt 3.3.3 vorgestellten Vorgehen folgend, werden für das Beispielfluggerät in jedem Arbeitspunkt geeignete Steuergrößen zur Erzeugung von Beschleunigungen ausgewählt. Dabei ist zunächst die symmetrische Steuerreserve der einzelnen Steuergrößen in jedem Arbeitspunkt zu bestimmen, diese ist für die Trimm-Steuergrößen abhängig von den Trimm-Ausschlägen reduziert. Der Kippwinkel des Tragflügels nimmt sowohl im Schwebeflug als auch im Flächenflug Trimmwerte nah an den Steuergrößenbegrenzungen ein. Im Schwebeflug verbleibt allerdings eine kleine Steuerreserve, welche durch das Neigen der Schubvektoren eine große Wirksamkeit aufweist. Im Flächenflug erlaubt die Zustandsvorgabe des Nicklagewinkels eine Beschleunigung in vertikaler Richtung, auch wenn der Tragflügel nur eine minimale Reserve aufweist. Die Antriebe weisen im gesamten Flugbereich ca. 20% symmetrische Reserve bei dem jeweiligen Trimm-Schub auf.

Aus steuerstrategischen Überlegungen wird die symmetrische Steuerreserve teilweise weiter reduziert, dabei wird zwischen der Steuergrößenzuordnung für den Lageregler und der für die translatorische Beschleunigungsteuerung unterschieden. Abbildung 4.14 zeigt die Verläufe der symmetrischen Reserve der Steuergrößen unter künstlicher Reduktion der Reserve für die Steuergrößenzuordnung des Lagereglers. Der Tragflügel soll nicht zur Regelung der Lage verwendet werden, da nur eine geringe Wirksamkeit zur Erzeugung von Nickmomenten besteht. Daher ist die Steuerreserve des Tragflügelkippwinkels künstlich im gesamten Flugbereich zu Null reduziert worden. Die Querruder  $\xi$  und das Seitenrudder  $\zeta$  werden nicht zum Trimmen verwendet, weswegen sie mit der vollen Reserve der Lageregelung zur Verfügung stehen.

Im Schwebeflug können Nickmomente mit dem Schub des Heckantriebs erzeugt werden, zusätzlich besteht die Möglichkeit die Richtung des Schubvektors durch ein Kippen des Höhenleitwerks zu variieren. Das Höhenrudder bedarf durch die fehlende freie Anströmung große Ausschläge für eine Wirkung, daher wird die Steuerreserve des Höhenruders erst ab einer Fluggeschwindigkeit von 3 m/s künstlich eingeblendet. Die Steuerreserve der Hauptantriebe wird ab einer Fluggeschwindigkeit von 20 m/s künstlich ausgeblendet,

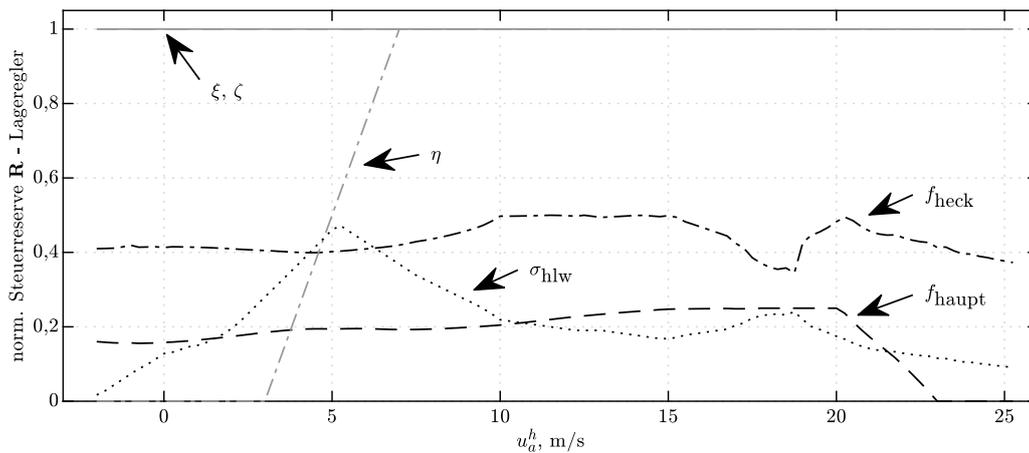


Abbildung 4.14: Symmetrischen Reserve der Steuergrößen unter künstlichem Ein- und Ausblenden für die Steuergrößenzuordnung des Lageregler

da die Antriebe im Flächenflug – aus zuvor genannten Gründen – abgeschaltet und die Propeller angelegt werden. Bis zu dieser Fluggeschwindigkeit können die Hauptantriebe sowohl kollektiven als auch differentiellen Schub erzeugen.

Abbildung 4.15 zeigt die Verläufe der symmetrischen Reserve der Steuergrößen unter künstlichem Ein- und Ausblenden für die Steuergrößenzuordnung der Beschleunigungssteuerung. Nach Abschnitt 3.3.3 wird ausschließlich die longitudinale Beschleunigungssteuerung betrachtet, da laterale Beschleunigungen durch das Neigen des Auftriebsvektors um den Hängewinkel  $\phi_c$  erzeugt werden. Die Nutzung des Seitenruders und ein differentieller Querruderausschlag werden durch eine künstliche Reduktion der Steuerreserve zu Null verhindert.

In dem Geschwindigkeitsbereich von 18 bis 20 m/s befindet sich der Tragflügel im partiellen Strömungsabriss, wodurch die Wirkungsrichtung einer Kippwinkeländerung teilweise einen Vorzeichenwechsel aufweist. Daher sollen vertikale Beschleunigungen in diesem Bereich nicht durch eine Veränderung des Anstellwinkels des Tragflügels erzeugt werden. Der Tragflügelkippwinkel wird somit als Steuergröße durch eine künstliche Reduktion der Steuerreserve ab einer Fluggeschwindigkeit von 15 m/s ausgeblendet. Auch der Nicklagewinkel soll in diesem Bereich nicht verwendet werden, weshalb die Möglichkeit einer Zustandsvorgabe erst ab einer Fluggeschwindigkeit von 20 m/s eingeblendet wird. Zur Beschleunigungssteuerung sollen Nicklagewinkel von maximal  $\theta_c = \pm 10^\circ$  vorgegeben werden, was somit dem maximalen Wert der Zustandsvorgabe entspricht.

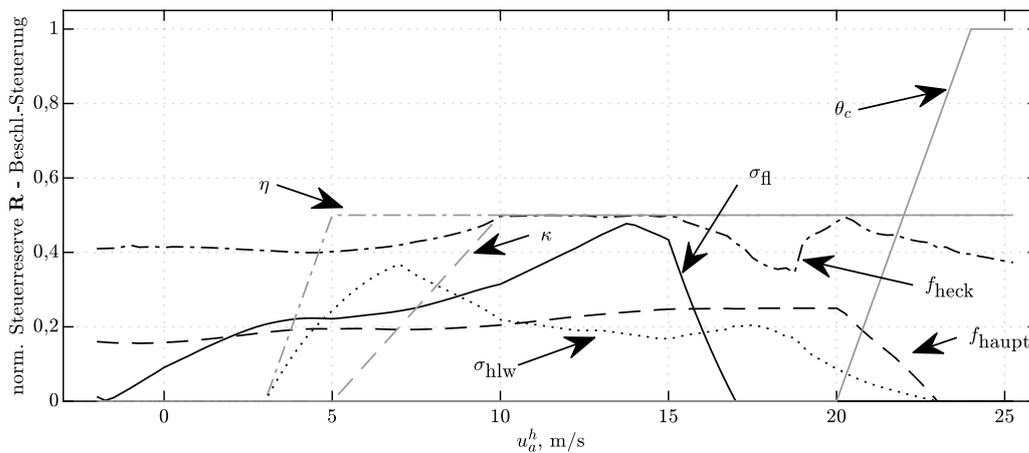


Abbildung 4.15: Symmetrischen Reserve der Steuergrößen unter künstlichem Ein- und Ausblenden für die Steuergrößenzuordnung der translatorischen Beschleunigungssteuerung

In den Arbeitspunkten des partiellen Strömungsabrisses des Tragflügels stellen weder die Hauptantriebe noch der Heckantrieb durch den jeweiligen Trimm-Kippwinkel eine wirksame Steuergröße zur Erzeugung vertikaler Beschleunigungen dar. Um in diesem Flugbereich dennoch beschleunigen zu können und zumindest die Vorgaben des Höhenratenreglers umsetzen zu können, ist eine zusätzliche Steuergröße eingeführt worden. Die Querruder können kollektiv ausgeschlagen werden und werden damit als Auftriebsklappen  $\kappa$  eingesetzt. In Abschnitt 3.2.5 ist die geringe Wirksamkeit von Wölbklappen im Schwebeflug diskutiert worden. Daher wird ein kollektiver Querruderausschlag erst ab einer Fluggeschwindigkeit von 5 m/s durch die künstliche Erhöhung der Steuerreserve eingeblendet. Um die Erzeugung von Steuerbeschleunigungen durch den Lageregler gegenüber der Beschleunigungssteuerung zu präferieren, werden die Steuerreserven des Höhenruders und des kollektiven Querruders künstlich auf 50% reduziert. Das garantiert keine Priorisierung des Lagereglers und verhindert die Nutzung durch die Beschleunigungssteuerung nicht, reduziert aber die Gewichtung der Ruder bei der Bildung der Pseudoinversen.

Aus der Eingangsmatrix, der statischen Übertragungsmatrix der Steuergrößen und der Steuerreserve kann nach Gleichung 3.12 für jeden Arbeitspunkt des Flugbereichs die Wirksamkeitsmatrix  $\mathbf{W}$  berechnet werden. Die Pseudoinverse  $\mathbf{U}$  der Wirksamkeitsmatrix ergibt nach Gleichung 3.14 für jeden Arbeitspunkt den optimalen Steuerausschlag zur kompensierten Erfüllung einer Beschleunigungsforderung.

### 4.3.2 Steuerausschläge für kompensierte Beschleunigungen

Als Ergebnis der Invertierung sollen die Steuerausschläge zur Erzeugung einer Einheitsbeschleunigung beispielhaft für die Nickbeschleunigung  $\nu_{\dot{q}}$  und eine Vertikalbeschleunigung  $\nu_{b_z}$  vorgestellt werden. Abbildung 4.16 zeigt die Ausschläge der Steuergrößen zur Erfüllung einer reinen Nickbeschleunigung für alle Horizontalfluggeschwindigkeiten. Im Schwebeflug wird der Anteil des Gesamtschubs von Heck- und Hauptantrieben variiert, dabei induzierte Kräfte in Richtung der  $x$ -Achse werden durch ein Kippen des Schubvektors mit dem Höhenleitwerk kompensiert. Für Fluggeschwindigkeiten im Bereich von 6 m/s hat der Heckantrieb eine geringe Wirksamkeit, da der Schubvektor auf  $\sigma_{\text{hlw}} \approx 45^\circ$  Trimm-Kippwinkel reduziert ist. In diesem Bereich werden Nickmomente durch ein Kippen des Schubvektors und des Höhenleitwerks erzeugt, die Hauptantriebe und das Höhenruder kompensieren dabei induzierte Störungen. Der hohe Gradient des Trimmwertes des Tragflügelkippwinkels bei einer Fluggeschwindigkeit von 19 m/s zeigt sich auch im Verlauf des Ergebnisses der Pseudoinversen. Da sich in diesem Bereich die Richtung der Schubvektoren der Hauptantriebe mit dem selben Gradienten verändert, tragen sie durch den Hebelarm in Richtung der  $z$ -Achse zum Momentenhaushalt bei und das Höhenruder muss nahezu sprunghaft weniger Nickmoment erzeugen. Ab der Fluggeschwindigkeit von 20 m/s wird die Kompen-

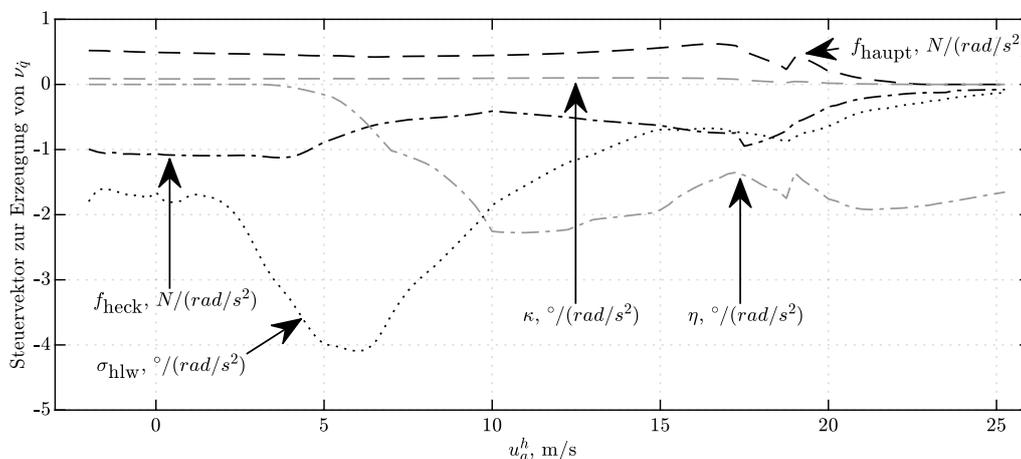


Abbildung 4.16: Steuerausschläge der Steuergrößenzuordnung des Lagereglers zur Erzeugung einer kompensierten Nickbeschleunigung  $\nu_{\dot{q}}$

sation von Störbeschleunigungen in vertikaler Richtung ausgeblendet. Damit wird der in Abschnitt 3.3.3.3 vorgestellte Konflikt der Steuerstrategie<sup>1</sup> der Nicklage verhindert. Im Flächenflug werden somit Nickmomente durch einen Ausschlag des Höhenruders erzeugt,

<sup>1</sup>Dieser besteht darin, dass die Kompensation der Kraft in  $z$ -Richtung eines Höhenruderausschlags zur Nicklageregelung zu einer Änderung der Zustandsvorgabe der Nicklage führen würde.

während eine minimale Variation des Heckschubs und des Höhenleitwerks ausschließlich die induzierten Kräfte in  $x$ -Richtung kompensieren.

