

SIMULATIONSUMGEBUNG ZUR ERMITTLUNG DER MISSIONSLEISTUNGEN EINES ELEKTRISCH ANGETRIEBENEN LUFTFAHRZEUGS

Luca Hein, Denis Surmann, Nico Sauert, Stephan Myschik
Universität der Bundeswehr München, Institut für Aeronautical Engineering, Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg, Deutschland

Zusammenfassung

Die Ermittlung von Flug- und Missionsleistungen stellt ein wichtiges Element im Entwurf und Auslegung neuartiger Luftfahrzeuge dar, da sich durch derartige Analysen System- und Komponentenanforderungen früh im Entwicklungsprozess validieren lassen. Diese Veröffentlichung befasst sich mit der Modellbildung, Simulation und Ermittlung der Missionsleistungen eines Motorseglers, für welchen im Rahmen des dtec.bw Projekts ELAPSED ein neuartiger elektrischer Antriebsstrang an mehreren Instituten der Universität der Bundeswehr München entwickelt wird. Grundlage für die Modellbildung bildet hierbei eine generische Simulationsumgebung auf Basis MATLAB/Simulink, welche schnell für verschiedene Luftfahrzeugtypen angepasst werden kann. Darüber hinaus werden Methoden zur Analyse von Flugeigenschaften, Flugleistungen und zur automatisierten Durchführung und Auswertung von Missionssimulationen durch die Simulationsumgebung bereitgestellt. In dieser Arbeit werden die Vorgehensweise bei der Modellierung des Luftfahrzeugs und Ergebnisse der Missionsleistungsanalyse anhand zweier Beispielmissionen vorgestellt, welche mögliche reale Einsatzszenarien abbilden. Im Rahmen der Analyse kommen zwei unterschiedliche Methoden zum Einsatz, die hinsichtlich Ausführungsgeschwindigkeit und Genauigkeit komplementäre Eigenschaften aufweisen: Für eine schnelle Abschätzung werden stationäre Flugleistungen in den Missionsabschnitten durch Trimmen des nichtlinearen Simulationsmodells ermittelt und diese dann zu einer Gesamtmission zusammengesetzt. Demgegenüber erlaubt die nichtlineare Missionssimulation, in welcher eine Kombination aus Missionslogik und Flugregler das zu untersuchende Luftfahrzeug steuert, den Einfluss dynamischer Effekte (z. B. Windfelder) auf die Mission zu untersuchen.

1. EINLEITUNG

Im Projekt ELAPSED wird ein elektrischer Antriebsstrang für ein Luftfahrzeug der allgemeinen Luftfahrt mit Unterstützung mehrerer Industriepartner entwickelt. Dabei sollen neuartige technische Konzepte insbesondere für Batterie und Motor zum Einsatz kommen und zu einem späteren Zeitpunkt in einen fliegenden Erprobungsträger integriert werden. Ein möglicher Kandidat für diesen Erprobungsträger ist in BILD 1 dargestellt. Dieser verfügt über die folgende technische Spezifikation [1], [2], [3]:

- maximale Abflugmasse: ca. 820kg
- Motor: EMRAX 268 mit maximal 70-80 kW
- Propeller: DUC-RS01
- Batterie: Kapazität ca. 17 kWh
- Zulassungsziel: CS-22 [4]

Diese Daten stellen die Grundlage für die Durchführung der in diesem Paper vorgestellten Untersuchungen dar.

Um die Anforderungen an die Kernkomponenten des Antriebsstrangs – insbesondere Motor, Batterie und Propeller – frühzeitig evaluieren zu können und somit Aussagen über Missionsleistungen des Gesamtsystems treffen zu können, werden zwei charakteristische Missionen des Luftfahrzeugs unter Anwendung zweier unterschiedlicher Verfahren evaluiert.

Im ersten Verfahren wird eine schnelle und effiziente Abschätzung grundlegender Missionsleistungen durch die

Akkumulation stationärer Betriebspunkten zu einer Mission bereitgestellt. Hierbei werden alle Flugphasen mit den zugehörigen Kennwerten, z.B. Steig- bzw. Sinkwinkeln, Leistungsbedarf in einem Missionsabschnitt aus einem detaillierten Flugsimulationsmodell ermittelt. Diese Betrachtungsweise erlaubt eine grobe Abschätzung der Performance des Luftfahrzeugs im geplanten Szenario.



BILD 1. Elektrischer Motorsegler [2]

Die darauf aufbauende, nichtlineare dynamische Missionssimulation stellt das zweite Verfahren dar, welches die Berücksichtigung weiterer Randbedingungen und die Untersuchung dynamischer Effekte beispielweise innerhalb des Batteriesystems oder die Auswirkung äußerer Einflüsse wie zum Beispiel Wind erlaubt.

Die geplante Nutzung des Luftfahrzeugs bedingt die Anforderungen an die zu erfüllenden Missionsziele.

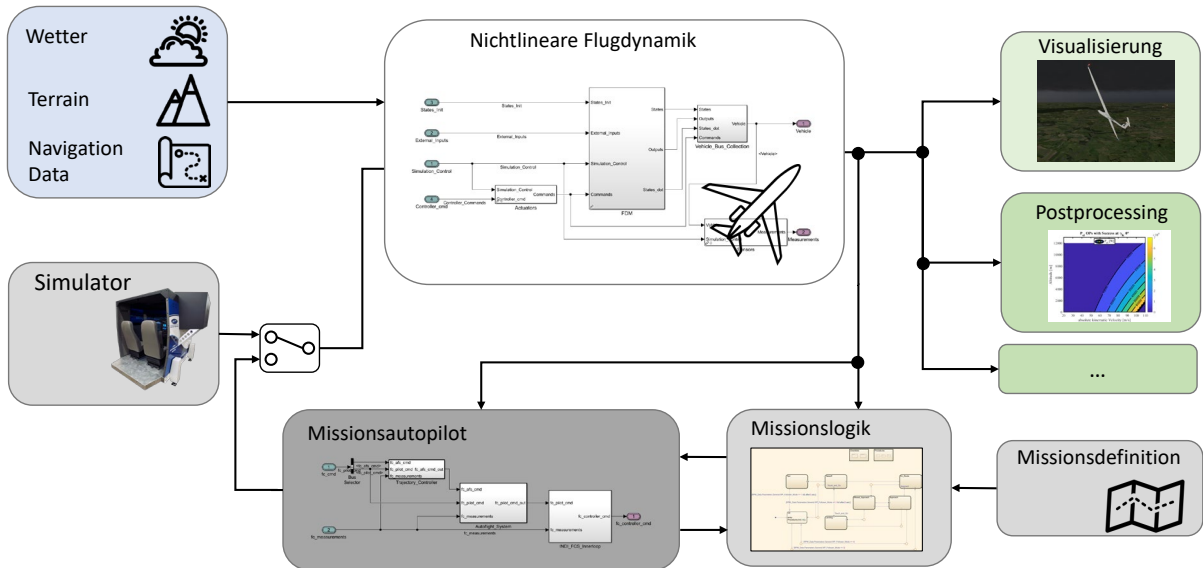


BILD 2. Struktur der generischen Simulationsumgebung

Für einen privaten Nutzer ist vor allem die maximale Reichweite bzw. Dauer eines Reiseflugs von Interesse. Im Rahmen der hier vorgestellten Untersuchungen wird daher eine Mission für eine möglichst große Reichweite („Max. Endurance“) definiert.

