

# MISSIONSLOGIK MIT EINER STATE-MACHINE ZUR STEUERUNG UND ÜBERWACHUNG VON EVTOLS IN EINER NICHTLINEAREN SIMULATION

D. Surmann\*, L. Hein\*, S. Myschik\*

\*Institut für Aeronautical Engineering, Universität der Bundeswehr München, 85579, Neubiberg, Deutschland

## Zusammenfassung

Elektrisch betriebene, unbemannte Kleinfluggeräte mit senkrechten Start- und Landefähigkeiten, bekannt als eVTOLs, werden zunehmend für vielfältige Missionen eingesetzt. Insbesondere außerhalb des Sichtbereichs des Bedieners ermöglicht die eVTOL-Technologie den Einsatz von Flügel-Rumpf-Kombinationen, die hohe Reichweiten erzielen und deshalb automatisch gesteuert werden. In diesem Paper wird eine Methode zur Realisierung solcher Missionen unter Verwendung eines reaktiven Pilotenmodells präsentiert. Das sogenannte Reactive Pilot Model (RPM) basiert nach [1] auf einer Missionslogik, die mithilfe von Stateflow in MATLAB/Simulink entwickelt wurde. Das RPM übernimmt die Steuerung der Flugmission und überwacht kontinuierlich den Zustand des Fluggeräts anhand von Zustandsschätzungen. Mittels umfassender Checklisten bewertet das RPM die Systemzustände und initiiert entsprechende Verfahren, um die Sicherheit des Fluggeräts während der Mission zu gewährleisten. Externe Einflüsse wie beispielsweise Wind können den Flugverlauf beeinflussen. Daher überwacht das RPM das Gesamtsystem, einschließlich des Batteriezustands, und trifft mithilfe eines 3-DOF Energiemodells Entscheidungen, um das Fluggerät sicher zum Bediener zurückzubringen. In diesem Paper wird das RPM durch eine nichtlineare Simulation unter Berücksichtigung verschiedener Batteriekonfigurationen validiert. Dadurch ermöglicht das RPM im Entwicklungsstadium des eVTOLs Flugleistungsbetrachtungen. Mit dieser vorgestellten Methode bieten sich Ansätze zur weiteren Optimierung und Sicherheit von eVTOL-Missionen. Die Anwendung des RPMs soll ebenfalls im späteren Flugbetrieb zur Anwendung kommen.

## NOMENKLATUR

$T$	Schubkraft	$K$	Kinematisch
$D$	Widerstandskraft bzw. Widerstand	$G$	Schwerpunkt
$L$	Auftriebskraft bzw. Auftrieb	$E$	Earth-Centered-Earth-Fixed
$k$	Widerstandskonstante	$C$	Derivativ
$V$	Geschwindigkeitsvektor	$S$	Flügelreferenzfläche
$\rho$	Luftdichte	$m$	Flugzeugmasse
$\mu$	Hängewinkel	$g$	Gravitationskonstante
$\alpha$	Anstellwinkel	$\omega_1, \omega_2$	Rotationsgeschwindigkeit Impeller
$\chi$	Kurswinkel	$\delta$	Ausschlag Schubvektorsteuerung
$\gamma$	Steigwinkel	$\xi, \eta, \zeta$	Ausschlag Quer-, Höhen- und Seitenruder
$W$	Wind	$F_{WT}$	Kraftvektor Schubdüsen der Flügelspitzen
$A$	Aerodynamisch		

## 1. EINLEITUNG

Die Nutzung elektrisch betriebener Transition-Luftfahrzeuge mit senkrechter Start- und Landefähigkeit (eVTOLs) findet in zunehmendem Maße ein breites Einsatzspektrum, welches in den kommenden Jahrzehnten zunehmen wird. Diese Luftfahrzeuge werden für verschiedene Missionen eingesetzt, darunter der Transport von medizinischer Ausrüstung und Personen sowie militärische und zivile Aufklärungs- und Beobachtungsmissionen [2,3]. Vor dem Bau werden aufgrund der neuartigen Antriebskonzepte verschiedene Konfigurationsmöglichkeiten in nichtlinearen Simulationen getestet, um den Flugleistungsbereich und zertifizierungsrelevante Aspekte zu bewerten [4]. In diesem Entwicklungsstadium können geplante Komponenten wie Batterien und Antrieb kosteneffizient validiert werden.

Für den Betrieb werden die meisten eVTOLs mittels automatischer Systeme gesteuert, um die Arbeitslast des Bedieners auf ein Minimum zu reduzieren. In diesem Paper wird ein reaktives Pilotenmodell vorgestellt, das die

Mission automatisch basierend auf Luftfahrzeug- und Missionsparametern durchführt. Das sogenannte Reactive Pilot Model (RPM) ist ein Zustandsautomat, der mithilfe von Stateflow in MATLAB/Simulink realisiert wird. Das RPM identifiziert anhand definierter Parameter die aktuelle Flugphase des eVTOLs. Basierend auf [1] trifft das RPM eigenständige Entscheidungen, die eine sichere Missionsdurchführung ermöglichen und die sichere Rückkehr des Luftfahrzeugs gewährleisten sollen. Abhängig von der Flugphase gibt das reaktive Pilotenmodell Steuerkommandos an die Flugregelung aus, um das eVTOL durch die Mission zu führen.

Das angewendete eVTOL-Konzept nach [5] verfügt über eine Starrflügel-Konfiguration mit zwei Impellern und Schubvektorsteuerungen. Dies ermöglicht einen Senkrechtstart und einen energieeffizienten aerodynamischen Flug, mit dem Waldbrände aufgeklärt werden sollen.

