Abschlussbericht

Abschlussbericht RAUDY

Förderkennzeichen:	20E1910A
Projekt Akronym:	RAUDY
Projekt Titel:	Reichweitenoptimierung von UAS/RPAS durch automatischen dynamischen Segelflug
Förderlinie:	Nationales Luftfahrtforschungsprogramms LuFo VI-1, Förderlinie Ökoeffizientes Fliegen und disruptive Technologien
Projektdauer:	01.12.2021 – 31.05.2024
Titel:	Abschlussbericht RAUDY
Autor(en):	Fabian GÜCKER, Meiko STEEN
Beitragender	Technische Universität Braunschweig
Partner:	Technische Universität München
Datum:	24. September 2024
Status:	Final
Unterschrift:	

Verbundführer:
Technische Universität Braunschweig
Hermann-Blenk-Str. 27
38108 Braunschweig

Inhaltsverzeichnis

1. Zusammenfassung 4
   1.1 Beitrag zu den förderpolitischen Zielen 5
   1.2 Wissenschaftliche / Technische Ergebnisse 6
   1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens 7
   1.4 Erreichung der Ziele des Vorhabens 8
   1.5 Verwertung der Ergebnisse 9
   1.6 Zusammenarbeit mit anderen Stellen 9
2. Technischer Bericht 9
   2.1 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 0 „Projektmanagement“ 9
   2.2 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 1 „Anforderungsanalyse“ 9
      2.2.1 Arbeitspaket 1.1 „Zusammenstellung und Bewertung meteorologisch geeigneter Bedingungen für den Anwendungsfall“ (12/2020-02/2021) 9
      2.2.2 Arbeitspaket 1.2 „Anforderungen und Schnittstellen“ (12/2020-03/2021) 10
      2.2.3 Arbeitspaket 1.3 „Definition operationeller Einsatzszenarien“ (01/2021-03/2021) 10
      2.2.4 Arbeitspaket 1.4 „Zusammenstellung, Bewertung und Auswahl geeigneter UAS“ (03/2021-05/2021) 10
      2.2.5 Arbeitspaket 1.5 „Zusammenstellung benötigter On-Board Sensorik“ (04/2021-05/2021) 10
   2.3 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 2 „Modellierung“ 11
      2.3.1 Arbeitspaket 2.1 „Erstellung eines parametrischen Windmodells“ (04/2021-11/2021) 11
      2.3.2 Arbeitspaket 2.2 „Implementierung parametrisches, flugmechanisches Simulationsmodells“ (04/2021-01/2021) 11
      2.3.3 Arbeitspaket 2.3 „Vorbereitung und Durchführung von Messflügen“ (10/2021-05/2022) 11
      2.3.4 Arbeitspaket 2.4 „Datenauswertung und Identifikation der Modellparameter“ (04/2022-02/2023) 12
      2.3.5 Arbeitspaket 2.5 „Validierung des flugdynamischen und aeroelastischen Modells anhand von Simulationen“ (06/2022-03/2023) 12
   2.4 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 3 „Implementierung eines Algorithmus zur Flugbahnoptimierung“ 12
      2.4.1 Arbeitspaket 3.1 „Entwicklung einer Offline Umgebung zur Berechnung der optimalen Nominaltrajektorien“ (05/2021-11/2021) 12
      2.4.2 Arbeitspaket 3.2 „Integration des flugdynamischen Modells in den Optimalsteuerungsalgorithmus“ (08/2021-02/2022) 12

2.4.3 Arbeitspaket 3.3 „Modellierung und Implementierung geeigneter Zielfunktionen“ (08/2021-05/2022) 12
2.4.4 Arbeitspaket 3.4 „Modellierung und Implementierung von Beschränkungen der Optimierung“ (12/2021-09/2022) 12
2.4.5 Arbeitspaket 3.5 „Akquise und Aufbereitung von Topographiemodellen“ (12/2021-03/2023) 13

2.5 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 4 „Entwicklung der On-Board Software mit Sensitivitätsupdates“ 13
2.5.1 Arbeitspaket 4.1 „Auswahl und Beschaffung geeigneter on-board Hardware“ (06/2021-02/2022) 13
2.5.2 Arbeitspaket 4.2 „Flugregelung“ (12/2021-07/2023) 13
2.5.3 Arbeitspaket 4.3 „Zustandsschätzung von Flugzeug, Wind und Topographie“ (12/2021-07/2023) 16
2.5.4 Arbeitspaket 4.4 „Aktualisierung der optimalen Referenztrajektorie (postoptimale Sensitivität)“ (02/2022-11/2022) 17
2.5.5 Arbeitspaket 4.5 „Simulative Überprüfung des automatischen dynamischen Segelflugs (10/2022-07/2023) 17
2.5.6 Arbeitspaket 4.6 „Missions-Monitoring / Fall-Back Strategien“ (10/2022-07/2023) 18

2.6 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 5 „Flugversuchsträger und On-Board Sensorik“ 18
2.6.1 Arbeitspaket 5.1 „Beschaffung und Ausrüstung der Versuchsträger“ (04/2021-02/2023) 18
2.6.2 Arbeitspaket 5.2 „Definition von Demonstrationsszenarien“ (12/2022-05/2023) 23
2.6.3 Arbeitspaket 5.3 „Auslegung, Vorbereitung und Durchführung von Messflügen“ (03/2023-08/2023) 23

27

2.7 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 6 „Auswertung und Validierung“ 28
2.7.1 Arbeitspaket 6.1 „Analyse der Flugtestdaten“ (07/2023-09/2023) 28
2.7.2 Arbeitspaket 6.2 „Bewertung aller Einzelkomponenten“ (09/2023-11/2023) 30
2.7.3 Arbeitspaket 6.3 „Bewertung Gesamtpotential“ (09/2023-11/2023) 31

3. Veröffentlichungen, Vorträge 32

4. Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur 33

1. Zusammenfassung

Dieser Abschlussbericht umfasst die Arbeiten des Instituts für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) in dem Projekt RAUDY in dem gesamten Projekt Zeitraum von Dezember 2021 bis Mai 2024.

Verschiedene Prozesse in der Atmosphäre der Erde sorgen für vertikale und horizontale Strömungen und Strömungsdifferenzen: thermische Konvektion, orographische Aufwinde, Schwerewellen und Windscherungen von der Bodengrenzschicht bis zur niedrigen Stratosphäre. Vogelarten und Segelflugzeuge extrahieren durch geeignete Flugwegwahl mechanische Energie aus der bewegten Atmosphäre. Der dynamische Segelflug in der Bodengrenzschicht ermöglicht es Wanderalbatrossen Tausende von Kilometern zurückzulegen, ohne Bewegungsenergie mittels Flügelschlag aufbringen zu müssen. Sie extrahieren die mechanische Energie durch spezielle dynamische Flugmuster komplett aus dem Windfeld.

Im Projekt „Raudy“ soll erstmals eine Automatisierung der Methode des dynamischen Segelflugs mit unbemannten Flugsystemen (UAS) durchgeführt werden, um damit das Potential zur Steigerung der Reichweite bei möglichst geringem Energieverbrauch zu untersuchen. Als UAS kommen aus Effizienzgründen leichte, hochgestreckte und somit flexible, hoch-aeroelastische Flugzeuge infrage. Herausforderungen des Projekts sind die strategische und taktische Flugplanung, die in-situ Messung und Online-Prädiktion des Wind- und Flugzustandsvektors und eine wegen der Bodennähe hochgenauen Flugregelung und Zustandsschätzung.

In dem Vorhaben wurden die zu bearbeitenden Teilaufgaben entsprechend der Kernkompetenzen der Projektpartner Institut für Flugführung (IFF) der TU Braunschweig und dem Lehrstuhl für Flugsystemdynamik der TU München aufgeteilt. Die TUBS beschäftigt sich dabei vor allem mit der hardwareseitigen Entwicklung und der Flugregelung mit Zustandsschätzung, wohingegen die TUM ihre Beiträge auf dem Gebiet der Modellierung und Modellidentifikation sowie der Trajektorienoptimierung leistet. Eine Aufteilung der einzelnen Arbeitspakete ist in Abbildung 1 dargestellt.

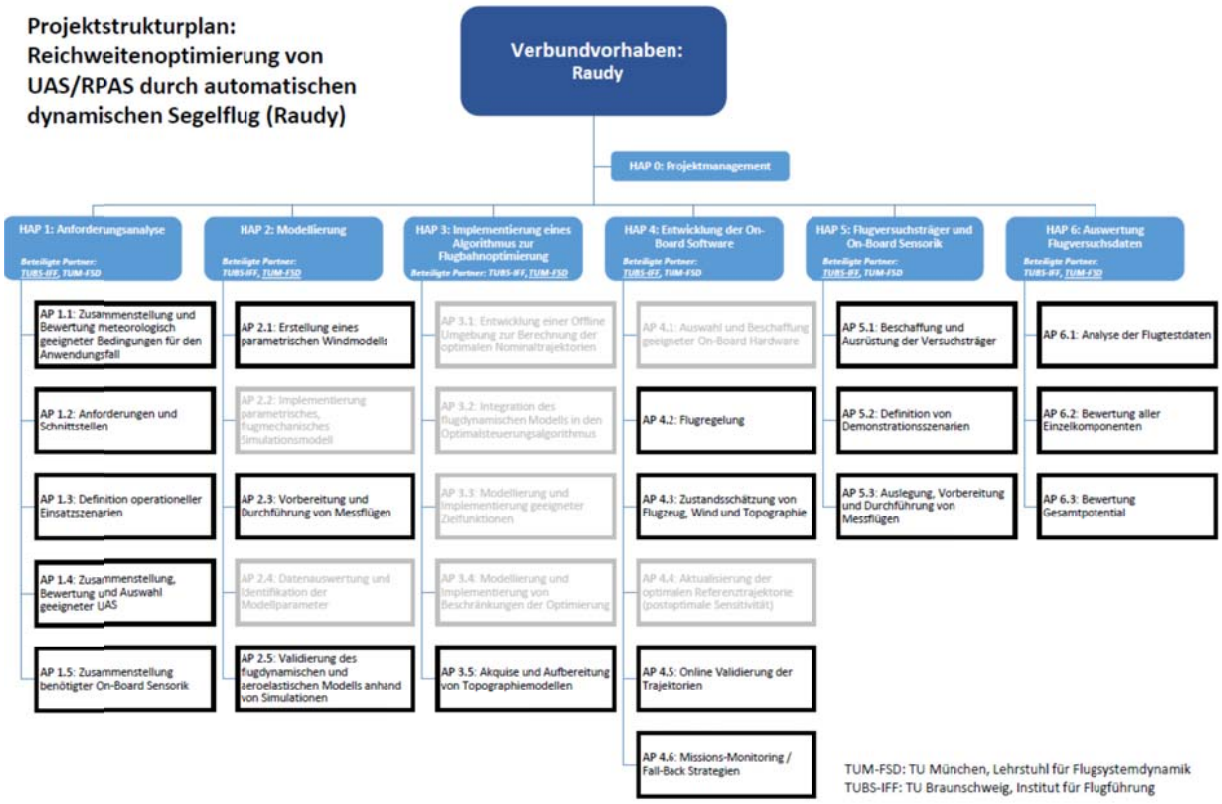

Abbildung 1: Projektstrukturplan RAUDY

1.1 Beitrag zu den förderpolitischen Zielen

Das Projekt ordnet sich in Ziel 1 „Umweltfreundliche Luftfahrt“ ein. Die Nutzung von kleinskaligen Effekten der Atmosphärenbewegung durch unbemannte Fluggeräte stellt einen Beitrag zu diesem förderpolitischen Ziel dar. Diese Effekte können mithilfe einer optimierungsbasierten Methode der Flugführung und Navigation unter Einbeziehung meteorologischer Werkzeuge, Modelle und aktueller Messgrößen ausgenutzt werden, um eine Reduktion der benötigten Energie sowie der Emission von Lärm und Schadstoffen zu erreichen. Dazu gehören insbesondere unbemannte Missionen mit großer Flugdistanz oder -dauer. Daneben wird das System leise, leistungsfähig und effizient sein und leistet damit Beiträge zu den anderen Zielen und Disziplinen.

