

EXPERIMENTELLER ENTWURF EINER BASIS-REGELUNG FÜR EIN KLEINSTFLUGZEUG IN TILTWING-KONFIGURATION

M. Schütt¹, Institut und Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, RWTH Aachen University, Wüllnerstr. 7, 52062 Aachen, Deutschland

Zusammenfassung

Tiltwing-Fluggeräte ermöglichen die bestmögliche Verknüpfung der Vorteile eines Drehflüglers mit denen eines Starrflüglers in einem einzigen Fluggerät. Das Transitionsmanöver als Übergang zwischen Schwebeflug und Vorwärtsflug ist aufgrund starker Nichtlinearitäten sowie Instabilitäten nur schwer kontrollierbar. In dieser Arbeit wird ein Regelungskonzept erarbeitet, welches stationäre, ausgetrimmte Flugzustände bei allen Horizontalfluggeschwindigkeiten zwischen Schwebeflug und Flächenflug ermöglicht. Diese Zusammenhänge und Kopplungen werden experimentell mit der flugfähigen Tiltwing-Konfiguration durch einen nachgebildeten Flugbetrieb im Windkanal analysiert. Auf Basis dieser Ergebnisse wird der Basisregler entworfen, welcher Vorgaben an die Aktuatoren der Längsbewegung zum Einhalten stationärer Flugzustände vorsteuert. Zusätzlich sorgt der Basisregler für eine Entkopplung der Bewegungsachsen, unabhängig vom Flugzustand. Der Basisregler ermöglicht den Einsatz der Tiltwing-Konfiguration in allen Fluggeschwindigkeiten der Transition und verschafft dem Fluggerät flugzustandsunabhängige Flugeigenschaften. Diese Arbeit ist mit dem Ferdinand-Schmetz Preis 2015 ausgezeichnet worden.

1. EINLEITUNG

Im Rahmen der International Micro Air Vehicle Conference entwickelt das Institut für Flugsystemdynamik (FSD) der RWTH Aachen mit einer studentischen Gruppe ein unbemanntes Tiltwing-Fluggerät. Tiltwing-Fluggeräte ermöglichen die bestmögliche Verknüpfung der Vorteile eines Drehflüglers mit denen eines Starrflüglers in einem einzigen Fluggerät. Die Fähigkeit zum Schwebeflug erhält das Tiltwing-Fluggerät über die Möglichkeit, seinen Tragflügel samt Hauptantrieben um bis zu 90° nach oben zu kippen. Das für den Übergang zwischen Schwebeflug und Flächenflug nötige Transitionsmanöver ist aufgrund starker Nichtlinearitäten sowie Instabilitäten nur schwer kontrollierbar und stellt besondere Anforderungen an die Reglerauslegung. Daher wird der Flugbereich „Transition“ in der Literatur eher als zu überwindende Hürde denn als wertvoll nutzbarer Flugzustand angesehen [1].

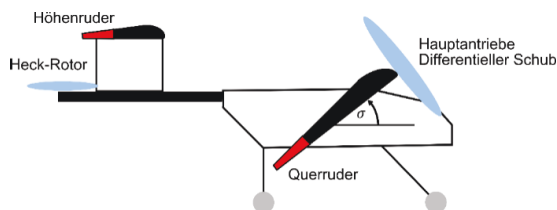


BILD 1: Aktuatoren des Tiltwing-Fluggeräts

In dieser Arbeit, basierend auf der Abschlussarbeit [2], wird eine Basisregelung für ein Tiltwing-Fluggerät entworfen. Der Basisregler deckt den gesamten Flugbereich des Fluggeräts ohne eine getrennte Betrachtung von Schwebeflug und Flächenflug ab. Dazu werden Kennfelder in Windkanalexperimenten generiert, welche eine Vorsteuerung von Trimmzuständen und eine Entkoppelung der Regelstrecke im Lageregler ermöglichen. Der Entwurf beschreibt neben umfangreichen Windkanalexperimenten zusätzlich die Auslegung der Regelfrequenz des Flugrechners. Dazu wird ein empirischer Ansatz vorgestellt. Abschließend wird das Regelungskonzept auf Basis erster Flugversuchsergebnisse bewertet.

2. TILTWING-FLUGGERÄT

Durch die Möglichkeit, den Tragflügel mit den daran angebrachten Hauptantrieben zu kippen, kann der Flugbereich des Tiltwing-Fluggeräts vom Flächenflug zu kleinen Vorwärtsgeschwindigkeiten bis hin zum Schwebeflug erweitert werden. Somit werden schneller, energieeffizienter Vorwärtsflug mit dem Potential, senkrecht starten und landen zu können (VTOL), kombiniert.

2.1. Transition

Ein Tiltwing-Fluggerät kippt im Schwebeflug die Fläche mit den daran angebrachten Hauptantrieben nach oben, sodass der Abwind der Hauptantriebe den Einsatz der Querruder ohne Fahrt relativ zur Luft ermöglicht. Die Hauptantriebe werden im Schwebeflug für den senkrechten Schub und im Flächenflug für den Vortrieb eingesetzt. Einzig das Höhenruder verliert ohne Anströmung seine Wirkung, daher wird zur Steuerung der Bewegung um die Nickachse ein zusätzlicher Aktuator benötigt. In BILD 1 ist ein Tiltwing-Fluggerät mit den Aktuatoren in einer beispielhaften Konfiguration dargestellt.