Ein kommerzieller Nutzer wie eine Flugschule will jedoch auch häufige Starts und Landungen durchführen, um diese unter anderem mit Flugschülern üben zu können, was durch sich wiederholendes Durchstarten in der Mission ‚Max. Touch & Gos‘ widergespiegelt wird.

Aus den simulierten Szenarien resultieren zeitlich veränderliche Größen wie Höhenprofile oder Leistungsbedarfe. Diese sind wiederum als Anforderungen an die Komponenten des Antriebsstrangs festgelegt und müssen erfüllt werden, um Fehlerfälle oder generell Gefahren im späteren realen Einsatz zu minimieren bzw.

überhaupt eine Zertifizierung oder Erlaubnis zum Starten erhalten zu können.

2. SYSTEMSIMULATION

2.1. Simulationsumgebung

Für die im Rahmen dieser Arbeit vorgenommenen Untersuchungen kommt eine generische Simulationsumgebung zum Einsatz, deren Struktur in BILD 2 dargestellt ist.

Diese stellt die notwendigen Methoden zur Verfügung, um auf Basis eines nichtlinearen Simulationsmodell eines fliegenden Systems flugdynamische Analysen zur Ermittlung von Flugeigenschaften, stationären Flugeigenschaften aber auch Missionsleistungen durchzuführen.

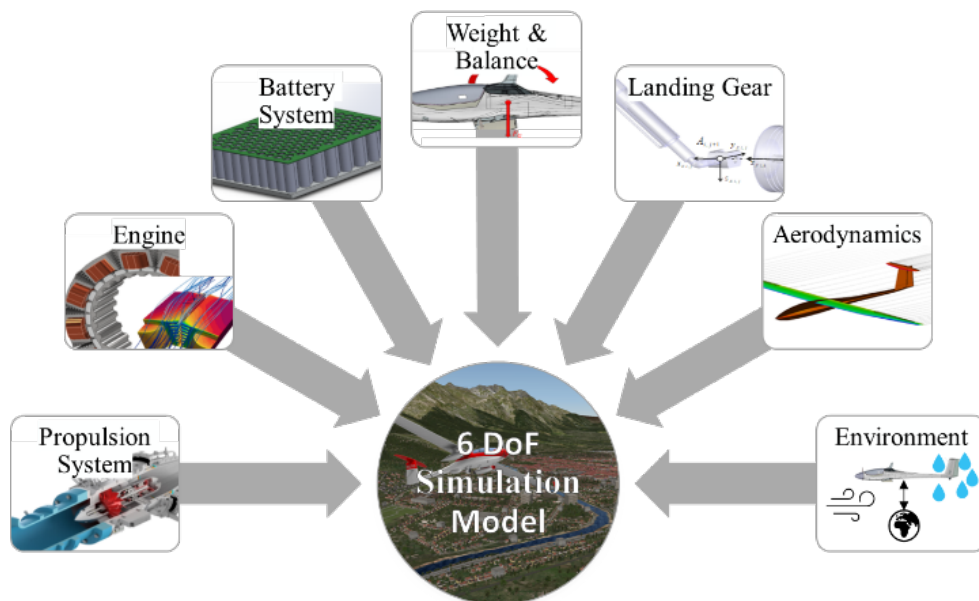


BILD 3. Komponenten des Flugsimulationsmodells

Das nichtlineare Simulationsmodell des zu untersuchenden Systems stellt somit eine zentrale Komponente der Simulationsumgebung dar. Dessen Modellstruktur und Schnittstellen wurden bereits während der Entwicklung mit dem Ziel einer möglichst hohen Modularität definiert.

Darüber hinaus sorgen Modellierungsrichtlinien in SIMULINK dafür, dass die Kompatibilität mit den MATLAB basierten Methoden zur Analyse gewahrt bleibt.

Durch die Anbindung der Simulationsumgebung an die am Institut für Aeronautical Engineering vorhandenen, bodengebundenen Flugsimulatoren besteht die Möglichkeit, das Flugverhalten neuer Entwürfe in pilotierten Simulationen zu evaluieren und damit wertvolles Feedback von Piloten in den Entwicklungsprozess mit einzubringen.

Um bei der Ermittlung von Missionsleistungen nicht auf pilotierte Simulationen angewiesen zu sein, die insbesondere bei der Untersuchung von Konfigurationsvarianten sehr zeitintensiv sind, ermöglicht die Simulationsumgebung die automatisierte Durchführung von vordefinierten Missionen.

Die dafür notwendigen Komponenten stellen der in BILD 2 gezeigte Missionsautopilot und die Missionslogik dar. Letztere realisiert die unterschiedlichen Flugphasen und deren Übergänge durch eine Vielzahl von Checklisten, deren Parametrierung durch die Missionsdefinition erfolgt und die als Zustandsautomaten umgesetzt sind.

Durch die Missionslogik werden im Missionsautopiloten die zur jeweiligen Flugphase notwendigen Regler-Modi aktiviert und somit eine automatisierte Durchführung der Mission realisiert.

Durch die automatisierte Missionssimulation ergeben sich nun folgende Vorteile:

Parameter- und Konfigurationsstudien können sehr schnell durchgeführt werden, da aufgrund des Wegfalls des menschlichen Piloten die Simulationen sehr viel schneller als Echtzeit laufen können. Darüber hinaus besteht die Möglichkeit zur Parallelisierung.

Die Reproduzierbarkeit von Ergebnissen ist im Gegensatz zu pilotierten Simulationen sichergestellt, da auch stochastische Prozesse (z.B. in Sensormodellen) reproduzierbar abgebildet werden.

Methoden zur Auswertung der Daten werden ebenfalls durch die Simulationsumgebung bereitgestellt.

2.2. Flugdynamische Modellierung

In BILD 3 sind die verschiedenen Kernkomponenten des Flugsimulationsmodells dargestellt. Dazu zählen neben der Aerodynamik auch der Propeller, der Motor und das Batteriesystem. Jede dieser Komponenten erzeugt Kräfte und Momente die bezogen auf einen Referenzpunkt R nach [5] und [6] in die translatorischen und rotatorischen Starrkörper-Differentialgleichungen entsprechend Gl. (1) und (2) einfließen:

$$(1) \quad \begin{aligned} \left(\dot{\vec{V}}_K^R\right)_B^{EB} &= \frac{\left(\vec{F}_T^R\right)_B}{m} - \left(\vec{\omega}_K^{EB}\right)_B \times \left(\vec{V}_K^R\right)_B^E - 2 \cdot \left(\vec{\omega}_K^{IE}\right)_B \times \left(\vec{V}_K^R\right)_B^E - \\ &\left(\vec{\omega}_K^{IE}\right)_B \times \left[\left(\vec{\omega}_K^{IE}\right)_B \times \left(\vec{r}^{RG}\right)_B\right] - \left(\dot{\vec{\omega}}_K^{IB}\right)_B \times \left(\vec{r}^{RG}\right)_B - \left(\vec{\omega}_K^{IB}\right)_B \times \\ &\left[\left(\vec{\omega}_K^{EB}\right)_B \times \left(\vec{r}^{RG}\right)_B\right] \end{aligned}$$

$$(2) \quad \begin{aligned} \left(\vec{M}_T^R\right)_B &= \left(I^R\right)_{BB} \cdot \left(\dot{\vec{\omega}}_K^{IB}\right)_B + \left(\vec{\omega}_K^{IB}\right)_B \times \left[\left(I^R\right)_{BB} \cdot \left(\vec{\omega}_K^{IB}\right)_B\right] + \\ &+ m \cdot \left(\vec{r}^{RG}\right)_B \times \left[\left(\dot{\vec{V}}_K^R\right)_B^{IB} + \left(\vec{\omega}_K^{IB}\right)_B \times \left(\vec{V}_K^R\right)_B^I\right] \end{aligned}$$

Dabei beschreibt $\left(\vec{V}_K^R\right)_B^E$ die kinematische, translatorische Geschwindigkeit des Referenzpunkts R gegenüber der Erde im körperfesten Koordinatensystem. $\left(\vec{F}_T^R\right)_B$ bezeichnet den durch die Komponenten erzeugten Kraftvektor, der auf den Referenzpunkt wirkt.