1.2 Wissenschaftliche / Technische Ergebnisse

AP 2.1: Parametrisches Windmodell

- Zwei Windmodelle für verschiedene Szenarien implementiert.

AP 2.3: Messflüge

- Weitere Messflüge erfolgreich durchgeführt.
- Wichtige Modellparameter identifiziert und geteilt.
- Regelung und Versuchsträger überprüft.

AP 2.4: Modellparameter-Identifikation

- Alle Modellparameter identifiziert.
- Nullwiderstand muss erneut vermessen werden.

AP 2.5: Modellvalidierung

- Flugdynamisches Modell validiert.
- Aeroelastische Effekte nicht relevant, keine weitere Untersuchung geplant.

AP 3.5: Topographiemodelle

- Topographie als flache Ebene approximiert.
- Online-Identifikation mit LIDAR und Radar, Offline-Akquise entfällt.

AP 4.2: Flugregelung

- Flugregelung zur hochdynamischen Bahnfolge dem Projektpartner übergeben.
- Zuverlässigkeit durch Closed-Loop Simulation bestätigt.
- Regelung robust gegenüber Wind und Böen.

AP 4.3: Zustandsschätzung

- Spezialisierter Zustandsschätzer ersetzt bisherigen, robustere Schätzung.
- Getrennte Schätzung von Lage und Position, reduzierte Zeitverzögerung.

AP 4.5: Online Validierung der Trajektorien

- Erstellung einer Desktop-Version der on-board Software
- Bereitstellung von weiteren UAVs und Kameras zur Trajektorienanalyse mittels optischer Kameras
- Vorhaltung einer fall-back Lösung (nicht benötigt)

AP 5.1: Versuchsträger

- Finaler Versuchsträger: In-Haus entworfen, modular, schnelle Fertigung.
- Open-Source Autopilot durch eigene Hardware und Software ersetzt.

AP 6.1: Flugtestdaten-Analyse

- Extraktion kinetischer Windenergie nachgewiesen.
- Anstieg der Totalenergie bei optimalen Bahnparametern.
- Flugregelung und Zustandsschätzung als robust validiert.
- Hohe Führungsgenauigkeit trotz Windscherung.

AP 6.2: Bewertung der Komponenten

- GNSS und Antenne als kritischste Komponente identifiziert.
- Problem durch Septentrio X5 GNSS-Receiver und Helix-Antenne gelöst.
- Erhöhte Beschleunigungstoleranz, hohe Zuverlässigkeit des Setups.

AP 6.3: Bewertung Gesamtpotential

- Gesamtsystem zuverlässig, Simulationen erfolgreich validiert.
- Komponenten nach Tests ausgewählt, System bereit für weitere Untersuchungen.
- Projekt erfolgreich abgeschlossen, weitere Messkampagnen geplant.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Projekt wurde im Mai 2024 erfolgreich abgeschlossen. Im Rahmen von AP 2.1 wurden zwei parametrische Windmodelle für verschiedene Szenarien erfolgreich implementiert. Im Anschluss daran konnten in AP 2.3 weitere Messflüge erfolgreich durchgeführt werden, wobei wichtige Modellparameter identifiziert und mit dem Projektpartner geteilt wurden. Gleichzeitig wurden die entworfene Regelung und der Gesamtaufbau des Versuchsträgers überprüft.

Die Datenauswertung in AP 2.4 führte zur vollständigen Identifikation aller relevanten Modellparameter. Dabei stellte sich heraus, dass der Nullwiderstand als sensitivster Simulationsparameter eine erneute präzise Vermessung erfordert. AP 2.5 konzentrierte sich auf die Validierung des flugdynamischen Modells, das erfolgreich abgeschlossen wurde. Aeroelastische Effekte wurden als nicht relevant für das Erreichen des Projektziels eingestuft und werden daher nicht weiter untersucht.

Im Rahmen von AP 3.5 wurde die Topographie als flache Ebene approximiert, und die Identifikation erfolgt online mithilfe von LIDAR und Radar, sodass eine Offline-Akquise entfällt. In AP 4.2 wurde die entwickelte Flugregelung zur hochdynamischen Bahnfolge an den Projektpartner übergeben. Die Regelung erwies sich in Closed-Loop Simulationen sowie in weiteren Flugversuchen als äußerst robust und zuverlässig, insbesondere auch gegenüber Wind und Böen.

AP 4.3 führte zur Ersetzung des bisherigen Zustandsschätzers durch eine spezialisierte Neuentwicklung, die eine getrennte Schätzung von Lage und Position ermöglicht. Dies erhöht die Robustheit des Systems und reduziert die Zeitverzögerung. In AP 5.1 wurde ein finaler

Versuchsträger entwickelt und getestet. Dieser ist modular aufgebaut, wird in Haus additiv gefertigt und besteht aus leichtem Kunststoff und kohlefaserverstärkten Rohren. Der Open-Source Autopilot wurde durch eine eigens entwickelte Hardware und Software ersetzt, was sich als entscheidend für den Projekterfolg erwiesen hat.

Die Analyse der Flugtestdaten in AP 6.1 bestätigte, dass die in den Simulationen prognostizierte Extraktion kinetischer Windenergie möglich ist. Obwohl die turbulenten Bedingungen hinter der Waldkante nicht ausreichend waren, um einen autonomen Segelflug zu ermöglichen, konnte ein signifikanter Anstieg der Totalenergie bei optimalen Bahnparametern festgestellt werden. Die Entscheidung, den Open-Source-Autopiloten durch einen optimierten Flugregler zu ersetzen, hat zu einer erheblichen Verbesserung der Systemstabilität geführt.

In AP 6.2 wurden verschiedene Einzelkomponenten wie Differenzdrucksensoren, Magnetometer und GNSS-Systeme bewertet. Das GNSS und seine Antenne erwiesen sich als kritischste Komponenten, wobei Aussetzer bei hohen Beschleunigungen die größte Herausforderung darstellten. Diese Probleme wurden durch den Einsatz eines Septentrio X5 GNSS-Receivers und einer hochwertigen Helix-Antenne gelöst, wodurch die Toleranz gegenüber Beschleunigungen erhöht und die Zuverlässigkeit des Systems gesichert werden konnte.

Abschließend wurde in AP 6.3 das Gesamtpotential des Systems bewertet. Nach zahlreichen Flugversuchen hat das Gesamtsystem ein hohes Maß an Zuverlässigkeit erreicht, und die Simulationen konnten erfolgreich validiert werden. Die endgültige Auswahl der Komponenten wurde nach umfassenden Tests abgeschlossen. Trotz Herausforderungen, wie der Standortwahl und GNSS-Aussetzern, konnte das Projekt erfolgreich abgeschlossen werden, und es sind weitere Messkampagnen geplant. Das entwickelte System bietet eine solide Grundlage für zukünftige Untersuchungen im dynamischen Segelflug.

1.4 Erreichung der Ziele des Vorhabens

Die Ziele des Vorhabens wurden größtenteils planmäßig erreicht. Die Implementierung der wesentlichen Modelle und Systeme konnte erfolgreich abgeschlossen werden, und die entwickelten Technologien haben ihre Robustheit und Zuverlässigkeit in umfangreichen Flugversuchen bewiesen. Die Arbeiten nach der Verlängerung planmäßig. Zum Projektende wurden alle wirtschaftlichen und technischen Ziele erreicht.

1.5 Verwertung der Ergebnisse

Die entwickelten Methoden der Flugregelung und Flugzustandsschätzung werden vom IFF in der Vorlesung Flugregelung genutzt. Grundlegende entwickelte Algorithmen werden seitens des IFF als open source Studierenden und der Forschungsgemeinschaft zur Verfügung gestellt (https://github.com/iff-gsc). Einer der entwickelten Flugversuchsträger wird in einem neuen Teil der Übung zur Vorlesung Flugführungssysteme genutzt, um Sensorik, Aktuatorik und Avionikkomponenten anschaulich zu demonstrieren.

Die Ergebnisse wurden während der Projektlaufzeit auf zwei Konferenzen präsentiert und veröffentlicht. Zwei weitere Veröffentlichungen befinden sich (Q4 2024) in der Einreichungsphase zur Begutachtung (peer-review).

1.6 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Die Zusammenarbeit mit dem Projektpartner TUM hat sich durchweg als äußerst positiv und produktiv erwiesen. Während des gesamten Projektverlaufs wurde die Kooperation kontinuierlich intensiviert. Das Projekt wurde erfolgreich abgeschlossen, und alle gesteckten Ziele wurden erreicht. Beide Partner haben jedoch großes Interesse daran, über den ursprünglichen Projektrahmen hinaus die verbleibenden Versuchsträger weiter zu nutzen, um den dynamischen Segelflug weiter zu erforschen.

2. Technischer Bericht

2.1 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 0 „Projektmanagement“

AP 0 „Projektmanagement“ wurde erfolgreich abgeschlossen. Das IFF hat als projektleitende Stelle des Gesamtverbundes regelmäßige (virtuelle) Besprechungen organsiert und die Einhaltung der Ziele, Meilensteine und Zeiten beobachtet. Durch die Einrichtung eines gemeinsamen Cloudspeichers auf den Servern des IFF der TUBS wurde ein schneller und effizienter Informations- und Ergebnisaustausch ermöglicht, der das Projekt in jeder Hinsicht unterstützt hat. Regelmäßige Video- und Telefonkonferenzen sorgten des Weiteren für einen reibungslosen Fortschritt. Eine erstellte Onlineüberwachung der Flugversuche über LTE, welche in oder in der Nähe von Braunschweig stattgefunden haben, war ein voller Erfolg.