Abbildung 4.17 zeigt Ausschläge der Steuergrößen zur Erzeugung einer vertikalen Beschleunigung für die verschiedenen Fluggeschwindigkeiten. Im Schwebeflug werden die Schübe von Haupt- und Heckantrieben in einem geeigneten Verhältnis variiert, während Störkräfte in Richtung der  $x$ -Achse durch ein Kippen des Tragflügels kompensiert werden. Bis zu einer Fluggeschwindigkeit von 15 m/s wird eine zunehmende Änderung des Kippwinkels des Tragflügels nötig. Da im Bereich von 17 bis 20 m/s weder der Tragflügel noch der Nicklagewinkel variiert werden dürfen, werden Vertikalbeschleunigungen primär durch einen kollektiven Querruderausschlag erzeugt. Dabei werden Störungen durch das Höhenruder, den Kippwinkel des Höhenleitwerks und den Heckschub kompensiert. Auffällig ist ein Vorzeichenwechsel des Heckschubs welcher in diesem Bereich primär die induzierten Nickmomente kompensiert. Bei der Erzeugung von Vertikalbeschleunigungen erzeugen die Querruder somit ein abnickendes Moment, während die Veränderung des Tragflügelkippwinkels und die Veränderung des Nicklagewinkels für eine identische Vertikalbeschleunigung ein aufnickendes Moment induzieren. Im Flächenflug wird eine Vertikalbeschleunigung primär durch den Nicklagewinkel erzeugt, während der Heckschub, das Höhenruder und ein kollektiver Querruderausschlag induzierte Störungen kompensieren.

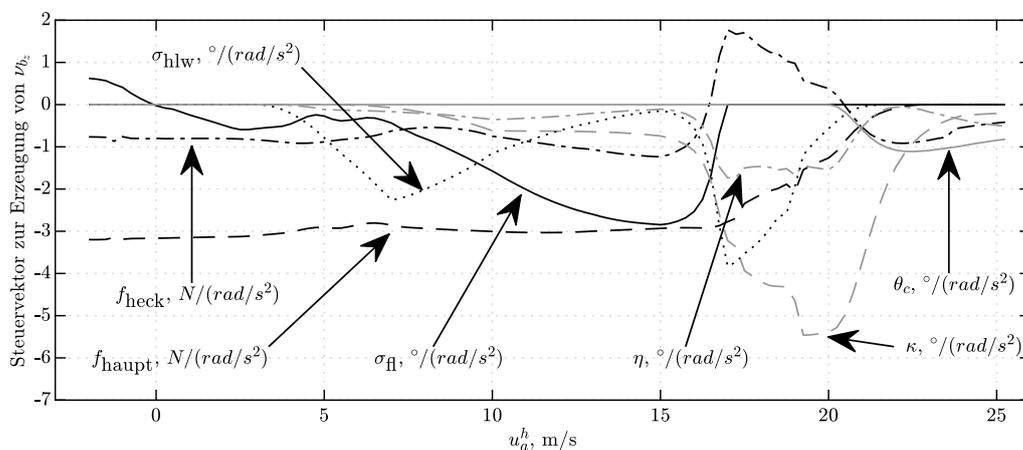


Abbildung 4.17: Steuerausschläge der Steuergrößen zur Erzeugung einer kompensierten translatorischen Beschleunigung  $\nu_{b_z}$

Im Anhang B sind die weiteren Ergebnisse zur Erzeugung einer Roll-, Gier und Horizontalbeschleunigung mit eindeutigen Verläufen der Steuergrößen dargestellt, welche hier nur kurz zusammengefasst werden sollen. Rollbeschleunigungen werden im Schwebeflug durch differentiellen Schub bei minimaler Kompensation durch die Querruder erzeugt. Mit

steigender Fluggeschwindigkeit und kleinerem Kippwinkel des Tragflügels werden zunehmend ausschließlich die Querruder eingesetzt, während induzierte Giermomente durch das Seitenruder kompensiert werden. Im Schwebeflug werden Gierbeschleunigungen durch einen Ausschlag der Querruder erzeugt, mit zunehmender Fluggeschwindigkeit zusätzlich durch differentiellen Schub der Hauptantriebe. Ab einer Fluggeschwindigkeit von 22 m/s können die Hauptantriebe nicht mehr verwendet werden und Gierbeschleunigungen werden ausschließlich durch das Seitenruder erzeugt.

Im Schwebeflug werden horizontale Beschleunigungen durch ein Kippen des Tragflügels erzeugt, während der Anteil der Vertikalkraft durch eine leichte Schubvariation der Hauptantriebe kompensiert wird. Im Flächenflug wird in horizontaler Richtung durch den Schub des Heckantriebs beschleunigt, das Höhenruder kompensiert dabei induzierte Nickmomente. Das Überblenden in den dazwischenliegenden Fluggeschwindigkeiten von Kippwinkel zu Heckschub wird in den Arbeitspunkten des partiellen Strömungsabrisses durch weitere Steuergrößen dominiert. Beispielsweise werden induzierte Vertikalkräfte durch einen kollektiven Querruderausschlag kompensiert, während Nickmomente durch ein Kippen von Höhenleitwerk und Variation des Heckschubs kompensiert werden.

### 4.3.3 Erzeugbare Beschleunigungen

Unter Berücksichtigung der Beschränkungen der Steuergrößen und der Änderung ihrer Wirksamkeit, variieren die erzeugbaren Beschleunigungen bezüglich der flugzeugfesten Achsen mit der Fluggeschwindigkeit. Um die Abweichungen zum Arbeitspunkt und damit dem Linearisierungspunkt gering zu halten, werden die translatorischen Beschleunigungen als Führungsgrößen des Flugzustandsreglers auf  $\nu_{\vec{g}} = \pm 2 \text{ m/s}^2$  beschränkt. Diese Beschleunigungen können im gesamten Flugbereich erfüllt werden, ohne dass eine Steuergröße saturiert.

Abbildung 4.18 zeigt die maximal erzeugbaren Roll- und Giermomente, berechnet mit dem nichtlinearen Regelstreckenmodell. Solange nur Momente bis zu diesem Maximalwert gesteuert werden, ist sichergestellt, dass keine der Steuergrößen saturiert. Somit können die Momente erzeugt werden, ohne dass Störbeschleunigungen induziert werden. Dabei werden die Achsen jeweils einzeln betrachtet, eine kombinierte Beschleunigung um beide Achsen erlaubt die Erzeugung größerer Momente, wie im Anhang B dargestellt. Durch die Betrachtung aller Kombinationen wird die Abbildung allerdings unübersichtlich, Abbildung 4.18 stellt somit die konservativ reduzierten, maximal erzeugbaren Momente dar.

Die maximalen Rollmomente variieren zwischen 7 Nm bei einer Fluggeschwindigkeit von 15 m/s und 19 Nm bei 8 m/s. Damit kann im gesamten Geschwindigkeitsbereich eine Roll-

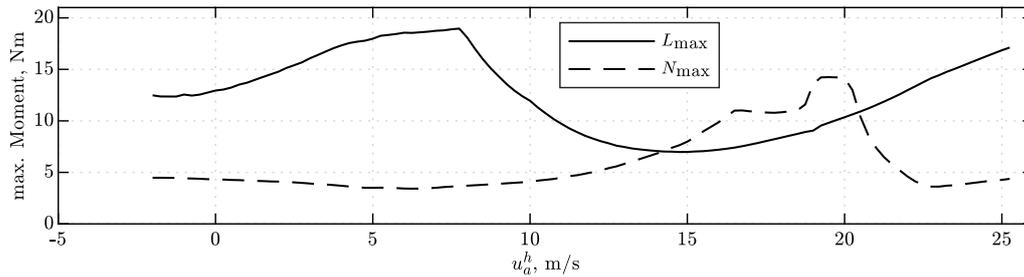


Abbildung 4.18: Maximal erzeugbare Roll- und Giermomente für die Horizontalfluggeschwindigkeiten des Flugbereichs

beschleunigung von mindestens  $\dot{p} = 12 \text{ rad/s}^2$  erzeugt werden. Die maximal erzeugbaren Giermomente variieren zwischen 3,5 Nm bei einer Fluggeschwindigkeit von 23 m/s und 13,5 Nm bei 19 m/s. Damit kann im Flächenflug eine Gierbeschleunigung von maximal  $\dot{r} = 2,8 \text{ rad/s}^2$  erzeugt werden. Das Maximum und das Minimum der erzeugbaren Giermomente liegen bei sehr ähnlichen Arbeitspunkten, zwischen denen sich das Systemverhalten stark ändert. Solange die Hauptantriebe zur Erzeugung von Giermomenten genutzt werden, ist eine große Steuerautorität sichergestellt, sobald das Seitenruder alleine zur Erzeugung von Giermomenten eingesetzt wird, nimmt die Steuerautorität ab. In kleinen Fluggeschwindigkeiten bis ca. 10 m/s sind Gierbeschleunigungen von nur  $\dot{r} \approx 3 \text{ rad/s}^2$  erzeugbar, da die Querruder bei diesen Fluggeschwindigkeiten primär vom Propellerabwind überströmt werden und damit eine geringe Wirksamkeit besitzen.

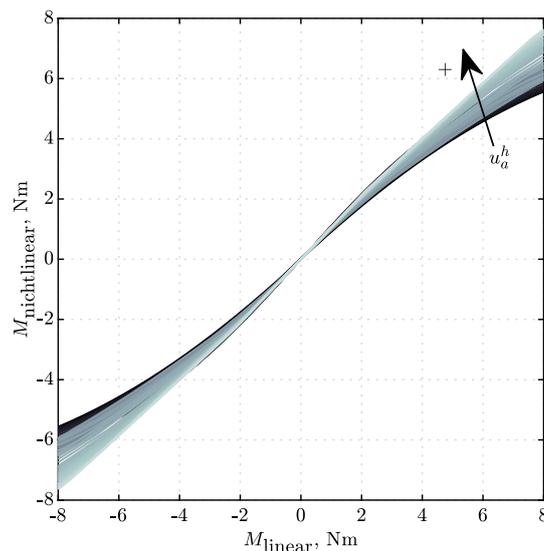


Abbildung 4.19: Vergleich der erzeugbaren Nickmomente auf Basis des nichtlinearen Modells und der auf Basis des linearen Modells berechneten Nickmomente

Das Fluggerät weist im gesamten Geschwindigkeitsbereich eine große Steuerautorität um die Nickachse auf, so kann nach dem linearen Zustandsmodell unter Berücksichtigung der Steuergrößenbegrenzungen stets ein Nickmoment von mindestens 8 Nm erzeugt werden. Dieses entspricht einer Nickbeschleunigung von  $\dot{q} \approx 10 \text{ rad/s}^2$ . Abbildung 4.19 zeigt die Momente, welche tatsächlich nach Berechnung mit der nichtlinearen Modellierung aus Kapitel 2.2 bei einem Steuergrößenausschlag erzeugt werden. Mit größerem Moment steigt die Abweichung von der linearen Annahme für einige Geschwindigkeiten. Bei der Erzeugung kleiner Nickmomente bis zu  $\pm 3 \text{ Nm}$  weist der Fehler der Linearisierung eine maximale Abweichung von  $< 10\%$  auf. Dieser Fehler steigt mit größerem geforderten Moment auf maximal  $30\%$  Abweichung bei einem linear berechneten Moment von 8 Nm. Ab einer Größe von ca. 5 Nm können die geforderten Momente nicht mehr in allen Flugzuständen erzeugt werden und das nichtlineare Modell ergibt stets kleinere Momente. Allerdings stellt auch ein minimal erzeugbares Nickmoment von 5 Nm eine minimale Nickbeschleunigung von  $\dot{q} = 6,2 \text{ rad/s}^2$  im gesamten Flugbereich sicher.

Die erzeugbaren Drehbeschleunigungen können mit Kippflügel-Fluggeräten ähnlicher Größenordnung aus der Literatur verglichen werden. So werden in [77],[74] und [18] die erzeugbaren Momente eines Kippflügel-Fluggerätes mit der halbe Spannweite und ca.  $1/4$  der Masse des Beispielfluggerätes vorgestellt. Das dabei betrachtete Fluggerät kann im gesamten Flugbereich minimal 1,6 Nm Rollmoment und 0,9 Nm Giermoment erzeugen. Unter Abschätzung des Trägheitstensors des Fluggerätes ergeben sich Drehbeschleunigungen von  $\dot{p} = 19,5 \text{ rad/s}^2$  und  $\dot{r} = 5,6 \text{ rad/s}^2$ . Die erzeugbaren Momente im Schwebeflug eines größeren Kippflügel-Fluggerätes mit 2 m Spannweite und einer Masse von ca. 12 kg werden in [82] vorgestellt. Es können 3 Nm Rollmoment und 2,6 Nm Giermoment erzeugt werden. Unter Berücksichtigung des Trägheitstensors ergeben sich minimal erzeugbare Drehbeschleunigungen von  $\dot{p} = 1,6 \text{ rad/s}^2$  und  $\dot{r} = 0,8 \text{ rad/s}^2$ . Damit werden die durch das Streckenmodell des Beispielfluggerätes berechneten erzeugbaren Drehbeschleunigungen der Seitenbewegung mit mindestens  $\dot{p} = 12 \text{ rad/s}^2$  und  $\dot{r} = 3 \text{ rad/s}^2$  im Vergleich mit den erfolgreichen Anwendungen aus der Literatur als geeignet eingeschätzt.

Die Analysen beider Kippflügel-Fluggeräte der Literatur betrachten die erzeugbaren Nickbeschleunigungen durch die jeweilige Verfügbarkeit eines Heckantriebs und des Höhenruders als unkritisch. Ähnliches gilt für das Beispielfluggerät, welches mit  $\dot{q} = 6,2 \text{ rad/s}^2$  im gesamten Flugbereich bezüglich der Nickachse eine hohe Steuerautorität aufweist. Eine Abschätzung anhand des Denkmodells aus Abschnitt 2.1.3 unter Annahme der geringsten Aktuatordynamik erfüllt eine ausreichende Stabilisierbarkeit auch für die hohen Verdopplungszeiten der Längsbewegung im Flächenflug. Eine abschließende Bewertung kann allerdings erst im Flugversuch erfolgen.