$\left(\vec{\omega}_K^{IB}\right)_B$ definiert die rotatorische Geschwindigkeit des körperfesten gegenüber dem inertialen Koordinatensystem. $\left(I^R\right)_{BB}$ bezeichnet den Trägheitstensor, m das Gesamtgewicht des Luftfahrzeugs und $\left(\vec{r}^{RG}\right)_B$ den Abstand des Schwerpunkts G vom Referenzpunkt dar. $\left(\vec{M}_T^R\right)_B$ beschreibt alle um den Referenzpunkt wirkenden Momente.

Im Falle des hier verwendeten elektrischen Antriebssystems wird eine konstante Schwerpunktlage angenommen, wodurch es möglich ist, den Schwerpunkt G als Referenzpunkt zu wählen.

Gl. (1) und (2) vereinfachen sich dann wie in (3) und (4) dargestellt zu:

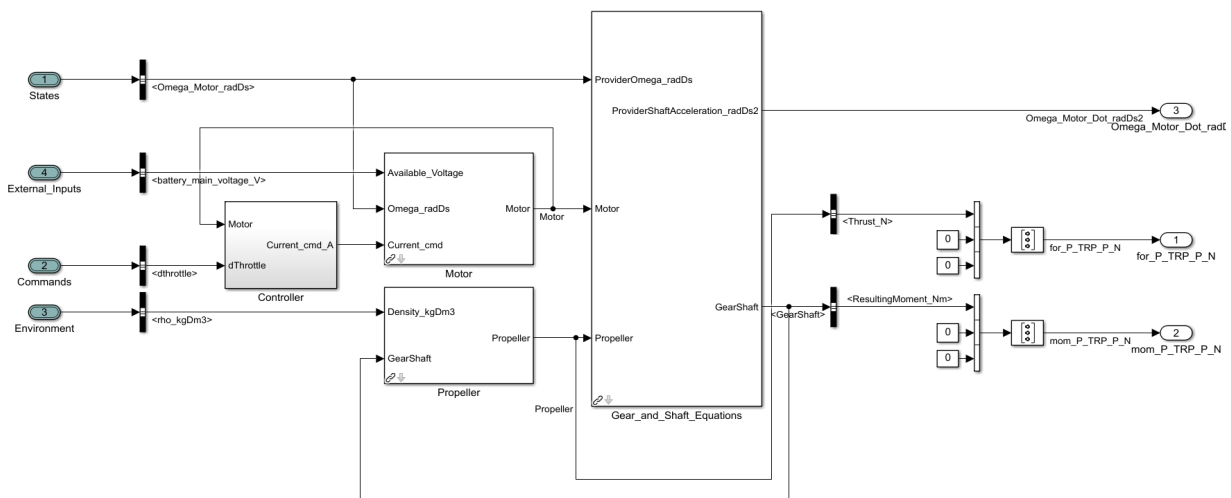


BILD 4. Dynamisches Antriebsmodell

$$(3) \quad \begin{pmatrix} \dot{\vec{V}}_K^G \\ \dot{\vec{\omega}}_K^E \end{pmatrix}^{EB} = \begin{pmatrix} \vec{F}_T^G \\ \vec{M}_T^G \end{pmatrix}_B - \begin{pmatrix} \vec{\omega}_K^{EB} \\ \vec{\omega}_K^{IE} \end{pmatrix}_B \times \begin{pmatrix} \vec{V}_K^G \\ \vec{\omega}_K^E \end{pmatrix}_B - 2 \cdot \begin{pmatrix} \vec{\omega}_K^{IE} \\ \vec{\omega}_K^{IE} \end{pmatrix}_B \times \begin{pmatrix} \vec{V}_K^G \\ \vec{\omega}_K^E \end{pmatrix}_B - \begin{pmatrix} \vec{\omega}_K^{IE} \\ \vec{\omega}_K^{IE} \end{pmatrix}_B \times \left[\begin{pmatrix} \vec{M}_T^G \\ \vec{\omega}_K^{IE} \end{pmatrix}_B \times \begin{pmatrix} \vec{r}^G \\ \vec{\omega}_K^E \end{pmatrix}_B \right]$$

$$(4) \quad \begin{pmatrix} \dot{\vec{\omega}}_K^{IB} \end{pmatrix}^B = (\mathbf{I}^G)_{BB}^{-1} \cdot \left[\begin{pmatrix} \vec{M}_T^G \\ \vec{\omega}_K^{IB} \end{pmatrix}_B - \begin{pmatrix} \vec{\omega}_K^{IB} \\ \vec{\omega}_K^{IB} \end{pmatrix}_B \times (\mathbf{I}^G)_{BB} \cdot \begin{pmatrix} \vec{\omega}_K^{IB} \\ \vec{\omega}_K^{IB} \end{pmatrix}_B \right]$$

Aus jeweils drei translatorischen und drei rotatorischen Beschleunigungen – bzw. nach Integration Geschwindigkeiten – ergeben sich die 6 Freiheitsgrade des Simulationsmodells.

Die Lagewinkel werden über Eulerwinkel dargestellt und über die Strap-Down Gleichungen mit den rotatorischen Geschwindigkeiten verknüpft.

Die Position des Luftfahrzeugs wird über ein WGS84 Referenzellipsoid mittels Längen-, Breitengrad und Höhe angegeben und aus Integration der translatorischen Geschwindigkeiten errechnet. Dabei wird von einer runden und rotierenden Erde ausgegangen.

Für die Bestimmung der Gewichte, Schwerpunktlage und des Trägheitstensors werden CAD-Daten des Herstellers sowie Handbuchmethoden herangezogen.

Die vom Antriebsstrang erzeugten Kräfte und Momente werden in der aktuellen Modellversion über ein vereinfachtes 1-D Modell, dargestellt in BILD 4, entsprechend Gl. (5) und (6) ermittelt.

$$(5) \quad \begin{pmatrix} \vec{F}_P^G \\ 0 \end{pmatrix}_B = \rho \cdot d^4 \cdot \left(\frac{\omega_{prop}}{2\pi} \right)^2 \begin{pmatrix} C_T \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}_B$$

$$(6) \quad \begin{pmatrix} \vec{M}_P^G \\ 0 \end{pmatrix}_B = \rho \cdot d^5 \cdot \left(\frac{\omega_{prop}}{2\pi} \right)^2 \begin{pmatrix} C_P \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}_B$$

Dabei stellen C_T und C_P die Kraft- und Drehmomentbeiwerte des Propellers dar, welche abgespeichert in Abhängigkeit der lokalen Anströmverhältnisse interpoliert werden. Im weiteren Projektverlauf werden die Modelle von Motor und Propellermodell weiter detailliert und verfeinert.