2.2 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 1 „Anforderungsanalyse“

2.2.1 Arbeitspaket 1.1 „Zusammenstellung und Bewertung meteorologisch geeigneter Bedingungen für den Anwendungsfall“ (12/2020-02/2021)

Das AP 1.1 wurde planmäßig begonnen und abgeschlossen. Es wurden meteorologisch geeignete Bedingungen zusammengestellt, die sowohl die Art des Windfeldes als auch die Topographie des Bodens berücksichtigen. Diese wurden in enger Zusammenarbeit mit dem

Projektpartner TUM ausführlich analysiert. Letztlich wurde das Fliegen in der Bodengrenzschicht über flachen offenen Flächen oder in Küstennähe als die am besten geeigneten Bedingungen identifiziert.

2.2.2 Arbeitspaket 1.2 „Anforderungen und Schnittstellen“ (12/2020-03/2021)

Das AP 1.2 wurde planmäßig begonnen und abgeschlossen. Die Ergebnisse wurden in einem Spezifikationsdokument festgehalten. Als wichtigste Schnittstelle ist das Austauschformat für die Trajektorie zu nennen. Dieses wird von dem Projektpartner TUM zunächst offline als Wegpunkte zur Verfügung gestellt. Diese Wegpunkte werden dann in der Flugsteuerung mit Hilfe von Polynomen fünfter Ordnung zur eigentlichen Flugbahn verbunden. Dieses Austauschformat ist universell und zudem effizient. Eine spätere Aktualisierung der Flugbahn kann somit ohne Veränderung der Schnittstelle sowohl über einen Uplink von einer Bodenstation als auch direkt online in der Flugsteuerung erfolgen.

2.2.3 Arbeitspaket 1.3 „Definition operationeller Einsatzszenarien“ (01/2021-03/2021)

Das AP 1.3 wurde planmäßig begonnen und abgeschlossen. Die angestrebten Einsatzszenarien orientieren sich vor allem an der praktischen Durchführbarkeit und den zu erwartenden Belastungen für den Versuchsträger. Das Einsatzszenario mit den besten Aussichten auf Erfolg bei der Umsetzung wurde durch das Kreisen in der Bodengrenzschicht identifiziert. Die Vorteile dieses Szenarios liegen in dem konstanten Untergrund, der a priori auf Hindernisse untersucht werden kann, sowie in den möglichst konstanten Bedingungen hinsichtlich des Windgradienten. Sollte dieses Szenario erfolgreich demonstriert werden, soll zusätzlich der Streckenflug innerhalb der Bodengrenzschicht getestet werden.

2.2.4 Arbeitspaket 1.4 „Zusammenstellung, Bewertung und Auswahl geeigneter UAS“ (03/2021-05/2021)

Das AP 1.4 wurde planmäßig begonnen und abgeschlossen. Als geeignete UAS wurden Motorsegler mit einer Masse von 1,0 bis 8,0 kg und einer Flügelspannweite von 1,8 bis 3,0 m identifiziert. Die Drachenkonfiguration bietet zudem sehr gutes Steuerverhalten und einen hohen maximalen Auftriebsbeiwert, der bei Nurflüglern aufgrund der Entwölbung durch das Höhenruder nicht gegeben ist. Ein Klappropeller in der Nasenspitze sorgt für minimalen Luftwiderstand während des dynamischen Segelflugs und gewährleistet, dass bei kurzzeitiger Windstille dennoch ein sicherer Flugzustand erhalten bleibt. Zur Erprobung der Flugregelung wurde zudem die Anschaffung eines Vorab-Versuchsträgers beschlossen, der aus kostengünstigem Schaum besteht und sich am unteren Ende der erforderlichen Größe und des Gewichts befindet, um die Sensorik und die Flugregelung frühzeitig und ausgiebig testen zu können.

2.2.5 Arbeitspaket 1.5 „Zusammenstellung benötigter On-Board Sensorik“ (04/2021-05/2021)

Das AP 1.5 wurde planmäßig begonnen und abgeschlossen. Für die benötigte Sensorik wurde ein Spezifikationsdokument erstellt. Ein wesentliches Konzept für die Sensorik ist die

Verwendung eines DGNSS in Kombination mit einer hochwertigen IMU und mehreren LIDAR-Systemen. Diese Konfiguration ermöglicht es, sowohl die Flugzeugposition im inertialen Raum als auch gegenüber dem Untergrund präzise zu messen. Ein Kalman-Filter sorgt dafür, dass jederzeit hochgenau Lage, Position und Geschwindigkeit bereitgestellt werden. Zur Bestimmung der lokalen Windgeschwindigkeit wird zusätzlich eine 5-Loch-Sonde in den Versuchsträger integriert.

2.3 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 2 „Modellierung“

2.3.1 Arbeitspaket 2.1 „Erstellung eines parametrischen Windmodells“ (04/2021-11/2021)

Implementiert wurde sowohl ein Modell der bodennahen Grenzschicht, das für typische Wander-Trajektorien, wie sie von Albatrossen bekannt sind, verwendet werden kann, als auch ein Modell zur Simulation von Windscherungen. Dieses Modell simuliert den dynamischen Segelflug hinter einem Hindernis, wie beispielsweise einer Hangkante oder einem Wald. Diese Art des dynamischen Segelflugs soll in den Flugversuchen als erstes untersucht werden, da sie geschlossene und geometrisch einfache Bahnen erfordert, die einen großen Sicherheitsabstand zum Boden bieten. Die Implementierung der parametrischen Windmodelle wurde somit final abgeschlossen. In Zukunft wird es ausreichend sein, die Parameter der Modelle entsprechend dem spezifischen Wind-Szenario anzupassen.

2.3.2 Arbeitspaket 2.2 „Implementierung parametrisches, flugmechanisches Simulationsmodells“ (04/2021-01/2021)

Der gesamte Quellcode des parametrischen flugmechanischen Simulationsmodells ist wie auch die Flugregelung aus AP4.2 unter der GNU GPLv2 im Internet veröffentlicht und zugänglich (https://github.com/iff-gsc).

2.3.3 Arbeitspaket 2.3 „Vorbereitung und Durchführung von Messflügen“ (10/2021-05/2022)

Erste Messflüge wurden bereits durchgeführt, um den Versuchsträger sowie die eingesetzte Sensorik und Hardware zu testen. Diese Flugversuche fanden im Juni 2021 statt und sind im Zwischenbericht für den Zeitraum Januar bis Dezember 2021 beschrieben. Seitdem wurden regelmäßig Flugversuche durchgeführt, um den Aufbau des Versuchsträgers und die vom IFF entwickelte Regelung zu überprüfen. Diese Tests lieferten eine hervorragende Validierung der Simulationsumgebung insgesamt, insbesondere der über das Flugmodell getroffenen Annahmen sowie der praktischen Einsetzbarkeit der entworfenen Regelung. Alle relevanten Parameter wurden aufgenommen und ausgewertet, die für die Fortführung der Gesamtsimulation und die Erprobung des dynamischen Segelflugs notwendig sind. Das Arbeitspaket 2.3 ist damit planmäßig abgeschlossen worden.

2.3.4 Arbeitspaket 2.4 „Datenauswertung und Identifikation der Modellparameter“ (04/2022-02/2023)

Dieses Arbeitspaket hat planmäßig begonnen und alle wichtigen Modellparameter wurden identifiziert. Insbesondere hat sich der Nullwiderstand des Flugmodells in den Simulationen als ein entscheidender Parameter herausgestellt. Allerdings wurde der Nullwiderstand gegen Ende des Projekts irrelevant, da der Projektpartner auf eine robustere Berechnungsmethode für die Trajektorie ausgewichen ist. Daher wurde entschieden, dass der Nullwiderstand nicht weiter in den kommenden Flugversuchen untersucht wird. Das Arbeitspaket ist damit abgeschlossen.

2.3.5 Arbeitspaket 2.5 „Validierung des flugdynamischen und aeroelastischen Modells anhand von Simulationen“ (06/2022-03/2023)

Nach intensivem Austausch mit dem Projektpartner und der Validierung der Flugversuche im Sommer 2023 wurde entschieden, dass dieses Arbeitspaket aufgrund der ungeplanten Verzögerung den geringsten Einfluss auf die Erreichung der Gesamtziele des Projekts hat. Die Bearbeitung wurde aufgrund des ungeplanten Verlusts mehrerer Versuchsträger und des daraus entstandenen zeitlichen Verzugs zugunsten der weiteren Erreichung der Gesamtziele des Projekts eingestellt und ist somit abgeschlossen.

2.4 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 3 „Implementierung eines Algorithmus zur Flugbahnoptimierung“

2.4.1 Arbeitspaket 3.1 „Entwicklung einer Offline Umgebung zur Berechnung der optimalen Nominaltrajektorien“ (05/2021-11/2021)

Keine Beteiligung seitens des IFF.

2.4.2 Arbeitspaket 3.2 „Integration des flugdynamischen Modells in den Optimalsteuerungsalgorithmus“ (08/2021-02/2022)

Keine Beteiligung seitens des IFF.

2.4.3 Arbeitspaket 3.3 „Modellierung und Implementierung geeigneter Zielfunktionen“ (08/2021-05/2022)

Keine Beteiligung seitens des IFF.

2.4.4 Arbeitspaket 3.4 „Modellierung und Implementierung von Beschränkungen der Optimierung“ (12/2021-09/2022)

Keine Beteiligung seitens des IFF.

2.4.5 Arbeitspaket 3.5 „Akquise und Aufbereitung von Topographiemodellen“ (12/2021-03/2023)

Das Arbeitspaket 3.5 wurde planmäßig begonnen. Nach intensivem Austausch des Projektpartners wurde beschlossen den Boden als flache Ebene während des Fluges zu identifizieren. Das AP ist damit planmäßig abgeschlossen.

2.5 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 4 „Entwicklung der On-Board Software mit Sensitivitätsupdates“

2.5.1 Arbeitspaket 4.1 „Auswahl und Beschaffung geeigneter on-board Hardware“ (06/2021-02/2022)

Keine Beteiligung seitens des IFF.

2.5.2 Arbeitspaket 4.2 „Flugregelung“ (12/2021-07/2023)

Der erreichte Fortschritt in diesem Arbeitspaket wurde in einer Veröffentlichung detailliert dokumentiert und auf der europäischen Konferenz EuroGNC im Mai 2022 in Berlin der Öffentlichkeit vorgestellt [RAU1]. Der gesamte Quellcode zur Flugregelung, ebenso wie das flugmechanische Simulationsmodell aus AP 2.2, wurde unter der GNU GPLv2 im Internet veröffentlicht und ist öffentlich zugänglich.

