

ENTWICKLUNG, BAU UND ERPROBUNG EINER DROHNE ANGETRIEBEN DURCH ZWEI SCHWENKBARE IMPELLER UND EINEN HECKIMPELLER

A. Semke*, T. Müller*, V. Gollnick*

* TUHH, Institut für Lufttransportsysteme, Harburger Schloßstraße 22A, 21079 Hamburg, Germany

Zusammenfassung

Gegenstand dieses Papers ist die Entwicklung, der Bau und die Erprobung einer VTOL-Drohne, die durch drei schwenkbare Impeller angetrieben und gesteuert wird. Konstruktion und Architektur der Steuerung sind sowohl für den Schwebeflug, den Horizontalflug als auch die Transition zwischen beiden ausgelegt. Der Schwebeflug wird in der Steuerung implementiert und in Flugversuchen getestet. Es wird zunächst die Steuerungslogik erläutert, um daraus Anforderungen an die Konstruktion und die Reglerarchitektur abzuleiten. Das zu erwartende physikalische Verhalten der fertig konstruierten Drohne und die Reglerarchitektur sind mathematisch beschrieben und in einem Modell in *Simulink* simuliert und optimiert. In Flugtests wird das Verhalten der Drohne schließlich getestet und die Steuerung in mehreren Iterationsschritten optimiert. Als letzter Schritt werden aufgezeichnete Flugdaten mit Simulationsergebnissen verglichen und Gründe für die minimalen Abweichungen erörtert.

Keywords

VTOL, Drohne, Tricopter, EDF, Schwebeflug, Flugmechanik, Regelungstechnik, Regler-Simulation, Simulink

1. EINLEITUNG

Der Begriff „Drohne“ beschreibt im Allgemeinen sowohl ferngesteuerte als auch autonom betriebene unbemannte Luftfahrzeuge eines UAS (engl. Unmanned Aircraft System) [1]. Der technologische Fortschritt der letzten Jahre ermöglicht in diesem Bereich eine Vielzahl neuer Einsatzszenarien [2]. Insbesondere durch die Entwicklung leistungsfähigerer Akkus und Elektronik lassen sich immer größere Reichweiten und höhere Nutzlasten elektrisch betriebener Drohnen, sowie eine immer präzisere Steuerung realisieren. Damit einhergehend wird der professionelle, kommerzielle und militärische Einsatz attraktiver. Neben klassischen Anwendungsgebieten wie Film- und Fotoaufnahmen ist die Nutzung von UAS in der Personenrettung, Landwirtschaft, Vermessungstechnik oder Logistik weltweit auf dem Vormarsch [3]. Die Anpassungsfähigkeit und Vielfalt der Drohnentechnik erlaubt neue Ansätze in diesen Bereichen, da sie eine vergleichsweise kostengünstige, effiziente und produktive Alternative gegenüber bemannten Luftfahrzeugen oder bodengebundenen Systemen darstellt.

Drohnen können sowohl als Flächenflugzeug, Helikopter oder Multikopter konfiguriert sein. Grundsätzlich erlauben Flächenflugzeuge durch dynamisch erzeugten Auftrieb eine höhere Reichweite und längere Flugzeit als Drehflügler. Letztere bieten allerdings wegen ihrer Fähigkeit senkrecht zu Starten und zu

Landen operationelle Vorteile und sind damit vielseitiger einsetzbar. VTOLs (engl. Vertical Take-Off and Landig) kombinieren die Vorteile beider Konfigurationen, indem Flächenflugzeuge mit einem Hubantrieb ausgestattet werden. Realisiert wurden bereits UAS mit einer Vielzahl unterschiedlicher Antriebskonzepte zum Erreichen der VTOL-Fähigkeit. Kipprotorkonfigurationen können mit nur zwei Rotoren auskommen, welche allerdings zusätzliche Ansteuerungsmöglichkeiten, z.B. durch Taumelscheiben bereitstellen müssen. Auch UAS mit drei Rotoren in Schwenkgondeln wurden bereits bis zur Marktreife entwickelt und zeigen vielversprechende Flugleistungen [4]. Bei VTOLs mit mehr als vier Motoren findet in der Regel eine Funktionstrennung zwischen vertikalem und horizontalem Schub statt. Das hat allerdings zur Folge, dass die Hubantriebe während des gesamten Reiseflugs nicht zum Vortrieb beitragen, jedoch zusätzliches Gewicht und zusätzlichen Luftwiderstand verursachen.

Ein weiterer Ansatz zur Steigerung der Reichweite und der Geschwindigkeit elektrisch betriebener Drohnen ist der Einsatz von EDFs (engl. Electric Ducted Fan). Im Vergleich zu herkömmlichen Propellern sind sie bei gleicher Antriebsleistung kompakter und erzielen im Reiseflug mit höheren Fluggeschwindigkeiten einen Effizienzgewinn [5]. Besonders in Anwendungsbereichen, in denen weite Strecken in möglichst kurzer Zeit zurückgelegt werden müssen,

bietet sich daher der Einsatz von Flächenflugzeugen mit EDFs an. Explizit kann das bei der Vermisstensuche im Rettungs- und Ordnungswesen der Fall sein oder bei militärischen Missionen, die schnell und/oder über weite Distanzen erfolgen müssen [3].

Die Entwicklung einer VTOL-Drohne mit EDFs als Antrieb bietet daher ein großes Potential, um die Vorzüge des senkrechten Startens und Landens mit hohen Reichweiten und Geschwindigkeiten im Horizontalflug zu kombinieren. Die Verwendung von nur zwei EDFs erfordert eine zusätzliche Modifikation der Schubvektoren, um Verschiebungen des Schwerpunkts auszugleichen zu können. Bei dem Einsatz von drei EDFs reicht es diese schwenkbar zu lagern, um eine Steuerung der Drohne um alle Achsen zu ermöglichen. Die Verwendung von vier oder mehr schwenkbaren EDFs ermöglicht hingegen keine weiteren Freiheitsgrade.

1.1. Zielsetzung

Es soll eine Drohne entwickelt werden, die durch drei EDFs angetrieben wird und sich sowohl für den Schwebeflug, als auch für den Horizontalflug eignet. Hierfür ist es vorgesehen die EDFs jeweils in schwenkbaren Gondeln zu montieren. Es gibt zunächst keine näher spezifizierte Nutzlast, da die Drohne keinem expliziten Einsatzszenario zugeordnet ist. Allerdings soll sie als Testträger konfiguriert werden und bedarf daher einer insgesamt anpassungsfähigen Konstruktion mit flexiblen Schnittstellen zur Integration diverser Nutzlasten. Außerdem soll die Konstruktion möglichst darauf ausgerichtet sein vorhandene Komponenten und Fertigungsmöglichkeiten am *ILT* (Institut für Lufttransportsysteme) zu nutzen. Neben der Entwicklung ist auch der Bau und die praktische Erprobung im Schwebeflug, sowie im langsamen Vorwärtsflug Teil des Projekts. Die gewonnenen Erkenntnisse sind in [6] ausführlich dokumentiert, um die nachfolgende Verwendung der Drohne als Testträger zu vereinfachen.

2. FLUGMECHANISCHES MODELL

Im Gegensatz zur klassischen Flugmechanik des Horizontalflugs, fallen im Schwebeflug viele der sonst unterschiedlichen Koordinatensysteme (KOS) zusammen. Der stationäre Schwebeflug weist keine Flug- und keine Bahngeschwindigkeit auf, welche sonst ursächlich für den Unterschied zwischen *f*-KOS, *a*-KOS und *k*-KOS sind. Dementsprechend können alle Größen direkt im flugzeugfesten (*f*-KOS) oder erdloftesten (*g*-KOS) Koordinatensystem formuliert werden.

2.1. Bewegungsgrößen

Die Winkel zwischen den jeweiligen Achsen der Koordinatensysteme *f* und *g* entsprechen dem Lagewinkel der Drohne und lassen sich im Vektor

$$(1) \quad \vec{\Phi} = \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix}$$

zusammenfassen. So beschreibt ϕ den Rollwinkel, θ den Nickwinkel und ψ den Gierwinkel [7]. Sie sind jeweils in mathematisch positivem Drehsinn um die entsprechende Achse definiert.