Die im Luftfahrzeug aktuell installierte Batterie verwendet Sony US18650VTC6 Zellen, die insgesamt eine Kapazität

von 17 kWh bei einer Nominalspannung von in etwa 430 V bereitstellen. BILD 6 zeigt die Entladekurven des Batteriemoduls. Auch in diesem Fall stellt das Modell und dessen Parametrisierung eine erste grobe Abschätzung dar, die im Laufe der Entwicklung noch verfeinert wird.

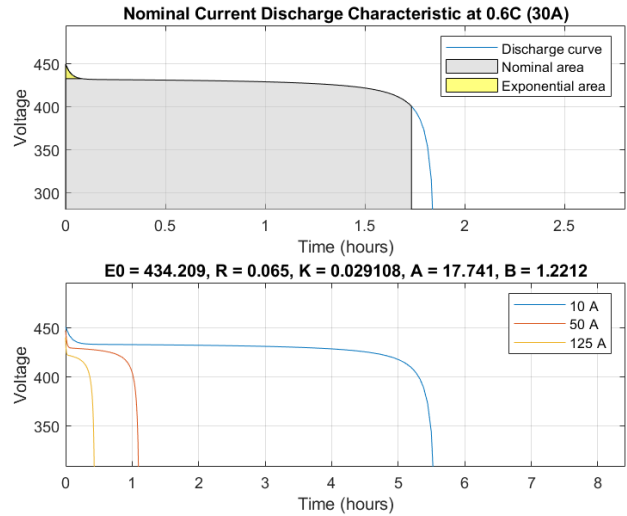


BILD 6. Entladekurven Batteriemodul

Für die Abbildung der Bodenkontaktkräfte kommt ein Fahrwerksmodell bestehend aus Feder-Masse-Dämpfer Elementen zum Einsatz. Für die Ermittlung der Bodenhöhe werden in diesem Fall Informationen aus der Terraindatenbank der Visualisierung herangezogen.

Die aerodynamischen Kräfte werden durch ein Lookup-Table basiertes Modell ermittelt, in welchem die aerodynamischen Derivative hinterlegt sind. Die Abschätzung der Beiwerte erfolgt unter Verwendung von Handbuchmethoden und computergestützten Tools auf Basis der vom Hersteller bereitgestellten CAD und Profildaten. Darüber hinaus werden die Resultate mit Referenzergebnissen des Herstellers verglichen.

Das so erstellte Simulationsmodell stellt in Kombination mit Missionsautopilot und Missionslogik die Grundlage für die folgenden Analysen der Missionsleistung dar.

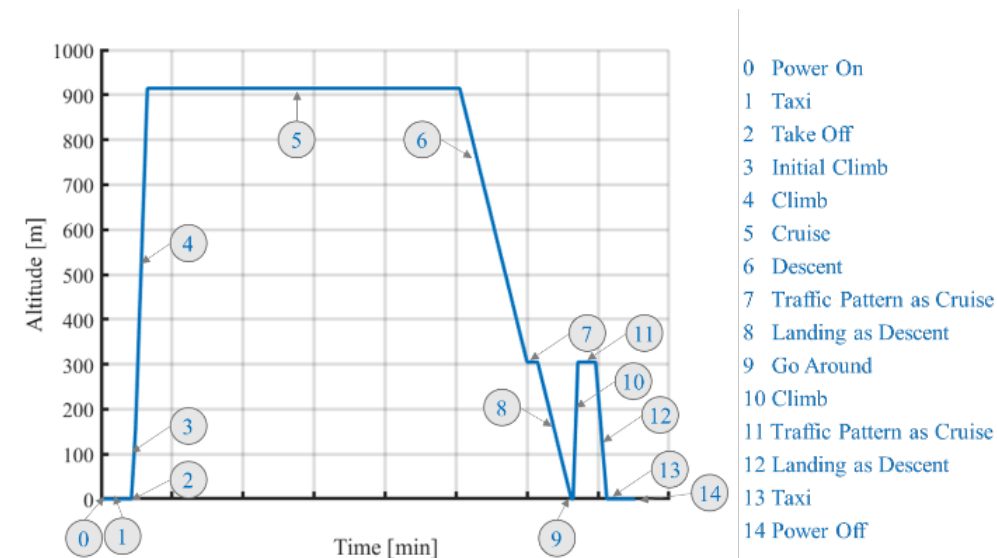


BILD 5. Missionsdefinition maximale Reiseflugdauer

3. ANALYSE DER MISSIONSLEISTUNGEN

3.1. Missionsdefinition

Zur Bestimmung von Missionsleistungsdaten werden zwei Referenzmissionen betrachtet:

- **Maximum Endurance:** hier wird die Reiseflugdauer der Flugphase 5 maximiert inkl. eines Touch & Gos am Ende der Mission (Vgl. BILD 5 und TAB 1)
- **Maximum Touch & Gos:** hierbei werden so viele Touch & Gos (Vgl. Flugphase 9 bis 13 in BILD 5 und Wegpunkt 7 bis 10 in TAB 1) wie möglich hintereinander durchgeführt

Tabellarisch dargestellt ergeben sich in Übereinstimmung mit BILD 5 die folgenden Wegpunkte (WP) in TAB 1. Die Geschwindigkeiten resultieren aus Herstellerangaben für das optimale Steigen, Cruisen und Sinken, sowie die Abhebegeschwindigkeit aus der Kompensation der Gewichtskraft über den geschwindigkeitsabhängigen Auftrieb. Zwischen der Nummerierung der Flugphasen aus BILD 5 und der Wegpunkte der folgenden Tabelle besteht kein direkter Zusammenhang.

WP	Geschwindigkeit [kts]	Flughöhe [ft]	Modus
1	57,7	1000	Init. Climb
2	60,25	3000	Climb
3	65,8	3000	Cruise
4	59,7	1000	Descent
5	65,8	1000	Cruise
6	59,7	0	Landing
7	60,25	500	Go Around
8	60,25	1000	Climb
9	65,8	1000	Cruise
10	59,7	0	Landing

TAB 1. Missionsdefinition maximale Reiseflugdauer

3.2. Umsetzung

Die Ermittlung von Missionsleistungen wird über zwei Wege durchgeführt. Zum einen wird das Flugdynamikmodell aus BILD 3 an allen relevanten Punkten der Mission ausgetrimmt und beispielsweise über zeitliche Integration der benötigten Leistung auf die verbrauchte Energiemenge geschlossen. Zum anderen wird mithilfe eines reaktiven Pilotenmodells, wie in BILD 9 dargestellt, die Mission automatisiert dynamisch abgefliegen.

3.2.1. Stationäre Missionsleistungen

Das automatisierte Trimmen der Missionseckpunkte basiert auf [7]. Weiterführend ist eine Weiterentwicklung implementiert. Die Cruisedauer kann automatisiert maximiert werden, sodass zum Ende der Mission stets ein selbst festgelegter Wert an Batterieladezustand resultiert. Logischerweise beträgt diese Restkapazität für einen maximal andauernden Reiseflug 0%. Dabei wird eine initiale Cruisedauer vorgegeben, um auch festgelegte Zeitintervalle simulieren zu können. Nach kompletter Simulation der Mission resultiert ein Wert an Batteriekapazität, welcher bei zu lang ausgewählter Flugdauer theoretisch auch kleiner 0 werden kann.