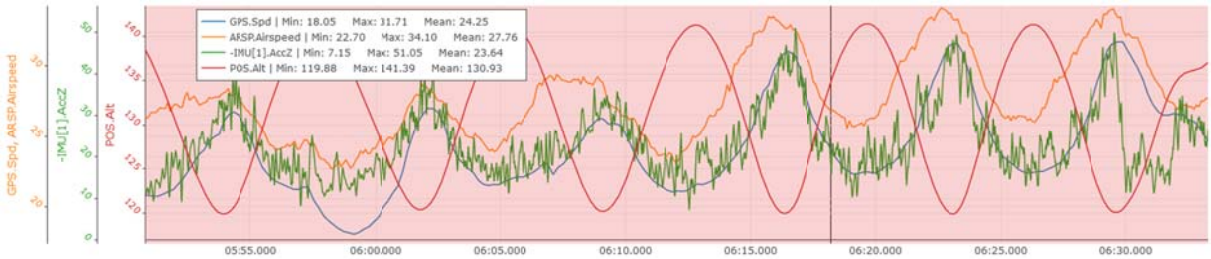

Abbildung 2: Hochdynamische Trajektorie zur Demonstration der Leistungsfähigkeit des Regelansatzes. Beispiel eines geneigten Kreises mit 20 m Höhenunterschied und etwa 70 m Durchmesser.

Das Konzept der kinematikbasierten Flugregelung zur Erhöhung der Führungsgenauigkeit, Robustheit und Effizienz wurde seitdem grundlegend weiterentwickelt. Das System besteht nun aus einer inneren und einer äußeren Regelschleife. Während die innere Regelschleife auf dem Prinzip der inkrementellen nichtlinearen dynamischen Inversion (INDI) [4, 5] mit Control Allocation [6] zur Lage- und Ratenregelung und zuschaltbarer Direct Lift Control (DLC) basiert, wurde die äußere Regelschleife so geändert, dass sie auf rein kinematischen Größen im geodätischen Koordinatensystem basiert und somit grundlegend linear aufgebaut ist.

Der Regler erhält verzögerungsfrei analytische Referenzgrößen bis zur dritten Ableitung der Position, angepasst an den aktuellen Flugzustand. Die Regelfehler durchlaufen ein rotatorisches Referenzmodell zweiten Grades, um große Fehler in entsprechende Kurven zu übersetzen. Daraus resultieren die Drehrate und Drehbeschleunigung für den Richtungsvektor, die unter Berücksichtigung der aktuellen Fluggeschwindigkeit, deren ersten beiden Ableitungen und der Gravitation in Kommandos für die innere Schleife zur Lageregelung übergeben werden. Dies führt zu einer kommandierten Lage, Drehraten im körperfesten System und Sollbeschleunigung sowie deren Änderungsrate. Die kinematische Inversion gewährleistet zu jedem Zeitpunkt eine vollständige Kurvenkoordination, selbst bei großen Regelabweichungen, was besonders effizient und an die Anforderungen des dynamischen Segelflugs angepasst ist.

In Abbildung 2 ist eine Trajektorie mit vier Wegpunkten zu sehen, die einen geneigten Kreis bildet. Die hohe Bandbreite des Bahnreglers ist gut erkennbar: Trotz großer Geschwindigkeitsschwankungen von etwa 22 m/s bis 30 m/s und einer Änderung des Lastvielfachen zwischen 1 g und 4,5 g bleibt der durchschnittliche Regelfehler bei etwa 0,3 m (zum Vergleich: das Flugzeug hat eine Spannweite von 1,8 m). Ein Zyklus dauert etwa 7 Sekunden. Diese Daten stammen aus bereits durchgeführten Flugversuchen und validieren die numerischen Simulationen.

Die Validierung des Flugreglers erfolgte im Sommer 2023 durch umfangreiche Flugversuche mit dem Versuchsträger II. Während dieser Versuchsreihe traten hauptsächlich Probleme mit fehlerhaften Daten aus dem Zustandsschätzer sowie Aussetzer auf, die auf die Verwendung des ArduPilot Open-Source-Autopiloten zurückzuführen waren. Dieser Autopilot wies häufig

Probleme wie das Verwerfen von Parametern, Schwierigkeiten beim Booten und regelmäßige Betriebsausfälle auf. Sobald jedoch die Regelung wie geplant funktionierte, konnte die hohe Regelbandbreite erfolgreich von der Simulation auf den Flugversuch übertragen werden. Abbildung 3 zeigt eine typische Störgrößenunterdrückung während eines Kreisfluges mit etwa 30% Wind in Bezug auf die Fluggeschwindigkeit. Es ist zu erkennen, dass der Kreis trotz der großen Beschleunigungen und Änderungen der Fluggeschwindigkeiten perfekt koordiniert und stabil geflogen wird, ohne dass die Kreisbahn deformiert oder das Flugzeug von der Bahn abgetragen wird. Die Entwicklung der Flugregelung ist damit planmäßig abgeschlossen und wurde bereits auf der neuen Hardware in Betrieb genommen und validiert. Das Arbeitspaket 4.2 ist somit planmäßig abgeschlossen.

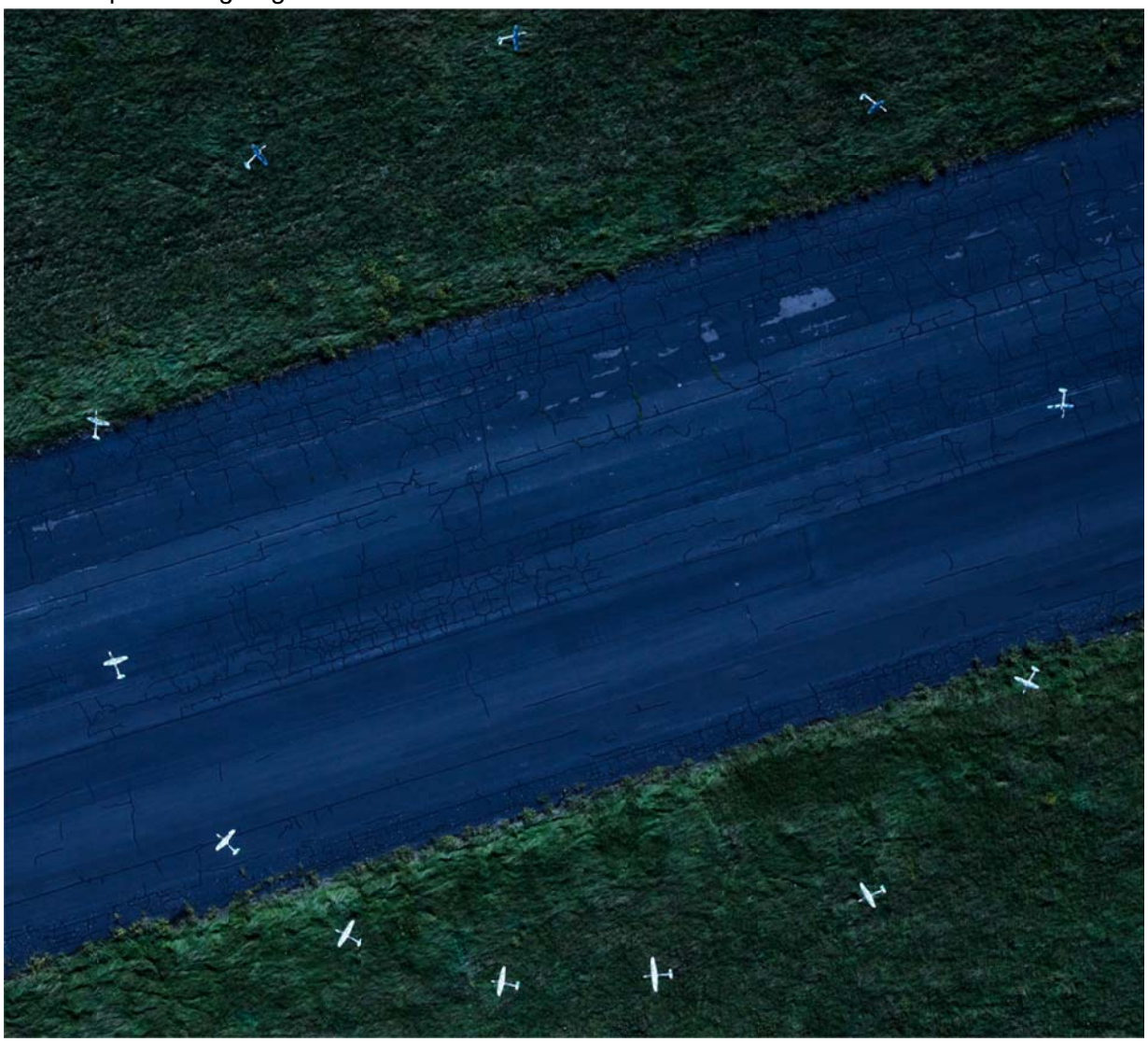

Abbildung 3: Störgrößenunterdrückung zur Demonstration der Leistungsfähigkeit des Regelansatzes. Beispiel eines Kreises mit einem Durchmesser von 60 m. Die Fluggeschwindigkeit gegenüber der Luft beträgt etwa 25 m/s bei einem Westwind von

etwa 8 m/s. Zusammengesetzte Serienaufnahme mit 2 Hz von einer Kamera-Drohne oberhalb der Flugbahn des Versuchsträgers II.

2.5.3 Arbeitspaket 4.3 „Zustandsschätzung von Flugzeug, Wind und Topographie“ (12/2021-07/2023)

Mit dem Arbeitspaket 4.3 wurde außerplanmäßig im Juni 2021 begonnen. Für die Zustandsschätzung der Topographie wurde ein LIDAR-System als geeignete Lösung identifiziert. Dieses misst mithilfe von acht Einzelstrahlen mit jeweils etwa 60 m Reichweite die Entfernung des Flugzeugs zum Boden. Solange mindestens drei Strahlen den Boden erreichen, lassen sich sowohl die Höhe über dem Gelände als auch die Lage einer flachen Ebene gegenüber dem Flugzeug ermitteln. siehe Abb. 3.

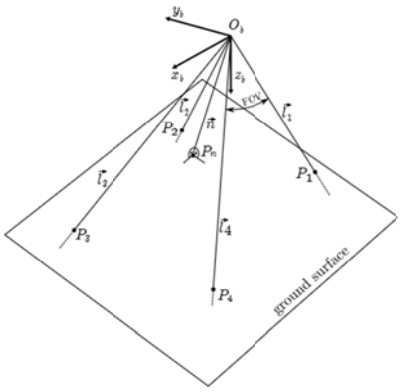

Abbildung 4: LIDAR zur Bestimmung der Lage und Höhe des Bodens relativ zum Flugzeug sowie zur zeitlichen Differentiation der Entfernungen zur Ermittlung der Geschwindigkeit gegenüber dem Boden. Diese Schätzung des Geländes wird später im Zustandsschätzer mit den Daten aus den anderen Sensoren fusioniert, um insbesondere in Bodennähe eine besonders zuverlässige Schätzung von Lage und Geschwindigkeit des Flugzeugs zu erhalten.

Abbildung 5: Acht einzelne LIDAR Sensoren zur Bestimmung der Höhe und Lage über Grund.