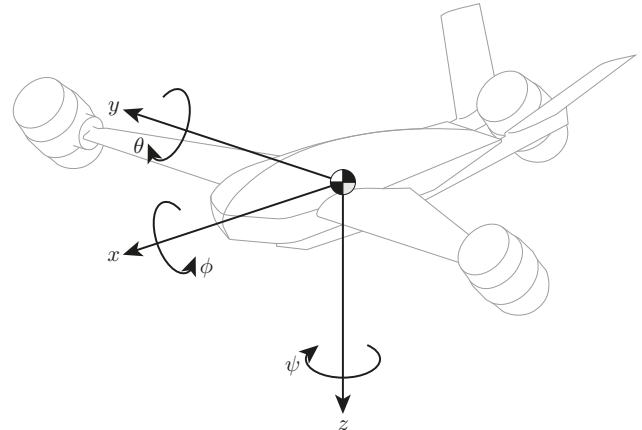


BILD 1. *f*-KOS der Drohne mit dem Lagewinkel $\vec{\Phi}$

Die Bewegung eines Luftfahrzeugs wird durch zentrale Bewegungsgrößen im *f*-KOS beschrieben. Zu diesen gehört neben dem Lagewinkel $\vec{\Phi}$ der Geschwindigkeitsvektor $\vec{V}$ und Drehgeschwindigkeitsvektor $\vec{\Omega}$, sowie der Beschleunigungsvektor $\vec{\dot{V}}$ und Drehbeschleunigungsvektor $\vec{\dot{\Omega}}$. Letztere entsprechen den zeitlichen Ableitungen der Geschwindigkeitsvektoren. Jeder Vektor setzt sich aus den einzelnen Anteilen in *x*-, *y*- und *z*-Richtung im *f*-KOS zusammen. Somit gilt

$$(2) \quad \vec{V} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}$$

bzw.

$$(3) \quad \vec{\Omega} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}$$

für die Geschwindigkeitsvektoren und

$$(4) \quad \vec{\dot{V}} = \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix}$$

bzw.

$$(5) \quad \dot{\vec{\Omega}} = \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix}$$

für die Beschleunigungsvektoren [7]. Im Gegensatz zum Lagewinkel ist die reine Position für flugmechanische Berechnungen zunächst irrelevant. Lediglich die Flughöhe hätte durch die mit einhergehende Änderung der Luftdichte einen Einfluss auf das Flugverhalten. Diese Effekte werden aufgrund der voraussichtlich geringen Flughöhe der Drohne nicht mit berücksichtigt.

2.2. Bewegungsgleichungen

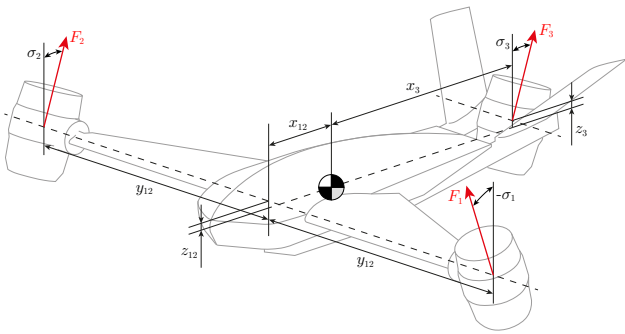


BILD 2. Lage und Winkel der Schubvektoren im f-KOS

Mithilfe der in Abbildung 2 definierten Lage und Wirkrichtung der Schubvektoren F_i lassen sich die Bewegungsgleichungen im f-KOS aus dem Impuls- und Drallsatz aufstellen. Nicht mit abgebildet sind die zunächst allgemein formulierten Resultierenden der aerodynamischen Kräfte $\vec{R}_{ae}$ und Momente $\vec{M}_{ae}$, welche in den Bewegungsgleichungen jeweils mit ihren x -, y - und z -Anteilen notiert werden. Unter Vernachlässigung der Kreismomente, welche aus einer Zwangspräzession der Rotoren der Impeller entstehen, gilt

$$(6) \quad \begin{aligned} m \cdot \dot{u} &= -mg \sin(\theta) - \sum F_i \sin(\sigma_i) + X_{ae} \\ m \cdot \dot{v} &= mg \cos(\theta) \sin(\phi) + Y_{ae} \\ m \cdot \dot{w} &= mg \cos(\theta) \cos(\phi) - \sum F_i \cos(\sigma_i) + Z_{ae} \end{aligned}$$

und

$$(7) \quad \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} = F_1 \cos(\sigma_1)y_{12} - F_2 \cos(\sigma_2)y_{12} + L_{ae}$$

$$\begin{aligned} \dot{q}I_y &= F_1(x_{12} \cos(\sigma_1) - z_{12} \sin(\sigma_1)) \\ &+ F_2(x_{12} \cos(\sigma_2) - z_{12} \sin(\sigma_2)) \\ &- F_3(x_3 \cos(\sigma_3) + z_3 \sin(\sigma_3)) + M_{ae} \end{aligned}$$

$$\dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} = -F_1 \sin(\sigma_1)y_{12} + F_2 \sin(\sigma_2)y_{12} + N_{ae},$$

wobei $\mathbf{I}$ der Trägheitstensor der Drohne ist.

2.3. Zuordnung der Steuerfunktionen

Neben den Bewegungsgrößen $\vec{V}$ und $\dot{\vec{V}}$ bzw. $\vec{\Phi}$, $\vec{\Omega}$ und $\dot{\vec{\Omega}}$ wird das Flugverhalten der Drohne von den sechs Steuergrößen F_i und σ_i beeinflusst, welche durch den Piloten bzw. den Flugregler vorgegeben werden. Durch die Konfiguration der Drohne sind insgesamt fünf unabhängige Steuerfunktionen möglich. Entsprechend werden hierfür fünf Steuerkommandos δ benötigt:

- δ_θ für eine kommandierte Nickbewegung,
- δ_F für eine kommandierte Vertikalbewegung,
- (8) δ_σ für eine komm. Bewegung in x -Richtung,
- δ_ϕ für eine kommandierte Rollbewegung,
- δ_r für eine kommandierte Gierbewegung

Für eine gezielte Steuerung und Regelung der Drohne müssen die Steuergrößen den Steuerkommandos so zugeordnet werden, dass möglichst keine Wechselwirkungen untereinander auftreten. Ausgangspunkt und damit der Referenzzustand ist das statische Gleichgewicht des Schwebeflugs mit

$$(9) \quad \begin{aligned} F_{1,0} &= mg \cdot \frac{x_3}{2(x_{12} + x_3)} = F_{12,0} \\ F_{2,0} &= mg \cdot \frac{x_3}{2(x_{12} + x_3)} = F_{12,0} \\ F_{3,0} &= mg \cdot \frac{x_{12}}{x_{12} + x_3} = 2 \cdot \frac{x_{12}}{x_3} \cdot F_{12,0} \\ \sigma_{1,0} &= 0 \\ \sigma_{2,0} &= 0 \\ \sigma_{3,0} &= 0. \end{aligned}$$

Die Zuordnung der Steuergrößen nach Gleichung 10 wurde iterativ erarbeitet und ermöglicht eine minimale gegenseitige Beeinflussung der Steuerkommandos:

$$(10) \quad \begin{aligned} F_1 &= F_{12,0} + \Delta F_{12,\delta\theta} + \Delta F_{12,\delta F} + \Delta F_{12,\delta\phi} \\ F_2 &= F_{12,0} + \Delta F_{12,\delta\theta} + \Delta F_{12,\delta F} - \Delta F_{12,\delta\phi} \\ F_3 &= F_{3,0} + 2 \cdot \frac{x_{12}}{x_3} \cdot \Delta F_{12,\delta F} - 2 \cdot \Delta F_{12,\delta\theta} \\ \sigma_1 &= \Delta\sigma_{\delta\sigma} - \Delta\sigma_{12,\delta r} \\ \sigma_2 &= \Delta\sigma_{\delta\sigma} + \Delta\sigma_{12,\delta r} \\ \sigma_3 &= \Delta\sigma_{\delta\sigma} \end{aligned}$$

2.4. Zustandsraummodell

Mithilfe der Derivativschreibweise lassen sich nach [8] die Längs- und Seitenbewegung im Schwebeflug getrennt betrachten. Die entsprechenden Zustandsraummodelle hierfür ergeben sich demnach zu

$$(11) \quad \begin{pmatrix} s - X_u & -X_w & -X_q s - X_\theta + g \\ -Z_u & s - Z_w & -Z_q s - Z_\theta \\ -M_u & -M_w & s^2 - M_q s - M_\theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u \\ w \\ \theta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{\delta\sigma} \\ Z_{\delta F} \\ M_{\delta\theta} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \delta_\theta \\ \delta_F \\ \delta_\sigma \end{pmatrix}$$

für die Längsbewegung und

$$(12) \quad \begin{pmatrix} s - Y_v & -Y_p s - Y_\phi - g & -Y_r \\ -L_v & s^2 - L_p s - L_\phi & -\frac{I_{xz}}{I_x} s - L_r \\ -N_v & -\frac{I_{xz}}{I_z} s^2 - N_p s & s - N_r \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} v \\ \phi \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{\delta\phi} \\ N_{\delta r} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \delta_\phi \\ \delta_r \end{pmatrix}$$

für die Seitenbewegung. Anhand dieser kann eine analytische Betrachtung der Stabilität im Schwebeflug erfolgen. Einzelheiten hierzu finden sich in [6] und ebenfalls in [8]. Es zeigt sich, dass sowohl die Nick-, als auch die Rollbewegung der Drohne nahezu ungedämpft ablaufen und eine direkte Ansteuerung der EDFs nach Gleichung 10 eine Beschleunigungssteuerung um beide Achsen verursacht. Eine Rückführung der Lagewinkel θ und ϕ sowie der Rotationsgeschwindigkeiten q und p dämpft die Bewegung bei der Achsen künstlich und ermöglicht eine Lagesteuerung, welche für den Piloten deutlich besser zu kontrollieren ist. Beispielhaft ist dies in Abbildung 3 für die Längsbewegung veranschaulicht, mit einer künstlichen Rückführung von q über K_q und θ über K_θ zur Erhöhung der Stabilität. Dies stellt einen ersten Ansatz für die spätere Umsetzung des Flugreglers dar.