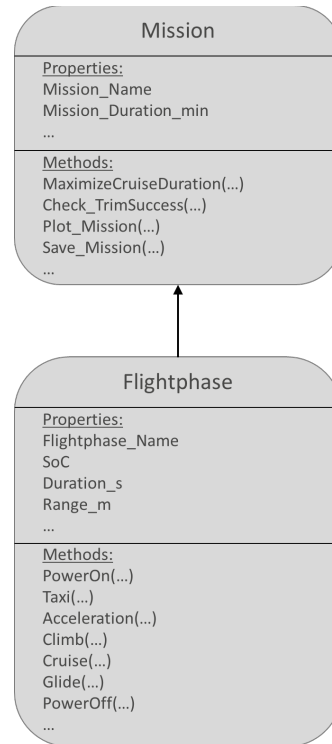


BILD 8. Klassendiagramme OOP

Des Weiteren ist die Programmierung zu einer objektorientierten überarbeitet worden, was Vorteile hinsichtlich der Vereinheitlichung und Definition von

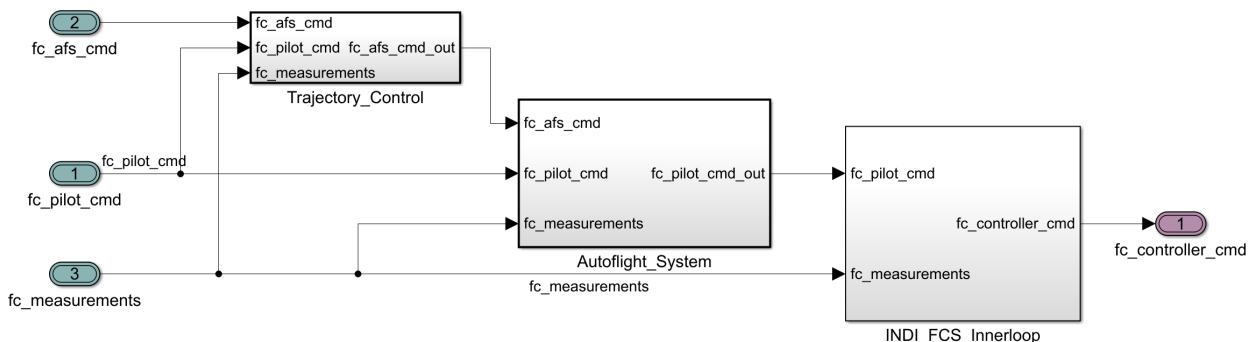


BILD 7. Missionsautopilot – "Performance Evaluation Controller" (PEC)

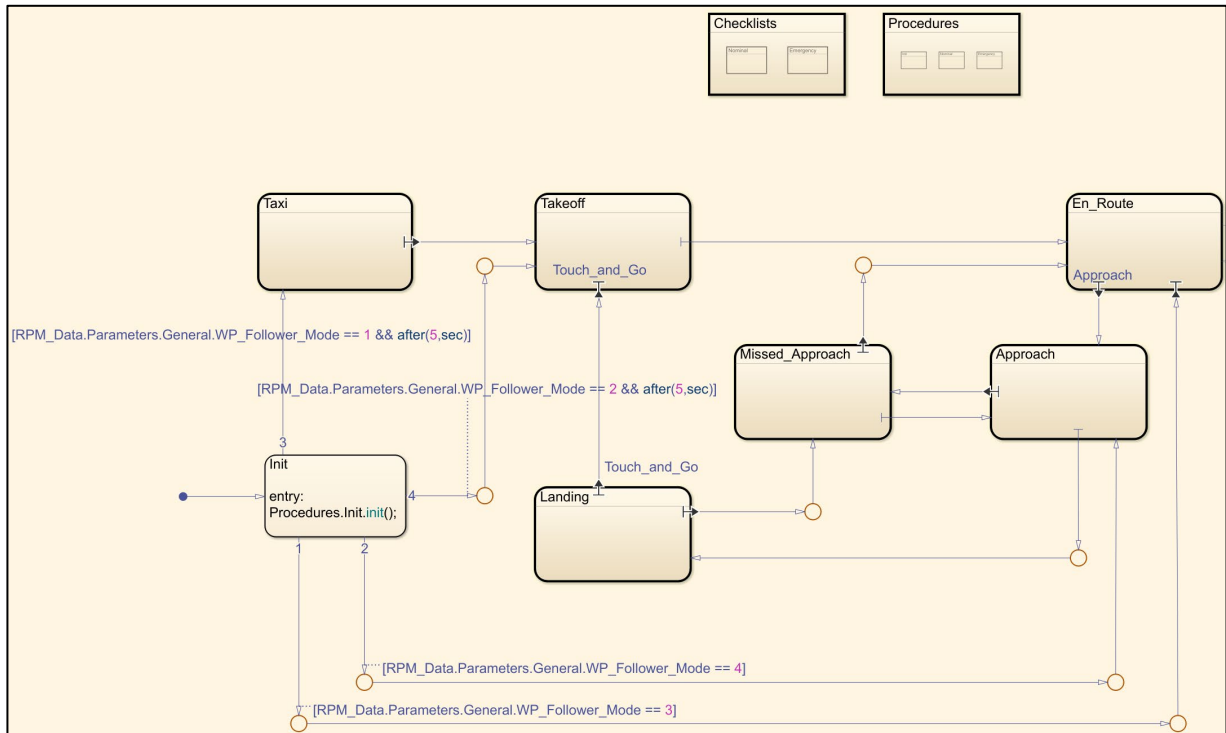


BILD 9. Missionslogik – "Reactive Pilot Model" (RPM)

Flugphasen und somit Wiederholbarkeit sowie der Nutzerfreundlichkeit durch die Strukturierung bietet.

BILD 8 veranschaulicht die erstellten Klassendiagramme für die gesamte Mission und die einzelnen Flugphasen. Die Mission stellt hierbei eine Oberklasse der Flugphase dar. Aufgrund der Klassenhierarchie und der damit einhergehenden Vererbung der Eigenschaften, was zu Uneindeutigkeiten führen kann, sind die der Mission zugeschriebenen Größen wie die Missionsdauer auch dementsprechend benannt. Fälschlicherweise könnte sonst beispielsweise die Missionsreichweite mit der Reichweite der aktuellen Flugphase verwechselt werden. Aus Gründen der Übersichtlichkeit sind nicht alle Eigenschaften und Methoden aufgeführt.

3.2.2. Dynamische Missionssimulation

Wie eingangs erwähnt kommen für die automatisierte dynamische Missionssimulation ein Missionsautopilot sowie ein reaktives Pilotenmodell mit der Missionslogik zum Einsatz.

Die Struktur des Missionsautopiloten, welcher auch als „Performance Evaluation Controller“ (PEC) bezeichnet wird, ist in BILD 7 dargestellt. Es handelt sich hierbei um eine typische Kaskadenstruktur mit nach außen hin abnehmender Dynamik.

Die innerste Regelschleife basiert auf dem Prinzip der inkrementellen nichtlinearen dynamischen Inversion (INDI) der Längs- und Seitenbewegung und ermöglicht die Vorgabe entweder von körperfesten Drehgeschwindigkeiten oder Lastfaktoren zur Regelung der Flugbahn. Das Regelungssystem hat hierbei Zugriff auf alle Zustände & Zustandsableitungen des zu untersuchenden Luftfahrzeugs. Darüber hinaus ermittelt es in jedem Zeitschritt der Simulation die Effektivitätsmatrix

der Steuerflächen durch Linearisierung des nichtlinearen Simulationsmodells. Damit soll erreicht werden, dass durch die Steuerflächenausschläge, die zu jedem Zeitpunkt flugphysikalisch möglichen Momente bei Bedarf erzeugt werden können.