In diesem Paper wird die Simulation eines 6-DOF-Modells gezeigt. Das eVTOL wird mittels eines nichtlinearen

Simulationsreglers nach [5,6] gesteuert, während das RPM die Steuerkommandos je nach Flugsituation generiert. Die Simulation erfolgt in einer Umgebung mit einer runden, rotierenden Erde und variierendem Wind. Da der Wind das Energiemanagement stark beeinflusst, wird er während der Mission kontinuierlich geschätzt und in den Entscheidungsprozess für den erfolgreichen Abschluss der Mission einbezogen. Hierfür wird ein 3-DOF-Energiemodell gezeigt, das kontinuierlich die aktuellen Winddaten berücksichtigt und basierend auf der verfügbaren Batteriekapazität die nötige Energiebilanz zurück zum Bediener berechnet. Sobald die erforderliche Kapazitätsschwelle für den Rückweg unterschritten wird, bricht das RPM die Mission eigenständig ab und kehrt zum Startpunkt zurück. Die Simulationen werden mit drei verschiedenen Batteriekonfigurationen durchgeführt, wobei das Abfluggewicht mit steigender Batteriekapazität zunimmt. Für eine zeiteffiziente Analyse der Batteriekonfigurationen werden parallele Simulationen mithilfe von 'parsim' durchgeführt.

Die Ergebnisse dieser Untersuchungen bieten Ansätze zur weiteren Optimierung von eVTOL-Missionen. Die Anwendung des RPMs kann dazu beitragen, die Effizienz und Leistung der Fluggeräte zu untersuchen und somit die Einsatzmöglichkeiten zu validieren. In Zukunft soll das RPM ebenfalls für den Realflug genutzt werden.

## 2. NICHTLINEARE SIMULATION

In diesem Kapitel wird die Umsetzung der nichtlinearen Simulationsumgebung beschrieben. Zunächst wird das eVTOL-Konzept kurz erläutert, da es als Grundlage für die Implementierung des reaktiven Pilotenmodells dient und auch zur Evaluierung der Simulationsergebnisse und -umgebung herangezogen wird.

Die Hauptbestandteile der Simulation sind in BILD 2 dargestellt. Diese umfassen das Reactive Pilot Model (RPM), das Transitionsvehikel, das mittels 6-DOF-Simulation und Aktuatordynamik modelliert wird, sowie die nichtlineare Flugregelung. Das Regelungskonzept basiert hier zur Vereinfachung auf einem Simulationsregler bzw. Performance Evaluation Controller (PEC), wie in [7] dargestellt. Dadurch nutzt das Regelungskonzept das

Systemwissen des Vehikels, ohne auf die Verarbeitung von Sensor- oder Aktuatordaten angewiesen zu sein.

Das 6-DOF-Modell umfasst die Starrkörpergleichung mit Bezug auf einen festgelegten Referenzpunkt auf einer rotierenden, runden Erde [8]. Die Aerodynamik des Vehikels wird aus Simulationsergebnissen abgeleitet, wobei eine Flügel-Rumpf-Kombination für den aerodynamischen Flug und eine flache Platte für den Schwebeflug ineinander überblendet werden [9]. Das Modell beinhaltet auch realistisches Aktuatorverhalten und eine Batteriesimulation. Dabei verzichtet das Batteriemodell auf die Berücksichtigung von Thermal- oder Alterungseffekten. Externe Effekte wie Änderungen der Umgebungstemperatur, des statischen Luftdrucks und Wind mit Böen werden mithilfe von ISA-Standardformulierungen simuliert.

### 2.1. eVTOL-Konzept Konfiguration

Das eVTOL-Konzept in BILD 1 nach [6] ist als Starrflügler mit einer Spannweite von 1.8 m und einem Gewicht von 10.5 kg ausgelegt. Das körperfeste Koordinatensystem hat seinen Ursprung im Schwerpunkt des Fahrzeugs und die  $x_B$ -Achse zeigt in Richtung der Flugzeugnase, während die  $y_B$ -Achse zur rechten Flügelwurzel weist. Die  $z_B$ -Achse ist senkrecht nach unten gerichtet. Das eVTOL kann drei verschiedene Flugphasen ausführen: Hover (Schwebeflug), Transition und Wingborne (aerodynamischer Flug).