Ein hoher Leistungsbedarf während VTOL und Schwebeflugzuständen hat Transitionskonzepte häufig zu einer möglichst kurzen Vertikalflugphase getrieben [3]. Ostermann fordert allerdings als Spezifikation des Tiltwing-Fluggeräts „den gesamten Geschwindigkeitsbereich als operationellen Betriebsbereich nutzbar zu machen“ [1].

Für alle Horizontalfluggeschwindigkeiten zwischen Schwebeflug und der Reisefluggeschwindigkeit existieren stationäre Flugzustände, welche zur Erfüllung bestimmter Missionen genutzt werden können. Ein Tiltwing-Fluggerät mit dem vorgestellten Basisregler soll jeder Zustand des Flugbereichs stationär erfliegen können, sodass alle Geschwindigkeiten vom Schwebeflug bis zum Flächenflug stationär trimmbar sind.

¹ E-Mail: schuett@fsd.rwth-aachen.de

2.2. Flugmechanik

In Bezug auf die Fluggeschwindigkeit kann der Flugbereich in drei Regionen unterteilt werden. Während Flächenflug und Schwebeflug die beiden Grenzen des Flugbereichs darstellen, umfasst die Transition alle Flugzustände dazwischen.

2.2.1. Aktuator Wirksamkeit

Die Flächenflugkonfiguration ist dadurch gekennzeichnet, dass der Tragflügel parallel zum Rumpf liegt (Flügelwinkel $\sigma = 0^\circ$), die Flugmechanik dieses Flugzustandes ist hinlänglich bekannt. Die Querruder erzeugen ein Roll-, das Höhenruder ein Nick- und der differentielle Schub ein Giermoment. In BILD 2 sind die angreifenden Kräfte und Momente dargestellt.

Im Schwebeflug befindet sich der Flügel in annähernd vertikaler Position (Flügelwinkel $\sigma \approx 90^\circ$) und die Flugmechanik gleicht der eines Multikopters. Ein Nickmoment wird klassischerweise durch einen zusätzlichen Aktuator im Heck des Fluggerätes erzeugt. Rollmomente können über differentielle Ansteuerung der Hauptantriebe induziert werden, Giermomente werden durch die stets überströmten Querruder erzeugt.

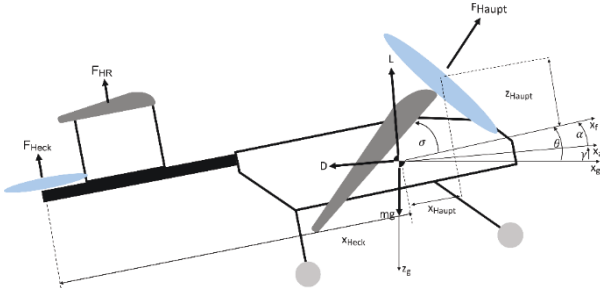


BILD 2: Kräfte und Momente

Diese Flugzustände stellen allerdings die Ausnahmefälle des Flugbereichs dar. In allen Flugzuständen dazwischen sind die Wirkungen aller Aktuatoren von der Anströmgeschwindigkeit und dem Kippwinkel des Flügels abhängig. Im Schwebeflug erzeugen die Querruder eine Gier- und im Flächenflug ein Rollmoment. Der differentielle Schub δ der Hauptantriebe erzeugt im Schwebeflug ein Roll- und im Flächenflug ein Giermoment. Abhängig vom Kippwinkel erzeugen sowohl Querruder ξ als auch differentielle Schub δ im Bereich dazwischen eine Kombination aus einem Roll- und einem Giermoment. Über den Flugbereich verändert sich allerdings nicht nur die Richtung der Wirkung der Aktuatoren, auch die Größe der Wirkung variiert durch die Abhängigkeit vom Staudruck q . Eine vereinfachte Beschreibung des Roll- und Giermomentes ist in den Gleichungen (1) und (2) dargestellt. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass den Wirkungen der Steuerflächen in der Seitenbewegung keine Achse fest zugeordnet werden kann. Es werden stets Kopplungen von der Roll- in die Gierbewegung und andersherum erzeugt.

$$(1) \quad L = -2 \cdot q(U_\infty, F_{Haupt}) \cdot \Delta C_A(\xi) \cdot S_{Fl} \cdot \frac{b}{2} \cdot \cos \sigma - 2 \cdot \delta \cdot y_{Haupt} \cdot \sin \sigma$$

$$(2) \quad N = -2 \cdot \delta \cdot y_{Haupt} \cdot \cos \sigma + 2 \cdot q(U_\infty, F_{Haupt}) \cdot \Delta C_A(\xi) \cdot S_{Fl} \cdot \frac{b}{2} \cdot \sin \sigma$$

Die generelle Vorzeichenkonvention nach Brockhaus [4],

dass ein positiver Ruderausschlag ein negatives Moment zur Folge hat, kann beim Tiltwing-Fluggerät nicht eingehalten werden. Die Definition der Wirkung der Querruder im Flächenflug ergibt im Schwebeflug bei positivem Ausschlag ein positives Moment.

Auch in der Längsbewegung hängt die Wirkung der Aktuatoren Heckrotor und Höhenruder stark von dem Flugzustand ab. Die Wirkung beider Aktuatoren variiert mit der Anströmgeschwindigkeit zwar nicht in der Richtung, aber in der Größe.

Nichtlineare Effekte und Kopplungen in der Transition können beim Tiltwing-Fluggerät zu instabilen Flugzuständen führen. Ein stationäres Erfiegen des gesamten Flugbereichs erfordert daher eine detaillierte Analyse der Aktuator-Wirkungen.