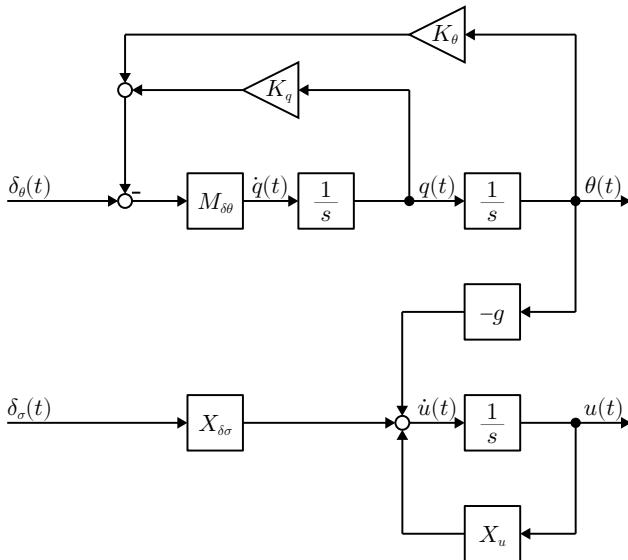


BILD 3. Lagesteuerung der Nickbewegung als Blockschaltbild

3. ENTWURF

Zuvor wurde die Bewegung und die dynamische Stabilität der Drohne in Abhängigkeit von Variablen untersucht. Daraus ergeben sich Forderungen an geometrische Größen, die zu besseren Flugleistungen der Drohne beitragen. Ziel ist es nun, die identifizierten Einflüsse von Variablen durch überschlägige Rechnungen mit in der Konstruktion der Drohne zu berücksichtigen.

3.1. Vorentwurf

Aus dem Gesamtkonzept der Drohne lassen sich mehrere Hauptbaugruppen und potentielle Problemstellen identifizieren, deren Bauweisen die weitere Konstruktion maßgeblich vordefinieren. Die gewählten Prinziplösungen wurden in [6] diskutiert und sind im Folgenden kurz aufgeführt. Hier nicht explizit aufgeführte Baugruppen haben auf den Gesamtentwurf der Drohne einen vergleichsweise geringen Einfluss.

3.1.1. Rumpf

Nach dem Vergleich mehrerer Bauweisen des Rumpfs wurde sich für eine Variante mit zwei Seitenplatten entschieden. Im Gegensatz zu anderen verspricht sie die insgesamt flexibelste Konfiguration und ist dabei ausreichend leicht und stabil. Als Material für die Platten kommen CFK (Carbonfaserverstärkter Kunststoff) und Sperrholz in Frage. GFK (Glasfaserverstärkter Kunststoff) wurde ausgeschlossen, da es zum Erreichen einer ähnlichen Steifigkeit der Platten schwerer und schwieriger zu verarbeiten ist als Sperrholz. Auch CFK-Lamine haben im Vergleich zu Flugzeugsperrholz ein höheres spezifisches Gewicht. Allerdings sind diese auch deutlich steifer und können somit in einer geringeren Stärke und mit vergrößerten Ausschnitten verbaut werden. Problematisch ist allerdings die Verarbeitung von CFK-Platten. Ein Zuschnitt mit einfachen Werkzeugen gestaltet sich schwierig und selbst auf CNC-Fräsmaschinen verursacht der Werkstoff einen erhöhten Werkzeugverschleiß. Aus zeitlichen Gründen und ggf. einer erschwerten nachträglichen Modifikation der gefertigten Seitenteile wurde sich final für die Variante aus Flugzeugsperrholz entschieden. Zur Fertigung wurden Lasercutter genutzt, welche die Seitenplatten zeitnah und in hoher Präzision fertigen konnten.

3.1.2. Flügel

Die Flügel werden aus mehreren gedruckten Profiltteilen gefertigt und lateral auf einen gemeinsamen Holm aufgeschoben. Mit den am ILT vorhandenen 3D-Druckern erscheint der Fertigungsaufwand im Vergleich zu anderen Bauweisen am geringsten und bietet dementsprechend die beste Möglichkeit nachträglich Anpassungen vorzunehmen. Da die Halbspannweite der Flügel die Bauraumabmessungen der Drucker überschreitet, werden die Flügel in mehreren Teilen gefertigt. Als Material für den Druck wird

zur weiteren Gewichtsreduzierung geschäumtes LW-PLA (engl. Light-Weight Polylactide) verwendet. Es erreicht zwar nicht die Festigkeit von herkömmlichem Filament, allerdings bietet es weitere Vorteile in der Nachbearbeitung. Entsprechend muss berücksichtigt werden, dass die Motorkabel durchaus Temperaturen erreichen können, bei denen die Formbeständigkeit der Bauteile nicht gewährleistet ist.

3.1.3. Impellergondeln

Die Lagerung der vorderen Impellergondeln erfolgt durch ein einzelnes Rillenkugellager am äußeren Ende jedes Flügelholms. Es wurde als wichtiger erachtet eine möglichst reibungsarme Lagerung unter Belastung durch den Schub der EDFs zu gewährleisten, als hier weiteres Gewicht einzusparen. Eine doppelreihige Ausführung des Wälzlagers wurde dennoch ausgeschlossen. Eine Variante mit Gleitlagern würde voraussichtlich eine höhere Reibung verursachen und somit Nachteile in der Stelldynamik der Gondeln verursachen.

Neben der Lagerung der vorderen Impellergondeln sind auch für deren Schwenkantrieb mehrere Lösungen denkbar. Letztendlich wurde sich für die Positionierung der Servos im Rumpf und eine Übertragung der Drehbewegung über Torsionsrohre im inneren des Flügelholms entschieden. Ausschlaggebend war die Möglichkeit den Holm bis zur Lagerung nicht zu unterbrechen, ohne dabei weitere Bauteile am Flügelende unterbringen zu müssen. Auch die Tatsache, dass so bei der Auswahl der Servos neben einem Stellbereich von 120° keine weiteren Einschränkungen entstehen ist von Vorteil. Bei der Ausarbeitung muss jedoch darauf geachtet werden eine ausreichende Torsionssteifigkeit zwischen Servo und Impellergondel zu gewährleisten. In Abbildung 4 findet sich eine Simulation der Stellzeiten möglicher Servos, sowie alternative Schwenkmechanismen, wie Getriebemotoren im inneren des Holms oder einer Getriebestufe an der Lagerstelle.

3.2. Designparameter

Auf Basis der zuvor erarbeiteten Bauweisen können die grundlegenden Designparameter der Drohne anhand überschlägiger Rechnungen festgelegt werden. Diese dienen als Richtwerte für die anschließende Konstruktion der Drohne.

3.2.1. Masse

Durch die Prinziplösungen wurde sich bereits für die Bauweise jeder Baugruppe der Drohne entschieden. Damit ist es möglich die Gesamtmasse zur Berechnung weiterer Designparameter komponentenweise abzuschätzen oder zu messen (vgl. Tabelle 1). Die elektrischen Komponenten sowie die ausgewählten Kugellager können einzeln gewogen werden. Die Masse der Kabel kann anhand der zu erwartenden

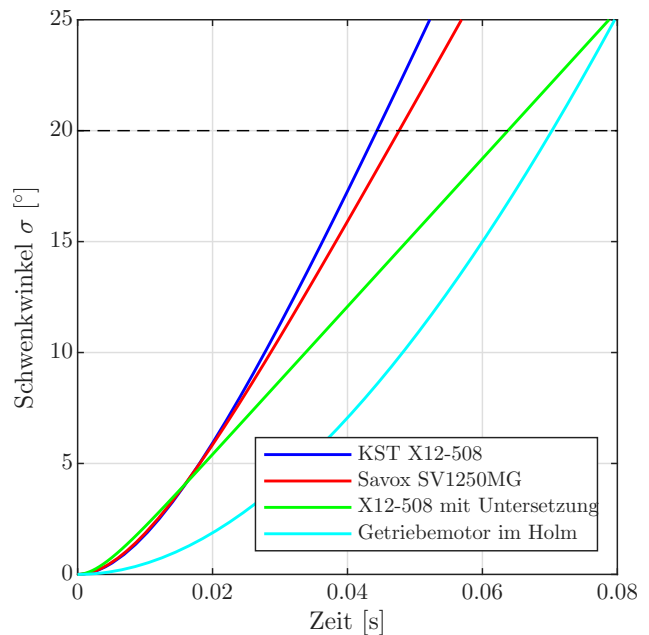


BILD 4. Simulierte Stellzeit unterschiedlicher Schwenkantriebe

Kabellängen und Ströme abgeschätzt werden. Die Maße der Sperrholzplatten resultieren aus den Dimensionen des Rumpfes und die der Flügelholme analog aus denen des Flügels. Die Masse aller gedruckten Teile wird anhand eines Vergleichs mit vorangegangenen Projekten am ILT bestimmt.