Die höherwertigen Autopilotenfunktionen, wie zum Beispiel das Erreichen und Halten einer Flughöhe sind in der Komponente „Autoflight System“ realisiert. Die unterschiedlichen Autopilotenmodi können von extern aktiviert und deaktiviert werden und erzeugen die Vorgabewerte für den inneren Regelkreis.

Um einer aus vordefinierten Wegpunkten erstellte Trajektorie folgen zu können, ist im Missionsautopiloten auch ein Flugbahnregler („Trajectory Control“) implementiert. Dieser generiert aus der Abweichung der eigenen Position zur Trajektorie entsprechende Kommandos für die Funktionen des Autoflight-Systems.

In der Missionslogik, die in BILD 9 dargestellt ist, sind die einzelnen Missionsphasen und deren Beziehungen als Zustandsautomaten implementiert. Nach [8] gliedern sich die Flugphasen u.a. in Taxi, Takeoff, En-Route, Approach und Landing. In jeder Phase der Mission werden unterschiedliche Betriebsmodi des PECs aktiviert und deaktiviert. Übergänge zwischen einzelnen Missionsphasen sind abhängig von der Erfüllung vordefinierter Checklisten. In der Implementierung orientiert sich die Realisierung an [10], [12].

Im Falle des Übergangs von einer Missionsphase werden Procedures abgearbeitet, die in der Änderung von Betriebsmodi des Missionsautopiloten resultieren.

Diese Kombination von diskreter Missionslogik mit einem Missionsautopiloten ermöglicht die automatisierte Durchführung der Missionssimulationen.

3.3. Ergebnisse

Dieses Kapitel zeigt die Simulationsergebnisse einerseits für die Betrachtung der Startroll- und Startstrecke sowie andererseits der gesamten Missionsleistungen für beide in Kapitel 3.1 definierten Szenarien.

3.3.1. Startstrecke & Startrollstrecke

Ein wichtiger Indikator für Flugleistungen sind die Startroll- und die Startstrecke. Nach [4] darf für erfolgreiches Bestehen der Anforderung CS 22.51 die Startstrecke bis in eine Höhe von 15 m über Grund 500 m nicht überschreiten. Eine stationäre Bestimmung der Strecken ist nicht zielführend, da alle dynamischen Effekte wie zeitlich abhängiger Widerstände oder auch die Rotationsphase vom Rollen hin zum initialen Steigflug nicht abgebildet sind.

Bei der dynamischen Missionssimulation werden diese Strecken aus aufgezeichneten Simulationsdaten ermittelt. So kann beim Erreichen einer Flughöhe von 15m die bis dahin zurückgelegte Strecke seit dem Beginn der Beschleunigung aus dem Stillstand als Startstrecke ausgelesen werden. Die Startrollstrecke ergibt sich durch das Abheben des Fahrwerks und somit dem Verlust des Bodenkontakts. BILD 10 zeigt die aktuelle Flughöhe über der zurückgelegten Strecke sowie zugehörig die absolute kinematische Geschwindigkeit. Die beiden Kreise in roter Farbe markieren die Punkte des Abhebens bzw. des Erreichens der 15 m Höhe.

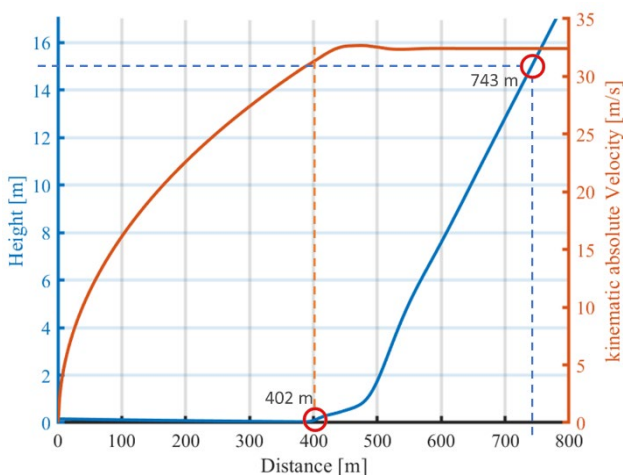


BILD 10. Startroll- und Startstrecke

Es zeigt sich, dass die Startstrecke in der dynamischen Simulation mit 743 m nicht ausreichend für eine Zulassung nach CS-22 ist. Die degressive Form der Geschwindigkeitskurve erscheint sinnvoll, da mit steigender Geschwindigkeit die maximal mögliche Beschleunigung aufgrund des zunehmenden aerodynamischen Widerstands abnimmt. Durch weitere Anpassung der Regelung und weiterer Parameter lässt sich die Performanz im Start erhöhen, um so auch der Anforderungen der Zertifizierung gerecht zu werden. Ebenso ist in Planung das Fahrwerksmodell zu verbessern und die Parameter wie Reibungskoeffizienten und Feder- sowie Dämpferkonstanten anzupassen, wodurch die Strecken der dynamischen Simulation stark beeinflusst werden und besser der Realität zu entsprechen.

3.3.2. Missionsleistungen

Als wichtige Größen der Missionsleistungsuntersuchung werden für beide Missionen die Reiseflugdauer bzw. Missionsdauer, die Gesamtreichweite und für die Mission ‚Max. Touch & Gos‘ logischerweise ebenso die erreichte Anzahl an Touch & Gos herangezogen. In BILD 11 und BILD 13 sind die Missionsprofile mit den Flughöhen, die benötigte elektrische Leistung und der Batterieladezustand über der Zeit dargestellt. BILD 12 und BILD 14 zeigen die Missionsreichweite, indem das Höhenprofil über der Entfernung aufgetragen ist.

Aufgrund der automatisierten – wenn vom Nutzer gewünscht – Maximierung der Reiseflugdauer beim Missionstrimmen, resultiert daraus eine komplette Batterieentladung, wie in BILD 11 gezeigt. Wichtig dabei ist, dass beim Missionstrimmen nicht das in Kapitel 2 beschriebene dynamische Batteriemodul genutzt wird, sondern die gezeigte elektrische Leistung über der Zeit zur Energiemenge integriert wird und von der Gesamtkapazität von 17 kWh subtrahiert. Diese wird durch die Gesamtenergiemenge geteilt, um den aktuellen Ladezustand zu erhalten. Es sind also keine Verluste oder stromstärkenabhängige Entladekurven für alle stationären Ergebnisse berücksichtigt.

Dies ist eine Erklärung für die signifikant geringere Reiseflugdauer von ca. 65 statt 100 Minuten und die Reduktion der Zahl von Touch & Gos auf 7 statt 8. Dass sich die Reiseflugdauer mit 65 % der stationären Dauer mehr unterscheidet als die Touch & Go Anzahl mit 87,5 % erscheint plausibel, da hier alle anderen Flugphasen der Mission exakt gleich sind und somit die Gesamtmissionsleistung höher als 65 % liegt. Dies kann auch an der Gesamtdauer bzw. -reichweite festgemacht werden.

Die Leistungskurven beider Missionen ähneln sich zwischen stationärer und dynamischer Simulation sehr stark und sind lediglich zeitlich durch höhere absolute Geschwindigkeiten im Sinkflug der dynamischen Simulation verschoben.