2.2.2. Trimmzustände

Für stationäre Flugzustände müssen die Kräfte und Momente der Längsbewegung im Gleichgewicht stehen:

$X, Z, M \stackrel{!}{=} 0$. Dieser Zustand wird Trimpunkt genannt. Der Gesamtschub der beiden Hauptantriebe kann zusammengefasst werden: $F_{Haupt} = F_{links} + F_{rechts}$. Die drei Gleichungen in (3) sind vom Kippwinkel σ abhängig und werden vereinfacht für kleine Anstellwinkel α und Nickwinkel θ dargestellt. Die angreifenden Kräfte werden im körperfesten Koordinatensystem angenommen, wie in BILD 2 dargestellt.

$$\sum X_f = F_{Haupt} \cdot \cos \sigma - W(U_\infty, F_{Haupt}) \stackrel{!}{=} 0$$

$$(3) \quad \sum Z_f = -F_{Haupt} \cdot \sin \sigma - F_{Heck} - F_{HR} + m \cdot g - A(U_\infty, F_{Haupt}) \stackrel{!}{=} 0$$

$$\sum M_f = M_{Aero} + F_{Haupt} \cdot (\sin \sigma \cdot x_{Haupt} - \cos \sigma \cdot z_{Haupt}) - F_{Heck} \cdot x_{Heck} - F_{HR} \cdot x_{HR} \stackrel{!}{=} 0$$

Die Wirkung des Schubs der Hauptantriebe ist, wie der Auftrieb und Widerstand des Flügels, von der Horizontalfluggeschwindigkeit des Fluggerätes abhängig. Mit zunehmender Horizontalfluggeschwindigkeit wird die Gewichtskraft weniger vom Schub und mehr vom Auftrieb des Tragflügels kompensiert.

2.3. Beispielflugzeug

Das verwendete Tiltwing-Fluggerät besitzt als Hauptantriebe zwei Elektromotoren und hat bei einer Spannweite von $0,96 \text{ m}$ eine Abflugmasse von $1,7 \text{ kg}$. Im Schwebeflug werden Nickmomente durch einen Heckrotor mit Verstellpropeller erzeugt. Im Flächenflug werden Giermomente durch differentiellen Schub der Hauptantriebe erzeugt, da kein Seitenruder existiert. Für eine detaillierte Beschreibung des Fluggerätes wird auf die Abschlussarbeit [2], welche diesem Beitrag zugrunde liegt, verwiesen.

Der Flugrechner zur Regelung des Fluggerätes ist ein am FSD entwickelter Autopilot. Die Struktur der Regelung wird in MATLAB/Simulink entwickelt und mithilfe einer automatisierten Werkzeugkette auf den Autopiloten übertragen. Eine Optimierung der Regelfrequenz des Autopiloten wird im Kapitel 4.1 dieser Arbeit beschrieben.

2.4. Regelungskonzept

Ein Fluggerät mit Tiltwing-Konfiguration besitzt flugzustandsabhängig sehr unterschiedliche Flugeigenschaften. Diese Unterschiede machen eine Automatisierung des Fluggerätes sehr anspruchsvoll, da sich der Regler an die Flugeigenschaften anpassen müsste. Der AVIGLE Tiltwing [3] nutzt beispielsweise eine Regelung, welche den Flügelwinkel an die gewünschte Horizontalfluggeschwindigkeit anpasst, während der Schub ausschließlich durch einen übergeordneten Höhenregler geregelt wird. Beim HARVee Tiltwing [5] wird die Transition, auf einem linearisierten Modell basierend, durch die Steuerung von Schub und Flügelwinkel nach einem festen Ablauf durchgeführt.

Das volle Potential der Tiltwing-Konfiguration kann allerdings erst durch einen stationären Flug im gesamten Geschwindigkeitsbereich genutzt werden. Die drei Flugzustände Schwebeflug, Transition als Übergangszustand und Flächenflug sollen nicht mehr unterschieden werden. Der Basisregler deckt somit den gesamten Flugbereich ab, Schwebeflug und Flächenflug stellen lediglich die Grenzen des Flugbereichs dar. Um stationäre Flugzustände im gesamten Geschwindigkeitsbereich einnehmen zu können, sind Trimpunkte in unterschiedlichen Horizontalfluggeschwindigkeiten zu ermitteln. Mithilfe von Kennfeldern und einer Vorsteuerung der Aktuatoren der Längsbewegung kann der gesamte Geschwindigkeitsbereich stationär erfolgen werden.

Da der vorgestellte Basisregler einen einheitlichen Lageregler als innerste Kaskade vorsieht, ist eine explizite Kompensation der Kopplungen und Veränderung der Wirkung der Aktuatoren nötig. Die Kennfelder, in denen die invertierte Wirkung der Aktuatoren dem aktuellen Flugzustand zugeordnet wird, ermöglichen es, den Lageregler als klassischen Single Input Single Output (SISO) Regler zu entwerfen [6]. Für die Entkopplung ist die Wirkung der Aktuatoren in Stärke und Richtung in den verschiedenen Trimpunkten zu bestimmen:

$$(4) \quad \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} = \underbrace{\begin{pmatrix} L_\xi & L_\zeta & L_\eta \\ M_\xi & M_\zeta & M_\eta \\ N_\xi & N_\zeta & N_\eta \end{pmatrix}}_{=Q(\sigma)} \cdot \begin{pmatrix} \xi \\ \zeta \\ \eta \end{pmatrix}$$

