

MODELLIERUNG VON TRANSITIONSMANÖVERN FÜR EIN TILTWING UAV

T. Ostermann, J. Holsten, D. Moormann, Institut für Flugsystemdynamik - RWTH Aachen,
Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen, Deutschland

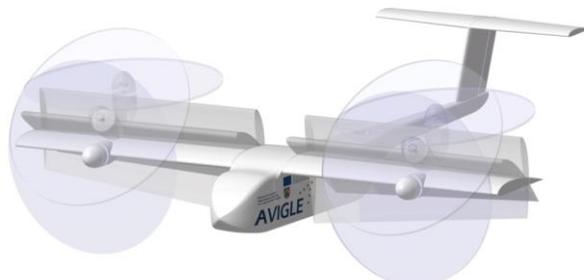


BILD 1. AVIGLE Tiltwing



Zusammenfassung

Der unbemannte AVIGLE Tiltwing soll im Rahmen seiner Missionsaufgaben in einem weiten Geschwindigkeitsband zwischen Schwebeflug und Horizontalflug operieren können. Dazu zählt insbesondere auch der Bereich, in dem das UAV noch nicht ausschließlich durch aerodynamische Kräfte getragen wird. Um auch bei niedrigen Geschwindigkeiten stationäre Horizontalflugzustände zu erreichen, wird der Einstellwinkel des schwenkbaren Tragflügels je nach vorgegebener Operationsgeschwindigkeit geändert. Dabei werden die korrespondierenden Schub- bzw. Steuergrößen in Abhängigkeit der sich ändernden aerodynamischen Verhältnisse kontinuierlich angepasst, um die Operationshöhe zu halten und auftretende Momente auszugleichen. Die Modellierung der Transitionsmanöver erfolgte in einer Simulationsumgebung mit sechs Freiheitsgraden.

1. EINFÜHRUNG

Im Rahmen des von der europäischen Union und dem Land NRW geförderten F&E Projektes AVIGLE [1] wird gegenwärtig am Institut für Flugsystemdynamik der RWTH Aachen University ein unbemanntes Tiltwing UAV entwickelt, das künftig mit unterschiedlichen Nutzlasten als aerielle Serviceplattform operieren wird. Zu den geplanten Aufgaben zählen unter anderem die Erfassung von Bilddaten zur Echtzeit-3D-Modellierung und der Aufbau von adhoc-Mobilfunknetzen im Verbund mit mehreren baugleichen Mustern. Die spezielle Fluggerätekonfiguration wurde auf Basis spezifischer Anforderungen ausgewählt, die aus den Aufgabenszenarien abgeleitet wurden [2]. Zwei wesentliche und für die Entscheidung zugunsten des Tiltwings grundlegende Forderungen waren die Fähigkeit senkrecht starten und landen zu können sowie ein operationeller Betriebsbereich mit kontrollierten Flugeschwindigkeiten zwischen 0 und 40 m/s. Durch die Eigenschaft den Tragflügel gegenüber dem Rumpf schwenken zu können, verfügt ein Tiltwing über Vertikal- und Horizontalflugfähigkeiten. Besondere Aufmerksamkeit ist in diesem Zusammenhang der Kontrolle des Schwenkvorgangs und dem damit einhergehenden Übergang zwischen den Flugzuständen zu widmen. In diesem Beitrag wird ein Ansatz zur Regelung des Transitionsvorgangs zwischen Vertikal- und Horizontalflug vorgestellt, der die Operation

in niedrigen Geschwindigkeitsbereichen ermöglicht. Dafür wurde das Fluggerät in einer Simulationsumgebung mit sechs Freiheitsgraden modelliert und ein Regelungssystem entwickelt, das den Schwenkvorgang des Tragflügels koordiniert sowie die erforderlichen Schubanpassungen vornimmt, um definierte Flugzustände innerhalb des gesamten Betriebsbereiches zu erlangen.

2. TILTWING

Das Tiltwing-Konzept vereint zwei grundlegend unterschiedliche Fluggerätetypen, die jeweils für bestimmte Flugzustandsbereiche optimiert sind. Dabei werden die sehr guten Vertikal- und Schwebeflugeigenschaften von Drehflüglern mit den energie- und reichweiteneffizienten Horizontalflugeigenschaften von Starrflüglern kombiniert und können je nach Missionsaufgabe entsprechend gewichtet genutzt werden. Möglich wird dies durch die Fähigkeit den Tragflügel samt Antriebsstrang zu schwenken und so die aerodynamische Konfiguration sowie auch die Orientierung der Schubvektoren zu verändern und den jeweiligen Anforderungen anzupassen. Ein bezeichnender Vorteil gegenüber vielen anderen Fluggerätekonfigurationen mit vertikaler Start- und Landefähigkeit (VTOL) besteht darin, dass die gleichen Antriebe für Vertikal- und Horizontalflug genutzt werden können. Des Weiteren bleiben die aerodynamischen Steuerflächen an den Tragflächen durch ihre Lage im Propellernachlauf auch wäh-

rend des Schwebefluges noch nutzbar. Zwischen 1959 und 1972 gab es in den USA und Kanada bereits einige erfolgreich entwickelte Prototypen dieser Fluggerätekategorie, wie beispielsweise Vertol VZ-2, Hiller X-18 sowie Ling-Tempco-Vought XC-142A und Canadair CL-84. Letztendlich blieb es aber nur bei den Entwicklungsmustern, eine Serienfertigung ist ausgeblieben, da sich seinerzeit die Anforderungen für eine militärische Nutzung geändert hatten und die Regierungen kein Interesse mehr an einem Kauf zeigten [3]. Generell bleibt zu berücksichtigen, dass es sich bei einem Tiltwing um eine Spezialkonfiguration handelt. Die erhöhte Flexibilität verschiedene Flugzustände fliegen zu können geht stets zu Lasten der Energieeffizienz, der System- und Steuerungskomplexität sowie einer erhöhten mechanischen Beanspruchung.