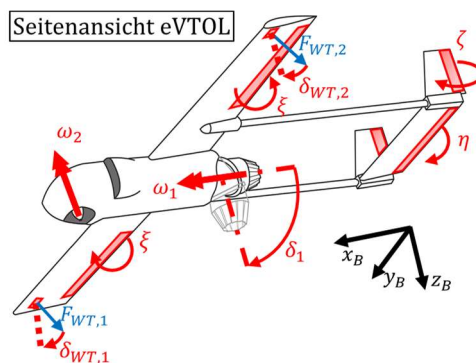


BILD 1. eVTOL-Konzept

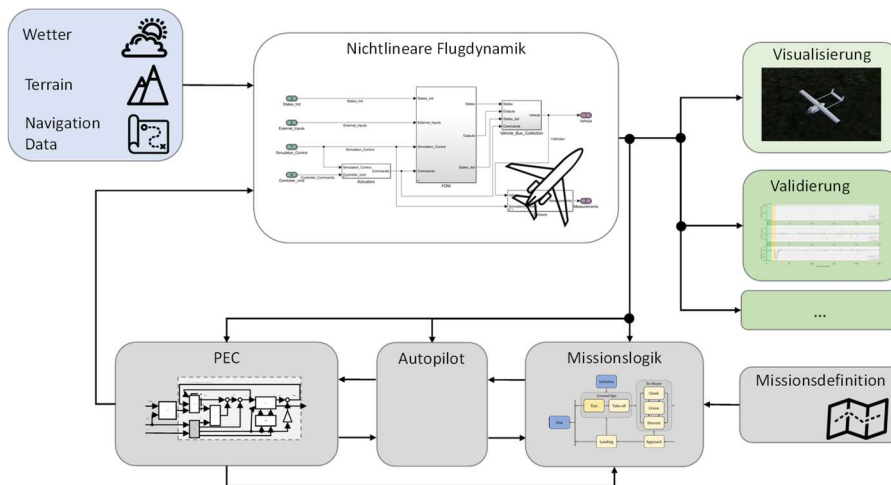


BILD 2. Architektur der nichtlinearen Simulation

Im Hover-Modus wird das Gewicht des eVTOLs mithilfe des Haupt-Impellers ( $\omega_1$ ) und des Front-Impellers ( $\omega_2$ ) ausgeglichen, wodurch ein Gesamtschub von 172 N erzeugt wird. Die Schubrichtung des Front-Impellers ist in die negative  $z_B$ -Richtung fixiert. Der Haupt-Impeller verfügt über eine verstellbare Schubdüse, die den Schub je nach Auslenkung  $\delta_1$  entweder in die negative  $z_B$ -Richtung ( $\delta_1 = 90^\circ$ ) oder in die  $x_B$ -Richtung ( $\delta_1 = 0^\circ$ ) lenken kann. Die beiden Impeller steuern das Nickmoment und die vertikale sowie horizontale Geschwindigkeit. An den Flügelspitzen werden zwei verstellbare Schubdüsen eingesetzt, die mit Hilfe des Abgasstrahls des Haupt-Impellers eine variable Kraft von bis zu je 2 N ( $F_{WT,1}, F_{WT,2}$ ) erzeugen können. Die Krafterzeugung an den Flügelspitzen erzeugt ein Rollmoment, das durch die Ausschläge der Schubdüsen ( $\delta_{WT,1}$  und  $\delta_{WT,2}$ ) zwischen  $-30^\circ$  und  $30^\circ$  zusätzlich ein Giermoment einleitet.

Die verstellbare Schubdüse des Haupt-Impellers kann den Kraftvektor um die  $y_B$ -Achse drehen, um eine Vorwärtsbeschleunigung zu ermöglichen. Dadurch kann das eVTOL vom Hover durch die Transitionsphase in den Wingborne-Flug beschleunigen, ohne den Nickwinkel zu ändern. Wingborne beschreibt die klassische Auftriebs- und Momentenerzeugung durch die Flügel sowie die Verwendung von Querruder ( $\xi$ ) für die Rollsteuerung, Höhenruder ( $\eta$ ) für die Nicksteuerung und Seitenruder ( $\zeta$ ) für die Giersteuerung. Die Transitionsphase wird erreicht, wenn das eVTOL eine Geschwindigkeit über der Strömungsabrissgeschwindigkeit von 16 m/s erreicht.

Die Aktuatoren des Antriebs verbrauchen je nach Umdrehung Leistung, die durch die Batterien bereitgestellt wird. Zwei Batterien sind vorgesehen, um die Leistungsanforderungen der Antriebe zu erfüllen. Die Hauptlast liegt bei der Batterie des Haupt-Impellers, da dieser Antrieb permanent während der gesamten Mission betrieben wird. Das entwickelte Pilotenmodell wird daher anhand verschiedener Batteriegrößen und damit variabler Lasten getestet, da diese die Flugleistung und die Missionsdauer beeinflussen (siehe 3.2).

### 3. REAKTIVES PILOTENMODELL

Kernelement dieses Beitrags ist das reaktive Pilotenmodell basierend auf [1]. Das RPM ist eine Logik-basierte Zustandsmaschine, die permanent die Flugzustände des eVTOLs überwacht und reaktive Entscheidungen trifft. Die Flugzustände sind gemäß den ICAO-Definitionen unterteilt [10] und können wiederum in mehrere Subzustände unterteilt werden, wie in BILD 3 dargestellt. Die Hauptphasen eines Fluges sind Ground Ops, Enroute, Approach und Landing.

Approach und Landing. Mithilfe der Initialisierung kann das eVTOL in jeder Flugphase in der Simulation beginnen. Das RPM ist in der Lage, sowohl konventionelle Flächenflugzeuge als auch senkrecht startende und landende Flugzeuge zu steuern.

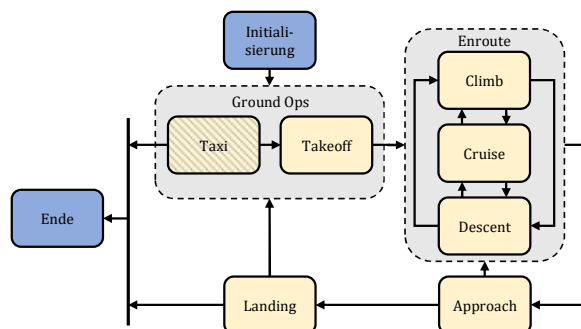


BILD 3. Zustandslogik des reaktiven Pilotenmodells

Die erste Flugphase umfasst Ground Ops. In dieser Flugphase werden alle relevanten Systeme aktiviert, einschließlich der Antriebe. BILD 4 zeigt ein Standardszenario für das eVTOL. In der Subphase Takeoff hebt das eVTOL senkrecht vom Boden ab, bis es eine definierte Höhe über Grund erreicht hat. Anschließend beschleunigt das eVTOL in Richtung der Flugrichtung, um in den aerodynamischen Flug überzugehen, der durch eine Geschwindigkeit über der Strömungsabrissgeschwindigkeit gekennzeichnet ist.

Darauf folgt die Enroute-Flugphase, die den Hauptbestandteil der Mission darstellt. Während dieser Phase befindet sich das Fluggerät in der Regel den Großteil der Mission. Diese Phase umfasst verschiedene Missionsanteile wie den Steigflug (Climb), Sinkflug (Descent) und den horizontalen Flug (Cruise). Der Hin- und Rückflug sowie der Flug innerhalb des Missionsgebiets werden durch diese Flugphase charakterisiert.

Sobald das eVTOL zum Operator zurückkehrt, leitet das RPM zunächst den Approach ein und anschließend die Landing. Während der Approach-Phase verlangsamt das eVTOL seine Geschwindigkeit in Richtung Landepunkt und wechselt vom aerodynamischen Flug in den Schwebeflug. Bei geringer Geschwindigkeit befindet sich das Luftfahrzeug im reinen Schwebemodus und geht in die Landephase über. Über dem Landepunkt beginnt der

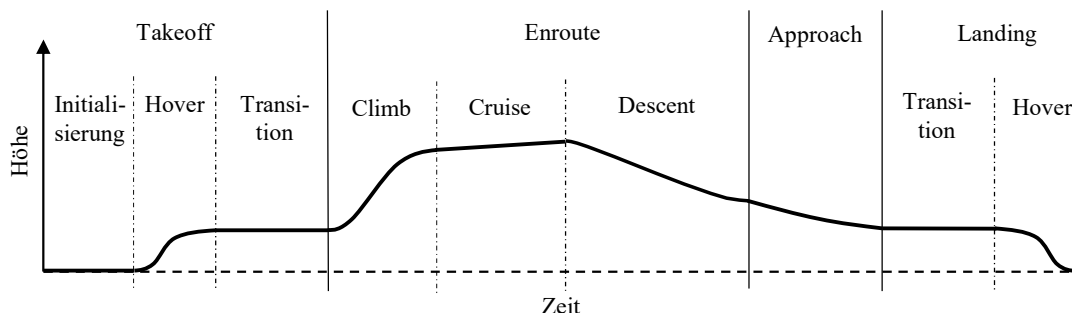


BILD 4. Flugphasen des eVTOLs während einer Mission

Sinkflug, bis das eVTOL den Boden berührt und die Mission beendet wird.