Wird die Wirksamkeitsmatrix Q invertiert, lassen sich damit die zu aktuell nötigen Aktuatorauschläge, um die Momenten-Forderung des Lagereglers zu erfüllen, berechnen:

$$(5) \quad \begin{pmatrix} \xi \\ \zeta \\ \eta \end{pmatrix} = \underbrace{\begin{pmatrix} \xi_L & \xi_M & \xi_N \\ \zeta_L & \zeta_M & \zeta_N \\ \eta_L & \eta_M & \eta_N \end{pmatrix}}_{=Q^{-1}(\sigma)} \cdot \begin{pmatrix} L_{LR} \\ M_{LR} \\ N_{LR} \end{pmatrix}$$

Mit der Einführung der Momenten-Forderung des Lagereglers ist nun unabhängig von der aktuellen Flugzeugkonfiguration eine entkoppelte Steuerung von Momenten um die flugzeugfesten Achsen möglich. Eine detaillierte Beschreibung des Regelkonzeptes für dieses Tiltwing-Fluggerät ist in [7] zu finden.

3. WINDKANALVERSUCHE

Die für den Reglerentwurf benötigten Kennfelddaten in Form von Trimpunkten und Aktuatorwirkungen sind mithilfe von Windkanalversuchen experimentell bestimmt worden. Dazu ist das Tiltwing-Fluggerät dank seiner

geringen Abmaße im Ganzen und voll funktionsfähig bei 23 Geschwindigkeiten im Bereich von 0 bis 17 m/s vermessen worden. Mithilfe einer 6-Komponentenwaage konnten die resultierenden Kräfte und Momente während des simulierten Flugbetriebs im Windkanal bestimmt werden. Das Fluggerät ist mit einem unveränderten Nicklagewinkel von $\theta = 0$ vermessen worden, da der Rumpf im gesamten Flugbereich horizontal verbleiben soll.

Für jede Strömungsgeschwindigkeit, welche der Horizontalfluggeschwindigkeit des Fluggerätes entspricht, sind die für stationäre Flugzustände nötigen Aktuatorauschläge der Längsbewegung bestimmt worden. Während sich das Fluggerät anschließend in einem ausgetrimmten Zustand befinden hat, sind die Wirkungen aller Aktuatoren in Stärke und Richtung untersucht worden. Im Folgenden werden lediglich die für den Reglerentwurf relevanten Ergebnisse dargestellt. In den Abbildungen werden die Messpunkte durch Ausgleichspolynome verschiedener Ordnungen zu jeder Messreihe ergänzt. Eine detaillierte Beschreibung der Messreihe im Windkanal findet sich in [8].

3.1. Trimpunkte

In den folgenden Abbildungen sind die Trimm-Steuergrößen ausschläge in Abhängigkeit von der Horizontalfluggeschwindigkeit U_∞ dargestellt.

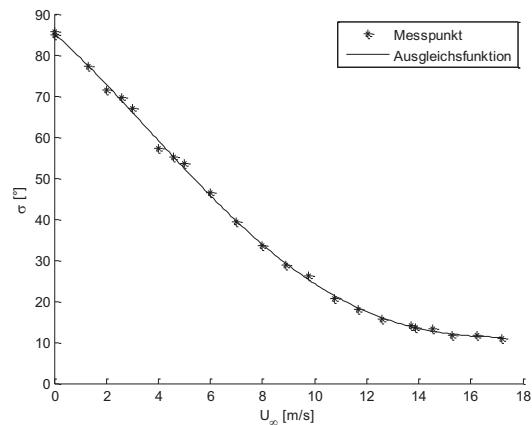


BILD 3: Trimmwerte des Kippwinkels σ

BILD 3 zeigt den für einen stationären Flugzustand nötigen Kippwinkel des Flügels σ . Durch den konstanten Nicklagewinkel entspricht der Kippwinkel dem Anstellwinkel des Flügels. Mit steigender Horizontalfluggeschwindigkeit nimmt der nötige Kippwinkel ab. Es wird nicht der gesamte mögliche Bereich des Kippwinkels ausgenutzt, da im Schwebeflug durch den Abwind der Hauptantriebe auf dem Flügel ein Auftrieb in negativer x-Richtung induziert wird. Für ein Kräftegleichgewicht muss der Flügel mit den Hauptantrieben daher leicht nach vorne gekippt werden. Für hohe Horizontalfluggeschwindigkeiten werden für ein Flächenflugzeug typische Anstellwinkel erreicht. Der Verlauf des Ausgleichspolynoms spiegelt die simulierten Ergebnisse des HARVee Tiltwings [9] gut wieder.

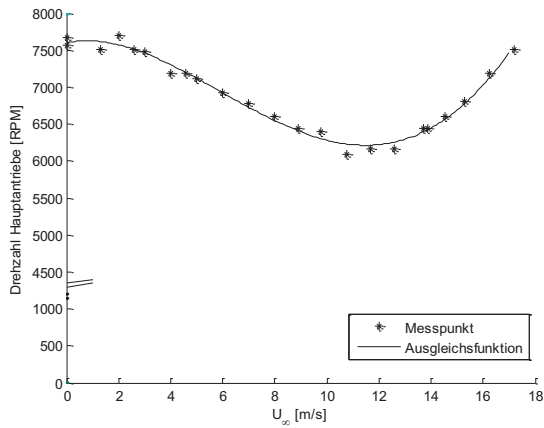


BILD 4: Trimmwerte des Schubs F , angegeben als Drehzahlen

In BILD 4 ist der nötige Trimm-Schub F dargestellt. Da der Schub nicht direkt bestimmt werden konnte, sind die Drehzahlsteller-Sollwertvorgaben in Drehzahlen umgerechnet worden. Im Schwebeflug ist ein hohes Schubniveau nötig, da der Schub allein die Gewichtskraft ausgleichen muss. Der nötige Schub nimmt mit steigender Geschwindigkeit bis ca. 12 m/s ab, da der Tragflügel immer größere Anteile des Auftriebs bereitstellt. Mit weiter steigender Geschwindigkeit muss ein quadratisch ansteigender Widerstand ausgeglichen werden, daher nimmt der Schubbedarf wieder zu.