Der AVIGLE Tiltwing (BILD 2.) wurde in erster Linie für den Betrieb im aerodynamisch getragenen Horizontalflug ausgelegt, da die meisten Missionsaufgaben in diesem Flugzustand erfüllt werden können und somit ein möglichst energieeffizienter Betrieb gewährleistet wird. Jedoch bestehen auch Anwendungsszenarien die geringere Fluggeschwindigkeiten oder den Schwebeflugzustand erfordern. Der Tragflügel kann dazu mit Hilfe eines elektrischen Spindelantriebs stufenlos um bis zu 95° geschwenkt werden. Für die Erzeugung der Schubkräfte werden zwei Propellerantriebe mit Brushless-Motoren verwendet. Die Blattgeometrie weist einen hybriden Charakter zwischen Propeller und Rotor auf, um in sämtlichen Flugzuständen hohe Wirkungsgrade zu erlangen. Mittels einer kollektiven Blattverstellung können die Einstellwinkel synchron verändert und so an die jeweilige Anströmungssituation angepasst werden. Die Durchmesser der Propeller betragen jeweils ca. $1/3$ der Spannweite und sichern selbst bei niedrigen Translationgeschwindigkeiten eine fortwährende Effektivität der Steuerflächen im Nachlauf. Ferner führen die großen Radien zu einer geringen Rotorkreisflächenbelastung im Vertikalflugzustand. Um die auftretenden Motordrehmomente zu kompensieren, ist die Drehrichtung der Antriebe gegenläufig. Im Heckausleger ist ein Impeller integriert, der eine zusätzliche vertikale Schubkomponente für den Nickmomentenausgleich bereitstellt. Dies soll künftig durch gleichsinnig ausgeschlagene Strahlruder im Nachlauf der Propeller erfolgen. Für die ersten Entwicklungsstufen des UAV wurde aber zwecks besserer Entkoppelbarkeit der unabhängige Antrieb gewählt. Die übrigen Steuerkräfte werden durch gewöhnliche aerodynamische Steuerflächen erzeugt. Eine ausführliche Beschreibung des Auslegungsprozesses ist [4] zu entnehmen.



BILD 2. AVIGLE Freiflugversuchsträger

3. TRANSITION

Mit dem Begriff Transition wird im Allgemeinen ein Übergang zwischen zwei definierten Zuständen beschrieben. Im Zusammenhang mit hybriden Luftfahrzeugen ist der Übergang zwischen dem stationären Vertikal- und Horizontalflug oder umgekehrt zu verstehen. Je nach Fluggerätekategorie gibt es unterschiedliche Ansätze für die Durchführung einer Transition. Standen in den ersten Entwicklungsjahren von hybriden Fluggeräten zunächst noch die Beherrschbarkeit der Steuerung während des Transitionsvorgangs durch den Piloten im Vordergrund [5], so hat sich der Schwerpunkt mit Einführung von Assistenzsystemen und Reglern hinsichtlich energieoptimierten Verfahren verlagert. Hybride Starrflüglerkonfigurationen nutzen ihre Vertikalflugfähigkeiten in der Regel ausschließlich für vertikale Starts und Landungen. Es sind also spezielle Erweiterungen des Leistungsspektrums bezüglich An- und Abflug. Um den gegenüber konventionellen Startmethoden drastisch erhöhten Energiebedarf und -verbrauch dabei möglichst gering zu halten, besteht ein grundsätzliches Bestreben darin, die Dauer der Vertikalflugphase möglichst kurz zu halten und schnellstmöglich die aerodynamisch getragene Horizontalflugphase zu erreichen. Vor diesem Hintergrund beschäftigen sich die meisten Ansätze zur Transition mit zeitoptimierten Abläufen der Übergangsphase, wie z.B. in [6] und [7] vorgestellt wird. Bei diesen Verfahren handelt es sich allerdings stets um durchgehende Übergangsprozesse zwischen dem Steig- oder Schwebeflug und dem aerodynamischen Horizontalflug. Der dazwischen liegende Geschwindigkeitsbereich wird für stationäre Operationen selten erschlossen, da er nur für wenige Anwendungen von Interesse ist und die Operationsdauer des Fluggeräts aufgrund des erhöhten Energieaufwands deutlich einschränkt.