Für erste Flugversuche wurde bisher der Zustandsschätzer der Open Source Software ArduPilot [7] benutzt. Hierbei zeigte sich jedoch bei Testflügen von Kreisen mit sehr geringem Radius, dass diese in beide Richtungen zu klein geflogen wurden. Simulative Überprüfungen des Verhaltens lieferten als mögliche Fehlerquellen einerseits Einbaufehler und Fehlausrichtungen der Inertialsensoren als auch Schleppfehler durch Verzögerungen und zu geringe Dynamik der Zustandschätzung als mögliche Ursache. Da in der zu ArduPilot erhältlichen Hardware lediglich Inertialsensoren aus der Unterhaltungselektronik verbaut werden, welche hohe Drift und Rauschen aufweisen, ist es am wahrscheinlichsten, dass die Informationen über den Flugzustand für die für den dynamischen Segelflug erforderliche Dynamik schlicht zu stark Tiefpass gefiltert werden. Die daraus resultierende Verzögerung bewirkt, dass die Flugregelung nicht mehr aktuelle Informationen erhält. Daher wird in den nächsten Wochen eine neue Zustandsschätzung auf bestehender Software des Instituts für Flugführung implementiert, entsprechend hochwertige Sensorik wurde ebenfalls bereits ausgewählt. Flugversuche mit der neuen Zustandsschätzung wurden für Mitte Juni 2023 geplant. Daran anschließend wurden dann die Sensorik zur Erfassung des Untergrundes implementiert und getestet.

Die bisherige zustandsoffene Schätzung des ArduPilot-Projekts erwies sich als unzureichend, um den hohen Dynamik-Anforderungen des dynamischen Segelflugs gerecht zu werden. Dies äußerte sich insbesondere in verzögerten oder fehlerhaften Zustandsgrößen, was zu erheblichen Abweichungen zwischen der tatsächlichen und der geplanten Flugbahn führte. Um diese Herausforderungen zu bewältigen, wurde eine eigens entwickelte Zustandsschätzung implementiert. Diese basiert auf einem getrennten Ansatz zur Lageschätzung auf Quaternionenbasis, der das Scheinlot mithilfe der GNSS-Beschleunigung kompensiert. Zusätzlich kommen drei linear unabhängige Kalman-Filter für jede translatorische Bewegungsrichtung zum Einsatz. Durch diese Maßnahme wird ein sehr hohes Maß an Leistungsfähigkeit und Robustheit erreicht, das mit einem Extended Kalman Filter für einen großen Zustandsraum nur mit erheblichem Abstimmungsaufwand zu erreichen wäre. Die Arbeiten an diesem Arbeitspaket wurden damit planmäßig abgeschlossen.

2.5.4 Arbeitspaket 4.4 „Aktualisierung der optimalen Referenztrajektorie (postoptimale Sensitivität)“ (02/2022-11/2022)

Keine Beteiligung seitens des IFF.

2.5.5 Arbeitspaket 4.5 „Simulative Überprüfung des automatischen dynamischen Segelflugs (10/2022-07/2023)

Die wesentliche Aufgabe von Arbeitspaket 4.5 bestand in der simulativen Überprüfung des dynamischen Segelflugs. Hierbei wurde das Modell des Versuchsträgers, welches die vom IFF entwickelte Zustandschätzung und Flugregelung integriert, auf den vom Projektpartner berechneten Flugbahnen in einem simulierten Scherwindfeld getestet. Die durchgeführten Simulationen lieferten wertvolle Erkenntnisse für den weiteren Projektverlauf und zeigten, dass die Energieextraktion umso besser funktionierte, je einfacher die Geometrie der Flugbahnen

war. Das Zusammenspiel von Flugregler und Bahngeometrie erwies sich als entscheidend, was im Gegensatz zu den bisher häufig verwendeten, komplexen Bahnen aus der Optimalsteuerung steht, bei denen die Reglerinteraktion oft unberücksichtigt bleibt. Es konnte nachgewiesen werden, dass der dynamische Segelflug in einem Windscherungsfeld auch mit einfachen Kreisbahnen möglich ist. Zudem wies der Kreis eine relativ hohe Robustheit gegenüber verschiedenen Parametern auf. Die mögliche Energieextraktion aus dem Windfeld zeigte sich als abhängig von Parametern wie Durchmesser, Position und Anstellung des Kreises, sodass ein breites Spektrum von Konfigurationen eine teilweise oder vollständige Energiegewinnung ermöglichte. Diese Ergebnisse wurden in einer gemeinsamen Veröffentlichung mit der TUM festgehalten [RAU2].

2.5.6 Arbeitspaket 4.6 „Missions-Monitoring / Fall-Back Strategien“ (10/2022-07/2023)

Die Arbeiten im Arbeitspaket haben planmäßig begonnen. Im Rahmen des Arbeitspaktes wurde ein automatisches Ground Collision and Avoidance System implementiert und erfolgreich im Flugversuch validiert. Dies ermöglicht ein automatisches Ausnivellieren und Abfangen des Flugzeuges für eine festgelegte Sicherheitshöhe, die während des automatischen Fliegens nicht von oben durchflogen werden kann und aktuell auf der gemessenen barometrischen Höhe basiert. Diese kann für die späteren Flugversuche in direkter Bodennähe durch die vom Lidar-System detektierte Höhe über der Referenzebene ersetzt werden. Das Arbeitspaket ist somit planmäßig abgeschlossen worden.

2.6 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 5 „Flugversuchsträger und On-Board Sensorik“

2.6.1 Arbeitspaket 5.1 „Beschaffung und Ausrüstung der Versuchsträger“ (04/2021-02/2023)

In Absprache mit der TUM wurde bereits ein erster vorläufiger Versuchsträger beschafft und mit allen notwendigen Sensoren ausgestattet um autonom zu fliegen. Bei dem ersten Versuchsträger handelt es sich um den EasyGlider 4 der Firma Multiplex, siehe Abb. 5. Da er aus einem speziellen Schaum besteht ist er sowohl kostengünstig als auch robust. Sein Haupteinsatzzweck besteht darin die Flugregelung unter realen Bedingungen in Bodennähe ausgiebig Testen zu können. Da bei diesen Tests häufige Bodenkontakte erwartet werden, wird zunächst auf ein UAV gesetzt, welches in den Abmaßen und aerodynamischen Eigenschaften dem späteren Versuchsträger sehr ähnlich ist, jedoch etwas schlechtere aerodynamische Eigenschaften aufweist, diese sind für die Validierung der Flugregelung jedoch keine Einschränkung und werden durch den sehr geringen Anschaffungspreis sowie die Robustheit des Fluggerätes kompensiert. Die Regelung des Versuchsträgers erfolgt mit Hilfe einer kommerziell erhältlichen Flugsteuerung auf welche die vom IFF entwickelte Flugsteuerung direkt aufgespielt werden kann. Eine manuelle Übersetzung des Codes entfällt und ermöglicht sehr

schnelle Testzyklen und verhindert unbeabsichtigte Fehler innerhalb der Flugsteuerung durch das manuelle Übersetzten des Codes.

Abbildung 6: Versuchsträger Nr. 1, EasyGlider 4 der Firma Multiplex zur

In Absprache mit der TUM wurde ein zweiter vorläufiger Versuchsträger beschafft und mit allen notwendigen Sensoren ausgestattet um autonom zu fliegen. Bei dem ersten Versuchsträger handelte es sich um den EasyGlider 4 der Firma Multiplex, dieser wies nach ausgiebigen Flugversuchen im Herbst 2022 jedoch durch zu geringe Masse und Antriebsleistung nicht geeignet um die Bahnen des dynamischen Segelflugs bei dem zu erwarteten Wind bewältigen zu können. Aus diesem Grund wurde ein zweiter Versuchsträger aufgebaut, der bei sehr ähnlichen Abmessungen etwa die doppelte Masse von 2,0 kg aufweist und deutlich besser geeignet für die weitere Erprobung des dynamischen Segelflugs geeignet ist. Die wesentlichen Unterschiede zum Vorgänger sind nun deutlich vergrößerter Nutzraum in der Front des Flugzeugs. Zudem verfügt der Versuchsträger über durchgehend verstärkte Flächen mit Aluminiumprofilen und weist größere Querruder und zusätzliche Landeklappen vor. Für die Aktuatorik wurden auf allen sechs Steuerflächen digitale Taumelscheiben-Servos aus dem RC-Hubschrauber Segment verbaut, da es bei dem ersten Versuchsträger hier Probleme mit der Stellgeschwindigkeit und Überlastung der Analogen-Servos gab. Diese führen in einem Flugversuch zum Ausfall eines Querruders im Flug, der Versuchsträger konnte aber noch ohne weitere Beschädigung sicher gelandet werden. Ebenfalls eingerüstet sind in den neuen Versuchsträger zwei hochwertige GNSS Receiver vom Typ ZED-F9P von U-blox, von denen eine Antenne im Schwerpunkt sitzt und die andere unterhalb des Seitenleitwerkes montiert ist. Damit lässt sich in Kombination mit einem hochwertigen Magnetometer RM3100 des Herstellers PNI eine sehr schnelle und akurate Heading Schätzung erreichen. Ebenfalls wurde eine Prandtlsonde in der Mitte der linken Tragfläche, außerhalb des Abwindfeldes des Propellers installiert. Der jetzige Aufbau wurde bereits mehrfach erfolgreich geflogen und erfüllt zunächst

alle notwenigen Bedingungen um kostengünstig und schnell sowohl die Flugregelung selbst als auch das Zusammenspiel aus Flugregelung und der Vorgabe der Optimal-Trajektorie des Projektpartners weiter zu untersuchen.

Abbildung 7: Versuchsträger Nr. 2, Funray der Firma Multiplex zur

Im Sommer 2023 sollte dieser Versuchsträger noch einmal final gegen einen Versuchsträger getauscht werden, welcher eine sehr hohe aerodynamische Effizienz aufweist und im Hinblick auf das Lastvielfache sehr hoch belastbar ist. In den vorausgegangenen Wochen wurde der Nullwiderstand als der entscheidende Parameter zur Durchführung des dynamischen Segelflugs unter realen Bedingungen bei geringen Windstärken (<10 m/s) identifiziert. Diese Anforderungen konnte der aktuelle Versuchsträger aufgrund seiner Bauweise aus geschäumten Kunststoff und damit verbundener rauer Oberfläche nicht erfüllen. In Frage kam nur ein Modell, welches eine sehr glatte Oberfläche aufweist und dessen überwiegende Struktur aus Verbundverkstoffen gefertigt ist. Dieses Modell war bewusst nicht aufbaut worden, da Umbauten an Voll-GFK/CFK Modellen mit erheblichem Aufwand verbunden sind. Daher wurde solange nicht alle Einbauteile final ausgewählt waren, insbesondere zur Zustandsschätzung und Lidar Sensoren, und die komplette Toolchain aus Optimierung und Regelung ausgiebig erprobt war, weiterhin mit dem zweiten Versuchsträger operativ gearbeitet. Die gesamte Toolchain ist so aufgebaut, das der Umstieg auf den aerodynamisch effizienten Versuchsträger, lediglich wenige Parameter

Einstellungen erfordert, welche in wenigen Stunden durch Flugversuche ermittelt und identifiziert werden können.