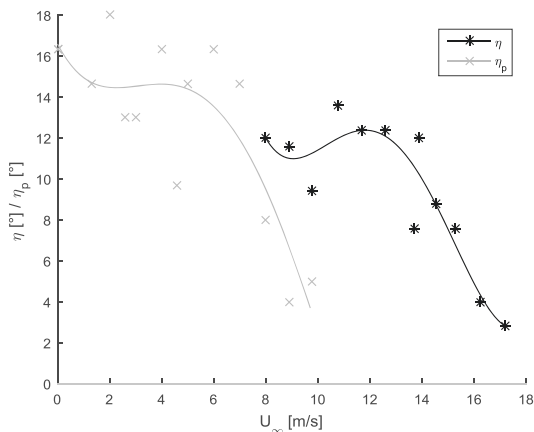


BILD 5: Trimmwerte der Heckaktuatorik: Höhenruder und Heckrotor

In BILD 5 ist sowohl der nötige Trimm Ausschlag des Höhenruders η als auch der des Heckrotors η_p dargestellt. Die auffallend größere Streuung der Messwerte kann mit beobachteten Nickschwingungen während der Messung begründet werden. Durch fehlende Anströmung hat das Höhenruder bei kleinen Geschwindigkeiten keine Wirkung, weshalb das nötige Nickmoment bis ca. 10 m/s Strömungsgeschwindigkeit vom Heckrotor aufgebracht wird. Bei 10 m/s reicht die Wirksamkeit des Höhenruders aus und die Nickmomentensteuerung wird auf das Höhenruder übergeben. Mit steigender Geschwindigkeit nimmt die Wirksamkeit des Höhenruders quadratisch zu, weshalb sich der nötige Trimm Ausschlag reduziert.

3.2. Aktuatorwirksamkeiten

In den stationären Trimpunkten sind alle Aktuatoren des Fluggerätes definiert ausgeschlagen worden. Es ist lediglich der stationäre Endwert der Wirkung betrachtet worden, das dynamische Verhalten konnte nicht aufgezeichnet werden. In jedem Trimpunkt wurde die Wirksamkeit der Aktuatoren in zwei Richtungen und je zwei Amplituden gemessen und auf einen Ausschlag von $+1$ normiert aufgetragen. Dabei zeigen die folgenden Abbildungen lediglich die gemessenen Wirksamkeiten der für die Lageregelung relevanten Aktuatoren. Die Wirkungen vom Höhenruder und Heckrotor auf das Gier- bzw. das Rollmoment, sowie die Wirkungen des Querruders und des differentiellen Schubs auf das Nickmoment wurden aufgrund sehr geringen Einflusses vernachlässigt.

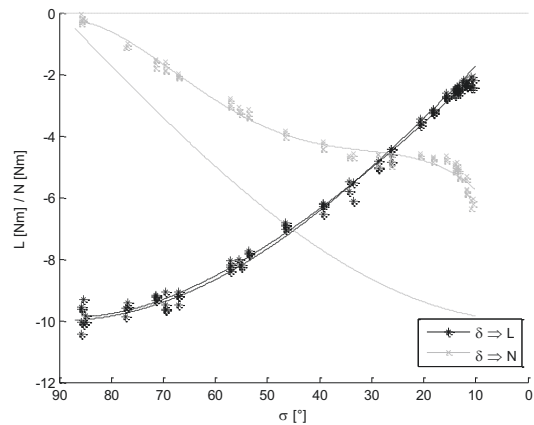


BILD 6: Wirksamkeit des differentiellen Schubs

Die Wirksamkeit des differentiellen Schubs δ ist in BILD 6 dargestellt. Es zeigt sich ein Austausch der Wirkrichtungen von Roll- zu Giermoment beim Übergang von dem Schwebeflug zum Flächenflug. Dieser Effekt bestätigt die Annahmen der Gleichungen (1) und (2), deren Verlauf gestrichelt dargestellt ist. Dabei wurde der Schub δ auf den störungsfreien Schwebeflugfall von ca. 10 Nm skaliert. Abweichungen der Messwerte von diesem theoretischen Ansatz könnten durch die sich ändernden Anströmungsverhältnisse der Hauptantriebe verursacht worden sein. Die Wirksamkeit des differentiellen Schubs im Giermoment nimmt mit zunehmender Anströmung etwas ab.

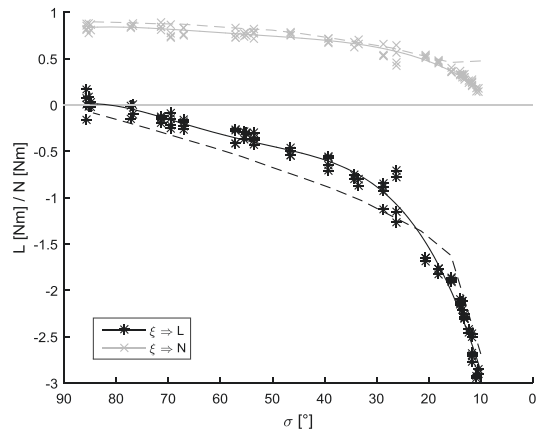


BILD 7: Wirksamkeit der Querruder

In BILD 7 ist die Wirksamkeit Querruders ξ dargestellt. Wie der differentielle Schub zeigt das Querruder eine Richtungsänderung der Wirkung von Gier- zu Rollmoment beim Übergang vom Schwebeflug zum Flächenflug. Auffällig ist eine im Vergleich zum Rollmoment sehr eingeschränkte Giermomenten-Steuerbarkeit durch den Einfluss des Staudrucks q . Dieser Effekt ist allerdings, als gestrichelte Kurve gekennzeichnet, durch die Gleichungen (1) und (2) schon vorhergesagt worden.