## 4.4 Simulationsergebnisse und Flugversuche mit dem Beispielfluggerät

Im gesamten Flugbereich konnte eine ausreichende Wirksamkeit der Steuergrößen durch die Steuergrößenzuordnung nachgewiesen werden. In diesem Abschnitt erfolgt eine punktuelle, quantitative Analyse der Funktionalität des Flugzustandsreglers mit Hinblick auf Flugversuche, bevor abschließende Flugversuche vorgestellt werden. Eine Analyse der Sollwertfolge erfolgt als Teil der Reglersynthese und ist nicht Teil dieser Arbeit.

### 4.4.1 Simulation

Zunächst soll das Verhalten der Regelstrecke in der nichtlinearen Simulation im gesamten Geschwindigkeitsbereich anhand eines Beschleunigungsvorgangs betrachtet werden. Anschließend wird die Robustheit gegenüber Modellunsicherheiten durch Variation verschiedener Regelstreckenparameter analysiert. Zur Betrachtung des Störverhaltens der Regelstrecke in den einzelnen Arbeitspunkten wird die Längsbewegung der Regelstrecke angeregt, da diese aus Erfahrungen mit anderen Kippflügel-Fluggeräten im Flugversuch als sensitiv gegenüber Störungen angesehen wird.

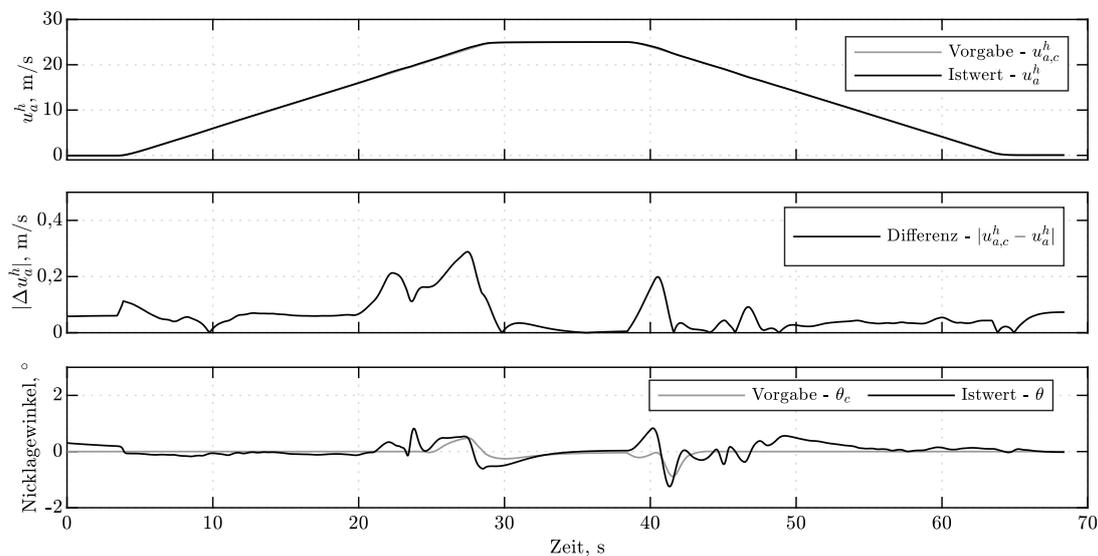


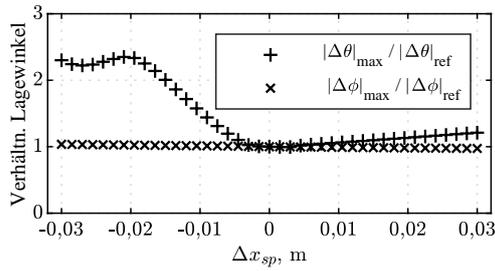
Abbildung 4.20: Verlauf der Horizontalgeschwindigkeit und des Nicklagewinkels bei einer Beschleunigung vom Schwebeflug in den Flächenflug und zurück

Abbildung 4.20 zeigt den Verlauf der Horizontalgeschwindigkeit der Simulation einer Beschleunigung vom Schwebeflug in den Flächenflug und zurück. Während der positiven und negativen Beschleunigung nehmen die Trimm-Steuergrößen die Verläufe des ausgewählten Trimm-Steuervektors ein, während die Beschleunigungssteuerung konstant

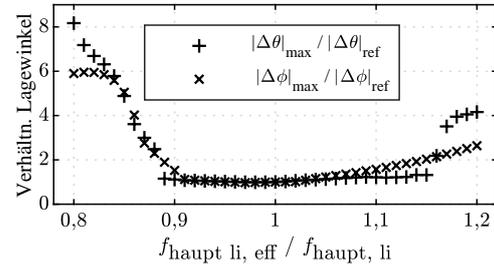
$\nu_{b_x} = +1$  bzw.  $-1 \text{ m/s}^2$  vorsteuert. Lage- und Geschwindigkeitsregler gleichen währenddessen Abweichungen mit Steuerausschlägen anhand der Steuergrößenzuordnung aus. Neben der Abweichung der Horizontalfluggeschwindigkeit ist zusätzlich der Verlauf des Nicklagewinkels als Führungs- und Istgröße dargestellt. Die Horizontalfluggeschwindigkeit weist eine maximale Abweichung von  $0,3 \text{ m/s}$  auf. In dem Geschwindigkeitsbereich um  $19 \text{ m/s}$ , der zuvor als Bereich des partiellen Strömungsabrisses am Tragflügel identifiziert wurde, ist sowohl während der Beschleunigung als auch während des Verzögerns eine Anregung der Nickbewegung zu erkennen. Zusätzlich induzieren das Ende der Beschleunigung bei  $25 \text{ m/s}$  und der Beginn der Verzögerung eine ab- bzw. aufnickende Bewegung. Um die beim Auf- und Abnicken entstehende Steig-/Sinkrate auszugleichen, erfolgt im Flächenflug durch den Höhenratenregler eine Änderung der Nicklagewinkelvorgabe  $\theta_c$  als Zustandsvorgabe. Alle Störungen werden vom Lageregler ausgeregelt, sodass die maximale Abweichung des Nicklagewinkels  $1^\circ$  beträgt.

Nach [37] verschlechtert sich die Regelgüte, wenn das Systemverhalten von dem tatsächlichen Verhalten des Modells abweicht. In Abschnitt 2.2.3 sind die dominantesten Abweichungen zwischen Windkanaluntersuchungen und der Modellierung aufgezeigt worden. Zum einen nimmt die Modellgüte bezüglich des Auftriebsbeiwerts im Besonderen im Bereich des Strömungsabrisses ab. Zusätzlich sind Abweichungen der Schubmodelle zu erwarten, welche in einigen Arbeitspunkten durch den Abwind der Propeller den Auftrieb des Tragflügels signifikant beeinflussen. Abbildung 4.21 zeigt die Auswirkungen auf das Systemverhalten bei Variation verschiedener Regelstreckenparameter, während der Regler unverändert verbleibt. Dazu ist für jede Parametervariation die Simulation eines Flugs durchgeführt worden. Die Simulation besteht aus einer Beschleunigung vom Schwebeflug in den Flächenflug mit  $\nu_{b_x} = +1 \text{ m/s}^2$  und zwei koordinierten Kurven mit einer Gierrate von  $\dot{\psi}_c = 13^\circ/\text{s}$ , was einer Hängewinkelvorgabe von  $\phi_c = 30^\circ$  entspricht. Nach der zweiten Kurve verzögert das Fluggerät mit der maximalen Rate von  $\nu_{b_x} = -1 \text{ m/s}^2$  bis zum Schwebeflug. Im Anhang in Abbildung B.7 ist der vorgegebene Flugpfad dargestellt. Alle Simulationen sind ohne Windeinfluss, gleichem Messrauschen und gleicher Reglervverzögerung von  $T_T = 0,03 \text{ ms}$  durchgeführt worden. Als Maß des Einflusses der Parametervariation sind die maximalen Abweichungen der Lagewinkel im Verhältnis zum ungestörten Fall aufgetragen  $\left( \frac{|\Delta\phi|_{\max}}{|\Delta\phi|_{\text{ref}}} \text{ und } \frac{|\Delta\theta|_{\max}}{|\Delta\theta|_{\text{ref}}} \right)$ .

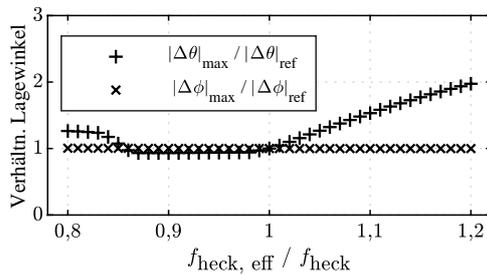
Abbildung 4.21a betrachtet den Einfluss einer Variation der Schwerpunktlage  $\Delta x_{\text{SP}}$  in Richtung der flugzeugfesten  $x$ -Achse. Der Hängewinkel ist von einer Variation der Schwerpunktlage im betrachteten Bereich nur minimal betroffen. Der Nicklagewinkel ist von einer Schwerpunktschiebung nach hinten stärker beeinflusst als nach vorne. Schwerpunktrücklagen ab  $\Delta x_{\text{SP}} = -0,02 \text{ m}$  verursachen eine Abweichung des Nicklagewinkels von mehr als



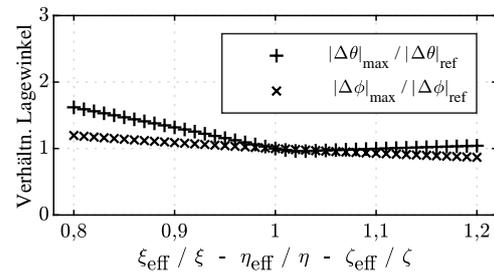
(a)



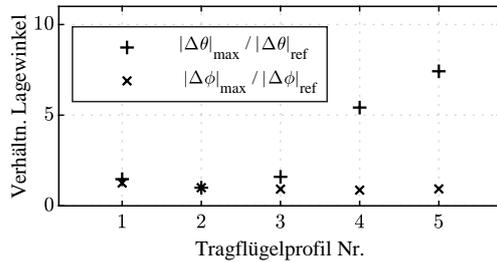
(b)



(c)



(d)



(e)

Nr.	Anstellwinkel	Auftriebsbeiw.
1	$\Delta\alpha = -3^\circ$	$\Delta C_l = \pm 0$
2	—	—
3	$\Delta\alpha = +0,25^\circ$	$\Delta C_l = +0,1$
4	$\Delta\alpha = +2^\circ$	$\Delta C_l = +0,2$
5	$\Delta\alpha = +7^\circ$	$\Delta C_l = +0,25$

(f)

Abbildung 4.21: Abweichungen der Lagewinkel bei Variation relevanter Parameter des Streckenmodells

einer Verdopplung des Referenzfalls. Eine Variation der Schubwirkung und Ruderwirksamkeit geschieht über eine proportionale Verstärkung der Steuergrößen. Abbildung 4.21b zeigt den Einfluss einer asymmetrischen Schubwirkung, welche bei einer Variation von  $\pm 10\%$  lediglich einen geringen Einfluss auf die Lagewinkel hat. Eine größere Verringerung der Wirksamkeit hat einen großen Einfluss auf die beiden Lagewinkel, eine Vergrößerung der Wirksamkeit stört die Nicklage deutlicher. Eine Variation der Wirksamkeit des linken Hauptantriebs stört primär die Seitenbewegung, hat durch das Schubverhältnis im Schwebeflug allerdings auch Einfluss auf die Längsbewegung. Der Einfluss der Variation der Schubwirkung des Heckantriebs ist in Abbildung 4.21c dargestellt. Die Seitenbewegung

wird dadurch nicht gestört, eine Verkleinerung der Wirksamkeit hat nur minimalen Einfluss auf den Nicklagewinkel. Eine Vergrößerung der Wirksamkeit führt zu einer maximalen Verdopplung der Abweichung des Nicklagewinkels. In Abbildung 4.21d ist die Variation der Ruderwirksamkeit dargestellt. Eine Vergrößerung der Wirksamkeit verschlechtert die Längsbewegung minimal, verursacht aber eine Verringerung der Abweichung des Hängewinkels. Da der vorgegebene Hängewinkel mit größerer Querruderwirksamkeit schneller eingenommen werden kann, passen Gierrate und Hängewinkel der Kurvenkoordinierung besser und die Regelabweichung wird reduziert.

Der Einfluss eines Fehlers in der Modellierung von Auftriebsgradient und Strömungsabriss des Tragflügels ist in Abbildung 4.21e untersucht worden. Dazu ist die Auftriebspolare des Tragflügelprofils modifiziert worden, wie im Anhang B in Abbildung B.8 dargestellt. Die Modifikationen verändern die Auftriebsbeiwerte, um eine Robustheit gegenüber den in Abschnitt 2.2.3 identifizierten Abweichungen zu untersuchen. Das verwendete Profil *Clark-Y* ist als Referenzwert mit der Nr. 2 dargestellt. Die Modifikationen in Form einer Verschiebung der Polare bezüglich des Anstellwinkels oder Auftriebsbeiwertes sind in der Tabelle 4.21f zusammengefasst. Eine Verschiebung der Polare um  $\Delta\alpha = -3^\circ$  (Nr. 1) hat minimalen Einfluss auf die Lagewinkel, ähnliches gilt für eine Verschiebung bezüglich des Anstellwinkels um  $\Delta\alpha = +0,25^\circ$  bei gleichzeitiger Erhöhung des Auftriebsbeiwertes um 0,1 (Nr. 3). Eine Verschiebung um  $\Delta\alpha = +2^\circ$  bei gleichzeitiger Erhöhung des Auftriebsbeiwertes um 0,2 führt zu großen Abweichungen in der Längsbewegung und damit dem Fünffachen der Abweichung des Nicklagewinkels (Nr. 4). Eine Verschiebung um  $\Delta\alpha = +7^\circ$  bei einer Erhöhung des Auftriebsbeiwertes um 0,25 verursacht eine Vergrößerung der Abweichung des Nicklagewinkels auf das Siebenfache des Referenzwertes. Diese Modifikation übersteigt allerdings auch die erwarteten Abweichungen der Modellierung des Auftriebsbeiwertes.