Abbildung 8: Versuchsträger Nr. III (baugleich sind Nr. IV und Nr. V)

Im Rahmen des laufenden Arbeitspaket 5.1 wurde gemäß dem vorgesehenen Zeitplan der alte Versuchsträger durch die neuere Version III ersetzt. Der neue Versuchsträger III zeichnet sich durch mehrere signifikante Verbesserungen aus. Vor allem wurde er additiv gefertigt und modular aufgebaut, was seine Flexibilität und Anpassungsfähigkeit erhöht. Durch die additive Fertigung konnten alle Komponenten präzise nach CAD-Positionierung hergestellt und nahtlos in die Struktur integriert werden.

Ein herausragendes Merkmal des neuen Versuchsträgers ist sein äußerst geringer Nullwiderstand. Dies wurde durch eine sorgfältige Gestaltung erreicht, bei der keine Pfeilung, keine V-Stellung oder Verwindung im rechteckigen Flügelquerschnitt vorgenommen wurde. Dies führt zu einem äußerst neutralen Flugverhalten, das die Genauigkeit der durchgeführten Tests maßgeblich verbessert.

Des Weiteren wurde eine hochwertige Kamera in das Heck des Versuchsträgers integriert. Diese Kamera startet und stoppt synchron mit der Messdatenaufzeichnung und benötigt keinen separaten Akku. Mit einem Gewicht von lediglich 16g trägt sie kaum zur Gesamtmasse des Versuchsträgers bei. Diese Integration ermöglicht eine detaillierte Dokumentation und Nachbereitung der Testflüge, auch Tage nach deren Durchführung. Somit können wertvolle Erkenntnisse auch aus vergangenen Flugtests gewonnen werden, was die Effizienz und den Wert der Forschungsarbeit erheblich steigert, da sich vor Ort voll und ganz auf das Fliegen konzentriert werden kann. Dies mindert sowohl das Unfallrisiko während der Flugversuche durch Arbeitsentlastung eine entsprechende Arbeitsentlastung als auch die Qualität der Nachbereitung, da zu den Messdaten auch direkt entsprechende visuelle Daten aufgezeichnet werden, welche die Interpretation und Validierung der sonst sterilen Messdaten drastisch vereinfachen und beschleunigen.

Abbildung 9: Am IFF entwickelte Flight Controller für das Projekt Raudy

Ein bedeutendes Upgrade des Versuchsträgers war die Implementierung einer neuen FlightControl-Platine, die speziell für das Projekt Raudy entwickelt wurde. Diese Plattform wurde notwendig, um unsere selbstentwickelte Flugregelung mit erhöhter Performance und Zuverlässigkeit auszuführen. Die FlightControl-Platine ist ein eigenes Produkt von IFF und wurde auf die spezifischen Anforderungen unseres Projekts zugeschnitten. Eine der herausragenden Eigenschaften dieser Plattform ist ihre Fähigkeit, Bahndaten über mobile Daten (LTE) zu empfangen und alle wichtigen Zustandsgrößen in Echtzeit an die Bodenstation zu senden. Zu diesen Zustandsgrößen gehören beispielsweise Flughöhe, Geschwindigkeit, Neigungswinkel und aerodynamische Belastung. An der Bodenstation wird mithilfe des Versuchsträgers als Hardware-in-the-Loop-Konfiguration kontinuierlich an der Optimierung der Bahndaten gearbeitet, um den dynamischen Segelflug effizienter zu gestalten. Durch diese kontinuierliche Optimierung kann der Versuchsträger mehr Energie aus dem Windfeld extrahieren und somit die Gesamtleistung des Fluggeräts verbessern.

2.6.2 Arbeitspaket 5.2 „Definition von Demonstrationsszenarien“ (12/2022-05/2023)

Die Arbeiten im Arbeitspaket hatten planmäßig begonnen. Dabei wurde zunächst die Erprobung des dynamischen Segelflugs in sicherem Abstand zum Boden auf nahezu kreisförmigen Bahnen festgelegt. Sobald diese aus der Optimierung der TUM stammenden Bahnen im Flugversuch erfolgreich validiert werden konnten, wurde damit begonnen die geschlossenen Bahnen immer näher an den Boden heran zu führen. Nach erfolgreicher Demonstration der geschlossenen Bahnen in Bodennähe, sollten schließlich die typischen Manöver des dynamischen Segelflugs [3] erprobt werden. Diese bestehen aus aneinander gehängten zyklischen Steig- und Sinkmanövern und können zur Fortbewegung genutzt werden. Die festgelegte Definition von Demonstrationsszenarien hat sich während der Flugversuche als zweckmäßig herausgestellt und wird in AP5.3 zielgerichtet abgearbeitet. Die Arbeiten im Arbeitspaket 5.2 wurden damit planmäßig abgeschlossen.

2.6.3 Arbeitspaket 5.3 „Auslegung, Vorbereitung und Durchführung von Messflügen“ (03/2023-08/2023)

Im Rahmen des Arbeitspakets 5.3 konnten die geplanten Versuchsflüge erfolgreich gemäß den Vorgaben aus AP1.3 realisiert sowie, wie in AP4.5 vorgesehen, in der Simulation validiert werden. Zur umfassenden Vorbereitung der Flugversuche wurde der Anflug auf die Waldkante gemeinsam mit dem Projektpartner mehrfach intensiv geübt. Dabei lag der Fokus besonders auf einem sicheren Anflug, um potenzielle Risiken zu minimieren. Hierfür wurden spezifische Abbruchkriterien definiert, die im Falle unerwarteter Ereignisse einen sicheren Abbruch des Fluges ermöglichen. Zudem wurden die erforderlichen Sicherheitshöhen festgelegt und das automatische Ground Collision and Avoidance System präzise eingestellt, um eine sichere Flugdurchführung zu gewährleisten. Eine klare Aufgabenteilung zwischen den beteiligten Akteuren war ebenfalls von zentraler Bedeutung. Dazu gehörte auch die Einweisung und das Training eines zusätzlichen Luftraumüberwachers, da die eigentlichen Versuche nicht auf abgesperrtem Gelände stattfinden konnten. Dieser überwachte den Luftraum parallel mit einem Laptop, um potenzielle Gefährdungen frühzeitig zu erkennen. Schließlich wurde die Kommunikation zwischen dem Piloten, dem Projektpartner, der den Flug online überwachte, und dem Luftraumüberwacher erfolgreich validiert, um eine reibungslose und sichere Durchführung der Versuche zu gewährleisten.

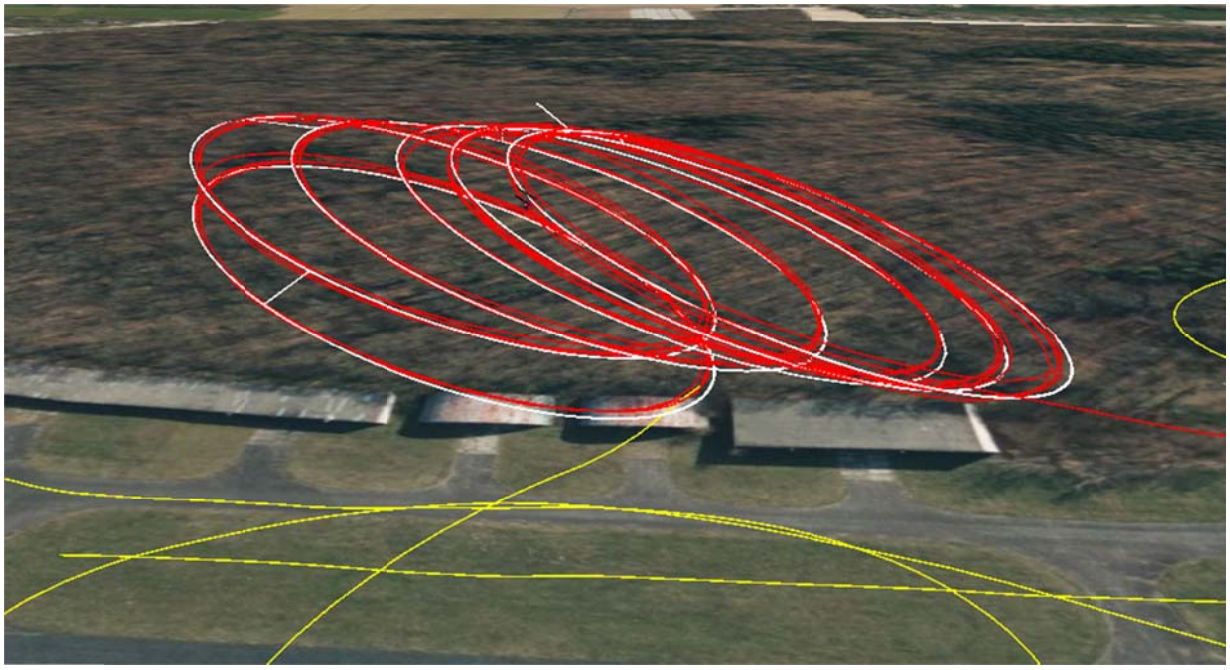

Abbildung 10: Reale Flugversuche zur Anflug-Übung auf eine gedachte Kante

Die eigentlichen Flugversuche fanden unter geeigneten Windbedingungen von 5 bis 15 m/s hinter einer Waldkante in der Nähe von Braunschweig statt. Während der Flüge wurden vom Projektpartner aus München in Echtzeit verschiedene, in Größe und Neigung variierende Kreise auf den Versuchsträger hochgeladen. Diese Flugparameter wurden mehrfach in Abhängigkeit der resultierenden Flugbahn angepasst und aktualisiert. Zur ergänzenden Überwachung und Dokumentation der Versuche wurde eine Kameradrohne eingesetzt, die den Flug aus der Luft begleitete und festhielt.