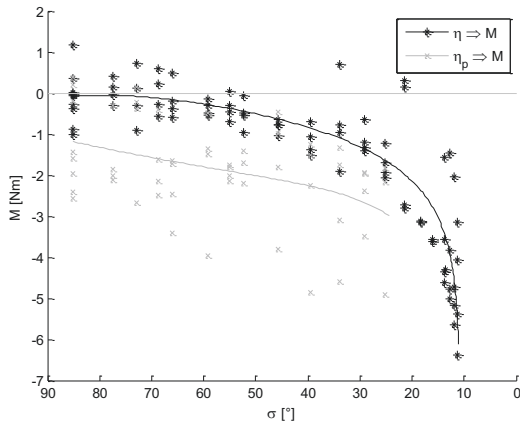


BILD 8: Wirksamkeit der Heck-Aktuatorik: Höhenrunder und Heckrotor

In den Messwerten zur Wirksamkeit des Höhenruders η und des Heckrotors η_p , in BILD 8 dargestellt, sind wieder deutliche Streuungen zu erkennen. Im Schwebeflug ist keine Wirkung des Höhenruders vorhanden, welche aber mit steigender Anströmung quadratisch zunimmt. Die Wirkung des Heckrotors nimmt mit steigender Anströmung leicht zu. Da der Heckrotor nur bis zu Strömungsgeschwindigkeiten von $U_\infty = 10 \text{ m/s}$ betrieben wurde, enden die Messwerte entsprechend bei $\sigma = 20^\circ$.

4. REGLERENTWURF

Im Folgenden die Schritte zum Entwurf des Basisreglers dargestellt, dabei wird zunächst auf die Bestimmung einer optimalen Regelfrequenz eingegangen und anschließend das Reglermodell anhand der Windkanalergebnisse implementiert.

4.1. Regelfrequenz des Flugcomputers

Im Gegensatz zu Sensorfrequenzen und Aktuatorfrequenzen ist die Regelfrequenz des Flugcomputers ein optimierbarer Parameter des Regelkreises, welche sich auf das Regelverhalten des Fluggerätes auswirkt. Nach Lunze [6] können Digitalregler bei ausreichend hoher Regelfrequenz als kontinuierlicher Regler ausgelegt werden. Dabei werden Frequenzen in Abhängigkeit der höchsten Frequenz in der Dynamik des Fluggerätes gefordert:

$$(6) \quad v_{cont} \geq 30 \cdot v_{max}$$

Die Analyse von in Flugversuchen aufgezeichneter Eulerwinkel zeigt, dass die Nickbewegung des Fluggerätes die höchste Dynamik aufweist. Die Messwerte von sieben Flugversuchen, welche mit einer Abtastfrequenz von 50 Hz aufgezeichnet wurden, werden im Folgenden auf ihre dominierenden Frequenzen untersucht.

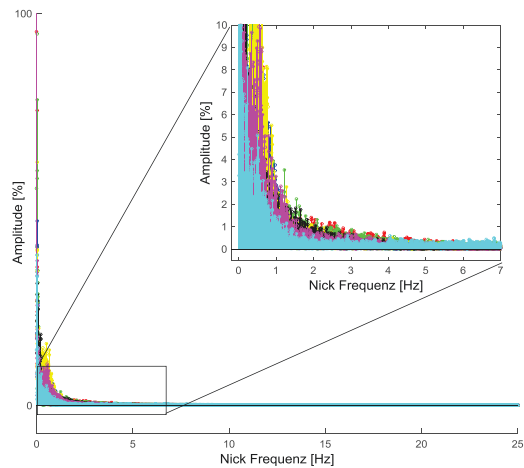


BILD 9: Frequenzspektrum der Nickbewegung aus Flugversuchen

In BILD 9 ist das Frequenzspektrum der Nickbewegung der Flugversuche in jeweils unterschiedlichen Farben aufgetragen, deutlich ist ein Abfall der Amplitude bei höheren Frequenzen zu erkennen. Für Frequenzen größer als $4,5 \text{ Hz}$ ist die Amplitude konstant unterhalb von $0,9 \%$. Die letzte auffällige Frequenz in der Nickbewegung ist bei $4,5 \text{ Hz}$ mit einer Amplitude von 1% der maximal auftretenden Amplitude. Die größte im Regelkreis des Fluggerätes auftretende Frequenz kann also mit $v_{max} = 4,5 \text{ Hz}$ abgeschätzt werden. Daraus ergibt sich eine von Lunze geforderte Abtastfrequenz zu: $v_{cont} = 135 \text{ Hz}$.