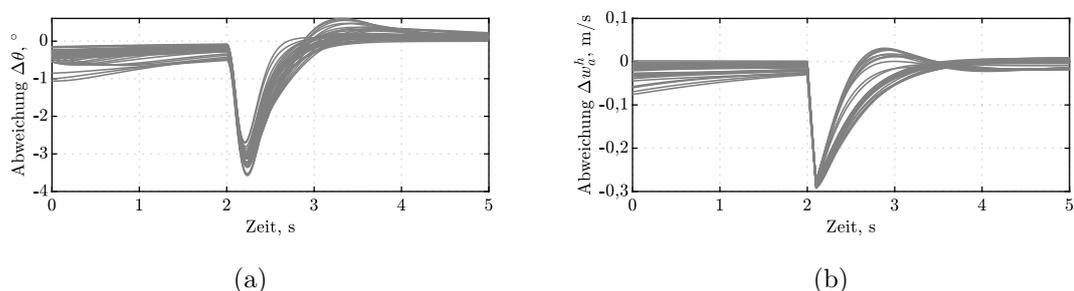


Abbildung 4.22: Einfluss von Störungen im gesamten Flugbereich

Neben der Robustheit gegenüber Modellunsicherheiten soll die Störunterdrückung für verschiedene Fluggeschwindigkeiten des Flugbereichs untersucht werden. Dazu können Störungen nach [37] durch impulsförmige Anregungen der Regelstrecke modelliert werden.

In diesem Falle werden in der nichtlinearen Simulation zu den wirkenden aerodynamischen Kräften und Momenten externe Kräfte und Momente vor dem Eingang in die Bewegungsgleichungen addiert. Beispielhaft zeigt Abbildung 4.22 den Einfluss eines Stör-Nickmomentes und einer Stör-Vertikalkraft. Abbildung 4.22a zeigt die Wirkung eines impulsförmigen Moments von 4 Nm über einen Zeitschritt von 0,01 s auf den Nicklagewinkel für alle Horizontalfluggeschwindigkeiten von  $-2$  bis  $25$  m/s in  $0,5$  m/s Schritten. Im gesamten Geschwindigkeitsbereich ist ein ähnliches Störverhalten zu erkennen. Für hohe Fluggeschwindigkeiten ( $> 21$  m/s) überschießt der Nicklagewinkel beim Abklingen der Störung, was zu einem verzögerten Abbau der Störung nach ca.  $2$  s führt. Abbildung 4.22b zeigt die Wirkung einer nahezu impulsförmigen Störkraft von  $20$  N über einen Zeitschritt von  $0,01$  s auf die Vertikalgeschwindigkeit für den zuvor genannten Geschwindigkeitsbereich. Das Störverhalten der Regelstrecke ist im gesamten Geschwindigkeitsbereich nahezu identisch. Die hohen Fluggeschwindigkeiten zeigen wieder ein verzögertes Abklingen der Störung, da in diesem Geschwindigkeitsbereich Vertikalkräfte durch die Zustandsvorgabe des Nicklagewinkels erzeugt werden.

Simulativ konnte für den untersuchten Geschwindigkeitsbereich ein Regelstreckenverhalten nachgewiesen werden, das Modellunsicherheiten und Störungen in einer erwartbaren Größenordnung ausregeln kann. Dabei sind auch in den Flugbereichen des partiellen Strömungsabrisses unter einer Variation der Auftriebspolaren keine Abweichungen aufgetreten, die zu einer Instabilität der Regelstrecke geführt haben.

#### 4.4.2 Flugversuche

Mit dem Beispielfluggerät wurde die Funktionalität des Flugzustandsreglers anhand von Flugversuchen nachgewiesen. Dabei lag der Fokus auf dem Erfiegen des Flugbereichs durch eine Beschleunigung vom Schwebeflug in den Flächenflug und einer Verzögerung zurück in den Schwebeflug.

Anhand von ersten Flugversuchsdaten ist eine Anpassung des Flugzustandsreglers zum Ausgleich von Abweichungen zwischen Modell und Realität vorgenommen worden. Die ersten Flugversuche haben gezeigt, dass der hohe Gradient des Tragflügelklippwinkels im Bereich von  $19$  m/s sowohl beim Beschleunigen als auch beim Verzögern Störungen in der Nickbewegung induziert. Es sind zwei Maßnahmen ergriffen worden, um die Störung zu reduzieren. Zum einen wird der Betrag der zulässige Beschleunigung im Bereich von  $18,5$  bis  $19,5$  m/s auf  $\nu_{b_x} = \pm 0,25$  m/s<sup>2</sup> reduziert, während im restlichen Flugbereich weiterhin  $\nu_{b_x} = \pm 1$  m/s<sup>2</sup> genutzt werden. Zusätzlich sind die Verläufe der Trimm-Steuergrößen im Bereich von  $18,5$  bis  $25,0$  m/s leicht modifiziert worden, um die im Flugversuch entstehenden

Nickbeschleunigungen zu reduzieren. Im Bereich von 18,5 bis 19,0 m/s wird zwischen den ursprünglichen und den modifizierten Werten der Trimm-Steuergrößen linear interpoliert. Im Einzelnen wird der Tragflügelkippwinkel maximal um  $1,6^\circ$  erhöht, der Kippwinkel des Höhenleitwerks maximal um  $4^\circ$  verringert und der Heckschub maximal um  $10^\circ$  verringert. In Abbildung 4.23 ist der modifizierte Verlauf der Trimm-Steuervektoren im Vergleich zu dem ursprünglichen Verlauf dargestellt.

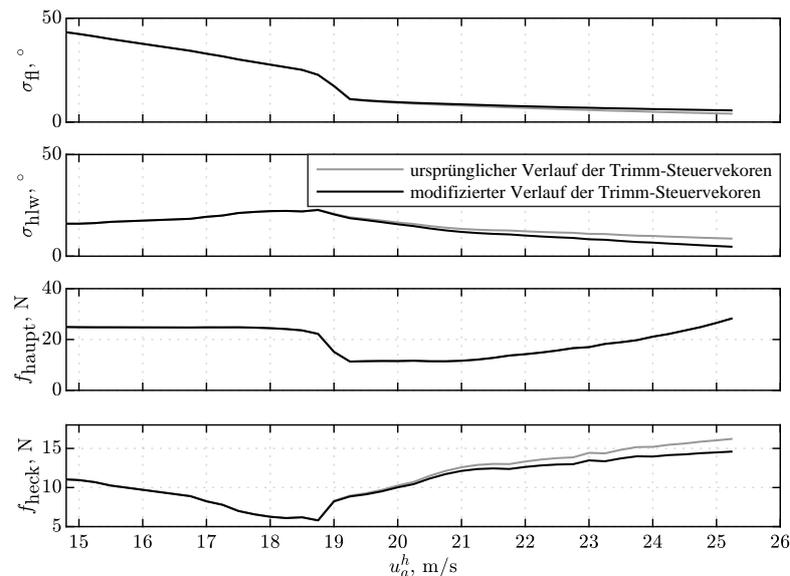


Abbildung 4.23: Vergleich der Verläufe der modifizierten Trimm-Steuervektoren und der ursprünglichen Verläufe

Im Folgenden werden die Daten von zwei exemplarischen Flugversuchen A und B diskutiert. Abbildung 4.24 zeigt den Verlauf der Horizontalfluggeschwindigkeit dieser zwei Flugversuche während einer Beschleunigung (4.24a) und einer anschließenden Verzögerung (4.24b). Für beide Flugversuche sind die Startpunkte von Beschleunigung und Verzögerung jeweils übereinandergelegt. Der jeweilige Flächenflug im Zeitraum dazwischen ist der Übersichtlichkeit halber nicht dargestellt. Im Bereich von Fluggeschwindigkeiten um 19 m/s ist die vorgestellte Verringerung der Beschleunigung zu erkennen. Während beider betrachteten Flugversuche beträgt die maximale Abweichung der Geschwindigkeit 1,2 m/s. Zusätzlich zeigt Abbildung 4.24 den Verlauf des Nicklagewinkels für beide Flugversuche. Ähnlich zu den Ergebnissen der Simulation zeigen beide Flugversuche trotz der vorgenommenen Anpassungen der Trimm-Steuervektoren eine Störung der Nickbewegung im Bereich von 19 m/s. Die maximale Abweichung des Nicklagewinkels beträgt während der Anregung  $9,4^\circ$ . Trotz der Anregung der Nickbewegung konnte der gesamte Flugbereich vom Schwebeflug bis zum auftriebsgetragenen Flächenflug sicher erfolgen werden. Alle Störungen konnten vom Flugzustandsregler erfolgreich ausgegelt werden.

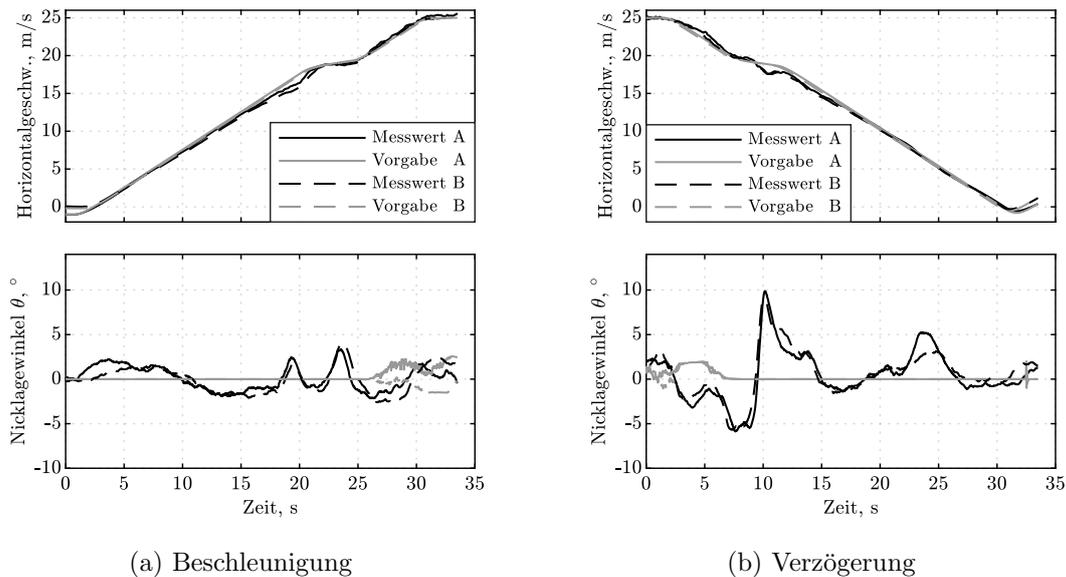


Abbildung 4.24: Verlauf ausgewählter Zustandsgrößen und ihrer Vorgaben beim Beschleunigungsvorgang der Flugversuche A und B

Die Störung des Nicklagewinkels ist bei der Verzögerung größer als bei der Beschleunigung. Dabei zeigen beide Flugversuche einen ähnlichen Verlauf des Nicklagewinkels. Die Übereinstimmung deutet darauf hin, dass die Anregung durch die Regelstrecke und nicht durch externe Störungen erfolgt. Die Steuergrößen nehmen während der Beschleunigung und Verzögerung jeweils unterschiedliche Werte ein. Zu dem jeweiligen Trimmwert des Arbeitspunktes addiert sich der vorgesteuerte Anteil der Beschleunigungssteuerung zum Beschleunigen oder Verzögern. Abbildung 4.25 zeigt für beide Flugversuche die Verläufe der Trimm-Steuergrößen während der Beschleunigung und der Verzögerung. Die größten Abweichungen vom Trimmwert durch zusätzliche Anteile der Beschleunigungssteuerung sind im Schub des Heckantriebs zu erkennen. Dabei zeigen beide Flugversuche wieder jeweils sehr ähnliche Verläufe. Im Bereich von 19 bis 24 m/s wird im Vergleich zu Trimmwert zum Beschleunigen ein größerer und zum Verzögern ein geringerer Heckschub gesteuert.

Wie in Abschnitt 4.3 vorgestellt, stellt der Schub des Heckantriebs durch die Steuergrößenanzuordnung im Flächenflug die dominierende Steuergröße zur Erzeugung einer Beschleunigung in Richtung der  $x$ -Achse dar. Somit nimmt diese Steuergröße unterschiedliche Werte zur Beschleunigung oder zur Verzögerung im selben Arbeitspunkt ein. Ein veränderter Heckschub hat Auswirkungen auf die Überströmung des dahinterliegenden Höhenleitwerks. Die gesteuerte Beschleunigung von jeweils fast  $\pm 2 \text{ m/s}^2$  wird somit nicht mehr kompensiert erzeugt, sondern induziert eine Störung der Nickbewegung. Durch den großen Anteil der Beschleunigungssteuerung weicht das Systemverhalten stark vom linearisierten Arbeitspunkt

ab, was sowohl ein verändertes Eigenverhalten als auch eine geänderte Steuerwirksamkeit ergeben kann. In der Simulation konnten ähnliche Störungen der Nickbewegung bei starker Reduktion des Heckschubs nachgestellt werden. Die Verzögerung von  $\nu_{b_z} = -1 \text{ m/s}$  der Betrachtungen aus Abschnitt 4.4.1 bedarf in der Simulation allerdings einer kleineren Verringerung des Heckschubs zur Verzögerung, weshalb deutlich geringere Störungen auftreten. Aus dieser Betrachtung kann die unterschiedliche Anregung der Nickbewegung mit einer veränderten Überströmung des Höhenleitwerks erklärt werden. Um die Anregung der Nickbewegung weiter zu verringern, kann die zulässige Verzögerung in diesem Flugbereich für folgende Flugversuche reduziert werden.