Abbildung 11: Aufzeichnung eines realen Flugversuches hinter einer Waldkante zur Erprobung des dynamischen Segelflugs – drei flache Kreise parallel zur Kante - Schrägansicht

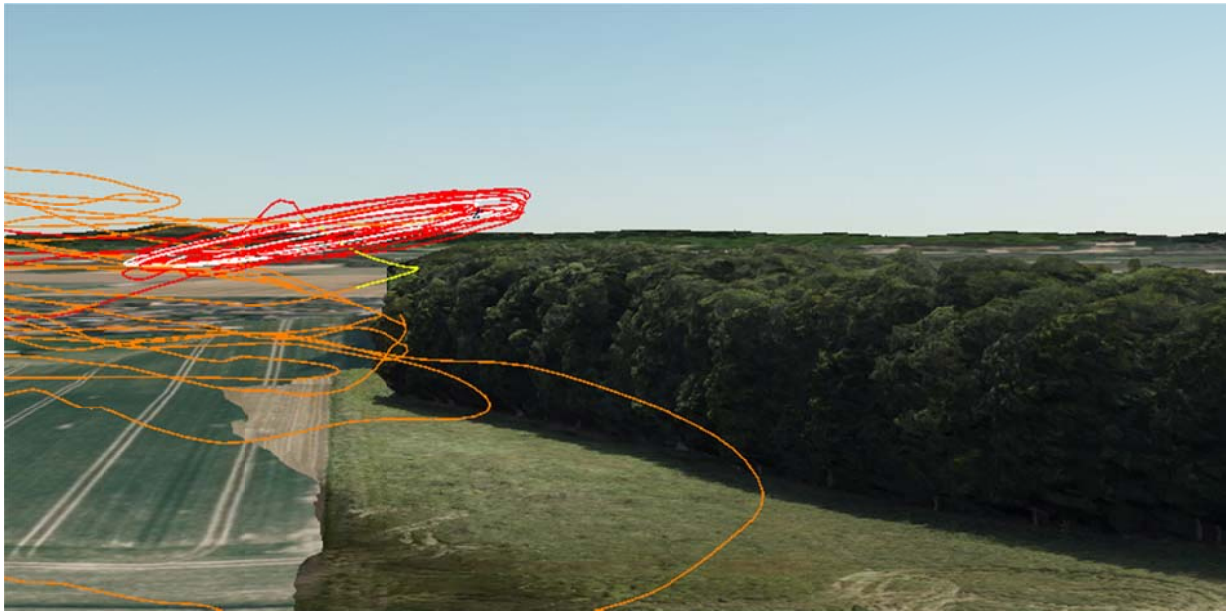

Abbildung 12: Aufzeichnung eines realen Flugversuches hinter einer Waldkante zur Erprobung des dynamischen Segelflugs – drei flache Kreise parallel zur Kante – Seitenansicht

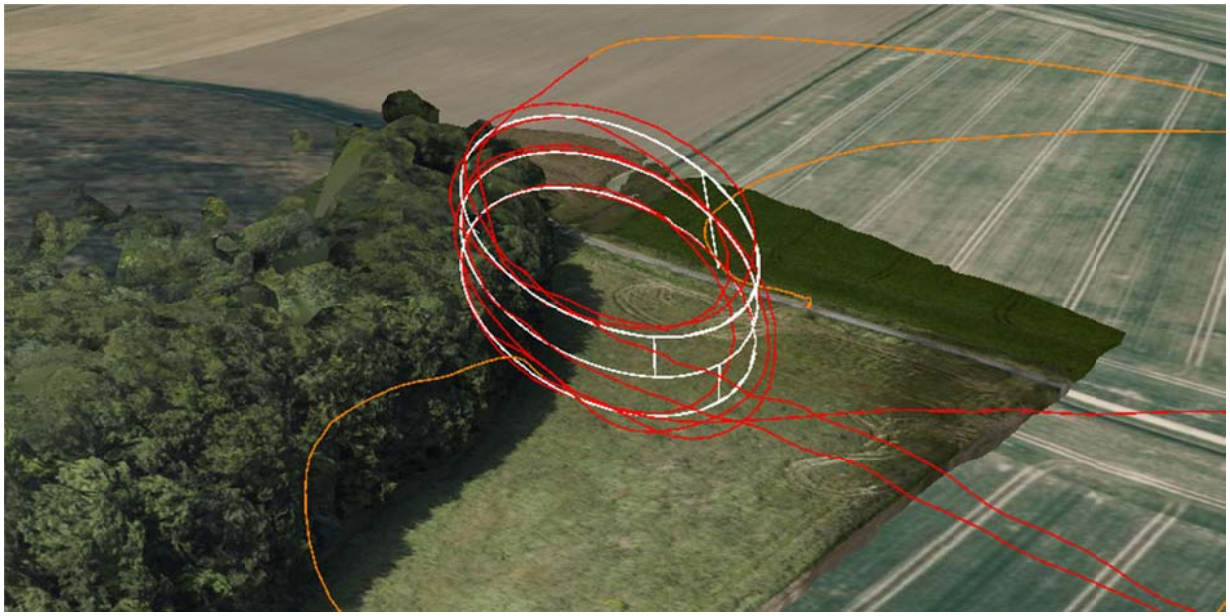

Abbildung 13: Aufzeichnung eines realen Flugversuches hinter einer Waldkante zur Erprobung des dynamischen Segelflugs – drei Kreise vertikal gestaffelt zur Kante – Schrägansicht

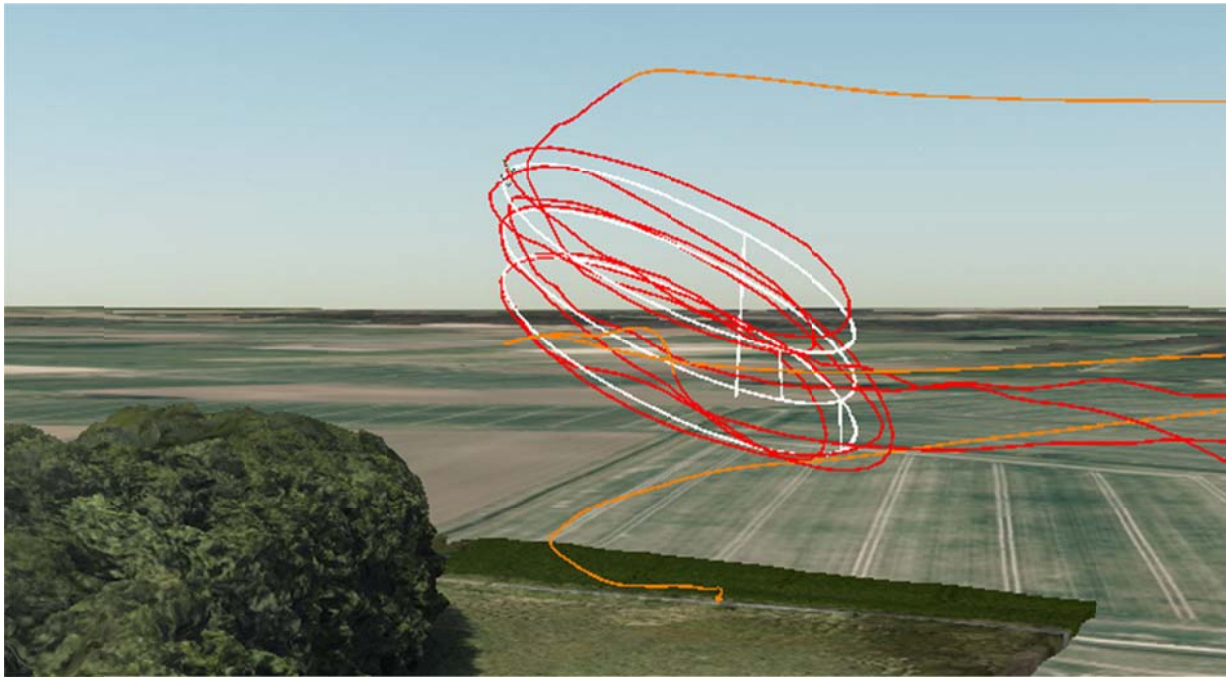

Abbildung 14: Aufzeichnung eines realen Flugversuches hinter einer Waldkante zur Erprobung des dynamischen Segelflugs – drei Kreise vertikal gestaffelt zur Kante – Seitenansicht

Abbildung 15: Foto des Flugversuches aus Abb. 13. Dargestellt ist eine Zusammensetzung von Einzelbildern des mittleren der drei vertikal gestaffelten Kreise – Aufnahme von Foto Drone. Der Abstand der Bilder beträgt präzise eine Sekunde.

2.7 Ergebnisse zum Hauptarbeitspaket 6 „Auswertung und Validierung“

2.7.1 Arbeitspaket 6.1 „Analyse der Flugtestdaten“ (07/2023-09/2023)

In den abschließenden Flugversuchen konnte nachgewiesen werden, dass die Extraktion kinetischer Windenergie wie in der Simulation prognostiziert möglich ist. Obwohl die turbulenten Bedingungen hinter der Waldkante nicht ausreichten, um einen vollständig autonomen dynamischen Segelflug zu ermöglichen, war ein deutlicher Anstieg der Totalenergie bei optimalen Bahnparametern zu verzeichnen, siehe Abb. Dieses Verhalten stimmt sehr gut mit den Vorhersagen der Gesamtsimulation überein. Dadurch konnten sowohl die Zustandsschätzung als auch die Flugregelung als äußerst robust und zuverlässig validiert werden. Auch die Führungsgenauigkeit erwies sich als präzise: Bei mehreren aufeinanderfolgenden Kreisen ließ sich eine maximale Bahnabweichung von lediglich 2 Metern beobachten, trotz großer Geschwindigkeitsvariationen entlang der Bahn und erheblicher Störungen durch Windscherung. Diese Präzision setzt eine sehr genaue Lage- und Positionsschätzung voraus, da der Regler ausschließlich auf die geschätzte Position und Lage reagiert. Die Entscheidung, den Open-Source-Autopiloten durch einen speziell für die hochdynamischen

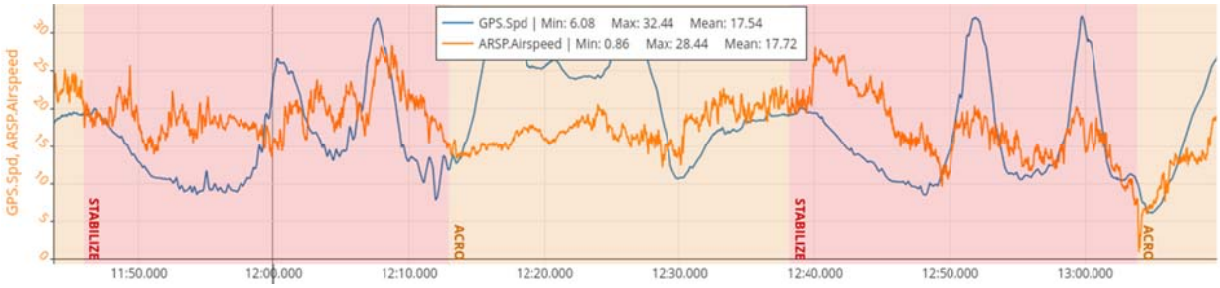

Abbildung 16: Darstellung der Fluggeschwindigkeit (orange) und der Geschwindigkeit über Grund(blau). Für den ersten Abschnitt (erster roter Abschnitt) ist eine deutlicher Anstieg der Fluggeschwindigkeit durch die Extraktion von kinetische Energie aus dem Windfeld zu erkennen. Die zweite vertikal tiefer liegende Kreis zeigt keinen der artiken Anstieg (zweiter roter Bereich), da sich dieser nicht mehr im Bereich der Windscherung befindet.

Anforderungen des dynamischen Segelflugs optimierten Flugregler zu ersetzen, hat sich als richtiger Schritt erwiesen und die erfolgreichen Abschlussflugversuche ermöglicht. In Kombination mit dem eigens entwickelten Zustandsschätzer konnte die Flugregelung ihr volles Potenzial entfalten. Seit der Umstellung traten keine Probleme mehr mit Aussetzern oder unbeabsichtigtem Überrollen auf, wie es bei den vorherigen Flugversuchen noch der Fall war. Dies verdeutlicht die erhebliche Verbesserung der Systemstabilität und die Anpassung an die komplexen Dynamiken des Flugverhaltens.