Es ist möglich, dass von der zuvor dargestellten Prozedur abgewichen wird, sei es durch eine Änderung der Mission oder aufgrund eines unvorhersehbaren Ereignisses. In solchen Fällen kann das RPM direkt zwischen den verschiedenen Flugphasen wechseln. Ein Szenario könnte beispielsweise ein unzureichender Batteriestand sein, den das RPM erkennen und ein entsprechendes Notverfahren einleiten kann, das entweder eine sofortige Landung oder idealerweise eine direkte Rückkehr zum Operator bewirkt. Im Abschnitt 3.1 wird eine Möglichkeit vorgestellt, wie das Batteriemangement dauerhaft überwacht werden kann.

Das RPM ist eine Zustandsmaschine, die auf Stateflow in MATLAB/Simulink basiert. Die verschiedenen Flugphasen sind anhand von festgelegten Parametern, den sogenannten Checklisten, definiert. Mithilfe der Checklisten werden die Bedingungen für die jeweilige Flugphase permanent überprüft, wodurch ein Wechsel zwischen den Phasen möglich ist. Ein wichtiger Parameter ist beispielsweise die Fluggeschwindigkeit oder Flughöhe, die durch die Checklisten abgeglichen werden. Wenn die Transitionsparameter durch das Erreichen der Flugphasenbedingungen erfüllt sind, wechselt das RPM den Flugzustand entsprechend der Missions- und Systemparameter. In jedem Flugzustand werden Prozeduren (Procedures) durchgeführt, die beispielsweise Steuerkommandos oder die Aktivierung externer Systeme wie eines Autopiloten umfassen können. Die Checklisten bewerten auch die gegebenen Kommandos und prüfen, ob sie erfolgreich ausgeführt werden können. Dadurch bietet das RPM eine Bandbreite an Flexibilität in der Mission und entlastet den Operator erheblich bei der Auswertung von Flugleistungsparametern oder Missionszielen.

### 3.1. 3-DOF Energiemodell

Das 3-DOF Energiemodell wie in BILD 5 ist ein entscheidender Bestandteil des RPMs, da es auf unvorhergesehene Umstände reagieren kann, insbesondere auf Änderungen der Windrichtung und -stärke, die einen direkten Einfluss auf das Energiemanagement und die verbleibende Batteriekapazität haben können, insbesondere bei langen Missionen. Das 3-DOF flugdynamische Modell (3-DOF FDM) repräsentiert das eVTOL als Punktmassenmodell:

$$\dot{V}_K = \frac{T - D}{m} - g \sin \gamma, \tag{1}$$

$$\dot{\chi}_K = \frac{L \sin \mu}{m V \cos \gamma}, \tag{2}$$

$$\dot{\gamma}_K = \frac{L \cos \mu}{m V} - \frac{g}{V} \cos \gamma. \tag{3}$$

Die Gl. (1)-(3) berücksichtigt die kinematische Geschwindigkeit  $V_K$ , den Kurswinkel  $\chi_K$  und den Steigwinkel  $\gamma_K$  in Bezug auf die Kräfte, die durch die Schubkraft  $T$ , den aerodynamischen Widerstand  $D$ , die Masse  $m$ , die Auftriebskraft  $L$ , den Hängewinkel  $\mu$  und die Gravitationskonstante  $g$  beschrieben werden. Die Kraftberechnungen basieren auf den aerodynamischen Beiwerten  $C$  und der aerodynamischen Geschwindigkeit  $V_A$ , die durch den Einfluss des Windes variiert wird:

$$L = \frac{1}{2} \rho V_A^2 S C_L, \tag{4}$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V_A^2 S C_D, \tag{5}$$

mit der Luftdichte  $\rho$  und der Flügelreferenzfläche  $S$ . Die Windgeschwindigkeit ergibt sich aus

$$(\mathbf{V}_K^G)^E = (\mathbf{V}_A^G)^E + (\mathbf{V}_W^G)^E, \tag{6}$$

mit Indizes  $W$  für Wind und  $E$  für das Earth-Centered-Earth-Fixed Koordinatensystem. Die Derivativa aus Gl. (4) und (5) resultieren aus [11]:

$$C_D = C_{D_0} + k C_L^2, \tag{7}$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha, \tag{8}$$

mit den Widerstandsfaktor  $k$  und dem Anstellwinkel  $\alpha$ . Für das 3-DOF-Modell werden die Beiwerte  $C_{D_0}$ ,  $C_{L_0}$  und  $C_{L_\alpha}$  konstant angenommen. Die Schubkraft  $T$  für Gl. (1) im aerodynamischen Flug wird durch den Haupt-Impeller bereitgestellt und kann durch die Gl. (9) ausgedrückt werden:

$$T = (2\pi\omega)^2 \rho d^4 c_T. \tag{9}$$

Hierbei steht  $d$  für den Impellerdurchmesser und  $c_T$  für den Schubkoeffizienten. Daraus geht hervor, dass das 3-DOF Energiemodell ausschließlich den aerodynamischen Flug berücksichtigt um dabei die Einflüsse von Wind auf die Krafterzeugung einfließen lässt.