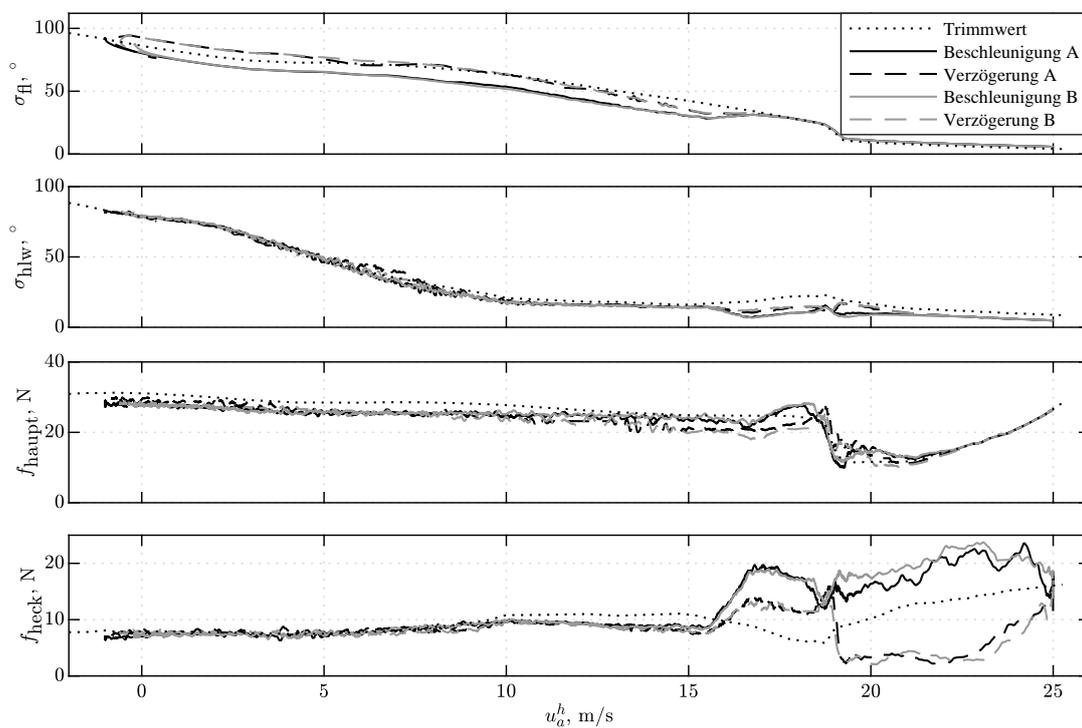


Abbildung 4.25: Vergleich der Verläufe der Trimm-Steuergrößen zu den tatsächlichen Verläufen während der Beschleunigung und Verzögerung in den beiden Flugversuchen A und B

## 4.5 Diskussion der Ergebnisse

Aus den sechs Steuergrößen der Längsbewegung ( $\sigma_{fl}$ ,  $f_{haupt}$ ,  $f_{heck}$ ,  $\eta$ ,  $\sigma_{hlw}$ ,  $\kappa$ ) sind vier Steuergrößen zur Vorsteuerung als Trimm-Steuervektor ausgewählt worden. Die Überströmung durch den Abwind der Hauptantriebe nur eines kleinen Teils des Tragflügels hat die Wahl des Trimm-Steuervektors in weiten Bereichen des Flugbereichs eingeschränkt. Zusammen mit der Berücksichtigung von Steuerstrategien für einen effizienten Flächenflug bestand in Teilen des Flugbereichs nur eine geringe Variationsmöglichkeit des Trimm-Steuervektors.

Im Bereich hoher Fluggeschwindigkeiten ist bei der Auswahl der Verläufe der Trimm-Steuervektoren eine Steuerstrategie zum Abschalten der Hauptantriebe angewandt worden, um einen Flächenflug mit geringem Leistungsbedarf zu realisieren. Die Auswahl der Trimm-Steuervektoren soll ermöglichen, dass die Hauptantriebe an- und abgeschaltet werden, ohne Störungen zu induzieren. Zusätzlich wird durch die Wahl der Trimm-Steuervektoren im Flächenflug ein Steig- oder Sinkflug ohne Veränderung des Tragflügelkippwinkels ermöglicht, womit der Widerstand durch die Ausrichtung des Rumpfes verringert wird. Beide Nebenbedingungen reduzieren die Dimension der Lösungsmenge möglicher Trimm-Steuervektoren im Bereich hoher Fluggeschwindigkeiten. Die Bedingungen ergeben allerdings ein flugzeugtypisches Flugverhalten im Flächenflug. In diesen Flugzuständen des Flächenflugs haben sich der Entwurf des Beispielfluggerätes und die Auswahl des Trimm-Steuervektors als energetisch günstig erwiesen. Selbst bei angeschalteten Hauptantrieben war der Leistungsbedarf bezogen auf die Fluggeschwindigkeit von ähnlicher Größenordnung wie beispielsweise der eines Kippflügel-Fluggerätes mit 1/4 kleinerer Masse [77]. Ein Nachweis der störungsfreien Funktionalität der Hysterese der Hauptantriebe im Flugversuch steht noch aus.

Bei Fluggeschwindigkeiten von 18 bis 20 m/s existiert ein Bereich von Arbeitspunkten mit der Gefahr des Strömungsabriss in weiten Teilen des Tragflügels durch eine geringe Überströmung durch die Hauptantriebe. Dieser Bereich stellte eine große Herausforderung bei der Auswahl der Trimm-Steuervektoren dar, da nur eine geringe Variationsmöglichkeit der Steuergrößen besteht. In diesem Bereich ist eine Umkehr der Wirkungsrichtung des Tragflügelkippwinkels durch partiellen Strömungsabriss toleriert worden, da weitere Steuergrößen Vertikalbeschleunigungen erzeugen können. Obwohl der Auftrieb in diesem Bereich als sensitiv gegenüber Störungen eingeschätzt wurde und ausschließlich kollektiver Querruderausschlag zur Erzeugung von Vertikalbeschleunigungen eingesetzt wurde, konnten die kritischen Fluggeschwindigkeiten in Simulation und im Flugversuch erfolgreich erfolgen werden. Im Flugversuch hat eine Reduktion der zulässigen Beschleunigung und eine geringfügige Anpassung der Verläufe der Trimm-Steuervektoren zu einer Verringerung der Anregung der Nickbewegung geführt. Die verbleibende Störung wird auf eine zum

Arbeitspunkt veränderte Überströmung des Höhenleitwerks durch geringeren Heckschub zurückgeführt. Eine Reduktion der zulässigen Beschleunigung im Bereich von 19 bis 25 m/s, ähnlich dem zuvor vorgestellten Vorgehen, reduziert die Abweichungen des Heckschubs vom Trimmwert und soll eine ausreichende Überströmung des Höhenleitwerks sicherstellen. Somit kann in folgenden Flugversuchen die Anregung der Nickbewegung während der Verzögerung weiter reduziert werden.

Um in dem Geschwindigkeitsbereich mit der Gefahr eines großflächigen Strömungsabrisses einen sinnvollen Verlauf der Trimm-Steuergrößen zu erhalten, ist bereits bei kleineren Fluggeschwindigkeiten ein gezieltes Absenken des Tragflügels erforderlich. Dadurch ergeben sich einschränkende Nebenbedingungen für die Lösungsmenge möglicher Trimm-Steuervektoren, obwohl hier zunächst eine große Variation der Trimm-Steuervektoren möglich wäre. Im Bereich kleiner Fluggeschwindigkeiten sind Trimm-Steuervektoren ausgewählt worden, welche nicht die maximalen Kippwinkel von Tragflügel und Höhenleitwerk ausnutzen, um eine Steuerreserve der Beschleunigungssteuerung zu behalten. Die simulativen Analysen haben eine Robustheit gegenüber Modellunsicherheiten nachgewiesen und konnten damit auch Hinweise auf eine erfolgreiche Störunterdrückung des Trimm-Steuervektors liefern. Der ausgewählte Trimm-Steuervektor hat sich im Flugversuch im Besonderen in den schubgetragenen Flugzuständen als robust gegenüber Störungen und den vorgestellten Modellungenauigkeiten dargestellt. Weitere Flugversuche mit unterschiedlicher Nutzlast und unter verschiedenen Windeinflüssen können die Ergebnisse der Simulation in folgenden Arbeiten ergänzen.

Die vorgestellte Methode der Steuergrößenzuordnung erlaubt eine Kompensation von induzierten Störungen bei der Erzeugung von Beschleunigungen. Eine Priorisierung der Beschleunigungen um oder entlang ausgewählter Achsen unter Steuergrößenbeschränkungen – wie in Abschnitt 2.1.5 vorgestellt – ist nicht angewendet worden. Die Beschränkungen der Steuergrößen werden von der vorgestellten Methode implizit durch eine Reduktion der Steuerwirksamkeit berücksichtigt. Die translatorischen und rotatorischen Steuerbeschleunigungen haben sich in Simulation und im Flugversuch im untersuchten Flugbereich als angemessen herausgestellt. Die Flugversuche zeigen, dass die ausreichende Steuerreserve es erlaubt, das Fluggerät im gesamten Geschwindigkeitsbereich zu stabilisieren und damit auf eine Priorisierung der Beschleunigungen des Lagereglers zu verzichten. Die Analyse der Steuerwirksamkeit durch erste Flugversuche muss allerdings durch weitergehende Flugversuche im gesamten Flugbereich ergänzt werden.

## 5 Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Arbeit wurde ein Flugzustandsregler entworfen und erfolgreich evaluiert, der nach entsprechend definierten Kriterien einen optimalen Kompromiss für den Konflikt zwischen guten Flugeigenschaften und hohen Flugleistungen für Kippflügel-Fluggeräte im Bereich der Regelung findet. Damit wurde erreicht, dass Kippflügel-Fluggeräte im Gegensatz zu historischen Entwürfen nicht mehr vorrangig gute Flugeigenschaften mit natürlich stabilen Eigenbewegungsformen aufweisen müssen. Die Auslegungsziele können sich zu guten Flugleistungen verschieben, da die Fluggeräte dank aktueller Technologien auch instabil ausgelegt werden können. In dieser Arbeit wurden zum einen die widersprüchlichen Ziele hoher Flugleistungen und guter Flugeigenschaften und zum anderen die gegensätzlichen Anforderungen für hohe Flugleistungen in den unterschiedlichen Flugzuständen diskutiert. Der entworfene Flugzustandsregler erlaubt schließlich einen Kompromiss zum Erreichen von hohen Flugleistungen bei gleichzeitiger Wahrung erforderlicher Flugeigenschaften.

Ein grundlegendes Verständnis der Flugmechanik von Kippflügel-Fluggeräten und eine Einordnung der Begriffe Flugeigenschaften und Flugleistungen ist für den Entwurf eines geeigneten Flugzustandsreglers zu Beginn der Arbeit aufgebaut worden. Eine Analyse der Einflüsse der einzelnen Entwurfparameter erfordert eine quantitative Betrachtung, diese ist in dieser Arbeit anhand eines nichtlinearen Regelstreckenmodells des Kippflügel-Fluggerätes erfolgt. Um eine einfache Modifikation einzelner Entwurfparameter zu ermöglichen, ist eine komponentenbasierte Modellierung der Fluggeräte erforderlich. Diese ermöglicht die Analyse der Einflüsse der Entwurfparameter auf die Flugmechanik des Fluggeräten mit geringem Aufwand. Das Fluggerät wird zu Modellierung in einfache geometrische Komponenten aufgeteilt, welche in ihrer Summe die wirkenden Kräfte und Momente beschreiben. Die Komponenten haben einen identischen Aufbau und ermöglichen die Modellierung sowohl unterschiedlicher Tragflügel-Profile und -Geometrien als auch verschiedener Propellerantriebe. Die Beschreibung der Flügel- und Propeller-Aerodynamik basiert auf analytischen und halbempirischen Gleichungen. Durch einen Vergleich mit Windkanalmessungen konnte gezeigt werden, dass die wesentlichen flugmechanischen Eigenschaften durch die Modellbildung wiedergespiegelt werden.

Anhand historischer und aktueller Kippflügel-Konfigurationen ist der Zielkonflikt des Wunsches nach guten Flugeigenschaften und hohen Flugleistungen diskutiert worden. Es wurde herausgearbeitet, dass die Auslegung des Tragflügels eine besondere Betrachtung erfordert, da im Flugbereich sehr hohe Anstellwinkel mit der Gefahr einer abgelösten Strömung auftreten. Dieser Effekt kann durch den Einfluss des Propellerabwindes auf den Tragflügel in den überströmten Bereichen reduziert werden. Dazu ist eine geeignete Auslegung der einzelnen Entwurfsparameter, teilweise auf Kosten hoher Flugleistungen nötig. Es wurde deutlich, dass der Zielkonflikt der Auslegung der Entwurfsparameter durch den großen Flugbereich mit schubgetragenen und auftriebsgetragenen Flugzuständen teilweise bereits aus den Forderungen der Flugleistungen entspringt. So erfordert beispielsweise die Auslegung des Antriebsstrangs ein Abwägen des Leistungsbedarfs in den schubgetragenen zu den auftriebsgetragenen Flugzuständen. Somit ist jeweils ein Kompromiss zur Auslegung der Entwurfsparameter missionsabhängig zwischen schubgetragenen und auftriebsgetragenen Flugzuständen und zwischen Flugleistungen und Flugeigenschaften zu finden.

Als Kern dieser Arbeit wurde das Konzept eines Flugzustandsreglers entworfen, welcher eine Lösung des vorgestellten Konfliktes auf den Bereich der Regelung überträgt. Der große Flugbereich erfordert eine Anpassung der Reglerverstärkungen und eine Steuergrößenordnung in Abhängigkeit des Flugzustandes. Um einen Flugzustand zu einem Gleichgewichtszustand zu machen, wird jeweils ein Trimm-Steuervektor vorgesteuert. Dieser beeinflusst beim Kippflügel-Fluggerät nicht nur die Steuerreserve, sondern auch das Eigenverhalten des Fluggerätes. Da Kippflügel-Fluggeräte häufig mehr Steuergrößen aufweisen als Flächenflugzeuge, muss ein geeigneter Trimm-Steuervektor ausgewählt werden. Diese Auswahl erfolgt als wesentlicher Teil dieser Arbeit anhand ähnlicher Überlegungen wie die Auslegung der Entwurfsparameter – als missionsabhängiger Kompromiss zwischen Flugleistungen und Flugeigenschaften. Die multikriterielle Betrachtung beinhaltet dabei die Absolutwerte und Verläufe der einzelnen Steuergrößen, das Eigenverhalten im Arbeitspunkt und das Systemverhalten mit Flugzustandsregler. Auch hierbei stellt die ausreichende Überströmung des Tragflügels zur Verhinderung eines großflächigen Strömungsabrisses ein essentielles Kriterium dar.