TAB 1. Auflistung der abgeschätzten Massen

Komponenten	Masse
Akkus	1440 g gemessen
EDFs	750 g gemessen
Motorregler	264 g gemessen
Empfänger	8 g gemessen
Flugregler	36 g gemessen
Servos	60 g gemessen
Kabel inkl. Stecker	250 g geschätzt
Rumpf (Sperrholzplatten)	168 g geschätzt
3D-Druck (Flügelprofil, Leitwerk, Rumpfteile)	400 g geschätzt
Flügelholme	50 g geschätzt
Rillenkugellager	50 g gemessen
Kleinteile	50 g geschätzt
3526 g	

3.2.2. Flügel

Im Horizontalflug soll der aerodynamische Auftrieb des Flügels ausreichen, um das Gewicht der Drohne vollständig zu tragen. Daraus ergibt sich für die erforderliche Referenzflügelfläche

$$(13) \quad S_{ref, erf} = \frac{2 \cdot m_{ges} \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot C_A}.$$

Durch die vergleichsweise hohe Strahlggeschwindigkeit der EDFs rechtfertigt sich deren Einsatz erst bei entsprechend hohen Fluggeschwindigkeiten. Um den Bereich eines Verhältnisses von Schub- zu Verlustleistung von etwa eins-zu-eins zu erreichen muss nach [5]

$$(14) \quad \frac{P_F}{P_{Verl}} = \frac{c_0 \cdot \dot{m}_0 (c_9 - c_0)}{\frac{\dot{m}_0}{2} (c_9 - c_0)^2} = 1$$

$$\Leftrightarrow c_0 = \frac{1}{3} \cdot c_9$$

erfüllt werden. Laut den Datenblättern ähnlich konfigurierter EDFs liegt die Strahlaustrittsgeschwindigkeit c_9 bei bis zu $75 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, was nach Gleichung 14 zu einer Fluggeschwindigkeit von

$$(15) \quad c_0 = \frac{1}{3} \cdot 75 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 25 \frac{\text{m}}{\text{s}} \approx V$$

führt, ab der die Schubleistung P_F größer als die Verlustleistung P_{Verl} ist. Dies wird als die Geschwindigkeit definiert, ab der der Flügel ausreichend aerodynamischen Auftrieb generieren soll. Mit atmosphärischen Daten aus Bodennähe für ρ und einem geschätztem Auftriebsbeiwert von $C_A \approx 1$ ergibt sich eine erforderliche Referenzflügelfläche von

$$(16) \quad S_{ref, erf} = 0,09036 \text{ m}^2 \hat{=} 90360 \text{ mm}^2.$$

Realisiert wird ein Einfachtrapezflügel ohne Pfeilung an der Vorderkante, sodass der Flügelholm und damit auch die vorderen Impellergondeln sowohl möglichst weit vor dem Auftriebspunkt des Flügels als auch vor dem Schwerpunkt der Drohne liegen. Die entsprechenden Abmessungen finden sich in Tabelle 2.

TAB 2. Maße zur Konstruktion des Flügels

Rumpfbreite	$B = 110 \text{ mm}$
Spannweite	$b_F = 800 \text{ mm}$
Flügelteiefe innen	$t_{i,F} = 226,67 \text{ mm}$
Flügelteiefe außen	$t_{a,F} = 66,67 \text{ mm}$
Flügelfläche	$S_{ref} = 101200 \text{ mm}^2$

3.2.3. Schwerpunkt

Die Lage des Schwerpunkts hat einen großen Einfluss auf die Dynamik. Insbesondere die Stabilität und Steuerbarkeit werden maßgeblich durch den Abstand des Schwerpunkts relativ zu anderen Kraftangriffspunkten bestimmt. Die wichtigsten erkannten Einflussfaktoren der Schwerpunktlage werden daher im Folgenden aufgeführt, um Zielkonflikte zu identifizieren:

zieren:

Lage des Schwerpunkts gegenüber ...

- 1) ...allen Bauteilen in y -Richtung, um die x - z -Ebene als Symmetrieebene zu positionieren (vgl. Abbildung 2). Alle weiteren Einflüsse basieren auf dieser Voraussetzung.
- 2) ...den Kraftangriffspunkten der Schubvektoren in x -Richtung. Diese bestimmt das Verhältnis der Hebelarme x_{12} und x_3 und damit die Schubverteilung zwischen $F_{12,0}$ und $F_{3,0}$ im stationären Schwebeflug nach Gleichung 9.
- 3) ...dem Neutralpunkt des Flügels in x -Richtung. Eine Lage hinter dem Neutralpunkt führt zur statischen Instabilität im Horizontalflug.
- 4) ...den Kraftangriffspunkten der Schubvektoren. Das Verhältnis von $\frac{x_{12}}{x_3}$ zu $\frac{z_{12}}{z_3}$ bestimmt über das Nickmoment bei einem kollektivem $\Delta\sigma$ aller Impellergondeln. Im Fall eines auftretenden Nickmoments sollte dieses nicht entgegen der Wirkrichtung von $\Delta\sigma$ selbst gerichtet sein.
- 5) ...gegenüber der IMU (engl. Inertial Measurement Unit) des Flugreglers. Mit wachsendem Abstand werden Messungen der translatorischen Beschleunigungen durch rotatorische Beschleunigungen verfälscht. Idealerweise sollte die IMU daher im Schwerpunkt platziert werden.
- 6) ...Bauteilen mit einer hohen Masse. Schwere Bauteile sollten möglichst nahe am Schwerpunkt platziert werden, um die Massenträgheit der Drohne gering zu halten und damit die Agilität nicht negativ zu beeinflussen.

Die Berücksichtigung aller Einflussfaktoren ist aufgrund von auftretenden Zielkonflikten nicht möglich. Insgesamt erscheint eine Positionierung des Schwerpunkts leicht unterhalb der durch die Kraftangriffspunkte der Schubvektoren aufgespannten Ebene und möglichst nah am vorderen Holm als der beste Kompromiss. Die Verschiebung aus der Ebene nach unten bewirkt ein geringes aber dafür in der Richtung definiertes Nickmoment $\dot{q}_{\delta\sigma}$. Wird in der Konstruktion

$$(17) \quad z_{12} = z_3 = z_{123} > 0$$

eingehalten, kann eine Kompensationssteuerung mit

$$(18) \quad \dot{q}_{\delta\sigma}(\sigma_{\delta\sigma}, \Delta F_{12,\delta\theta}) \stackrel{!}{=} 0$$

$$\Leftrightarrow F_{12,0} \cdot z_{123} \cdot \sin(\sigma_{\delta\sigma}) \cdot \left(1 + \frac{x_{12}}{x_3}\right)$$

$$= -\Delta F_{12,\delta\theta} \cdot \cos(\sigma_{\delta\sigma}) \cdot (x_{12} + x_3)$$

$$\Leftrightarrow \Delta F_{12,\delta\theta} = -F_{12,0} \cdot \tan(\Delta\sigma_{\delta\sigma}) \cdot \frac{z_{123} \left(1 + \frac{x_{12}}{x_3}\right)}{x_{12} + x_3}$$

erreicht werden, die den unerwünschten Effekt bei Bedarf abbildert. Die Verschiebung des Gesamtschwerpunkts unter die Ebene soll durch einen

leichten Versatz der Akkus nach unten erreicht werden. So wird sichergestellt, dass das Nickmoment $\dot{q}_{\delta\sigma}$ die selbe Wirkrichtung hat, wie $\dot{u}_{\delta\sigma}$, allerdings nicht zu groß wird um eine Pendelbewegung hervorzurufen. Der Flugregler kann direkt über den Akku platziert werden und liegt dann mit der IMU nächstmöglich am Gesamtschwerpunkt. In x -Richtung lassen sich die Akkus nicht beliebig weit vorne positionieren, da zwischen den vorderen EDFs der Flügelholm und damit auch die Schwenkmechanik im Rumpf liegt. Daher wird ein gewisses Maß an statischer Instabilität im Horizontalflug akzeptiert, wodurch gleichzeitig ein Kompromiss mit Punkt 6) und besonders Punkt 2) eingegangen wird. Richtwerte für die Konstruktion in 3D-CAD finden sich in Tabelle 3.