Das 3-DOF Modell wird durch einen Ansatz der nichtlinearen dynamischen Inversion (NDI) geregelt, wobei der Steuervektor

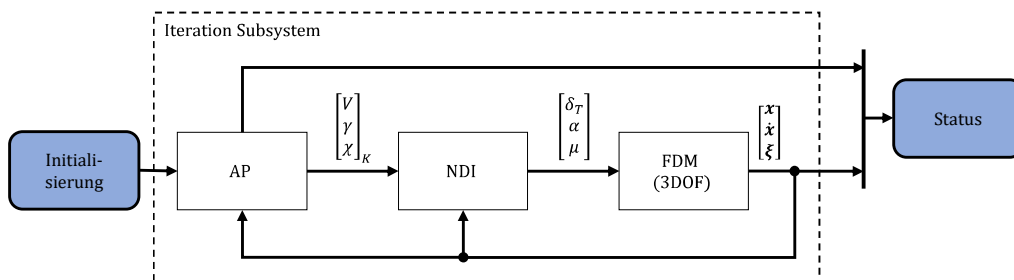


BILD 5. 3-DOF Energiemodell

(10)

$$\mathbf{u}_{cmd} = \begin{bmatrix} \delta_T \\ \alpha \\ \mu \end{bmatrix}$$

die Stellgrößen für das FDM angibt [12]. Für die Verwendung des Autopiloten (AP) kommt der Waypoint-Follower von Mathworks zum Einsatz, um das eVTOL auf dem geplanten Kurs zu halten [13].

Das 3-DOF Modell läuft während der gesamten Cruise-Phase permanent und wird in jedem Zeitschritt des RPMs aktualisiert. Es wird dabei die aktuelle Position, Fluggeschwindigkeit und -richtung sowie der ermittelte Wind und der verbrauchte Batteriestand berücksichtigt. Mit diesen Daten wird die voraussichtliche Position nach Beendigung der Simulation abgeschätzt, um den Rückflug zum Operator zu simulieren und den verbleibenden Batteriestand zu ermitteln.

Das RPM überwacht die verbleibende Batteriekapazität anhand einer definierten Entscheidungsschwelle, die kritisch ist. Wenn das 3-DOF Modell feststellt, dass der Batteriestand diese Schwelle unterschreitet, leitet das RPM einen Missionsabbruch ein und startet einen direkten Anflug zum Operator, um sicherzustellen, dass das eVTOL mit ausreichender Batteriekapazität landen kann.

Das 3-DOF Energie-Schätzmodell ermöglicht es dem RPM, proaktiv auf Veränderungen der Flugbedingungen, insbesondere auf Windänderungen, zu reagieren und somit die Sicherheit und erfolgreiche Rückkehr des eVTOLs zu gewährleisten. Durch die Verwendung simpler mathematischer Zusammenhänge wird eine hohe Simulationsgeschwindigkeit mittels iterativer Prozesse erreicht. Damit stehen innerhalb weniger Sekunden fortwährend aktualisierte Energieanalysen zur Verfügung.

### 3.2. Missionsprofil

Das in BILD 6 beschriebene Szenario veranschaulicht die typische Mission des eVTOLs und die Abläufe in den verschiedenen Flugphasen. Das RPM überwacht und steuert das eVTOL während des gesamten Flugs und reagiert auf unvorhergesehene Umstände, um eine sichere Rückkehr zum Operator oder die Vermeidung eines Totalverlusts zu gewährleisten.

Die Mission beginnt zunächst mit der Takeoff-Phase. Das eVTOL steht zunächst am Boden und wird zu Beginn initialisiert. Dabei werden die aerodynamischen Kontrollflächen sowie die Triebwerkeinstellungen für den Schwebeflug vorgenommen. Die Impeller werden gestartet, und die Schubvektorsteuerung des Haupt-Impellers wird auf 90° eingestellt. Nach Abschluss der Initialisierung hebt das eVTOL senkrecht vom Boden ab. Sobald eine definierte Flughöhe erreicht wurde, gibt das RPM das Beschleunigungskommando. Dabei nutzt das eVTOL die verstellbare Impeller-Düse und wechselt vom Schwebeflug in den aerodynamischen Flug. Letzteres wird durch die steigende Fluggeschwindigkeit erreicht, sodass der Auftrieb und die Kontrolle durch die Flügel und aerodynamischen Steuerflächen geschehen. Erst nach Erreichen einer Geschwindigkeit oberhalb der Flügelabrissgeschwindigkeit befindet sich das Vehikel in der Enroute-Phase.

Mit Aktivierung der Enroute-Flugphase wird der Autopilot aktiviert. Dieser stellt eine einfache Wegpunktverfolgung dar, welcher die Kommandos an den Flugregler direkt übergibt. Während dieser Flugphase wechselt das RPM zwischenzeitlich immer wieder zwischen Steig-, Sink- und Geradeausflug. Dies geschieht in Abhängigkeit des Steigwinkels. Sobald die Mission abgeschlossen ist, kehrt das eVTOL zum Operator zurück. Der letzte Wegpunkt in der Enroute-Phase markiert den Übergangspunkt zur Approach-Flugphase.

Das eVTOL befindet sich nun in den letzten Abschnitten seiner Mission, bei der es zunächst den Approach einleitet. Das RPM steuert das eVTOL direkt in Richtung des Operators. In Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit und der Entfernung zum Landepunkt wird ein automatisches Abbremsen eingeleitet. Dadurch gleitet das RPM selbstständig in die letzte Flugphase Landing. Durch die sinkende Fluggeschwindigkeit wechselt das eVTOL vom aerodynamischen Flug in den Schwebeflug. Mit Erreichen der Flügelabrissgeschwindigkeit wird das eVTOL zunehmend durch die Impeller gesteuert, da die aerodynamischen Steuerflächen ihre Effektiv verlieren. Das Abbremsen erfolgt bis zu einer maximalen Hover-Grenzgeschwindigkeit. Mit der restlich verfügbaren Geschwindigkeit schwebt das eVTOL über den Landepunkt