3.1. Transitionskonzept AVIGLE

Bei der AVIGLE Flugplattform ist der Begriff Transition abweichend zu den üblichen Verfahren zu verstehen. Es besteht eine essentielle Forderung darin, den gesamten Geschwindigkeitsbereich als operationellen Betriebsbereich nutzbar zu machen. Das bedeutet, dass eine Transition in diesem Zusammenhang zwar ebenso den Übergang zwischen zwei stationären Flugzuständen beschreibt, die Ausgangs- und Endpunkte einer jeden Transition können aber auch unterhalb der aerodynamischen Abrissgeschwindigkeit und damit für das AVIGLE UAV innerhalb eines Geschwindigkeitsbereiches zwischen 0 und 14 m/s liegen.

Die Vorgabe einer Horizontalfluggeschwindigkeit, in der die Mission ausgeführt werden soll, führt zu einer Verstellung des Tragflügeleinstellwinkels während die korrespondierenden Schubkomponenten kontinuierlich nachgeführt werden, bis ein stationärer Flugzustand erreicht wird. Dabei müssen die jeweiligen Schübe einerseits so angepasst werden, dass ihre Horizontalkomponenten den von der steigenden Geschwindigkeit quadratisch abhängigen Widerstand kompensieren und das Fluggerät bis zu der gewählten Geschwindigkeit beschleunigen, andererseits muss die Vertikalkomponente eine Änderung der Operationshöhe verhindern. Darüber hinaus ist ein Ausgleich des aerodynamischen und des durch die Lage der Propellerantriebe entstehenden Nickmomentes zu gewährleisten.

3.2. Steuerkomponenten Längsbewegung

Die Transition findet ausschließlich in der Längsbewegung statt. Infolge der gegenläufigen Antriebe und einem nahezu drallfreien Impeller entstehen keine zusätzlichen Momente die kompensiert werden müssen. Daher werden zur Kontrolle der Manöver nur Steuerkomponenten benötigt, die Kräfte in der Vertikalebene sowie ein Moment um die Querachse erzeugen. In BILD 3. werden die entsprechenden Steuerorgane des Tiltwings illustriert. Die Translationssteuerung in der Vertikalebene erfolgt durch die Schubkräfte der Hauptantriebe $F_{main,l}$ und $F_{main,r}$ in Abhängigkeit des Tragflügeleinstellwinkels σ und des Nicklagewinkels θ . Zum Nickmomentenausgleich verfügt das UAV über ein Höhenruder, dessen Effektivität jedoch bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten infolge des schwindenden Staudrucks abnimmt. Zusätzlich zum Höhenruder können die Steuerflächen im Nachlauf der Antriebspropeller symmetrisch ausgeschlagen werden. Ihre Effektivität ist unabhängig von der Horizontalfluggeschwindigkeit allerdings mit dem Schub gekoppelt. Aus diesem Grund müssen ihre Ausschlagsgrößen zur Steuerkrafterzeugung je nach Schubgröße dynamisch angepasst werden. Als alternative Nicksteuerungskomponente ist im Heckausleger der Steuerimpeller integriert, der eine reine Vertikal-schubkomponente F_{aux} erzeugt. Die Transitionsmanöver werden in diesem Ansatz ausschließlich über den Tragflügeleinstellwinkel und die korrespondierenden Schubkräfte in Abhängigkeit der aerodynamischen Effekte gesteuert. Künftig ist jedoch eine Verwendung der Ruder zum Nickmomentenausgleich vorgesehen.

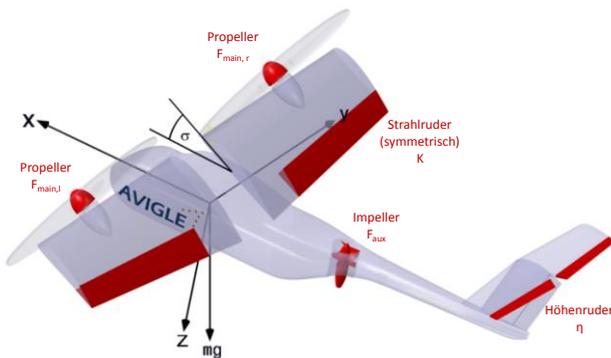


BILD 3. Steuerkomponenten der Längsbewegung

3.3. Kräfte und Momente

Um die Kräfte und Momente während der Transitionsmanöver vollständig zu beschreiben, erfolgt eine Betrachtung in den drei Freiheitsgraden der Längsbewegung, die in den Gleichungen (2) - (4) in körperfesten Koordinaten dargestellt werden. Die Schubkräfte der Propellerantriebe werden aufgrund ihrer Symmetrie zur Längsachse zu einer gemeinsamen Komponente F_{main} zusammengefasst. Aufgrund der horizontalen Beschleunigung oder Verzögerung während der Transition ist Gleichung (2) zunächst ungleich Null. Ein Gleichgewichtszustand wird erst mit Abschluss des Manövers erreicht. Die Gleichungen (3) und (4) werden durch Anpassung der Schubgrößen zu Null. BILD 4. stellt die geometrischen Zusammenhänge und die beteiligten Kräfte dar.