Die Daten sind allerdings ausschließlich Messwerte aus Flugversuchen mit einem bereits geregelten Fluggerät. Die aufgezeichneten Frequenzen spiegeln daher nicht die zu betrachtende, unregelmäßige Dynamik des Fluggerätes wider, da die Regelung das Frequenzspektrum verändert. Diese Betrachtung ergibt allerdings einen ersten Ansatz als Abschätzung, also einer minimal nötigen Regelfrequenz. Da eine numerische Optimierung diese Abschätzung bestätigen konnte, ist die Regelfrequenz als ganzzahliger Faktor des Haupttakts des Flugcomputers von 1000 Hz auf $v_{Regler} = 200 \text{ Hz}$ aufgerundet worden.

4.2. Auslegung des Basisreglers

Der Basisregler ist auf Grundlage der vorgestellten Windkanaldaten implementiert worden. Eine Übersicht des Basisreglers ist in BILD 10 gegeben.

Für Kennfelder zum Vorsteuern von Trimpunkten der Längsbewegung sind die in den Abbildungen BILD 3 bis BILD 5 dargestellten Ausgleichsfunktionen übernommen worden. In ersten Flugversuchen ist auf das Abschalten des Heckrotors ab einer Geschwindigkeit von 10 m/s verzichtet worden, dieses hat eine schnellere Rücktransition in den Schwebeflug ermöglicht. Die Kennfelder sind bis $U_\infty = -2 \text{ m/s}$ bzw. $U_\infty = 20 \text{ m/s}$ extrapoliert worden, um eine Kommandierung kleiner negativer Horizontalfluggeschwindigkeiten zu ermöglichen und den Fluggeschwindigkeitsbereich zu erweitern.

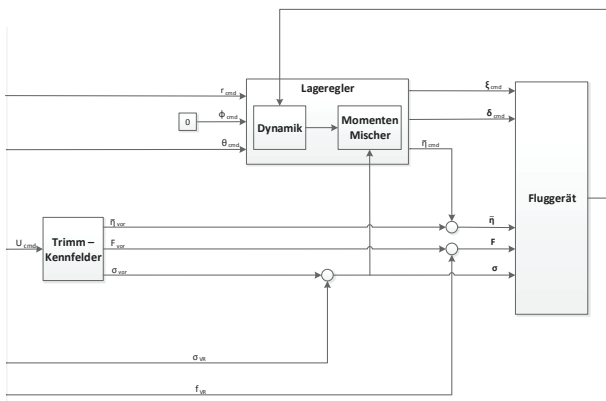


BILD 10: Übersicht des Basisreglers

Der aus den Kennfeldern vorgesteuerte Flügelwinkel σ bestimmt den aktuellen Betriebspunkt des Momenten-Mischers für die Lageregelung. Dazu sind die Elemente der Wirksamkeitsmatrix Q (Gleichungen (4) und (5)) entsprechend den Ausgleichsfunktionen der Abbildungen BILD 6 bis BILD 8 bestimmt worden.

Aufgrund der vernachlässigten Kopplungen sind die Elemente L_η , N_η , M_ξ und M_ζ nicht besetzt. In Folge sind die Elemente η_L , η_N , ξ_M und ζ_M der Inversen ebenfalls unbesetzt. Im Momenten-Mischer sind die besetzten Einträge, also die benötigten normierten Ausschläge der jeweiligen Aktuatoren pro zu steuerndem Moment, in Kennfeldern hinterlegt.

4.3. Flugversuchsergebnisse

Der Basisregler ist mit Hilfe des Beispielfluggerätes im Rahmen erster manueller und auch vollautomatischer Flüge evaluiert worden. Die Flüge umfassten alle Flugbereiche vom Schwebeflug bis zum Flächenflug. Da die Flugprüfung noch nicht abgeschlossen ist, können nur ausgewählte Ergebnisse präsentiert werden.

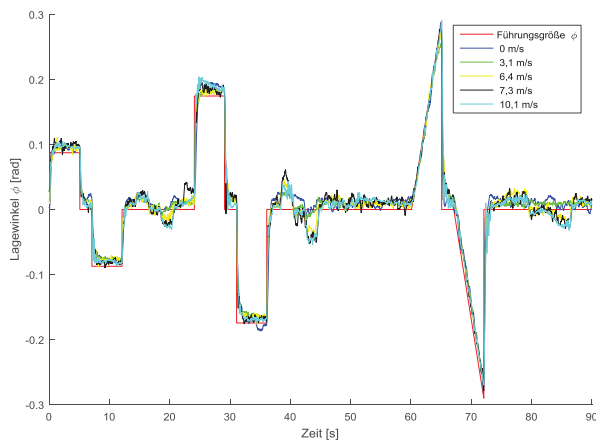


BILD 11: Folgeverhalten des Basisreglers für die Rolllage

Exemplarisch ist das Folgeverhalten des Rollagereglers in BILD 11 für verschiedene Flugzustände dargestellt. Das Folgeverhalten ist gut und darf als weitgehend unabhängig vom Flugzustand betrachtet werden. Der Lageregler funktioniert mit den im Schwebeflug optimierten Parametern im gesamten Flugbereich. Lediglich leichte Kopplungen einer kommandierten Gierbewegung in die Rollbewegung sind noch zu erkennen.

In BILD 12 ist das Folgeverhalten des Horizontalfluggeschwindigkeitsreglers für einen Flugversuch dargestellt. Die Ist-Horizontalflygeschwindigkeit wurde mit Hilfe einer Staudrucksonde ermittelt. Die Vorgabe wird zwischen 4 und 20 m/s variiert. Die durchschnittliche Abweichung der Regelgröße liegt trotz ausschließlicher Vorsteuerung im Bereich kleiner als 3 m/s.