TAB 3. Richtwerte für die Konstruktion in 3D-CAD

$x_{12} \approx 110 \text{ mm}$	$x_3 \approx 400 \text{ mm}$	$z_{123} \approx 10 \text{ mm}$
---------------------------------	------------------------------	---------------------------------

3.3. Elektrik

Ein schematischer Überblick über die Verschaltung der elektrischen Komponenten findet sich in Abbildung 5. Die gewählte Variante mit einem zusätzlichen Spannungswandler zur Versorgung des Flugreglers verhindert Komplikationen im Betrieb mit den ESCs und ermöglicht eine höhere Stellgeschwindigkeit der Servos ohne dass ein zusätzlicher Akku überwacht und geladen werden muss. Dafür ist einmalig ein größerer Aufwand bei der Verkabelung notwendig. Außer den Servos und Motorreglern sind an den Flugregler über eine serielle Schnittstelle der Empfänger und über einen analogen Eingang ein Spannungsteiler angeschlossen. Durch letzteren können die Akkus während des Flugs überwacht und vor Tiefentladung geschützt werden.

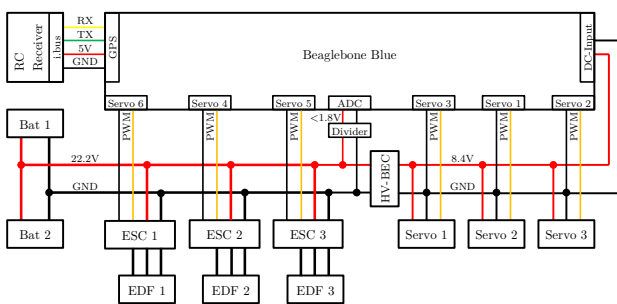


BILD 5. Schaltbild

3.4. Konstruktion

Die Konstruktion der Drohne erfolgt mittels 3D-CAD in *Autodesk Inventor*. Neben der dreidimensionalen Konstruktion ist es dadurch möglich einzelnen Bauteilen Massen zuzuweisen und so den Gesamtschwerpunkt der Drohne, sowie die Trägheitsmomente laufend zu ermitteln. Da die Konstruktion simultan mit der Fertigung der Teile auf dem 3D-Drucker erfolgt, können die Massen der Bauteile und damit auch der

Gesamtschwerpunkt iterativ aktualisiert werden. Unter anderem ist es dadurch gelungen die IMU des BBBs nahezu exakt über dem Schwerpunkt zu platzieren. In Anhang B findet sich ein gerendertes Bild der Konstruktion.

TAB 4. Vergleich der Schwerpunktlage im Konstruktionsprogramm mit Messwerten

	Inventor	Messwert
Gesamtgewicht	3741 g	3750 g
x_{12}	129 mm	126 mm
x_3	371 mm	374 mm
y_{12}	0,1 mm	-
$z_{12} = z_3$	10,5 mm	10 mm

Nach der vollständigen Montage konnte die Masse und die Lage des Schwerpunkts bestimmt werden. In y -Richtung fand keine Messung statt, da mit den Konstruktionsdaten davon auszugehen ist, dass das Gewicht gleichmäßig zu beiden Seiten verteilt ist. In Tabelle 4 findet sich ein Vergleich der Daten aus *Inventor* mit Messungen. Durch die geringe Abweichung kann davon ausgegangen werden, dass während der Konstruktion sorgfältig genug vorgegangen wurde, um neben der Masse und Schwerpunktlage auch zuverlässige Trägheitsmomente für das Simulationsmodell zu gewinnen. Diese belaufen sich auf

$$\begin{aligned}
 \mathbf{I} &= \begin{pmatrix} 181\,000 & 137 & -1877 \\ 137 & 95\,550 & -0,376 \\ -1877 & -0,376 & 271\,800 \end{pmatrix} \text{ kg mm}^2 \\
 (19) \quad &\approx \begin{pmatrix} 181\,000 & 0 & -1877 \\ 0 & 95\,550 & 0 \\ -1877 & 0 & 271\,800 \end{pmatrix} \text{ kg mm}^2.
 \end{aligned}$$

4. REGLERARCHITEKTUR UND SIMULATIONS-MODELL

Die Zusammenführung der Ergebnisse aus Abschnitt 2 mit den Daten der fertigen Drohne aus Tabelle 4 und Gleichung 19 in einem *Simulink*-Modell ermöglicht die Optimierung der Reglerarchitektur bereits vor dem ersten Flug. In iterativen Simulationsdurchläufen können P-, I-, und D-Anteile der Regler voreingestellt werden, sowie ein Gefühl für das Flugverhalten der Drohne erlangt werden.

Das Simulationsmodell (vgl. Anhang A) ist unterteilt in Soft- und Hardware. Der Softwareteil beinhaltet die Regler und Steuerungslogik aus Gleichung 10 mit den Steuerkommandos aus Gleichung 8 als Führungsgrößen. Die Ausgänge wirken auf die Aktuatoren, deren Übertragungsverhalten ebenfalls modelliert ist und damit die Schnittstelle zwischen beiden Teilen repräsentiert. Im Hardwareteil werden Schub der EDFs und

Winkel der Servos entsprechend der Bewegungsgleichungen aus Gleichung 6 und Gleichung 7 verrechnet und wirken damit als (Dreh-) Beschleunigungen auf die Integrationsketten der sechs Freiheitsgrade. Die Kopplung der Bewegungsrichtungen untereinander erfolgt durch die Erdbeschleunigung g und die primär wirkenden Derivative aus Gleichung 11 und Gleichung 12.

Es wird für jede Eingangsgröße δ ein PID-Regler mit entsprechender Rückkopplung der Bewegungsgröße vorgesehen. Für die Roll- und Nickregelung ist zur Realisierung der Lagesteuerung eine zusätzliche Rückführung der Roll- bzw. Nickgeschwindigkeit entsprechend der Untersuchungen in Unterabschnitt 2.4 vorgesehen. Gerade an diesen Stellen werden nicht alle P-, I- und D-Anteile zur Regelung benötigt. Zur Untersuchung von deren Auswirkungen und hinsichtlich der Umsetzung in der Software sind diese aber trotzdem im Simulationsmodell implementiert. Das Einstellen der Regler erfolgte durch das Umschalten unterschiedlicher Eingangssignale auf zunächst isolierte Führungsgrößen. Anhand der simulierten Reaktion der gewünschten Bewegungsgröße konnten dann iterativ die P-, I- und D-Werte optimiert werden. Dabei wurde versucht die Anstiegszeit zu minimieren, ohne dass ein Überschwingen von mehr als 10% auftritt. Bei einer Begrenzung der Führungsgrößen auf die Werte in Tabelle 5 ergibt sich eine (Vor-) Einstellung der P-Anteile von Tabelle 6.

TAB 5. Führungsgrößen bei einem Vollausschlag im Simulationsmodell

u	w	ϕ	θ	r
$\pm 5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$\pm 1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$\pm 20^\circ$	$\pm 20^\circ$	$\pm 120 \frac{^\circ}{\text{s}}$

Nach der Optimierung der Regler kann im Simulationsmodell beispielhaft der Einfluss der Nickkompensation aus Gleichung 18 untersucht werden. Wie der Vergleich in Abbildung 6 zeigt, erzielt die Kompensation ihre gewünschte Wirkung und mildert den entstehenden Nickwinkel durch eine Beschleunigung $\dot{u}$ deutlich ab und sorgt für eine insgesamt ruhigere Reaktion der Drohne. Dadurch steigt allerdings auch die Anstiegszeit, nach der die gewünschte Geschwindigkeit erreicht wird, da durch ein verringertes θ weniger zusätzliche Beschleunigung durch g in x -Richtung hervorgerufen wird. Die positiven Auswirkungen überwiegen jedoch deutlich, weshalb die Kompensation aus Gleichung 18 beibehalten wird.

5. FLUGTESTS

Nach einigen Vorbereitungen und Tests am Boden, konnten die ersten Flugversuche gestartet werden. Insgesamt konnten die Flugeigenschaften der Drohne in einer Vielzahl von Testflügen schrittweise verbessert werden.