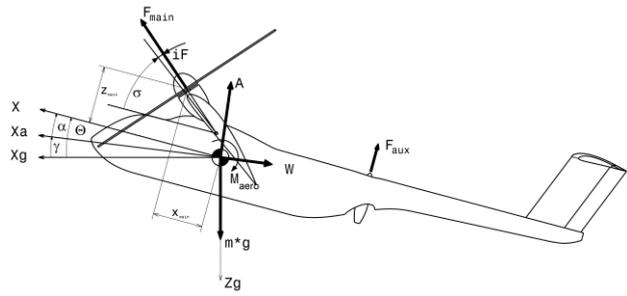


BILD 4. Kraftgrößen in der Längsbewegung

$$(1) F_{main} = F_{main,l} + F_{main,r}$$

$$(2) \sum X_f = F_{main} \cdot \cos(\sigma + iF) + A \cdot \sin(\alpha) - W \cdot \cos(\alpha) - m \cdot g \cdot \sin(\theta)$$

$$(3) \sum Z_f = -F_{main} \cdot \sin(\sigma + iF) - F_{aux} - A \cdot \cos(\alpha) - W \cdot \sin(\alpha) + m \cdot g \cdot \cos(\theta) \stackrel{!}{=} 0$$

$$(4) \sum M_f = M_{aero} + F_{main} \cdot (\sin(\sigma + iF) \cdot x_{main} - \cos(\sigma + iF) \cdot z_{main}) - F_{aux} \cdot x_{aux} \stackrel{!}{=} 0$$

Für die Auslegung der Transitionssteuerung lassen sich die Gleichungen für kleine α bzw. θ näherungsweise wie in (5) - (7) dargestellt vereinfachen.

$$(5) \sum X_f = F_{main} \cdot \cos(\sigma + iF) - W$$

$$(6) \sum Z_f = -F_{main} \cdot \sin(\sigma + iF) - F_{aux} - A + m \cdot g \stackrel{!}{=} 0$$

$$(7) \sum M_f = M_{aero} + F_{main} \cdot (\sin(\sigma + iF) \cdot x_{main} - \cos(\sigma + iF) \cdot z_{main}) - F_{aux} \cdot x_{aux} \stackrel{!}{=} 0$$

4. MODELLIERUNG

Die Entwicklung und Validierung der Reglerstrukturen für die Steuerung der Transitionsmanöver erfolgt in einer Modellumgebung, bestehend aus einer Fluggerätesimulation mit sechs Freiheitsgraden, einem Umweltmodell sowie einem Reglerkomplex für die Transition, der auf Basis der aktuellen Flugzustandsinformationen Horizontalfluggeschwindigkeit u , Vertikalfluggeschwindigkeit w und Nickrate q , die Steuergrößen für den Tiltwing Tragflügeleinstellwinkel σ , Propellerschub F_{main} , Impellerschub F_{aux} vorgibt (Bild. 5).

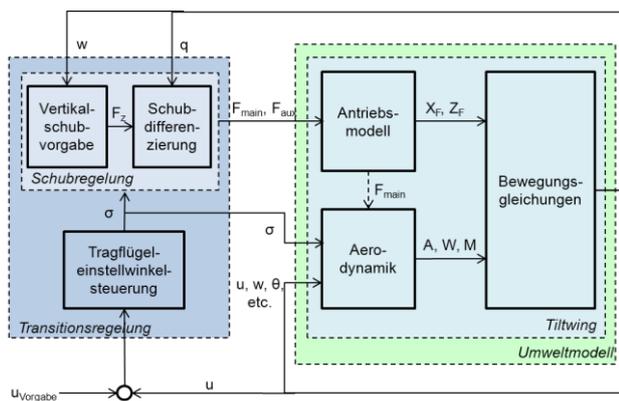


BILD 5. Modellumgebung AVIGLE Tiltwing

4.1. Sechs-Freiheitsgrade Tiltwing Modell

Das Sechs-Freiheitsgrade Fluggeräte Modell basiert auf einem am Institut für Flugsystemdynamik entwickelten generischen Modell in Matlab/Simulink®, welches an die besonderen Anforderungen und erweiterten Steuergrößen des Tiltwings angepasst wurde. Obwohl die Transition nur in drei Freiheitsgraden modelliert wird, lässt die Fluggerätesimulation bereits vollständige Betrachtungen im dreidimensionalen Raum zu, so dass eine künftige Erweiterung der Regelungsalgorithmen um Anteile der Seitenbewegung ohne weitere Anpassungen realisiert werden kann. Das Fluggerät wird im Wesentlichen durch zwei Hauptkomponenten modelliert, einem Aerodynamik- und einem Antriebsmodell, die in BILD 5. samt Eingangsgrößen dargestellt sind. Die verwendeten aerodynamischen Kennwerte wurden im Rahmen umfangreicher Windkanaluntersuchungen [4] ermittelt sowie teilweise mittels numerischer Verfahren berechnet und im Modell als dimensionslose Beiwerte hinterlegt. In Abhängigkeit vom Staudruck und der aerodynamischen Konfiguration infolge des aktuellen Tragflügeleinstellwinkels und den Ruderausschlägen werden daraus die aerodynamischen Kräfte und Momente berechnet, die zu den Bewegungsgrößen führen. Dabei wird zwischen Komponenten in freier Anströmung und solchen, die durch den Propellernachlauf beeinflusst werden, unterschieden. Die Auswirkungen der Propeller auf die Aerodynamik wurden bei den Untersuchungen gesondert identifiziert und im Modell nachgebildet. Zur Berechnung der Kräfte im Nachlauf erfolgt eine kontinuierliche Staudruckanpassung auf Basis der aktuellen Schubgrößen. So werden auch im Schwebeflugfall die aerodynamischen Effekte sowie die Ruderwirkungen erzeugt. Aufgrund bislang noch nicht zur Verfügung stehender Messdaten der einzelnen Antriebskomponenten besteht das Antriebsmodell gegenwärtig noch aus vereinfachten Motornachbildungen mit kleinen Latenzzeiten. Eine erweiterte Schubdynamik, die den Wechsel zwischen statischem und dynamischem Schub abbildet, wird in der folgenden Projektphase implementiert. Die im Original mit einem Elektromotor angetriebene Schwenkmechanik wird durch ein verzögertes Zeitverhalten erster Ordnung abgebildet und ist auf eine maximale Drehrate von $5^\circ/\text{s}$ beschränkt. Die Drehratenbegrenzung führt dazu, dass der Schwenkvorgang ausreichend langsam stattfindet, um einen stabilen Wandel der aerodynamischen Zustände zu gewährleisten und gleichzeitig die Nachführung des Schubes zu ermöglichen.