Darüber hinaus entsteht keine Leistungsspitze im Go-Around, also die Beschleunigungsphase vor dem erneuten Abheben jedes Touch & Gos, was ebenso durch die leicht erhöhten Geschwindigkeiten im Sinkflug zu begründen ist. Die Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Landung und Durchstarten beträgt nach TAB 1 nur 0,55 Knoten. Die Beschleunigungsphase der stationären Simulation ist demnach nur sehr kurz und verfälscht die Ergebnisse für die Gesamtmissionsdauer und -entfernung deshalb im vernachlässigbaren Bereich. Der Hintergrund der Geschwindigkeitsdifferenzen im Sinkflug ist Gegenstand weiterer Untersuchungen.

Da die Mission mit maximaler Anzahl an Touch & Gos auf Strecken basiert und im Dynamischen über Wegpunkte und nicht Zeiten definiert ist, passen die Entfernungen zwischen den Touch & Gos in BILD 14 für beide Simulationsmethoden. Aufgrund von sich automatisch einstellenden höheren absoluten kinematischen Geschwindigkeiten zur Einhaltung des Sinkwinkels in der dynamischen Simulation, verschieben sich die Flugphasen zeitlich in BILD 13 nach vorne. Ein solches Verhalten ist in BILD 11 und BILD 12 nicht erkennbar, da die Reiseflugdauer aufgrund der Batteriekapazität angepasst wird und damit sowieso eine starke Verschiebung des abschließenden Touch & Gos stattfindet.

4. ZUSAMMENFASSUNG & AUSBLICK

Im vorliegenden Paper wurden die generische Systemsimulation am Beispiel eines elektrisch betriebenen Motorseglers sowie darauf aufbauend Flug- bzw. Missionsleistungen und das zugehörige Projekt ELAPSED vorgestellt.

Die Ergebnisse dienen der zulassungskonformen Entwicklung des gesamten Systems wie maximal mögliche Missionsdauern und -reichweiten oder die Betrachtung der Startstrecke zur Einhaltung der vorgeschriebenen maximal zulässigen Strecke von 500 m.

In vergleichender Weise werden Ergebnisse aus zwei Methoden zur Flugleistungsuntersuchung – der stationären Trimmung des Modells sowie der automatisierten Missionssimulation – gegenübergestellt.

Aus der stationären Simulation resultieren maximale Missionsdauern von 100 min Reiseflug auf 3000 Fuß Höhe bei 325 km Gesamtstrecke für die Mission ‚Max. Endurance‘ und von 8 Touch & Gos auf eine Höhe von 1000 Fuß bei einer Gesamtstrecke von 300 km für die Mission ‚Max. Touch & Gos‘.

Aus der automatisierten, dynamischen Missionssimulation ergibt sich eine Startrollstrecke von 400 m, eine Startstrecke von knapp 750 m, sowie maximale Missionsdauern von 65 min Reiseflug auf 3000 Fuß Höhe bei 250 km Gesamtstrecke für die Mission ‚Max. Endurance‘ und von 7 Touch & Gos auf eine Höhe von 1000 Fuß bei einer Gesamtstrecke von ca. 255 km für die Mission ‚Max. Touch & Gos‘. Dabei verbleibt nach 7 Touch & Gos noch eine Restladung von etwas mehr als 12 % in der Batterie, welche fast für ein weiteres Durchstarten ausreichen würde und somit fast 8 Touch & Gos geflogen werden können.

Einige der Daten sind durch den Hersteller noch nicht endgültig bestätigt oder befinden sich noch in Entwicklung, wodurch sich die Systemsimulation ebenso unter stetiger Weiterentwicklung befindet. Der Ursprung bisher nicht erläuterten Differenzen wird zukünftig ergründet bzw. Weiterentwicklungen und Optimierungen vorgenommen, um Abweichungen zu minimieren und möglichst ganz zu beseitigen.

Wie bereits in der Einleitung erwähnt, sind diese Missionsleistungen neben der direkten Zertifizierung ebenso notwendig, um Anforderungsprofile für die Subsysteme wie das Batteriemodul mit Batterieregelung, den Motor mit Motorregelung und die Leistungselektronik festzusetzen. Die Ergebnisse dieser Veröffentlichung werden demnach für die Weiterentwicklung der genannten Subkomponenten als Eingangsgrößen und Anforderungen genutzt, was die Bedeutung und die Motivation dieser Untersuchung verdeutlicht.

Dieses Paper ist durch das Projekt ELAPSED des dtec.bw finanziert.

LITERATUR

- [1] EMRAX, "EMRAX 268 Technical Data," [Online]. Verfügbar unter: <https://emrax.com/e-motors/emrax-268/>
- [2] ReinerStemme.Aero GmbH. "RS.Aero - The Inaviation Squad." <https://reinerstemme.aero/> (Zugriff am: 27. Apr. 2022).

- [3] R. Wille, "Aircraft Data and Performance," 2022.
- [4] EASA, "CS-22 Amendment 3," [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/131414/en>
- [5] F. Holzapfel, J. Lenz, R. Leitner und G. Sachs, "Aircraft Performance Assessment Based on Nonlinear Constraints Imposed on Complex Flight Simulation Models," in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Keystone, Colorado, 08212006, doi: 10.2514/6.2006-6136.
- [6] B. L. Stevens und F. L. Lewis, *Aircraft control and simulation* (A Wiley Interscience publication). New York: Wiley, 1992.
- [7] L. Hein und S. Myschik, "Simulation of an Electric Powered Aircraft for Flight & Mission Performance Evaluation," in *AIAA AVIATION 2022 Forum*, Chicago, IL & Virtual, 06272022, doi: 10.2514/6.2022-3572.
- [8] ICAO - International Civil Aviation Organization. "Aviation Occurrence Categories: Definitions and Usage Notes." https://www.icao.int/APAC/Meetings/2012_APRAST1/OccurrenceCategoryDefinitions.pdf#search=Definitions%20and%20usage%20notes
- [9] Raab, S. A., Zhang, J., Bhardwaj, P., and Holzapfel, F., *Proposal of a Unified Control Strategy for Vertical Take-off and Landing Transition Aircraft Configurations*, 2018 Applied Aerodynamics Conference, 2018, Atlanta, GA, USA
- [10] S. Myschik, R. Leitner, F. Holzapfel "Design of a Simulation Tool for Aircraft Mission Performance Evaluation", *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference 08-2010*. Toronto, Ontario Canada, 2010.
- [11] JAN ROSKAM, "Airplane Aerodynamics and Performance Design", Analysis and Research Corporation (DARcorporation) Lawrence, Kansas 66044, 1997
- [12] HÜBNER, M., "Development of Supervisory Moding Logics for Autonomous Flight Mission Accomplishment", Diploma Thesis / IABG Technical Report, IABG mbH, Ottobrunn, December 2006