Da im Flugbereich instabile Flugzustände auftreten können, ist eine Wahrung von nötigen Steuerreserven essentiell. Durch die Änderungen der Anströmung und das Kippen des Tragflügels ist bei einem Kippflügel-Fluggerät eine eindeutige Zuordnung der Steuergrößen zu einzelnen Zustandsänderungen im gesamten Flugbereich nicht möglich. Dazu ist eine Steuergrößenordnung entworfen worden, welche den virtuellen Steuergrößen des Lagereglers in jedem Arbeitspunkt eine geeignete Kombination an realen Steuergrößen zuordnet.

Die Zuordnung berücksichtigt die aktuelle Wirksamkeit der einzelnen Steuergrößen im Arbeitspunkt und ergibt durch die Anwendung der Pseudoinversen einen kompensierten Steuergrößenausschlag. Sollte die Forderung einer Zustandsänderung mit den verfügbaren Steuergrößen nicht erfüllbar sein, wird die Lösung mit dem minimalen Fehler verwendet. Die implizite Berücksichtigung der verbleibenden Steuerreserve in Abhängigkeit des Trimm-Ausschlags und eine mögliche Priorisierung des Lagereglers wird durch eine künstliche Reduktion der Wirksamkeit vor der Invertierung ermöglicht.

Die Methode des Flugzustandsreglers konnte auf ein Beispielfluggerät mit hohen Flugleistungen angewendet werden. Das Kippflügel-Fluggerät weist beispielsweise ein kippbares Höhenleitwerk mit einem vor der Vorderkante montierten Antrieb und damit eine hohe Anzahl an Steuergrößen auf. Eine hohe Streckung des Tragflügels erlaubt einen widerstandsarmen Flächenflug, verringert allerdings den Anteil des vom Propellerabwind überströmten Tragflügels. Anhand der vorgestellten Kriterien ist für dieses Fluggerät ein Trimm-Steuervektor für jeden Flugzustand des stationären Geradeausflugs ausgewählt worden. Bei der optimierten Auswahl stellten die Flugzustände, in denen der Tragflügel einen Anstellwinkel im Bereich des Strömungsabrisses einnimmt, die größte Herausforderung durch eine geringe Variationsmöglichkeit des Trimm-Steuervektors dar. Im Bereich hoher Fluggeschwindigkeiten konnten Steuerstrategien für effizienten Flächenflug berücksichtigt werden, dazu zählen das Abschalten der Hauptantriebe und eine Rumpfausrichtung zur Reduktion des Widerstands. Die Steuergrößenzuordnung des Flugzustandsreglers erlaubt es, aus der Menge der Steuergrößenausschläge eine optimale Kombination auszuwählen, um ausreichende translatorische und rotatorische Beschleunigungen im gesamten Flugbereich erzeugen zu können.

Durch Simulationen mit dem nichtlinearen Regelstreckenmodell konnte die Funktionalität des Flugzustandsreglers im gesamten Geschwindigkeitsbereich nachgewiesen werden. Eine Analyse der Robustheit gegenüber Modellunsicherheiten erfolgte durch die Variation verschiedener Regelstreckenparameter. Besonders wichtig für das Beispielfluggerät war die erwiesene Robustheit gegenüber veränderter Tragflügelaerodynamik durch modifizierte Profilpolaren. Das Störverhalten ist durch eine Anregung der Längsbewegung der Regelstrecke untersucht worden, da diese in vorangegangenen Untersuchungen sensitiver gegenüber Störungen war. Die aufgebrachten Störungen wurden vom Lageregler mit kleinen Abweichung im Verlauf des Nicklagewinkels ausgeglichen. Somit konnte für den untersuchten Geschwindigkeitsbereich ein Regelkreisverhalten nachgewiesen werden, das erfolgreich mit Modellunsicherheiten und Störungen in einer Größenordnung umgehen kann, wie sie im Flugversuch zu erwarten sind. Abschließende Flugversuche konnten die Ergebnisse der Simulation bestätigen. Störungen der Nickbewegung während des Beschleunigungsvorgangs

im Bereich des partiellen Strömungsabrisses am Tragflügel konnten auch im Flugversuch vom Flugzustandsregler bei geringen Modifikationen des Trimm-Steuervektors erfolgreich ausgeregelt werden.

Eine abschließende Bewertung der Flugleistungen des Fluggerätes ist erst nach dem Abschalten der Hauptantriebe im Flächenflug möglich. Auch die Ergebnisse einer erfolgreichen Störunterdrückung sollten durch Flugversuche bei unterschiedlichen Windbedingungen im gesamten Flugbereich bestätigt werden. Erste Ergebnisse zu den Flugleistungen des Kippflügel-Fluggerätes belegen allerdings eine effiziente Auslegung von Fluggerät und Flugzustandsregler bei gleichzeitig sicherem Flugbetrieb.

In zukünftigen Arbeiten kann die Auswahl des Trimm-Steuervektors automatisiert geschehen, indem beispielsweise eine explizite Kostenfunktion formuliert wird. Eine automatisierte Suche der Trimm-Steuergrößen könnte ein Fluggerät beispielsweise für verschiedene Missionsprofile mit unterschiedlichen Trimm-Steuervektoren ausstatten. Somit würde ein breites Missionsspektrum mit einem Fluggerät stets effizient erfolgen werden können.

Eine Automatisierung des in dieser Arbeit vorgestellten Vorgehens könnte zudem zusätzlich den eigentlichen Entwurf des Fluggerätes beinhalten und somit den Kreis der Auslegung von Fluggerät und Regelung schließen. Auf diese Weise könnten Probleme der Trimmbarkeit und Flugzustände mit hohem Leistungsbedarf in einer frühen Entwicklungsphase vermieden werden. Dabei stellt im Besonderen der Anteil der überströmten Fläche des Tragflügels Anforderungen an die Entwurfsparameter, welche in Abhängigkeit des Reglerentwurfs optimiert werden können. Auf diese Weise kann frühzeitig sichergestellt werden, dass die Flugleistungen zur Erfüllung der Stabilisierbarkeit nicht eingeschränkt werden müssen.



---

## Literaturverzeichnis

- [1] WIKIMEDIA-COMMONS: *Vertol VZ-2*. [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/27/Vertol\\_VZ-2\\_\(Model\\_76\)\\_\(9464886419\).jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/27/Vertol_VZ-2_(Model_76)_(9464886419).jpg), Abruf: 18. Februar 2019
- [2] WIKIMEDIA-COMMONS: *Hiller X-18*. [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/5/5a/Hiller\\_X-18\\_ground.jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/5/5a/Hiller_X-18_ground.jpg), Abruf: 18. Februar 2019
- [3] WIKIMEDIA-COMMONS: *No LTV XC-142*. [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/b5/Ling-Temco-Vought\\_XC-142A.jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/b5/Ling-Temco-Vought_XC-142A.jpg), Abruf: 18. Februar 2019
- [4] WIKIMEDIA-COMMONS: *Canadair CL-84*. [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/a/af/Canadair\\_CL-84.jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/a/af/Canadair_CL-84.jpg), Abruf: 18. Februar 2019
- [5] HAFER, X. ; SACHS, G.: *Senkrechtstarttechnik* 1. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer Verlag, 1981
- [6] MCCORMICK, B.W.: *Aerodynamics of V/STOL Flight* 1. Auflage. New York City, USA : Academic Press Inc., 1967
- [7] RUTHERFORD, J. ; BASS, S.: Advanced technology Tilt Wing study. In: *AIAA Aircraft Design Systems Meeting*. Hilton Head, USA, 1992
- [8] O'ROURKE, M. ; RUTHERFORD, J.: Methods to determine limits to tiltwing conversion. In: *AIAA Aircraft Design Systems Meeting*. Baltimore, USA, 1991
- [9] ROLLS-ROYCE: *Electrification*. <https://www.rolls-royce.com/innovation.aspx>, Abruf: 18. Februar 2019
- [10] AIRBUS A<sup>3</sup>: *Vahana*. <https://www.airbus-sv.com/projects/1>, Abruf: 18. Februar 2019
- [11] NASA: *Electric Propulsion*. <https://www.nasa.gov/aero/testing-electric-propulsion.html>, Abruf: 18. Februar 2019

- 
- [12] ESCHMANN, C.: *Nahfeldnavigation unbemannter Flugsysteme zur Inspektion von Infrastrukturen*. Aachen, RWTH Aachen University, Dissertation, 2016
- [13] UBER: *Elevate*. <https://www.uber.com/elevate.pdf>, Abruf: 18. Februar 2019
- [14] KITTY-HAWK-CORPORATION: *Tilt-Wing Aircraft*. USA, US 2018/0086448 A1, Patent, 2018
- [15] SCHÜTT, M. ; ISLAM, T. ; HARTMANN, P. ; MOORMAN, D.: Scalable Design Approach to Analyze Flight Mechanical Performance of Tilt-wing UAVs. In: *31st International Council of the Aeronautical Sciences*. Belo Horizonte, Brasilien, 2018
- [16] BROCKHAUS, R. ; ALLES, W. ; LUCKNER, R.: *Flugregelung 3*. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer-Verlag, 2011
- [17] OSTERMANN, T. ; HOLSTEN, J. ; DOBREV, Y. ; MOORMANN, D.: Control Concept of a Tiltwing UAV during Low Speed Maneuvering. In: *28th International Congress of the Aeronautical Sciences*. Brisbane, Australia, 2012
- [18] HARTMANN, P. ; MEYER, C. ; MOORMANN, D.: Unified Velocity Control and Flight State Transition of Unmanned Tilt-Wing Aircraft. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* Jg. 40 (2016), Nr. 6
- [19] KANG, Y. ; PARK, B. ; YOO, C. ; KOO, S.: Control Law Modification According to Flight Test of Small Scaled Tilt Rotor UAV. In: *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Honolulu, USA, 2008
- [20] SATO, M. ; MURAOKA, K.: Flight Controller Design and Demonstration of Quad-Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* Jg. 38 (2015), Nr. 6
- [21] MASUDA, Kai ; UCHIYAMA, Kenji: Robust Control Design for Quad Tilt-Wing UAV. In: *Aerospace* Jg. 5 (2018), Nr. 17
- [22] BINZ, F. ; ISLAM, T. ; MOORMANN, D.: Attitude Control of Tiltwing Aircraft Using a Wing-Fixed Coordinate System and Incremental Nonlinear Dynamic Inversion. In: *International Micro Air Vehicles Conference*. Melbourne, Australia, 2018
- [23] BEYER, Y ; KRÜGER, T. ; STEEN, M. ; HECKER, P.: Simulation and Control of a Tandem Tiltwing RPAS Without Experimental Data. In: *International Micro Air Vehicle Conference*. Toulouse, Frankreich, 2017

- 
- [24] HARTMANN, P.: *Vorausschauende Flugbahnregelung für Kippflügelflugzeuge*. Aachen, RWTH Aachen University, Dissertation, 2017
- [25] BUSAN, R.C. ; ROTHHAAR, P.M. ; CROOM, M.A. ; MURPHY, P.C. ; GRAFTON, S.B. ; O'NEAL, A.W.: Enabling Advanced Wind-Tunnel Research Methods Using the NASA Langley 12-Foot Low Speed Tunnel. In: *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. Atlanta, USA, 2014
- [26] STOLL, A.M.: Comparison of CFD and Experimental Results of the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Blown Wing. In: *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. Dallas, USA, 2015
- [27] HAIMERL, M. ; BINZ, F. ; ENGELS, S. ; MOORMANN, D.: Entwicklung einer modifizierten, instationären Wirbelgittermethode für eine senkrechtstartfähige Flugzeugkonfiguration. In: *64. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*. München, 2017
- [28] PATTERSON, M. D. ; GERMAN, B. J.: Simplified Aerodynamics Models to Predict the Effects of Upstream Propellers on Wing Lift. In: *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Kissimmee, USA, 2015
- [29] DI FRANCESCO, G. ; MATTEI, M.: Modeling and Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Control of a Novel Unmanned Tiltrotor. In: *Journal of Aircraft* Jg. 53 (2016), Nr. 1
- [30] JEONG, J. ; YOON, S. ; KIM, S. ; SUK, J.: Dynamic Modeling and Analysis of a Single Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle. In: *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*. Kissimmee, USA, 2015
- [31] DICKESON, J.J. ; MILES, D. ; CIFDALOZ, O. ; WELLS, V.L. ; RODRIGUEZ, A.A.: Robust LPV H-infinity gain-scheduled hover-to-cruise conversion for a tilt-wing rotorcraft in the presence of CG variations. In: *26th IEEE American Control Conference*. New York City, USA, 2007
- [32] LUNZE, J.: *Regelungstechnik 2* 5. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer-Verlag, 2008
- [33] SCHLICHTING, H. ; TRUCKENBRODT, E.: *Aerodynamik des Flugzeuges I* 3. Auflage. Springer-Verlag, 2001
- [34] SCHLICHTING, H. ; TRUCKENBRODT, E.: *Aerodynamik des Flugzeuges II* 3. Auflage. Springer-Verlag, 2001