Als Eingangsgrößen werden dem Modell die von der Regelung bestimmten Steuergrößen vorgegeben. Für den im Rahmen dieses Beitrags untersuchten Ansatz der Transitionssteuerung sind dies die Schubvorgaben für die Propellerantriebe und den Impeller sowie der Tragflügeleinstellwinkel. Die Ruderstellungen werden neutral gehalten.

4.2. Umweltmodell

Das Fluggerät ist in ein Umweltmodell der internationalen Standardatmosphäre eingebettet, das die Zustandsgrößen in Abhängigkeit der aktuellen Position beeinflusst. Darüber hinaus ist die Vorgabe von definierten Windkomponenten möglich.

4.3. Transitionsregelung

Für die Durchführung der Transitionsmanöver wird ein eigenständiger Regler verwendet. Künftig soll dieser in Kombination mit den Reglern für Vertikal- und Horizontalflug zu einer gemeinsamen Fluglageregelung zusammengefasst werden. Die Transitionsregelung besteht aus zwei Komponenten, einer Steuerung für die Vorgabe des Tragflügeleinstellwinkels auf Basis einer Fahrtregelung und einer Schubkontrolle, wie in BILD 5. dargestellt. Ziel ist es, für jeden Flügeleinstellwinkel einen quasistationären Zustand durch Herstellen eines Kräfte- und Momentengleichgewichts zu erzeugen. Dies geschieht durch eine kontinuierliche Anpassung der einzelnen Schubgrößen.

Die Änderung des Tragflügeleinstellwinkels wird durch einen PI-Regler initiiert, der die Differenz zwischen aktueller und kommandierter Geschwindigkeit verarbeitet und entsprechende Stellgrößen an den Antrieb der Schwenkmechanik vorgibt. Bei der Auslegung wurden die Verstärkungsfaktoren des Reglers so gewählt, dass ein Überschwingen des Ausgangssignals vermieden wird. Dadurch soll ein zu weites Verfahren des Flügels und ein anschließendes Zurückschwenken verhindert werden, welches sich unmittelbar auf die Aerodynamik und die Schubsteuerung auswirken würde. Für die Entwicklung der Schubsteuerung wurden zunächst im Modell die in Gleichung (3) – (4) dargestellten Kräfte- und Momentenbilanzen berechnet und daraus die Schubvorgaben der einzelnen Motoren bestimmt. Die benötigten Eingangswerte für Auftrieb, Widerstand und Nickmoment wurden dabei direkt von der Simulation anhand der hinterlegten aerodynamischen Kenngrößen bereitgestellt. Die so ermittelten Daten dienen zunächst dazu, einen Eindruck über die jeweiligen Beträge und Komponentenanteile zu gewinnen und ferner eine Basis für die Bestimmung der Verstärkungsfaktoren der Schubregelung zu erhalten. Da bordseitig keine Kräfte und Momente als Messgrößen zur Verfügung stehen, müssen die Schubvorgaben mit Hilfe einer aktiven Regelung erzeugt werden. Für die Bestimmung der benötigten Vertikal Schubkomponente wird im Modell die Vertikalgeschwindigkeit mittels eines PI-Reglers zu Null geregelt. Die Reglervorgabe entspricht einem kollektiven vertikalen Schubbetrag, der die auftretende Differenz aus Auftrieb und Gewicht ergänzt, um die Operationshöhe während der Transition konstant zu halten. Eigentlich müsste für die Bestimmung der Kraftgröße in z-Komponentenrichtung die Vertikalbeschleunigung als direkt messbare und proportionale Kenngröße genutzt werden. In erster Näherung ist die Verwendung der Vertikalgeschwindigkeit jedoch ausreichend. Die Aufteilung der kollektiven Vertikal Schubkomponente zur Sicherung der

Nickmomentenfreiheit erfolgt in der anschließenden Schubdifferenzierung. Für die Bestimmung der Schubdifferenz zwischen den einzelnen Antrieben wird zunächst analog die Nickrate anstatt der Nickbeschleunigung verwendet und diese ebenfalls durch einen PI-Regler neutral gehalten. Die sich nach der Differenzierung ergebenden Schubkomponenten für die Propellerantriebe werden abschließend unter Einbezug der aktuellen Tragflügeleinsteilwinkels in die korrekten Schubbeträge umgerechnet und dem Antriebsmodell zugeführt.