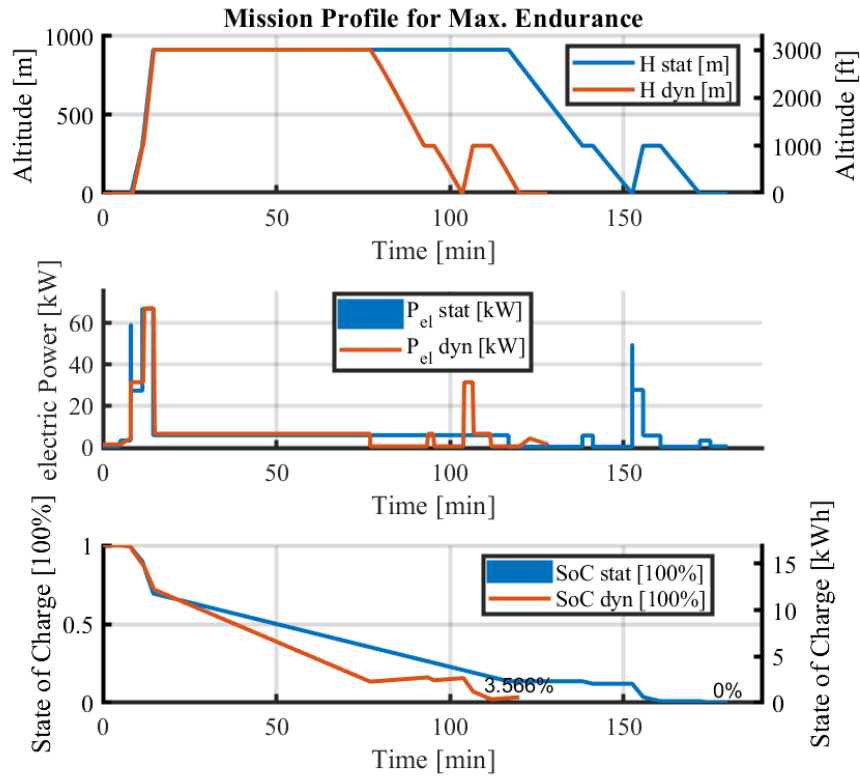


BILD 11. Simulationsergebnisse Mission max. Reiseflugdauer – Missionsprofil

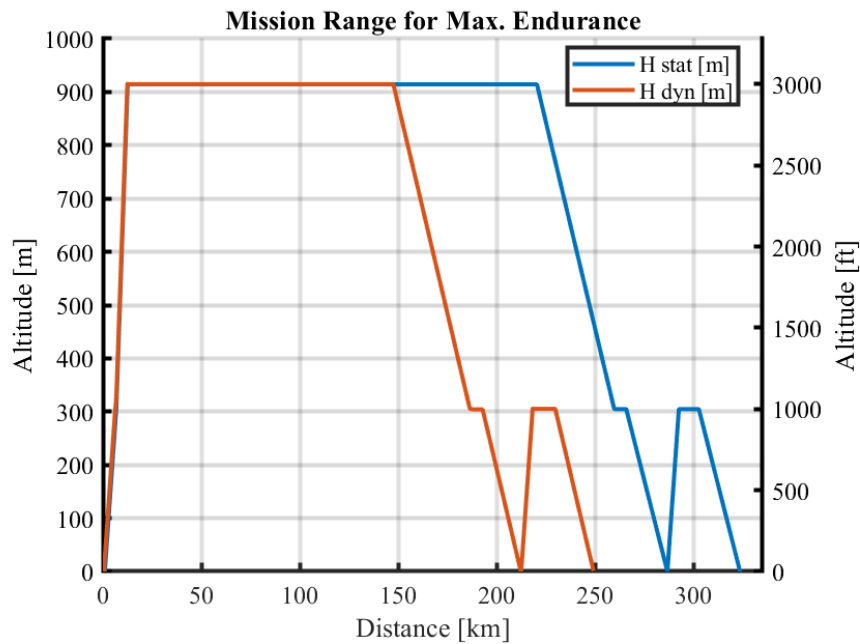


BILD 12. Simulationsergebnisse Mission max. Reiseflugdauer - Missionsreichweite

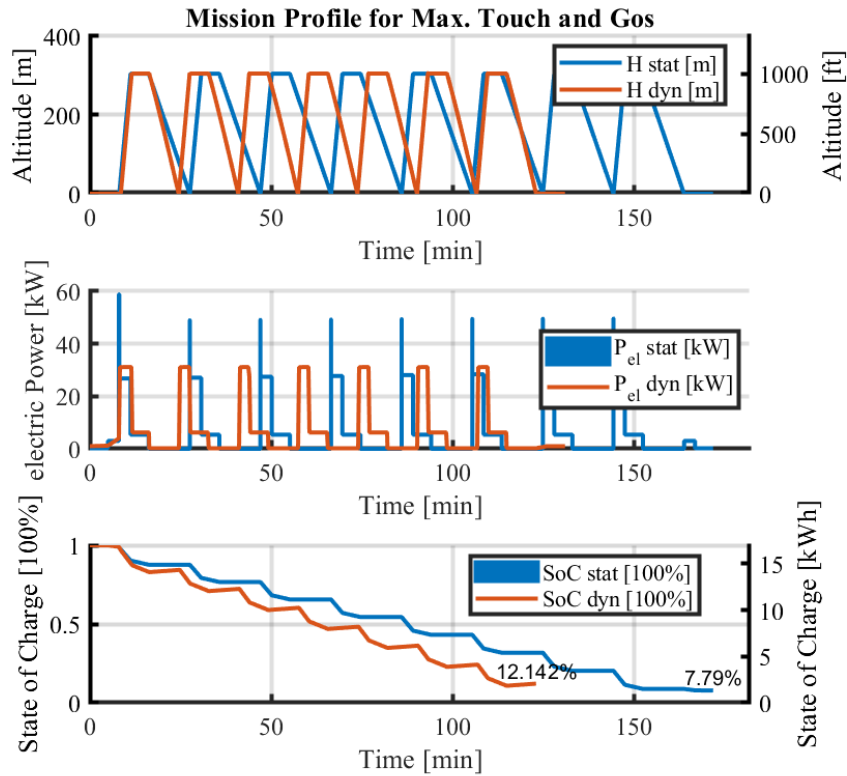


BILD 13. Simulationsergebnisse Mission max. Touch & Gos - Missionsprofil

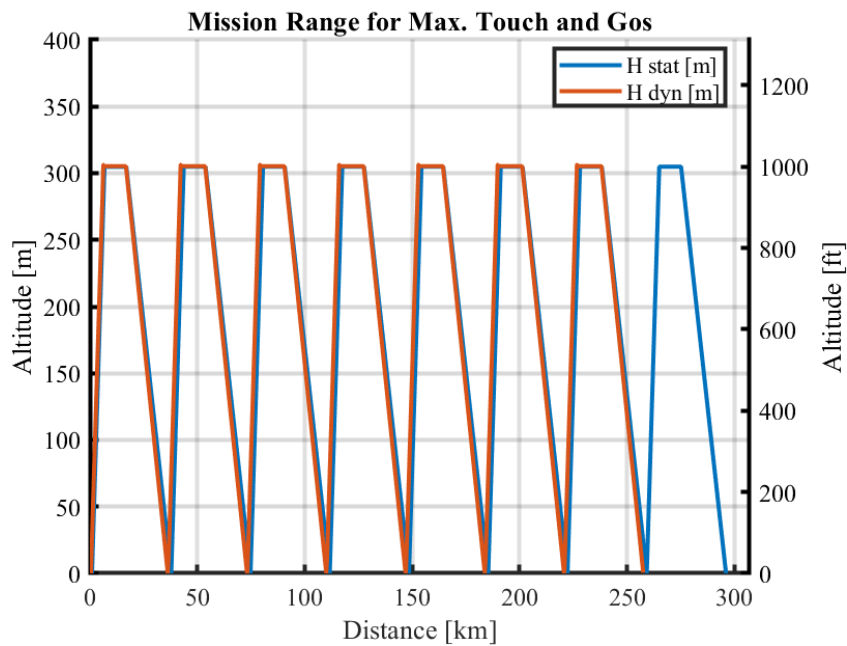


BILD 14. Simulationsergebnisse Mission max. Touch & Gos - Missionsreichweite