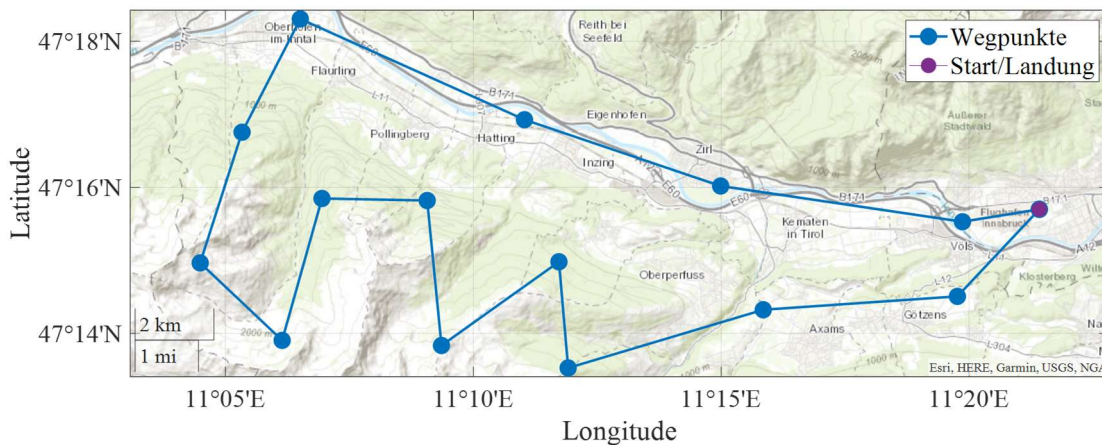


BILD 6. Wegpunkte für das Missionsszenario des eVTOLs

und leitet ein senkrecht Sinken ein, bis es zum Bodenkontakt kommt. Das RPM schaltet dann alle Systeme aus und die Mission wird beendet.

Im vorherigen Kapitel wurde bereits das 3-DOF Modell vorgestellt. Das Modul wird während der Enroute-Phase aktiviert und kalkuliert kontinuierlich die verbleibende Batteriekapazität für das sichere Erreichen des Landepunktes unter Berücksichtigung des ermittelten Windes und des aktuellen Batterieladestandes. Sobald die Bemessungsgrenze des verbleibenden State of Charge (SoC) verletzt wird, entscheidet das RPM direkt die Rückkehr des eVTOLs auf dem direkten Flugpfad.

#### 4. SIMULATIONSERGEBNISS UND MISSION

Um das reaktive Pilotenmodell (RPM) unter realistischen Bedingungen zu evaluieren, wurde eine repräsentative Mission gemäß BILD 6 simuliert. Der Startpunkt des eVTOLs befindet sich auf der östlichen Seite der Karte. Das Ziel besteht darin, über eine einfache Wegpunktsequenz alle vorgegebenen Wegpunkte abzufliegen und anschließend sicher zur Startposition zurückzukehren.

Die Simulation dieser Mission erfolgt unter Berücksichtigung verschiedener Flugphasen, wie sie in Abschnitt 3.2 beschrieben wurden. Sie enthält die nichtlinearen Bewegungsgleichungen des eVTOLs sowie die Aktuatordynamik. Die Erde wird als rotierende Kugel modelliert, wobei der Wind durch zufällig variierende Windeinflüsse und -richtungen entsprechend TAB 1 simuliert wird.

Winddaten		
	Min	Max
Geschwindigkeit [m/s]	2	4
Richtung [°]	230	250

TAB 1. Variierende Winddaten in der Simulation

Das RPM trifft während der Mission kontinuierlich Entscheidungen bezüglich der Möglichkeit der Fortführung der Mission und einer sicheren Rückkehr. Hierbei kommt das 3-DOF Energiemodell zum Einsatz, das sicherstellt, dass bei Ankunft am Landepunkt eine Batterieladung von mindestens 30 % verbleibt, um kurzzeitig im Schwebeflug operieren zu können.

Die Simulationen werden parallel mithilfe der Parallel Computing Toolbox von Mathworks durchgeführt. Durch die Verwendung der Funktion 'parsim' werden mit drei unterschiedlichen Batterievarianten (Cases) die Variablen (Batteriekapazität, Gesamtgewicht, Trägheitsmomente) für

jede Simulationsvariante angepasst. Dies ermöglicht eine effiziente Durchführung der Simulationen auf verschiedenen Prozessorkernen zur Untersuchung verschiedener Szenarien. Wie in BILD 7 dargestellt, prüft die Funktion zunächst die verfügbaren Prozessorkerne und kompiliert das vorhandene Simulink-Modell für die verschiedenen Varianten. Die Aufzeichnung der Daten erfolgt parallel durch das 'signal logging', da eine Echtzeitverfolgung der Simulation nicht möglich ist. Der Vorteil der Funktion zeichnet sich durch ihre zeitsparende Ausführung der Simulationen aus.

TAB 2 zeigt die drei Batterievarianten mit einer Kapazität von 5, 6 und 10 Ah. Mit steigender Kapazität wird das Schub-Gewichts-Verhältnis reduziert, was zur Verringerung der zusätzlichen Nutzlast und der Robustheit gegenüber äußeren Einflüssen wie Windböen führt.

Batteriekonfigurationen			
	Case 1	Case 2	Case 3
Kapazität [Ah]	5	6	10
Abfluggewicht [kg]	11.06	11.29	12.22
Schub-Gewichts-Verhältnis*	1.554	1.524	1.407
*Mean Sea Level [ $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ]			

TAB 2. Effekte der Batteriekonfigurationen auf das eVTOL-Gesamtkonzept

TAB 3 zeigt die zurückgelegte Strecke der drei Simulationen unter identischen externen Windeinflüssen. Nur die Variante mit der größten Batteriekapazität erreicht die volle Missionslänge von 59,2 km. Im Gegensatz dazu muss die Variante mit der kleinsten Batterie die Mission bereits nach 42,45 % abbrechen, um ausreichende Batteriekapazität für die Landung zu gewährleisten. Die mittlere Batterievariante erreicht 75,40 % der Mission.