- [35] OSTERMANN, T.: *Automatisierte Flugführung eines unbemannten Kippflügel-Flugzeugs*. Aachen, RWTH Aachen University, Dissertation, 2015
- [36] HOLSTEN, J.: *Gütekriterien zur Bewertung der Eigenschaften von Tiltwingflugzeugen zur Auslegung ihrer Basisregelung*. Aachen, RWTH Aachen University, Dissetation, 2017
- [37] LUNZE, J.: *Regelungstechnik 1* 5. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer-Verlag
- [38] MANGOLD, P.: *Flugmechanische Basisauslegung moderner Kampfflugzeuge*, Carl-Cranz-Kurs F4.05, Manuskript Nr. 3, 1990
- [39] OPPENHEIMER, M.W. ; DOMAN, D.B. ; BOLENDER, M.A.: Control allocation for over-actuated systems. In: *14th Mediterranean Conference on Control and Automation*. Ancona, Italien, 2006
- [40] JOHANSEN, T.A. ; FOSSEN, T.I.: Control allocation - A survey. In: *Automatica* Jg. 49 (2013), Nr. 5
- [41] DURHAM, W. ; BORDIGNON, K.A. ; BECK, R.: *Aircraft Control Allocation* 1. Auflage. Chicheste, United Kingdom : John Wiley & Sons, Ltd Registered, 2017
- [42] BADER, H.G.: *Flugzeugbaukunde*. Berlin : Julius Springer, 1924
- [43] BRÜNNING, G. ; HAFFER, X. ; SACHS, G.: *Flugleistungen* 2. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer Verlag, 1986
- [44] COOPER, G.E. ; HARPER, R.P.: The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities / NASA. Washington DC, USA, 1969. – Forschungsbericht
- [45] GREENE, K.M. ; KUNZ, D.L.: Toward a Flying Qualities Standard for Unmanned Aircraft. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Atlanta, USA, 2014
- [46] STONE, R.H.: Aerodynamic Modelling of a Wing-in-Slipstream Tail-sitter UAV. In: *International Powered Lift Conference and Exhibit*. Williamsburg, USA, 2002
- [47] HOAK, D.E. ; FINCK, R.D.: USAF Stability and Control DATCOM / Flight Control Devision, US Air Force. Ohio, USA, 1978. – Forschungsbericht
- [48] BITTNER, W.: *Flugmechanik der Hubschrauber* 3. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer Verlag, 2009

- [49] DRELA, M.: XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. In: *Low Reynolds Number Aerodynamics*. Massachusetts, USA : Springer Verlag, 1989
- [50] MONTGOMERIE, B.: Methods for Root Effects, Tip Effects and Extending the Angle of Attack Range to  $\pm 180^\circ$  / Swedish Defence Research Agency. Stockholm, Schweden, 2004. – Forschungsbericht
- [51] YOUNG, A.D.: The Aerodynamic Characteristics of Flaps / Aeronautical Research Council. London, UK, 1953. – Forschungsbericht
- [52] NITA, M. ; SCHOLZ, D.: Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters. In: *61. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*. Berlin, 2012
- [53] MCKINNEY, M.O. ; KIRBY, R.H. ; NEWSOM, W.A.: Aerodynamic Factors To Be Considered in the Design of Tilt-Wing V/Stol Airplanes. In: *Annals of the New York Academy of Sciences*. New York, USA, 1963
- [54] MCCRINK, M. ; GREGORY, J.W.: Range and Endurance Estimation for Low- Re Electric UAS. In: *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Grapevine, USA, 2017
- [55] COLIN, P.E. ; WILLIAMS, J.: The Aerodynamics of V/STOL Aircraft / NATO. Rhode-Sain-Genese, Belgien, 1968. – Forschungsbericht
- [56] DUBS, F.: *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung* 4. Auflage. Basel : Springer Basel AG, 1979
- [57] KLUSSMANN, N. ; MALIK, A.: *Lexikon der Luftfahrt* 3. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer Verlag, 2012
- [58] HAFFER, X. ; SACHS, G.: *Flugmechanik* 2. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer Verlag, 1987
- [59] RAYMER, D.P.: *Aircraft Design A Conceptual Approach* 1. Auflage. Washington DC, USA : AIAA Education Series, 1992
- [60] CRITZOS, C.C. ; HEYSON, H.H. ; BOSWINKLE, R.W.: Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Airfoil Section at Angles of Attack from  $0^\circ$  to  $180^\circ$  / NACA. Washington DC, USA, 1955. – Forschungsbericht
- [61] ISLAM, T. ; MARTIN, I. ; MOORMANN, D.: Design of an Active Gust Load Alleviation System for Small UAS Using a Flush Airdata Sensing System. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Atlanta, USA, 2018

- [62] GUDMUNDSSON, S.: *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods* 1. Auflage. Amsterdam : Elsevir, 2014
- [63] SELIG, M.S. ; GUGLIELMO, J.J.: High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design. In: *Journal of Aircraft* Jg. 34 (1997), Nr. 1
- [64] SELIG, M.S. ; GUGLIELMO, J.J. ; BROEREN, A.P. ; GIGUERE, P.: *Summary of Low-Speed Airfoil Data Summary of Low-Speed Airfoil Data* 1. Auflage. Virginia Beach, USA : SoarTech Publications, 1995
- [65] WILLIAMSON, G.A. ; MCGRANAHAN, B.D. ; BENJAMIN, A.B. ; DETERS, R.W. ; BRANDT, J.B. ; SELIG, M.S.: *Summary of Low-Speed Airfoil Data Summary of Low-Speed Airfoil Data* 5. Auflage. Illinois, USA : University of Illinois, 2012
- [66] SELIG, M.S. ; DONOVAN, J.F. ; FRASER, D.B.: *Airfoils at low speeds* 1. Auflage. Virginia Beach, USA : H. A. Stokely, 1989
- [67] DETERS, R.W. ; ANANDA, G.K. ; SELIG, M.S.: Reynolds Number Effects on the Performance of Small-Scale Propellers. In: *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Atlanta, USA, 2014
- [68] RIEFENSTAHL, U.: *Elektrische Antriebstechnik* 1. Auflage. Wiesbaden : Springer Fachmedien, 2000
- [69] ROTHHAAR, P.M. ; MURPHY, P.C. ; BACON, B.J. ; GREGORY, I.M. ; GRAUER, J.A. ; BUSAN, R.C. ; CROOM, M.A.: NASA Langley Distributed Propulsion VTOL Tilt-Wing Aircraft Testing, Modeling, Simulation, Control, and Flight Test Development. In: *14th IAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. Atlanta, USA, 2014
- [70] KROO I.: Propeller-wing integration for minimum induced loss. In: *Journal of Aircraft* Jg. 23 (1986), Nr. 7
- [71] MARRETTA, R.M.A. ; DAVI, G. ; LOMBARDI, G. ; MILAZZO, A.: Hybrid numerical technique for evaluating wing aerodynamic loading with propeller interference. In: *Computers and Fluids* Jg. 28 (1999), Nr. 8
- [72] VELDHUIS, L.L.M.: *Propeller wing aerodynamic interference*. Delft, Niederlande, TU Delft University, Dissetation, 2005

- [73] SCHÜTT, M.: Experimenteller Entwurf einer Basis-Regelung für ein Kleinstflugzeug in Tiltwing-Konfiguration. In: *64. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*. Rostock, 2015
- [74] MEYER, C. ; HARTMANN, P. ; MOORMANN, D.: Wind Tunnel Investigation of Stationary Straight-Lined Flight of Tiltwings Considering Vertical Airspeeds. In: *International Micro Air Vehicles Conference*. Aachen, 2015
- [75] SINHA, P. ; STOLL, A.M. ; STILSON, E.V. ; BEVIRT, J.B.: Design and Testing of the Joby Lotus Multifunctional Rotor VTOL UAV. In: *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. Dallas, USA, 2015
- [76] DOBREV, Y ; OSTERMANN, T ; HOLSTEN, J ; MOORMANN, D.: Investigation of the Effects of Propeller Slipstream and Tilt Angle on the Controls Device Effectiveness of a Tiltwing Aircraft. In: *61. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*. Berlin, 2012
- [77] SCHÜTT, M. ; HARTMANN, P. ; MOORMANN, D.: Fullscale Windtunnel Investigation of Actuator Effectiveness during Stationary Flight within the Entire Flight Envelope of a Tiltwing MAV. In: *International Micro Air Vehicle Conference*. Delft, Niederlande, 2014
- [78] ADAMY, J.: *Nichtlineare Regelungen* 1. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer Verlag, 2009
- [79] PROUTY, R.W.: *Helicopter Performance, Stability, and Control* 3. Auflage. Malabar, USA : Krieger Publishing Company, 2002
- [80] COELLO, G.B. C.A.C.and L. C.A.C.and Lamont ; VELDHUIZEN, D.A. ; GOLDBERG, D.E. ; KOZA, J.R.: *Evolutionary Algorithms for Solving Multi-Objective Problems* 2. Auflage. New York City, USA : Springer US, 2007
- [81] DAHMEN, W. ; REUSKEN, A.: *Numerik für Ingenieure und Naturwissenschaftler* 2. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer-Verlag, 2008
- [82] HOLSTEN, J. ; OSTERMANN, T. ; MOORMANN, D.: Design and wind tunnel tests of a tiltwing UAV. In: *CEAS Aeronautical Journal* Jg. 2 (2011), Nr. 1-4

## A Matrizen

Transformationsmatrix  $M_{tr}$

$$M_{tr} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin(\theta_{AP}) & 0 & \cos(\theta_{AP}) & 0 & -u_{a,AP} \cdot \cos(\theta_{AP}) \dots \\ & & & & & & & \dots -w_{a,AP} \cdot \sin(\theta_{AP}) & & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{9 \times 9}$$



## B Beispielfluggerät

### Aktuator-Modelle

Aktuator	$T_2$	$T_1$	$T_T$
$\sigma_{fl}$	0	0.10 s	0.01 s
$f_{\text{haupt}}$	0	0.08 s	0.02 s
$\sigma_{hlw}$	$2.636e^{-4}$ s	$3.90e^{-2}$ s	0.02 s
$f_{\text{heck}}$	0	0.06 s	0.02 s
$\xi$	$2.636e^{-4}$ s	$3.90e^{-2}$ s	0.02 s
$\eta$	$1.105e^{-4}$ s	$2.71e^{-2}$ s	0.02 s
$\zeta$	$1.105e^{-4}$ s	$2.71e^{-2}$ s	0.02 s

Tabelle B.1: Zeitkonstanten der Aktuatoren zur Verwendung in den Aktuator-Modellen aus Kapitel 2.2, entsprechend Gleichung B.1

Übertragungsfunktion der Aktuator-Modelle:

$$G(s) = \frac{1}{T_2 \cdot s^2 + T_1 \cdot s + 1} \cdot e^{-s \cdot T_T} \quad (\text{B.1})$$