5. ERGEBNISSE

Mit Hilfe der Simulationsumgebung konnten in einer Abfolge mehrere Transitionsmanöver modelliert werden. Die Ergebniswerte werden in den nachfolgenden Bildern 6 – 10 dargestellt. Als Vorgabe für die Transitionsmanöver wurde ein Profil mit vier unterschiedlichen Translationsgeschwindigkeiten verwendet, das in BILD 6 als rot-gestrichelten Linie zu sehen ist. Ausgangspunkt ist der Schwebeflugzustand mit vollständig aufgerichtetem Tragflügel. Nach fünf Sekunden erhält der Tiltwing für 30 Sekunden die Vorgabe eine horizontale Translationsgeschwindigkeit von 7,5 m/s aufzubauen. Im Anschluss daran folgt wiederum für eine halbe Minute das Kommando zur Verzögerung auf 4 m/s, bevor diese in zwei Schritten á 30 Sekunden zunächst auf 6 m/s und dann auf 10 m/s erhöht wird. Die blaue Kurve stellt die modellierte Geschwindigkeitsentwicklung des Tiltwings dar. Es zeigt sich ein moderater Aufbau der Geschwindigkeiten mit nur geringfügigen Abweichungen von den Sollwerten. Aufgrund der geringeren Geschwindigkeitsdifferenz zwischen 6 m/s und 10 m/s und der daraus resultierenden kleineren Regelvorgabe sowie den größeren Wirkungen der aerodynamischen Kräfte in diesem Geschwindigkeitsbereich, dauert der Transitionsvorgang länger als der Übergang vom Schwebeflug zur Geschwindigkeit von 7,5 m/s.

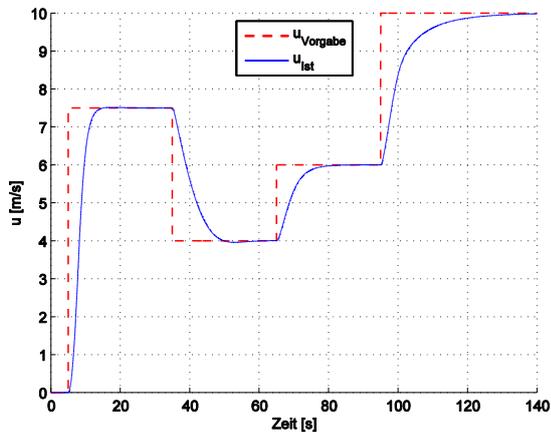


BILD 6. Horizontale Translationsgeschwindigkeit

Die Entwicklungen der Geschwindigkeiten basieren auf den Änderungen des Flügeleinsteilwinkels σ , die in BILD 7. illustriert werden sowie den Schubvorgaben, die BILD 9. zeigt.

Der Regler für den Flügeleinsteilwinkel gibt auf Basis der Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Schwebeflug und geforderter Operationsgeschwindigkeit eine Vorgabe an die Schwenkmechanik zum Verfahren des Flügels, siehe BILD 7. rot-gestrichelte Linie. Die Schwenkmechanik

reagiert mit einem Drehen des Flügels. Der Flügeleinsteilwinkel beträgt zu Beginn der Transition aufgrund des Motoreinbauwinkels 86° . Bei der ersten Schwenkvorgabe läuft der Motor jedoch in die künstliche Drehratenbegrenzung von $5^\circ/s$ und kann die Vorgabe des Reglers nur verzögert umsetzen (siehe linearen Verlauf der blauen Linie zwischen 5 und 10 Sekunden). Ein Überschwingen bzw. ein zu weites Drehen des Tragflügels findet allerdings nicht statt. Die Geschwindigkeit entwickelt sich aufgrund der konstanten Drehrate im ersten Segment weitgehend linear, bis der Schwenkvorgang beendet wird und sich der geforderte stationäre Wert einstellt. Für die übrigen Geschwindigkeitskommandos decken sich die Einstellwinkel weitgehend mit den Vorgabewerten.

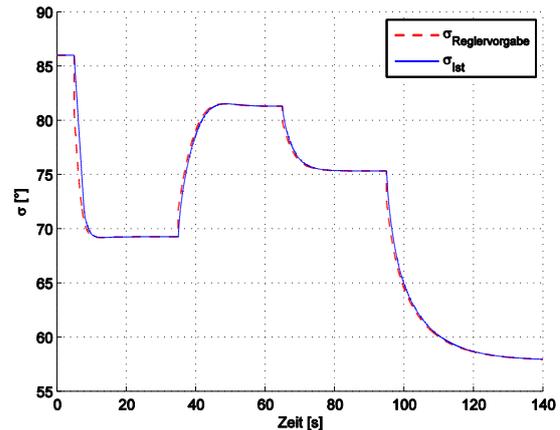


BILD 7. Flügeleinsteilwinkel σ

Mit Zunahme des Staudrucks entwickeln sich auch die aerodynamischen Kräfte, die in BILD 8. dargestellt sind. Der Widerstand ist aufgrund der großen Stirnfläche des Tragflügels bei den dargestellten großen Anstellwinkeln stets deutlich größer als der Auftrieb. Die beiden Beträge der Kräfte nähern sich allerdings mit abnehmenden σ -Werten an.