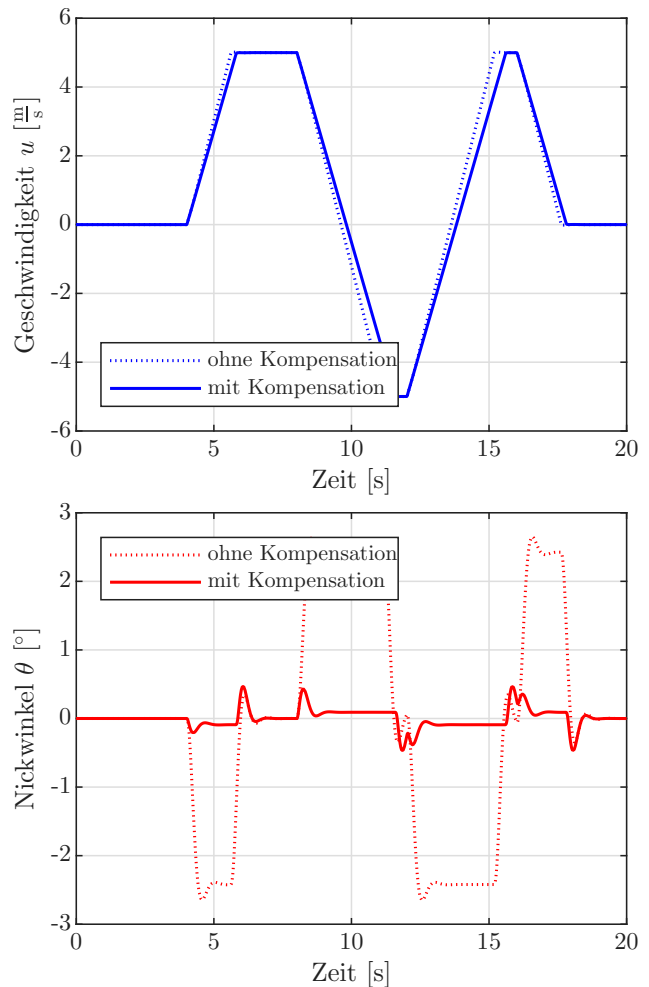


BILD 6. Einfluss der Nickkompensation nach Gleichung 18 im Simulationsmodell

5.1. Erstflug

Für die Flugtests wurden die optimierten Einstellungen des Simulationsmodells auf dem Flugregler implementiert. Nach dessen Kalibrierung wurde allerdings festgestellt, dass die Beschleunigungssensoren bereits im Stillstand gestörte Signale mit zeitlich driftenden Offsets und einer Hysterese um den Nullpunkt liefern. Mit einem Filter und ggf. im Stillstand gemessenen Offsets ließe sich die Signalqualität in der Software für eine Integration der Beschleunigungen verbessern. Allerdings kann damit nicht der Hysterese begegnet werden, die bei der Berechnung der Geschwindigkeit über einen längeren Zeitraum Abweichungen verursacht. Daher lassen sich in der aktuellen Konfiguration keine verlässliche Werte für eine Rückführung von u und w bestimmen und es entfällt eine Regelung der beiden Kanäle. Die anderen Bewegungsrichtungen werden davon jedoch nicht beeinflusst und können mit den vorgesehenen Regelschleifen aus Anhang A und Führungsgrößen aus Tabelle 5 betrieben werden.

In ersten Tests an einer Absturzsicherung konnte die Drohne erst mit stark erhöhten Anteilen der Roll- und Nickregler ansatzweise kontrolliert werden. Dabei

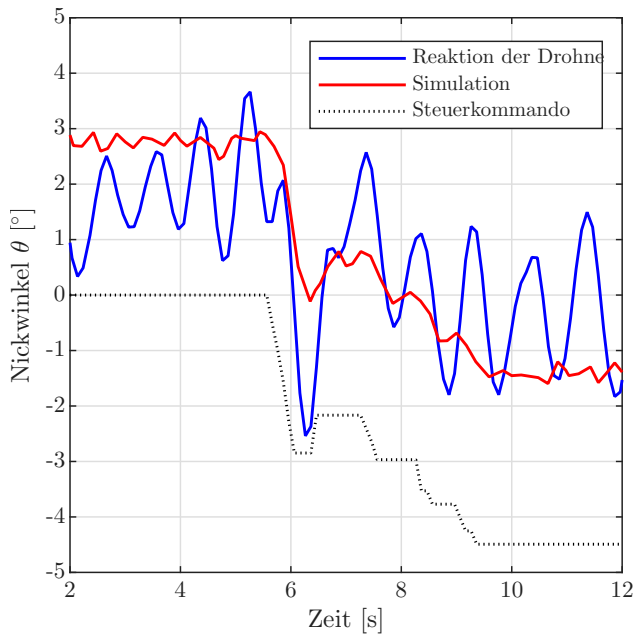


BILD 7. Aufgezeichnete und simulierte Hecklastigkeit der Drohne

zeigte sich eine starke Hecklastigkeit, welche durch ein stetiges Kommando δ_θ des Piloten ausgeglichen werden musste (vgl. Abbildung 7). Die Flugtests wurden daher zunächst unterbrochen, um das auftretende Problem zu Analysieren.

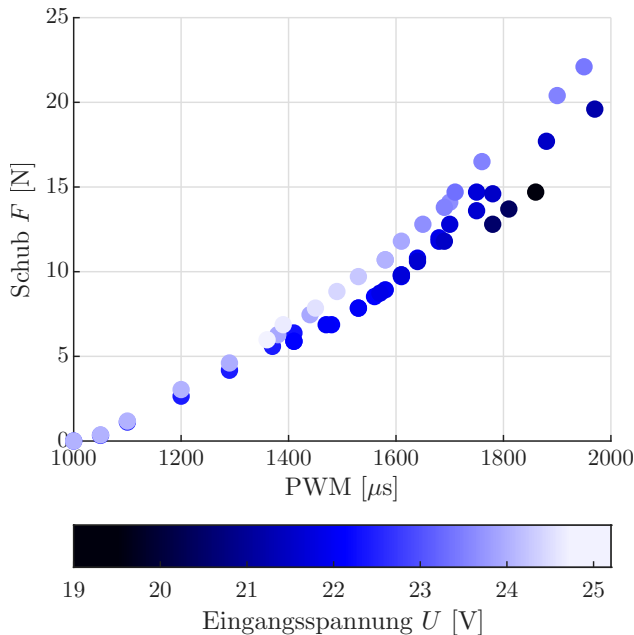


BILD 8. Schubmessungen der EDFs mit Einfluss der Eingangsspannung

Eine Untersuchung der aufgezeichneten Daten des Flugreglers zeigte, dass die berechneten Werte des Flugreglers eigentlich zu einem ausgeglichenen Nickmoment führen müssten, insbesondere nachdem der Schwerpunkt in Tabelle 4 überprüft wurde. Daher liegt die Vermutung nahe, dass die Ausgabewerte der Flugregelungssoftware nicht zu den erwünschten

Schubwerten führt. In dem Simulationsmodell konnte das Verhalten der Drohne mit einem verringerten Schub am hinteren EDF initiiert werden, was diese These bekräftigt (vgl. Abbildung 7). Die verwendeten EDFs wurden daher in mehreren Messreihen untersucht, in denen PWM-Signal, Schub, Eingangsspannung und Stromaufnahme aufgezeichnet wurden. In den Messergebnissen in Abbildung 8 zeigt sich, dass bei gleichem PWM-Signal durch eine abfallende Spannung ein deutlich geringeres Schubniveau erreicht wird. Die Rohdaten eignen sich durch die Streuung nicht, um daraus direkt einen präziseren Zusammenhang zwischen PWM-Signal und Schub zu ermitteln. Zuvor findet daher eine Korrektur der variablen Eingangsspannung statt. Über den Ansatz

$$(20) \quad \begin{aligned} F &\sim P_{el} = \frac{U^2}{R} \\ \Leftrightarrow F &\sim U^2 \end{aligned}$$

kann ein vom Flugregler berechneter Schub F_{calc} bei einer abfallenden Spannung U_{ist} korrigiert werden:

$$(21) \quad \begin{aligned} \frac{F_0}{F_{calc}} &= \frac{U_0^2}{U_{ist}^2} \stackrel{!}{=} 1 \\ \Leftrightarrow F_0 &= \left(\frac{U_0}{U_{ist}} \right)^2 \cdot F_{calc} \end{aligned}$$

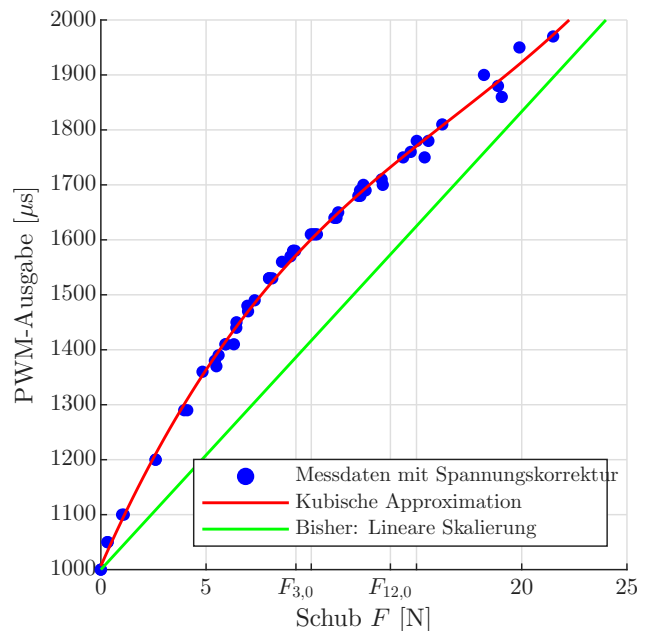


BILD 9. Approximation des Zusammenhangs von Schub und PWM-Signal

Der Zusammenhang von realem Schub F_0 gegenüber einer Referenzspannung U_0 ist in Abbildung 9 dargestellt. Die Achsen wurden dabei umgekehrt, um mit Hilfe von *MATLAB* die Approximation

$$(22) \quad \text{PWM} = 0,06804 \cdot F^3 - 3,404 \cdot F^2 + 86,68 \cdot F + 1007$$

zu bestimmen. Besonders im Bereich der Arbeitspunkte der EDFs $F_{12,0}$ und F_3 ist zu erkennen, wie groß der Unterschied zwischen der bisherigen linearen Skalierung und dem realen Verhalten der EDFs ist. Eine Implementierung der Spannungskorrektur aus Gleichung 21 und der Schubkurve aus Gleichung 22 kann daher zur Verbesserung der Hecklastigkeit beitragen.