### 3-Seitenansicht

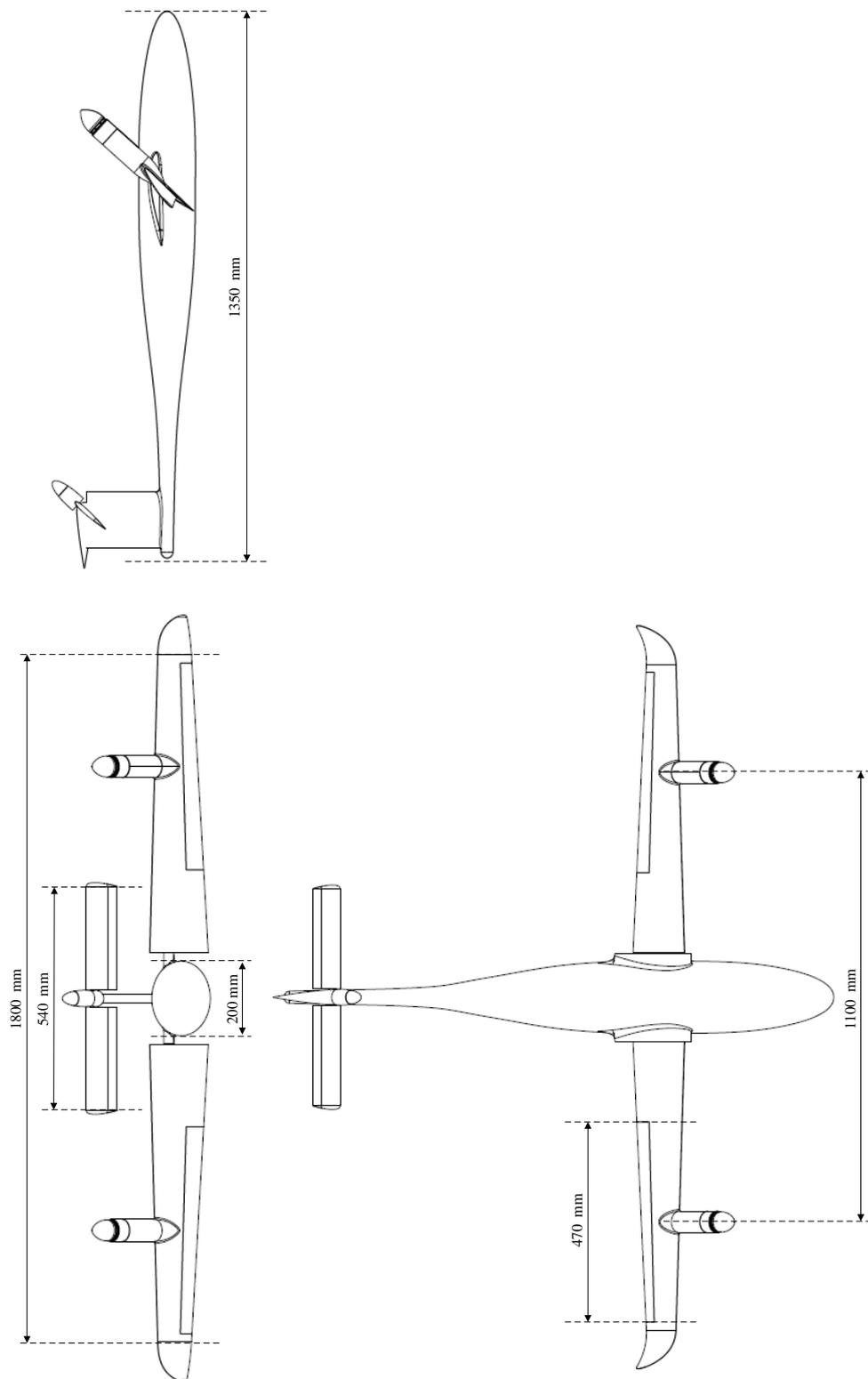


Abbildung B.1: Bemaßte 3-Seitenansicht des Beispielfluggerätes

## Verläufe der Trimm-Steuergrößen

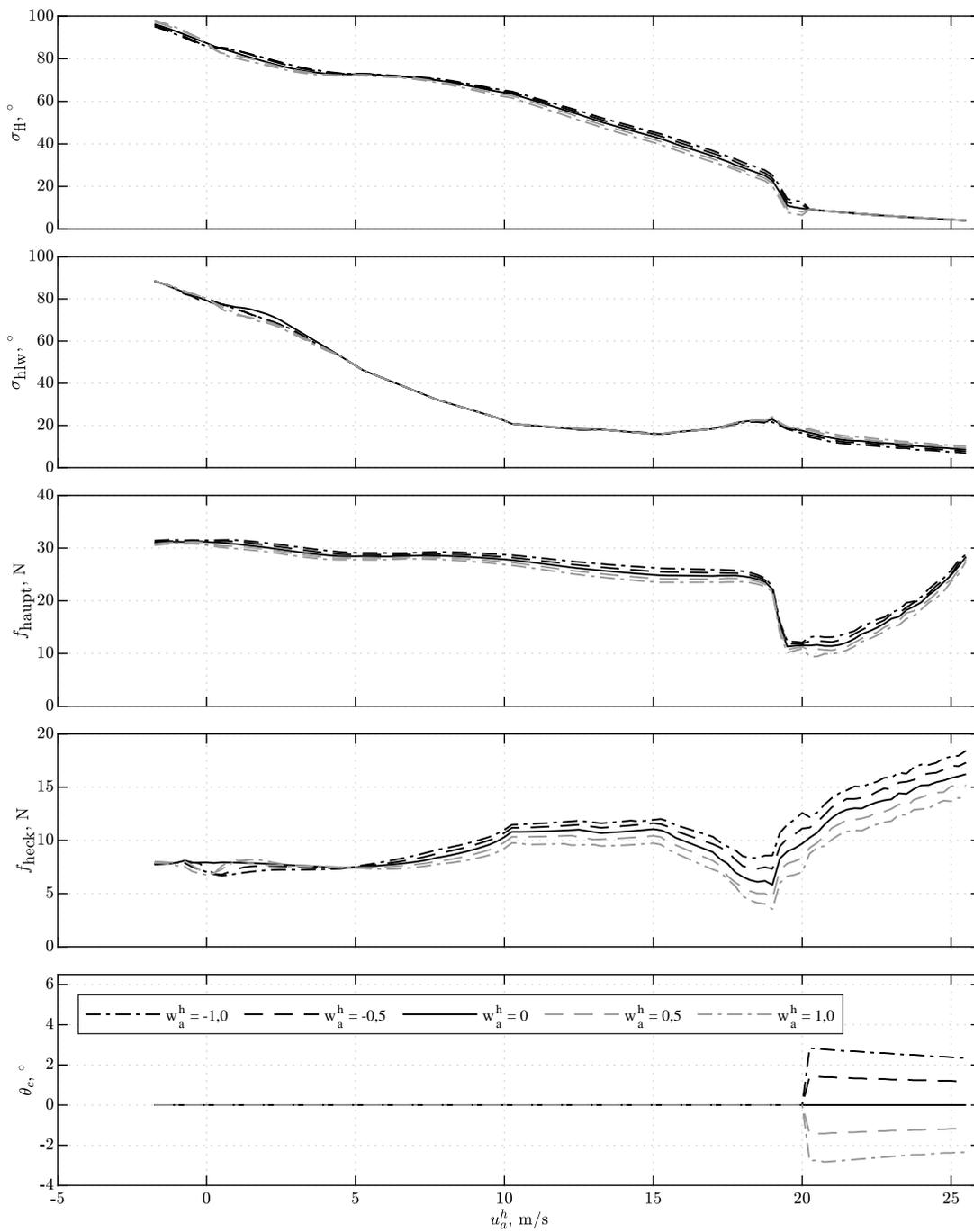


Abbildung B.2: Verläufe der Trimm-Steuervektoren für verschiedene Steig-/Sinkraten mit aktivierten Hauptantrieben mit Zustandsvorgabe des Nicklagewinkels  $\theta$  ab 20 m/s

## Steuerausschläge der Steuergrößenzuordnung

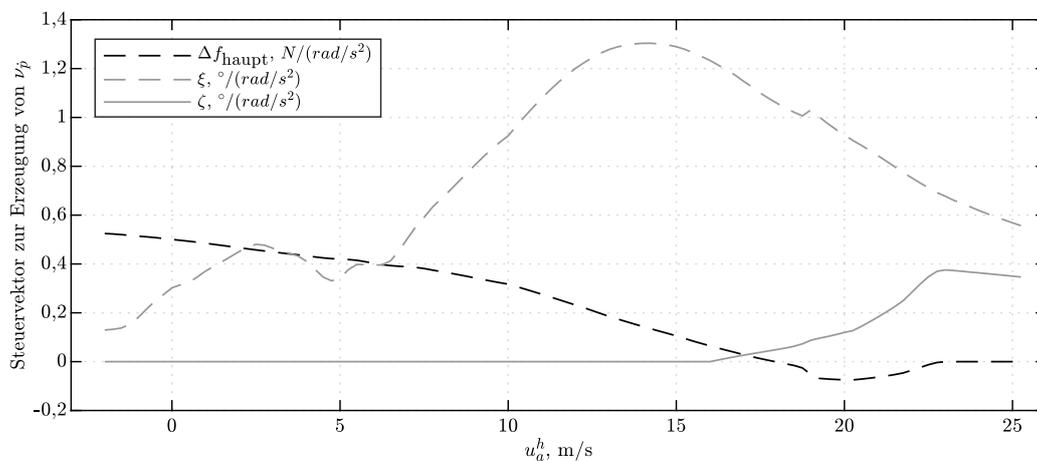


Abbildung B.3: Steuerausschläge der Steuergrößenzuordnung des Lagereglers zur Erzeugung einer kompensierten Rollbeschleunigung  $\nu_p$  für die Geschwindigkeiten des Horizontalflugs

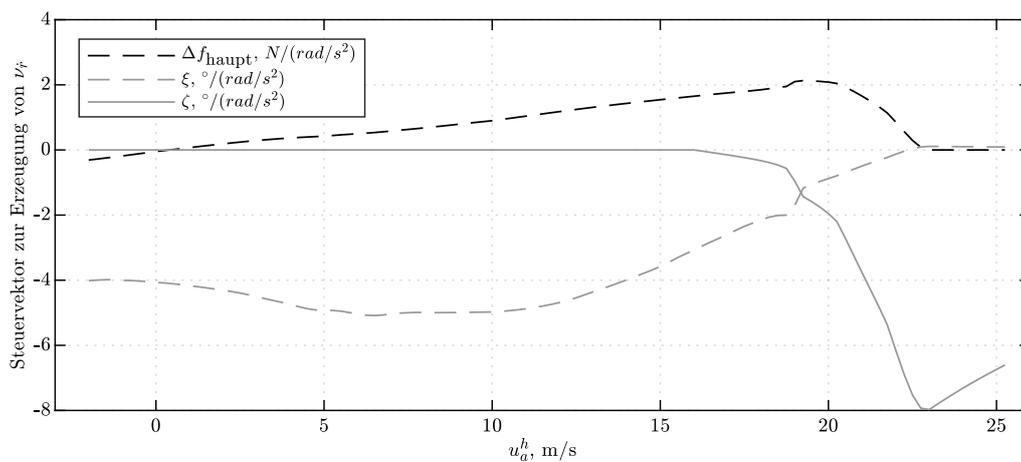


Abbildung B.4: Steuerausschläge der Steuergrößenzuordnung des Lagereglers zur Erzeugung einer kompensierten Gierbeschleunigung  $\nu_r$  für die Geschwindigkeiten des Horizontalflugs

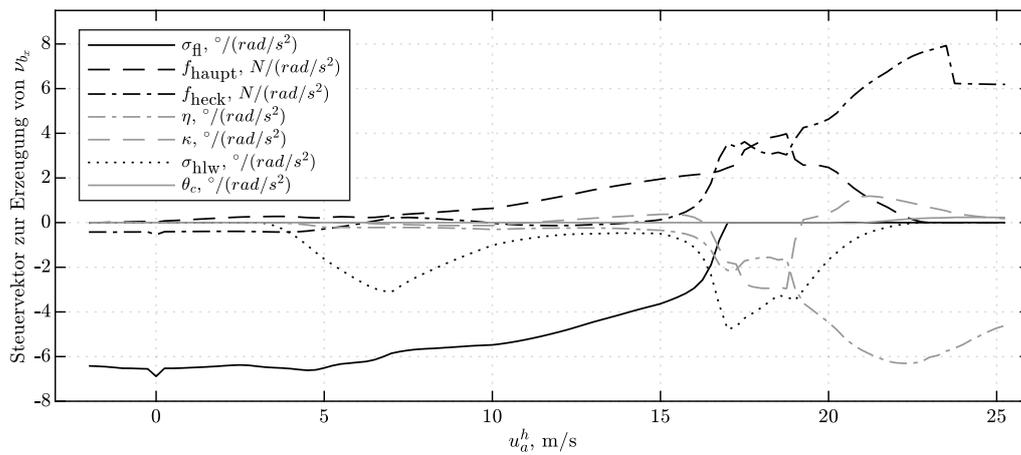


Abbildung B.5: Steuerausschläge der Steuergrößenzuordnung des Lagereglers zur Erzeugung einer kompensierten translatorischen Beschleunigung  $\nu_{b_x}$  für die Geschwindigkeiten des Horizontalflugs

## Erzeugbare Momente

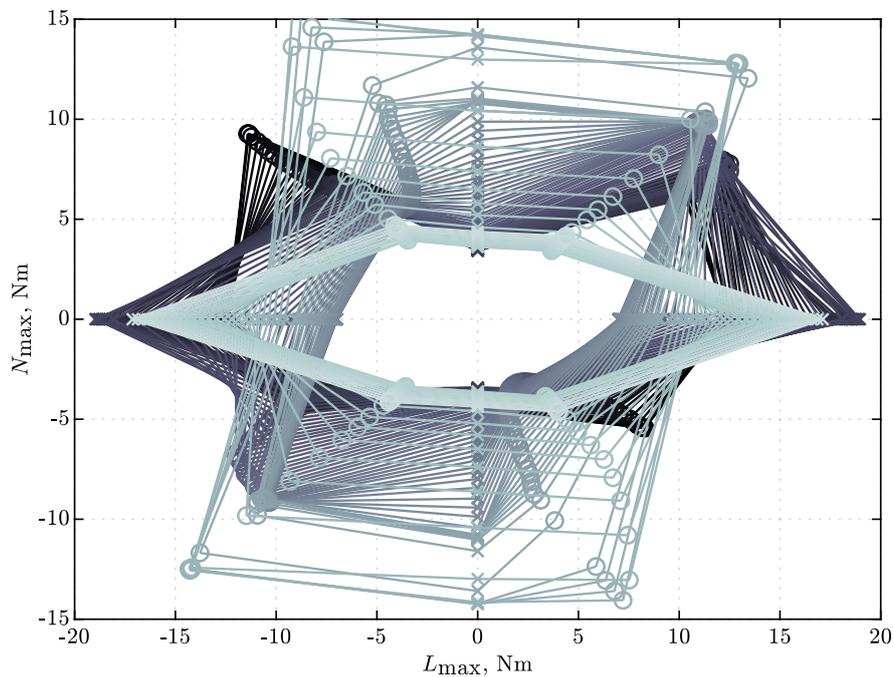


Abbildung B.6: Maximal erzeugbare Roll- und Giermomente ohne dass eine Steuergröße saturiert für alle Flugeschwindigkeiten des Flugbereichs, jeweils einzeln und als kombinierte Forderung

## Simulierter Flugpfad

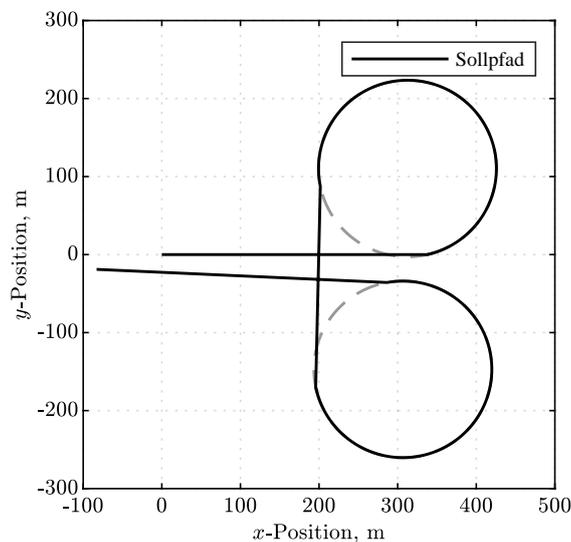


Abbildung B.7: Flugpfad des Beispielfluggerätes in der Simulationen zur Robustheitsanalyse

## Modifizierte Tragflügelprofile

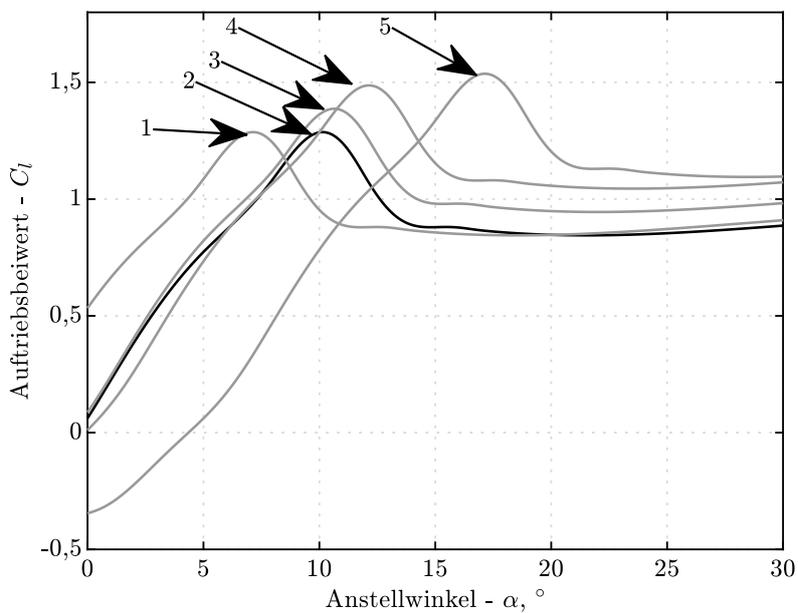


Abbildung B.8: Modifizierte Tragflügelprofile simulativen Analyse der Robustheit auf Basis des *Clark-Y* (markiert als Nr. 2)