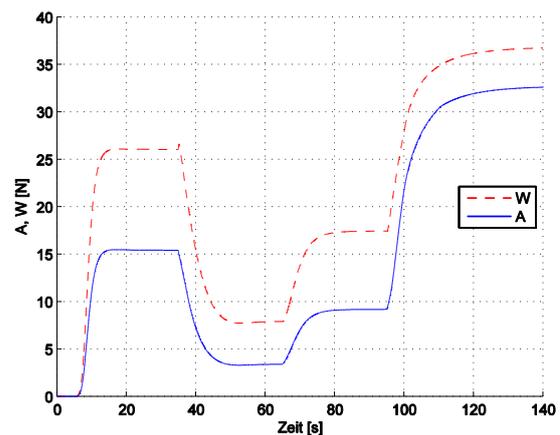


BILD 8. Auftrieb und Widerstand

BILD 9. zeigt den kollektiven Schubbetrag der Antriebspropeller F_{main} sowie den Schubanteil des Momentenausgleichs durch den Impeller F_{aux} . Dabei ist auch die erforderliche dynamische Schubdifferenzierung sichtbar. Bei der Beschleunigung auf die Geschwindigkeit von 10 m/s ab ca. 95 Sekunden zeigt die Simulation ein Trimmprob-

lem. Der vom Regler vorgegebene Schub ist geringfügig negativ, der Impeller hingegen kann im Original nur Schübe in eine Richtung erzeugen. Im Modell ist er jedoch zur Bestimmung der Trimmgrößen nicht in seiner Schubrichtung beschränkt. Bei einem Vergleich mit anderen modellierten Transitionsmanövern zeigte sich, dass das abnickende Moment in einem Geschwindigkeitsbereich zwischen 10 m/s und 12,5 m/s auftritt. In dieser Phase ergibt sich eine ungünstige Kombination aus Flügeinstellwinkel und aerodynamischen Kräften. Die verlängerte Schubvektorachse der Antriebe dreht sich durch den Schwerpunkt des UAVs, so dass die Motoren kein Moment mehr um die Querachse erzeugen, infolge der Aerodynamik jedoch ein kleines abnickendes Moment besteht. Mit steigenden Geschwindigkeiten wird dieses durch das Höhenleitwerk ausgeglichen. Als Lösungsmöglichkeit besteht die Option künftig die Stahlruder zum Nickmomentenausgleich zu verwenden oder eine Kombination aus Rudern und Impeller.

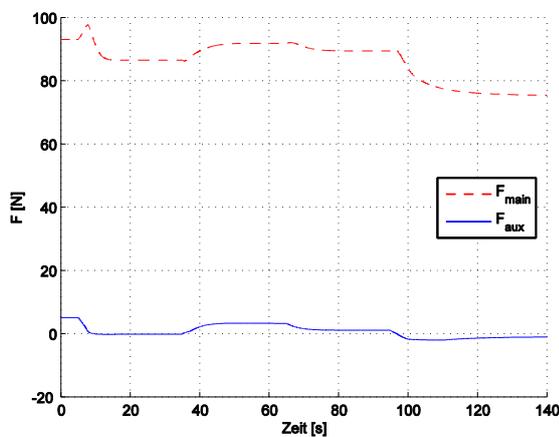


BILD 9. Schubverteilung

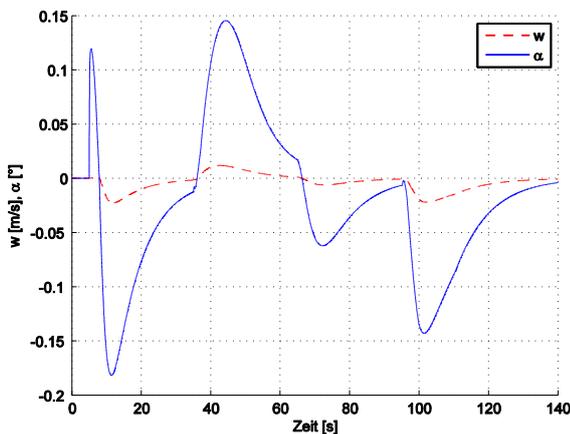


BILD 10. Vertikalgeschwindigkeit und Anstellwinkel

Die Schubvorgaben werden in der Schubkontrolle derzeit auf Basis der Vertikalgeschwindigkeit w geregelt. BILD 10 zeigt geringfügige Abweichungen vom Sollwert Null, die sich unmittelbar in den damit verknüpften Anstellwinkeländerungen äußern. Die zunächst positive Abweichung zu Beginn des Schwenkvorgangs ist auf den schnellen Anfahrvorgang der Schwenkmechanik zurückzuführen. Insgesamt sind die dargestellten Abweichungen zum Sollwert nur minimal. Sie werden sich jedoch bei einer

genaueren Modellierung der Antriebskomponenten und den damit einhergehenden verzögerten Schubänderungen deutlich verschlechtern. Aus diesem Grund ist im Zuge der weiteren Entwicklung des Regelungssystems die Implementierung eines Höhenreglers vorgesehen.