Missionserfüllung			
	Case 1	Case 2	Case 3
Geflogene Distanz auf vorgegebener Route [km]	25.1	44.6	59.2
Prozentual [%]	42.45	75.40	100

TAB 3. Missionserfüllung der vorgegebenen

Das BILD 9 illustriert das Höhenprofil des Fluges für die drei unterschiedlichen Batteriekonfigurationen und markiert den Zeitpunkt, zu dem das eVTOL die Mission abbricht ('return flag'). Deutlich erkennbar ist, wie das RPM die Flughöhe schrittweise reduziert und das eVTOL energieeffizient zum

```
[04-Aug-2023 12:30:09] Checking for availability of parallel pool...
Starting parallel pool (parpool) using the 'Processes' profile ...
Connected to the parallel pool (number of workers: 12).
[04-Aug-2023 12:30:27] Starting Simulink on parallel workers...
[04-Aug-2023 12:30:33] Loading project on parallel workers...
[04-Aug-2023 12:30:33] Configuring simulation cache folder on parallel workers...
[04-Aug-2023 12:30:44] Transferring base workspace variables used in the model to parallel workers...
[04-Aug-2023 12:30:52] Loading model on parallel workers...
[04-Aug-2023 12:34:00] Running simulations...
[04-Aug-2023 12:51:46] Completed 1 of 3 simulation runs
[04-Aug-2023 12:55:28] Completed 2 of 3 simulation runs
[04-Aug-2023 12:56:11] Completed 3 of 3 simulation runs
[04-Aug-2023 12:56:11] Cleaning up parallel workers...
```

BILD 7. Ausgabe der 'parsim'-Simulation in MATLAB

Landepunkt navigiert. Während dieses Prozesses verringert das eVTOL seine Reisegeschwindigkeit. Aufgrund dieses Vorgehens landen die Varianten Case 2 und 3 nahezu zeitgleich, obwohl die Mission mit der größeren Batterie erfolgreich abgeschlossen wird.

Unter Berücksichtigung der drei verschiedenen Konfigurationen gemäß TAB 2 wird deutlich, dass Änderungen in der Batteriekapazität einen bedeutenden Einfluss auf die Erfüllung der Mission haben (TAB 3). In BILD 10 wird der Ladezustand der Batterie für die Batteriekonfigurationen über die Flugzeit visualisiert. Während die größte Batterie auch nach der Landung eine beträchtliche Reserve von 45,3 % SoC (State of Charge) bietet, führt dies zu einer erheblichen Reduzierung der maximalen Zuladung des eVTOLs. Darüber hinaus beeinflusst die erhöhte Trägheit aufgrund des niedrigeren Schub-Gewichts-Verhältnisses die Manövrierfähigkeit, insbesondere bei stärkeren Windeinflüssen, was die Triebwerksreserven zusätzlich verringert. Das 3-DOF Modell erzielt eine adäquate Schätzung für die verbleibende Batteriereserve für den Schwebeflug in Case 1 und 2. Das eVTOL besitzt in beiden Fällen eine verbleibende SoC von über 30 %.

Aus diesen Gründen erscheint Case 2 als bevorzugte Option. Die geringfügige Gewichtszunahme im Vergleich zu Case 1 wirkt sich nur mit einem Verlust von etwa 2 % auf das Schub-Gewichts-Verhältnis aus. Gleichzeitig verzeichnet die Mission mit Case 2 eine Steigerung von etwa 33 % in Bezug auf die Missionserfüllung im Vergleich zur kleineren Batterievariante.

## 5. ZUSAMMENFASSUNG

Dieses Paper beschäftigt sich mit der erfolgreichen Implementierung eines reaktiven Pilotenmodells in einer nichtlinearen parallelen Systemsimulation. Das Reactive Pilot Model (RPM) agiert als Zustandsautomat, der das eVTOL während sämtlicher Missionen in verschiedenen Flugphasen steuert und überwacht. Diese Phasen orientieren sich an den ICAO-Phasen und werden durch das RPM mittels Checklisten sowie Zustandserkennung identifiziert. Das RPM kann direkte Steuerbefehle an die Flugregelung senden oder den Autopiloten für Wegpunktnavigation aktivieren. Diese Verfahren sind als 'Prozedures' hinterlegt und auf die jeweilige Flugphase abgestimmt.

Durch die Verwendung des RPMs wurden drei Batteriekonfigurationen mit unterschiedlichen Kapazitäten in einer Mission bewertet. Diese Konfigurationen beeinflussen das Gesamtgewicht und die Trägheitsmomente des eVTOLs. Die simulationsbasierte Flugleistungsbetrachtung ermöglicht eine zeiteffiziente Analyse verschiedener Komponentenvarianten und deren Auslegung.

Für die Berücksichtigung von variierenden Windbedingungen wurde ein 3-DOF Energiemodell entwickelt. Dieses Modell ermittelt kontinuierlich den Energieverbrauch des eVTOLs zum Landepunkt anhand von geschätzter Windrichtung, Windgeschwindigkeit und verfügbarer Batteriekapazität. Sobald diese Schätzung

einen vordefinierten Ladezustand unterschreitet, initiiert das RPM eine direkte Rückkehr, um ausreichend Batteriereserven für den Schwebeflug während der Landung zu gewährleisten. Diese Funktionalität wurde erfolgreich anhand simulierter Missionen getestet.

Gegenwärtig beschränkt sich die Anwendung des RPMs auf Simulationsumgebungen. Für den Einsatz im realen Flug müssen weitere Funktionen integriert werden, darunter die Initialisierung von Sensoren. Das RPM muss Schnittstellen zu Sensoren und Reglerhardware aufweisen. In der ersten Phase der Flugerprobung ist geplant, das eVTOL in einer geschlossenen Umgebung mit Indoor-Positioning-Systemen zu testen, die vom RPM berücksichtigt werden müssen. Ein Optimierungsverfahren für Hardwarekomponenten und Anforderungsprofile könnte dazu beitragen, die Effizienz der Entwicklungsprozesse weiter zu steigern.

Diese Forschungsarbeit im Projekt ELAPSED wird durch dtcc.bw – Zentrum für Digitalisierungs- und Technologieforschung der Bundeswehr gefördert. dtcc.bw wird von der Europäischen Union – NextGenerationEU finanziert.