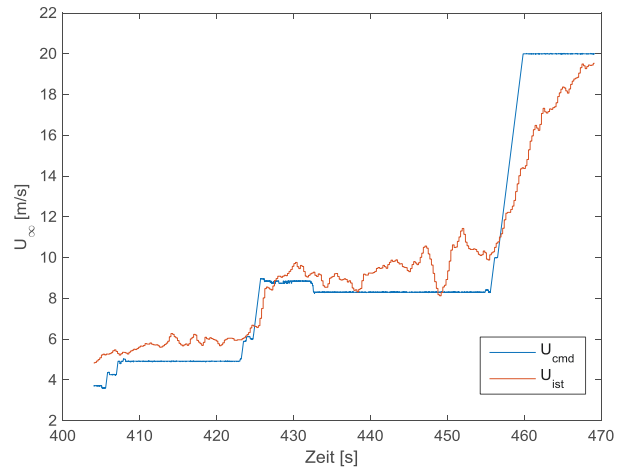


BILD 12: Folgeverhalten des Basisreglers für die Horizontalfluggeschwindigkeit

5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In dieser Arbeit ist ein Basisregler für ein Fluggerät mit Tiltwing-Konfiguration experimentell ausgelegt worden. Der gesamte Flugbereich der Tiltwing-Konfiguration von Schwebeflug bis zum effizienten Flächenflug ist durch stationäre, ausgetrimmte Flugzustände erschlossen worden. Anhand von Trimm-Kennfeldern und einer expliziten Entkopplung der Aktuatorwirkungen, welche in Windkanalexperimenten generiert wurden, ist eine Steuerung des Fluggerätes unabhängig von dem Flugzustand möglich. Somit können übergeordnete Regelkaskaden das Fluggerät flugzustandsunabhängig, frei von Kopplungen und Besonderheiten der Tiltwing-Konfiguration regeln.

Erste Flugversuchsdaten bestätigen die Funktionalität des Konzeptes. Die Horizontalfluggeschwindigkeit lässt sich mit Hilfe der Trimm-Kennfelder innerhalb des gesamten Flugbereichs vorgeben. Die Lageregelung liefert unabhängig von der Flugeschwindigkeit gute Ergebnisse.

Zukünftige Arbeiten konzentrieren sich auf Untersuchungen des Höhenreglers und dessen Führungsverhalten.

6. NOMENKLATUR

Formelzeichen:

- A Auftrieb
- b Halbspannweite
- C_A Auftriebsbeiwert
- δ differentieller Schub
- F Schub
- g Erdbeschleunigung
- L Rollmoment

L_ξ	Rollmomentenwirkung des Querruders
M	Nickmoment
m	Masse
U_∞	Horizontalfluggeschwindigkeit (aerodyn.)
X	Kraft in flugzeugfest nach vorne
x	Richtung flugzeugfest nach vorne
Z	Kraft flugzeugfest nach vorne
z	Richtung flugzeugfest nach unten
η	Höhenruderausschlag
η_p	Heckrotor-Blattverstellung
θ	Nicklagewinkel (Rumpf)
Q	Wirksamkeitsmatrix
q	Staudruck
S	Auftrieb erzeugende Fläche
ξ	Querruderausschlag
ξ_L	Querruderausschlag pro Rollmoment
σ	Flügel-Kippwinkel
ϕ	Rolllagewinkel
ψ	Kurswinkel
W	Widerstand

Abkürzungen:

FSD	Institut für Flugsystemdynamik der RWTH Aachen University
VTOL	vertikale Start- und Landefähigkeit

7. LITERATUR

- [1] T. Ostermann, J. Holsten, Y. Dobrev and D. Moormann. Control Concept of a Tiltwing UAV During Low Speed Manouvering. *Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 28:1–10, 2012.
- [2] M. Schütt. „Experimenteller Entwurf einer Basis-Regelung für ein Kleinstfluggerät mit Tiltwing-Konfiguration“. *RWTH Aachen University*, Masterarbeit, 2014.
- [3] J. Holsten, T. Ostermann, Y. Dobrev, and D. Moormann. “Model validation of a Tiltwing UAV in Transition Phase applying Windtunnel Investigations”. *Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 28:1–10, 2012.
- [4] R. Brockhaus, W. Alles, and R. Luckner. „Flugregelung“. Springer-Verlag, 2011.
- [5] J. J. Dickeson, D. Miles, O. Cifdaloz, V. L. Wells and A. A. Rodriguez. „Robust LPV H^∞ Gain-Scheduled Hover-to-Cruise Conversion for a Tilt-Wing Rotorcraft in the Presence of CG Variations“. *Proceedings of the 2007 American Control Conference*, P. 5266–5271, 2007.
- [6] J. Lunze. „Regelungstechnik 2 – Mehrgrößensysteme, Digitale Regelung“. Number Bd. 2. *Springer-Verlag*, 2010.
- [7] Hartmann, P., Schütt, M. and Moormann, D. „Konzept eines stetigen Bahnreglers für den vollständigen Flugbereich eines Kippflügelflugzeuges,“ *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2014*, Augsburg, Germany, 2014
- [8] M. Schütt, P. Hartmann and D. Moormann. „Fullscale Windtunnel Investigation of Actuator Effectiveness during Stationary Flight within the Entire Flight Envelope of a Tiltwing MAV“. *International Micro Air Vehicle Conference and Competition*, pages 77-83, 2014.
- [9] J. J. Dickeson, O. Cifdaloz, D. W. Miles, P. M. Koziol V. L. Wells, and A. A. Rodriguez. “Robust H^∞ Gain-Scheduled Conversion for a Tilt-Wing Rotorcraft”. *Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision & Control*, pages 5882–5887, 2006.