Neue Flugtests zeigten von Beginn an ein gut kontrollierbares Flugverhalten. Die Hecklastigkeit konnte vollständig behoben werden, wodurch die Absturz-sicherung nur im Fall von Pilotenfehlern zum Einsatz kam. Die Drohne schwingt mit den initial verwendeten Reglerwerten aus dem Simulationsmodell zwar spürbar um die Waagerechte, benötigt aber zum Ausregeln keine dauerhaften Kommandos des Piloten mehr.

5.2. Optimierung der Regleranteile

Um das zunächst relativ träge Roll- und Nickverhalten zu verbessern, werden die P-Werte der äußeren Regelkaskaden schrittweise erhöht, bis das Verhalten der Drohne zu nervös wirkt. Anschließend folgt eine Variation des P-Anteils der inneren Regelschleife. Zur Bewertung wird sowohl das subjektive Empfinden des Piloten, als auch das aufgezeichnete Verhalten der Drohne herangezogen. Die Aufzeichnungen einiger Testflüge finden sich beispielhaft für die Nickbewegung in Abbildung 10. Es ist deutlich zu erkennen, dass bei zu hohen P-Werten der äußeren Regelkaskade Schwingungen auftreten.

Abweichend von dem Roll- und Nickregler, lies sich die Gierbewegung von Beginn an exakt steuern. Da der Schwenkwinkel der Impellergondeln gemäß Tabelle 5 beschränkt und mit einem P-Wert von 0,2 bereits ausgereizt ist, bringt auch eine höhere Verstärkung keine weiteren Vorteile in der Dynamik. Die final eingestellten Werte aller Regler sind in Tabelle 6 zusammengefasst.

TAB 6. Vergleich simulierter und erfolgreicher Regleranteile

Regler	P-Anteile	
	Sim.	Flugtests
x -Geschw.	2,5	$\sigma_{\delta\sigma} = -15 \dots +15^\circ$
z -Geschw.	6	$F_{\delta F} = 4 \dots 24 \text{ N}$
Rollrate	1,35	2
Rollwinkel	3,75	7,5
Nickrate	0,68	1
Nickwinkel	3,75	7,5
Gierrate	0,2	0,2

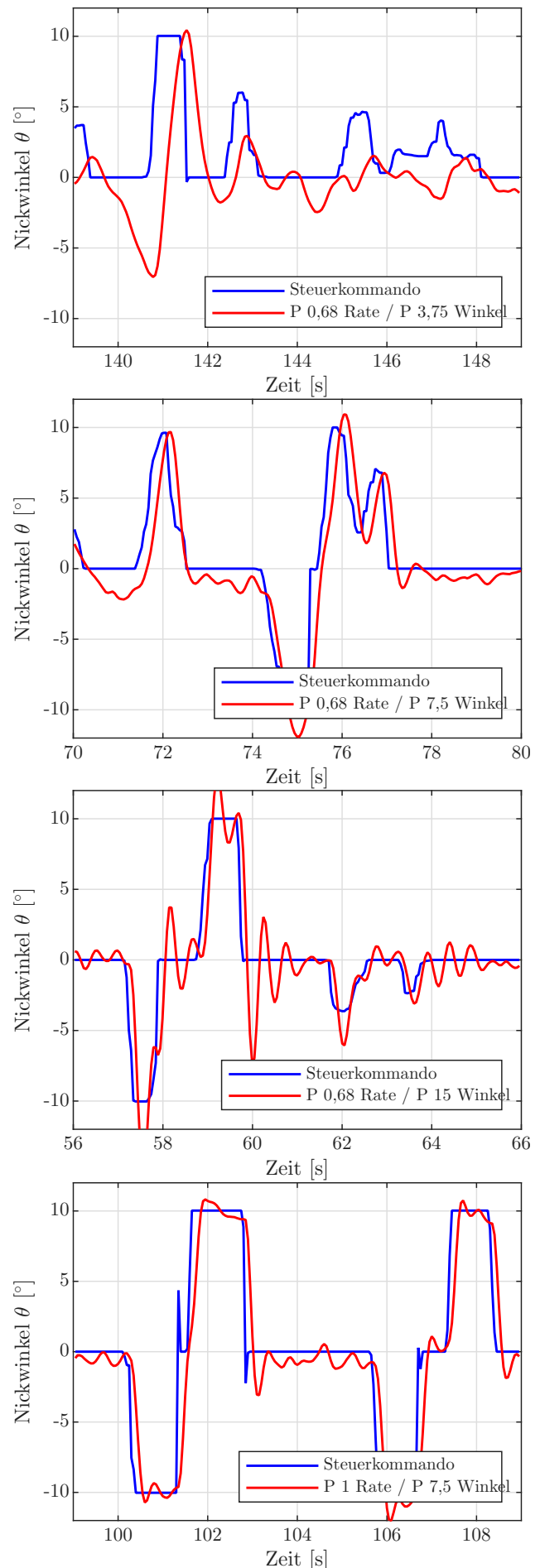


BILD 10. Einfluss unterschiedlicher P-Anteile

5.3. Vergleich praktischer Messwerte mit Simulationsdaten

Abschließend wird das Flugverhalten der Drohne mit dem Simulationsmodell verglichen. Hierfür wird versucht in Flugtest Steuerkommandos zu erzeugen, die möglichst einer Sprungfunktion gleichen. Die aufgezeichneten Steuerkommandos werden anschließend als Eingangssignale im Simulationsmodell verwendet. Ein Vergleich der Reaktionen kann dann Aufschlüsse für Unterschiede zwischen Simulation und Praxis geben.

Insbesondere ein Vergleich der Gierreaktion in Abbildung 11 zeigt kaum Abweichungen zwischen der Reaktion der Drohne und den Ergebnissen des Simulationsmodells. Lediglich kurz vor dem Erreichen der Führungsgröße beschreibt die Simulation einen sanfteren Übergang. Außerdem ist in der Praxis eine bleibende Regelabweichung zu erkennen, welche allerdings im Simulationsmodell mit der Gierdämpfung N_r ebenfalls abgebildet werden kann.

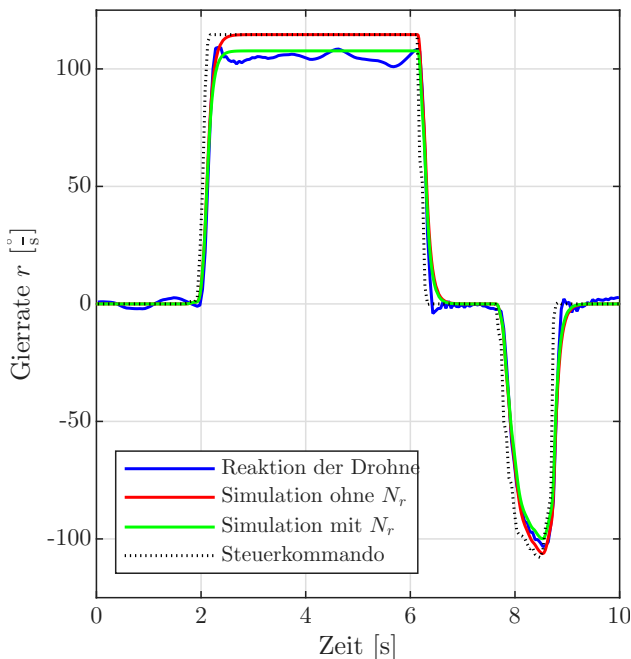


BILD 11. Aufgezeichnete und Simulierte Gierbewegung der Drohne

Die Beobachtungen aus Abbildung 11 legen die Nutzung des I-Anteils vom Gierregler nahe, um die bleibende Regelabweichung zu eliminieren. Sowohl im Simulationsmodell, als auch in Testflügen wurden daher eine Reihe von Werten getestet, wobei in beiden Fällen ein I-Anteil von 0,12 zu optimalen Ergebnissen führt. Wie in Abbildung 12 zu erkennen, tritt der gewünschte Effekt ein und die bleibende Regelabweichung wird bis auf Störungen kompensiert. Da sowohl die Regelabweichung in Abbildung 11, als auch deren erfolgreiche Kompensation in Abbildung 12 abgebildet werden konnte, kann davon ausgegangen werden, dass mit dem Simulationsmodell

zumindest für die Gierbewegung eine erfolgreiche Systemidentifikation stattgefunden hat.