## LITERATUR

- [1] Myschik, S., Leitner, R., and Holzapfel, F., *Design of a Simulation Tool for Aircraft Mission Performance Evaluation*, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2010, Toronto, Ontario, Canada.
- [2] Sigari, C., and Biberthaler, P., "Medizinische Drohnen: innovative Technologie eröffnet neue Horizonte der Unfallchirurgie," *Der Unfallchirurg*, Vol. 124, No. 12, 2021, pp. 974–976. doi: 10.1007/s00113-021-01095-3.
- [3] Whitney, J., "URBAN AIR MOBILITY," *Military & Aerospace Electronics*, Vol. 34, No. 2, 2023, URL: <https://www.militaryaerospace.com/magazine/62270> [retrieved 7 August 2023].
- [4] Hein, L., Panchal, P., Surmann, D., and Myschik, S., *Performance Analysis of an electrically powered General Aviation Aircraft using parallelized automated Mission Simulations*, AIAA Aviation 2023 Forum, 2023, San Diego, CA, USA.
- [5] Surmann, D., and Myschik, S., *Flugleistungsbetrachtung eines eVTOLs mit Schubvektorsteuerung und inkrementeller nichtlinearen dynamischen Inversion als Regelungsstrategie*, 2021, Bremen, Germany.
- [6] Surmann, D., Zrenner, M., and Myschik, S., *Flight Performance Evaluation of a Conceptual eVTOL System using Nonlinear Simulations*, AIAA SCITECH 2022 Forum, 2022, San Diego, CA, USA.
- [7] Surmann, D., and Myschik, S., *Gain Design of an INDI-based Controller for a Conceptual eVTOL in a Nonlinear Simulation Environment*, AIAA SCITECH 2023 Forum, 2023, National Harbor, MD & Online.
- [8] Brockhaus, R., Alles, W., and Luckner, R., *Flugregelung*, Springer, 2011, Berlin, Heidelberg.
- [9] Lombaerts, T., Kaneshige, J., Schuet, S., Aponso, B. L., Shish, K. H., et al., *Dynamic Inversion based Full Envelope Flight Control for an eVTOL Vehicle using*

a *Unified Framework*, AIAA Scitech 2020 Forum, 2020, Orlando, FL, USA.

[10] International Civil Aviation Organization, "PROCEDURES FOR AIR NAVIGATION SERVICES: Aircraft Operations," 8 Nov. 2018.

[11] Hoerner, S. F., and Borst, H. V., *Fluid-dynamic lift: practical information on aerodynamic and hydrodynamic lift*, 1975.

[12] Snell, S. A., Enns, D. F., and Garrard, W. L., "Nonlinear inversion flight control for a

supermaneuverable aircraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 15, No. 4, 1992, pp. 976–984. doi: 10.2514/3.20932.

[13] Park, S., Deyst, J., and How, J., *A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004, Providence, Rhode Island.

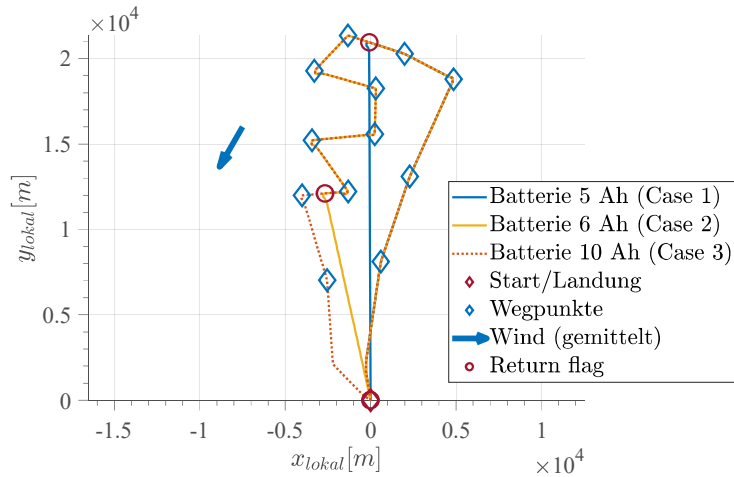


BILD 8. Zurückgelegte Flugroute des eVTOLs für die verschiedenen Batteriekonfigurationen

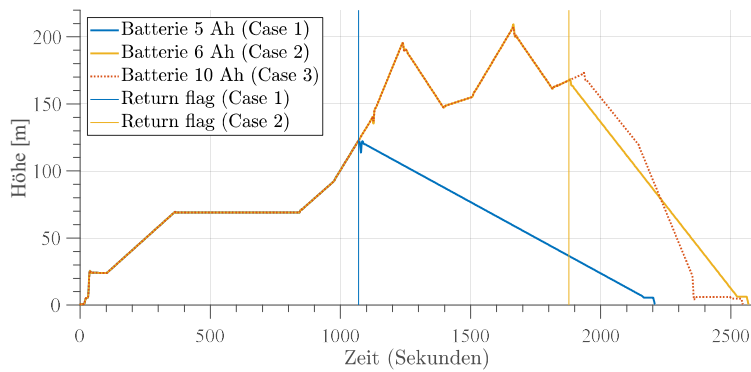


BILD 9. Flughöhe des eVTOLs für die verschiedenen Batteriekonfigurationen

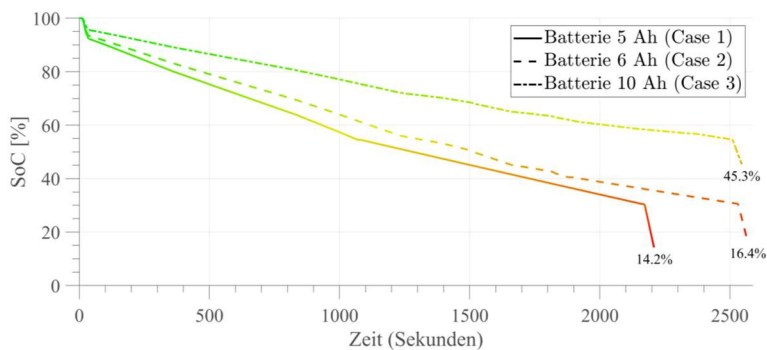


BILD 10. Batteriekapazitäten für die verschiedenen Batteriekonfigurationen