Abschließend sei anhand von BILD 11. demonstriert, dass mit den aktuellen Reglerparametern bereits eine Transition bis in den aerodynamisch getragenen Horizontalflug möglich ist. Allerdings muss für einen vollständigen Übergang der Transitionsregler in den Horizontalflugregler für die Rudersteuerung übergeblendet und der Anstellwinkel des UAVs entsprechend der Trimmvorgabe für diesen Flugzustand geändert werden.

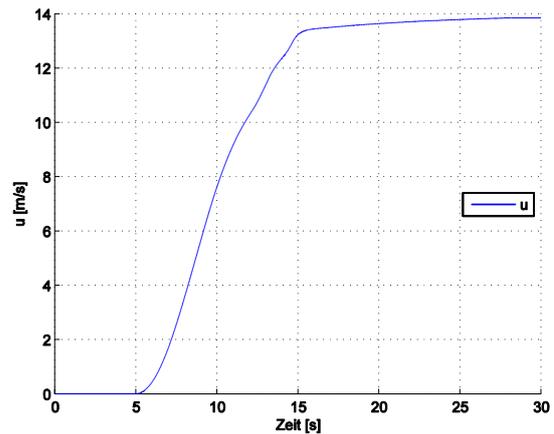


BILD 11. Geschwindigkeit bis 14 m/s über der Zeit

6. AUSBLICK

Es konnte mit Hilfe von Simulationsrechnungen gezeigt werden, dass mit vereinfachten Modellansätzen eine Transitionssteuerung möglich ist. In den nächsten Entwicklungsstufen werden sowohl die Fluggerätesimulation als auch das Regelungssystem erweitert, um die Transition zu optimieren. Dabei wird eine Nutzung der Strahlruder und des Höhenruders als weitere Steuerkomponenten für den Nickmomentenhaushalt angestrebt. Zusätzlich werden die Antriebskomponenten auf Basis von Prüfstandsdaten erweitert und in das Modell implementiert. Der Transitionsregler soll künftig die Steig- und Nickbeschleunigung als Eingangsgrößen für die Schubregelung nutzen und mit den Basisreglern für Vertikal- und Horizontalflug kombiniert werden, um ganze Missionsabläufe vom Start bis zur Landung simulieren zu können.

7. DANKSAGUNG

Die Arbeiten wurden im Rahmen des AVIGLE Projektes durchgeführt, welches Teil des Hightech.NRW Forschungsprogramms ist und vom Ministerium für Innovation, Wissenschaft und Forschung des Landes Nordrhein Westfalen und der Europäischen Union gefördert wird. Wir bedanken uns bei allen Projektpartnern für ihre Arbeiten und Beiträge zum AVIGLE Projekt.

8. BEZEICHNUNGEN

A	[N]	Auftriebskraft
F	[N]	Schubkraft
M	[Nm]	Nickmoment
W	[N]	Widerstandskraft
X	[N]	x-Kraftkomponente
Z	[N]	z-Kraftkomponente
iF	[°]	Motoreinbauwinkel
f	[-]	Index körperfest
g	[m/s ²]	Gravitationskonstante
m	[kg]	Masse
q	[°/s]	Nickrate
u	[m/s]	horiz. Geschwindigkeitskomponente
w	[m/s]	vert. Geschwindigkeitskomponente
α	[°]	Anstellwinkel
γ	[°]	Bahnwinkel
θ	[°]	Nicklagewinkel
σ	[°]	Tragflügeleinstellwinkel

VTOL	Vertical Take-off and Landing
main	Index Antriebspropeller
aux	Index Impeller

9. LITERATUR

- [1] S. Rohde, N. Goddemeier, C. Wietfeld, F. Steinicke, K. Hinrichs, T. Ostermann, J. Holsten, D. Moormann, AVIGLE: A System of Systems - Avionic Digital Service Platform Based on Micro Unmanned Aerial Vehicles, in IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics (SMC), Istanbul, Türkei, 2010
- [2] T. Ostermann, J. Holsten, D. Moormann, „Entwicklung eines autonom operierenden Tiltwing-UAV für den Einsatz in selbstorganisierenden Drohnenschwärmen, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2010, Tagungsband, 2010
- [3] M. Hirschberg, „An Overview of the History of Vertical and/or Short Take-Off and Landing (V/STOL) Aircraft, CENTRA Technology Inc., 2001
- [4] J. Holsten, T. Ostermann, D. Moormann, „Design and Wind Tunnel Tests of a Tiltwing UAV“, CEAS Aeronautical Journal, Band 1 2011, 2011
- [5] L. P. Thomas III, „A Flight Study of the Conversion Maneuver of a Tiltwing VTOL Aircraft, NASA-TN-D-153, 1959
- [6] H. Friedel, K. Stopfkuchen, „Ein Verfahren zur Berechnung zeitoptimaler Übergangsfüge von VTOL-Flugzeugen, Jahrbuch der WGLR, 1963
- [7] G. Brüning, „Zur zeitoptimalen Transition von VTOL-Flugzeugen, Z. Flugwiss. 14, 1966