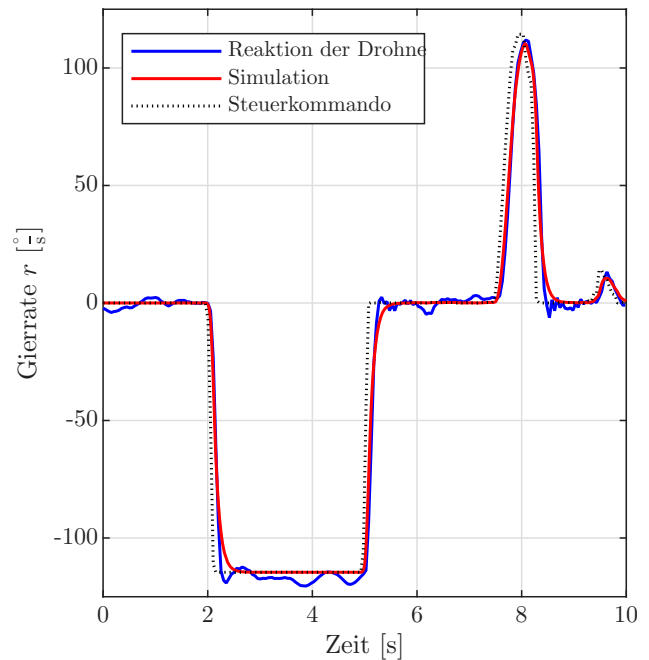


BILD 12. Aufgezeichnete und Simulierte Gierbewegung der Drohne mit I-Anteil

6. FAZIT

Im Rahmen der vorgestellten Designstudie wurde schrittweise durch eine flugmechanische und -dynamische Analyse, eine gezielte Auslegung der Struktur und der Entwicklung einer Reglerarchitektur in Simulation und Praxis ein flugfähiges Modell realisiert. Das erarbeitete Simulationsmodell fasst die Flugphysik, Steuerungslogik, Konstruktionsdaten und Reglerarchitektur zusammen und ermöglicht so diverse Erkenntnisse über das Flugverhalten der Drohne. Damit ist es unter anderem möglich, in Testflügen auftretende Probleme im Modell zu analysieren und daraus Lösungsansätze zu entwickeln. Der Vergleich in Unterabschnitt 5.3 zeigt, dass die Modellierung aller Übertragungsglieder zu einer hohen Genauigkeit der Simulationsdaten führt. Signifikante Unterschiede zwischen Modell und Drohne bestehen lediglich in der ursprünglich vorgesehenen Regelung der translatorischen Geschwindigkeiten. Diese konnte nicht implementiert werden, da die Beschleunigungsmessung der IMU ungeeignet für eine Berechnung fehlender Werte ist. Besonders hinsichtlich der Regelung des Horizontalflugs ist daher die Integration zusätzlicher Sensoren sinnvoll, während Konstruktion und Flugregelungssoftware bereits dafür ausgelegt und vorbereitet sind.

Kontaktadresse:

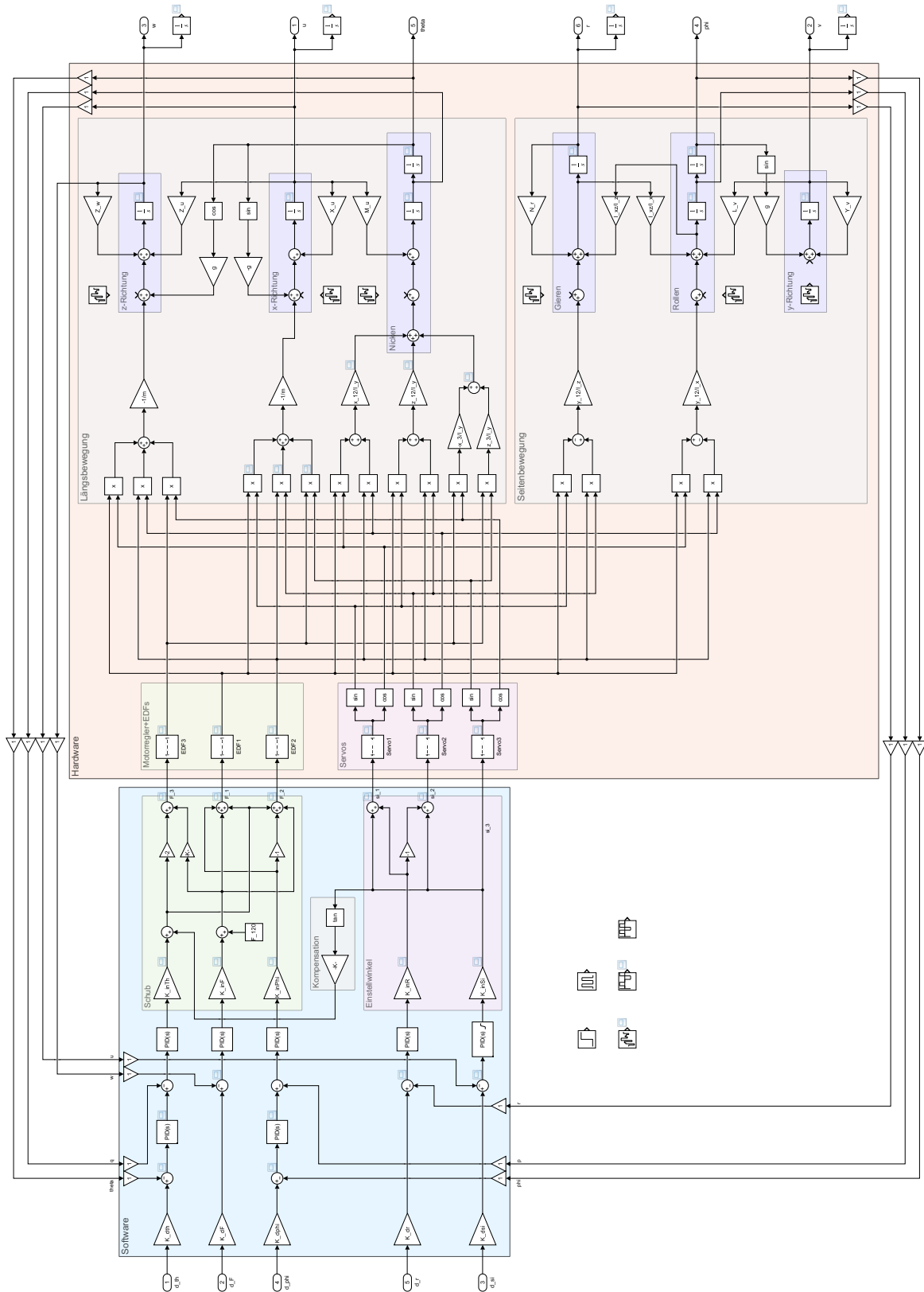
arno.semke@arcor.de

volker.gollnick@tuhh.de (ILT, TUHH)

Literatur

- [1] Luftfahrt Bundesamt. Drohnen - Allgemeine Informationen, sep 2025. https://www.lba.de/DE/Drohnen/Allgemeine_Informationen/Allgemeine_Informationen_node.html.
- [2] Bundesministerium für Verkehr. Digitale Plattform Unbemannte Luftfahrt - Allgemeine Informationen zum Betrieb von Drohnen, mar 2025. <https://www.dipul.de/homepage/de/informationen/allgemeines/>.
- [3] Bundesministerium für Wirtschaft und Energie, Referat Öffentlichkeitsarbeit. ... mit Drohnen - Unbemanntes Fliegen im Dienst von Mensch, Natur und Gesellschaft, 2019. <https://www.bmwk.de/Redaktion/DE/Publikationen/Technologie/drohnen-und-unbemanntes-fliegen.html>.
- [4] Quantum-Systems GmbH. Vector + Scorpion - The ultimate 2-in-1 ISR system, sep 2025. QS_Vector_R20_A4_BS_3mm_20240215. <https://quantum-systems.com/vector/>.
- [5] Willy J.G. Bräunling. *Flugzeugtriebwerke*. Springer Science+Business Media, Berlin, 4 edition, 2015. ISBN: 978-3-642-34538-8. DOI: [10.1007/978-3-642-34539-5](https://doi.org/10.1007/978-3-642-34539-5).
- [6] Arno Semke. Entwicklung Bau und Erprobung einer Drohne angetrieben durch zwei schwenkbare Impeller und einen Heckimpeller. Master's thesis, Technische Universität Hamburg - Institut für Lufttransportsysteme, mar 2024. IB-M28-2023-14.
- [7] Normenstelle Luftfahrt im DIN. Begriffe Größen und Formelzeichen der Flugmechanik. Norm, Deutsches Institut für Normung e.V., 1990. DIN 9300.
- [8] Xaver Hafer and Gottfried Sachs. *Senkrechtstart-technik*. Springer, Berlin, 1982. ISBN: 978-3-540-11075-0.

A. SIMULATIONSMODELL



B. RENDERING DER DROHNE