Abbildung 17: Foto des Flugversuches aus Abb. 12. Dargestellt ist eine Zusammensetzung von Einzelbildern von zwei Runden des mittleren der drei vertikal gestaffelten Kreise – Aufnahme von Foto Drone. Der Abstand der Bilder beträgt präzise eine Sekunde. Gut zu erkennen ist die hohe Führungsgenauigkeit des Reglers welcher in Verbindung mit dem Zustandsschätzer eine hohe Wiederholungsgenauigkeit ermöglicht.

2.7.2 Arbeitspaket 6.2 „Bewertung aller Einzelkomponenten“ (09/2023-11/2023)

Nachdem verschiedene Differenzdrucksensoren zur Messung der Fluggeschwindigkeit sowie unterschiedliche Magnetometer und inertiale Messtechnik getestet wurden, stellte sich das GNSS und seine Antenne als die kritischste Komponente im Gesamtsystem heraus. Da die Bahnregelung zwingend auf die präzise Position des Versuchsträgers angewiesen ist, erwiesen sich die Aussetzer des GNSS als die absolut limitierende Einzelkomponente. Diese Aussetzer traten auf, wenn sehr hohe Beschleunigungen wirkten und der GNSS-Empfänger das Signal der Satelliten verlor. Dies geschieht, wenn die Phasenregelschleife des Receivers aufgrund der Frequenzverschiebung dem Signal nicht mehr folgen kann. Durch den Einsatz des Septentrio X5 GNSS-Receivers in Kombination mit einer hochwertigen Helix-Antenne, die neben den L1- und L2-Bändern auch das L5-Band empfängt, konnte die Toleranz gegenüber Beschleunigungen von etwa 4g auf 6–7g erhöht werden. Dies schuf die nötige Sicherheitsreserve, um die entscheidenden Flugmanöver – insbesondere die Kreisdurchflüge am tiefsten Punkt – ohne Aussetzer durchzuführen. Das resultierende Setup lieferte gegen Ende des Projekts jederzeit die erforderliche Performance und ermöglichte eine vollumfängliche Konzentration auf die Flugmissionen. Dies führte zu einem sehr hohen Maß an Zuverlässigkeit.

2.7.3 Arbeitspaket 6.3 „Bewertung Gesamtpotential“ (09/2023-11/2023)

Das Gesamtsystem hat nach zahlreichen Flugversuchen ein hohes Maß an Zuverlässigkeit erreicht. Die Simulationen konnten erfolgreich im Flugversuch validiert werden, und die endgültige Auswahl der Einzelkomponenten erfolgte nach umfassenden Tests. Insbesondere der am IFF entwickelte Flugregler und Zustandsschätzer zeigten eine bemerkenswerte Robustheit und eignen sich hervorragend für die anspruchsvollen Trajektorien des dynamischen Segelflugs. Die Flugcontroller und der Onlinedatenaustausch über mobile Daten (4G/5G) erwiesen sich als wesentlich zuverlässiger im Vergleich zu herkömmlichen Telemetriemodulen im 800-MHz-Band. Damit bietet das entwickelte Setup eine solide Grundlage, die ohne Verzögerungen für weitere Untersuchungen im Bereich des dynamischen Segelflugs eingesetzt werden kann. Ein wesentlicher Hemmschuh im Projektverlauf war jedoch die Unterschätzung der Standortwahl, die stark von der Tageswetterlage abhängig ist und kurzfristige Planungen sowie Anreisen erforderlich machte, was zu erheblichem organisatorischen Aufwand führte. Ebenso wurden die Aussetzer des GNSS und die anfängliche Zuverlässigkeit von Open-Source-Autopilotenprojekten als Basis für eigenentwickelte Prototypenplattformen zu optimistisch eingeschätzt. Trotz dieser Herausforderungen konnte das System zum Projektabschluss eine hohe Funktionsfähigkeit und Einsatzbereitschaft demonstrieren. Abschließend kann festgestellt werden, dass das Gesamtprojekt erfolgreich abgeschlossen wurde und weitere Messkampagnen mit dem verbliebenen Versuchsträger sowohl seitens des IFF als auch des Projektpartners angestrebt werden. Da sich die Plattform nun direkt für die weitere Erprobung des dynamischen Segelflugs nutzen lässt, bietet sie eine solide Grundlage für zukünftige Untersuchungen.

3. Veröffentlichungen, Vorträge

[RAU1] F. Gücker, Y. Beyer, M. Steen, P. Hecker, “Accurate tracking of highly dynamic airplane trajectories using incremental nonlinear dynamic inversion”, Proceedings of EuroGNC Conference, Berlin, Germany, May. 2022

[RAU2] Alexander Zwenig, Fabian Gücker, Haichao Hong, Florian Holzapfel, Meiko Steen and Peter Hecker. "Smooth Parameterized Trajectory Planning and Control for Autonomous Dynamic Soaring," AIAA 2024-1595. *AIAA SCITECH 2024 Forum*. January 2024. https://doi.org/10.2514/6.2024-1595

4. Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur

[1] H.-G. Giesseler, M. Kopf, P. Varutti, T. Faulwasser und R. Findeisen, „Model predictive control for gust," in *Proc. 4th IFAC Nonlinear Model Predictive Control Conference*, Leeuwenhorst, Netherlands, 2012.

[2] Cambridge-MIT Institute, „CMI MULTIDISCIPLINARY DESIGN PROJECT," [Online]. Available: http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/vlm/vlm.html. [Zugriff am 23 April 2018].

[3] B. Houska, H. J. Ferreau und M. Diehl, „ACADO toolkit - An open-source framework for automatic control and dynamic optimization," *Optimal Control Applications and Methods,* Bd. 32, Nr. 2, pp. 298-312, May 2010.

[4] R. Jategaonkar, Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology, Bd. 216, Reston, VA, USA: AIAA, 2006.

[5] T. M. Kier, „Comparison of Unsteady Aerodynamic Modelling Methodologies," in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, San Francisco, California, 2005.

[6] W. P. Rodden, Theoretical and Computational Aeroelasticity, Burbank, California: Crest Publishing, 2011.

[7] M. R. Waszak und D. K. Schmidt, „Flight dynamics of aeroelastic vehicles," *Journal of Aircraft,* Bd. 25, Nr. 6, pp. 563-571, 1988.

[8] P. Zometa, M. Kögel und R. Findeisen, „muAO-MPC: A Free Code Generatin Tool for Embedded Real-Time Linear Model Predictive Control," in *American Control Conference ACC13*, Washington D.C., USA, 2013.

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht
3. Titel RAUDY Abschlussbericht	
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Gücker, Fabian Steen, Meiko	5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.05.2024
	6. Veröffentlichungsdatum 30.08.2024
	7. Form der Publikation Sonstiges
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig - Fakultät 4 - Maschinenbau - Institut für Flugführung	9. Ber.-Nr. Durchführende Institution
	10. Förderkennzeichen 20E1910A
	11. Seitenzahl 33
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) BMWK	13. Literaturangaben 10
	14. Tabellen 0
	15. Abbildungen 17
16. DOI (Digital Object Identifier)	
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Projektträger Luftfahrtforschung, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Koenigswinterer Strasse 522-524, 53227 Bonn	

18. Kurzfassung

Dieser Abschlussbericht dokumentiert die Arbeiten des Instituts für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) im Rahmen des Projekts RAUDY im Zeitraum von Dezember 2021 bis Mai 2024. Das Teilprojekt BodyTrack der TUBS verfolgte das Ziel, ein Flugregelungssystem sowie eine Zustandsschätzung zu entwickeln und zu erproben, um Flugbahnen mit hohen Lastvielfachen in geringer Bodenhöhe unter starkem Einfluss von Turbulenzen automatisch zu steuern. Auf Basis von Wegpunkten sollte das System zunächst eine geschlossene Flugbahn berechnen, die dann autonom abgeflogen wird. Zudem wurde eine Zustandsschätzung entwickelt, die in der Lage ist, die besonderen Randbedingungen der hohen Lastvielfachen zu bewältigen und gleichzeitig eine präzise Lage- und Positionsbestimmung zu gewährleisten. Das Institut für Flugführung (IFF) der TU Braunschweig übernahm die Entwicklung eines Simulationsmodells, das sowohl für die interne Entwicklung der Flugregelung genutzt als auch dem beteiligten Partner, dem Lehrstuhl für Flugsystemdynamik (FSD) der Technischen Universität München (TUM), zur Verfügung gestellt wurde. Ein weiterer wesentlicher Bestandteil der Arbeiten des IFF war der Aufbau und die Ausrüstung eines Flugversuchsträgers zur Demonstration des dynamischen Segelflugs. Über die gesamte Projektlaufzeit hinweg wurden kontinuierlich eine Vielzahl von Sensoren und Flugsteuerungshardware evaluiert, um die notwendige Robustheit des Gesamtsystems am Projektende sicherstellen zu können.

Darüber hinaus umfasste das Aufgabenfeld des IFF die Vorbereitung und Durchführung sämtlicher Testflüge und Messkampagnen. Das IFF stellte den Flugversuchsträger bereit, entwickelte die erforderliche Hard- und Software, rüstete diese in den Versuchsträger ein und sorgte für die bordseitige Bereitstellung der notwendigen Telemetriedaten.

19. Schlagwörter

RAUDY, Dynamischer Segelflug, Flugregelung, Zustandsschätzung, Abschluss Bericht

20. Verlag	21. Preis

Nicht änderbare Endfassung mit der Kennung 2421190-3

Document control sheet

1. ISBN or ISSN	**2. type of document (e.g. report, publication)** Veröffentlichung (Publikation)
3. title RAUDY Final Report	
4. author(s) (family name, first name(s)) Gücker, Fabian Steen, Meiko	**5. end of project** 31.05.2024
	6. publication date 30.08.2024
	7. form of publication Dissertation
8. performing organization(s) name, address Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig - Fakultät 4 - Maschinenbau - Institut für Flugführung	**9. orginators report no.**
	10. reference no. 20E1910A
	11. no. of pages 33
12. sponsering agency (name, address) BMWK	**13. no. of references** 10
	14. no. of tables 0
	15. no. of figures 17
16. DOI (Digital Object Identifier)	
17. presented at (title, place, date)	
18. abstract This final report documents the work conducted by the Institute of Flight Guidance (IFF) at the Technical University of Braunschweig (TUBS) within the framework of the RAUDY project from December 2021 to May 2024. The project was originally scheduled to run until November 2023. However, due to internal and external delays in the project timeline, it was extended cost-neutrally until May 2024. In May 2024, a successful demonstration of the developed overall system was carried out. The BodyTrack sub-project at TUBS aimed to develop and test a flight control system as well as state estimation for autonomously flying trajectories with high load factors at low altitudes, under the influence of strong turbulence. Based on waypoints, the system was intended to first calculate a closed trajectory, which would then be autonomously flown. Additionally, a state estimation was developed that could handle the specific boundary conditions of high load factors while still delivering precise attitude and position determination. Additionally, the IFF was tasked with the preparation and execution of all test flights and measurement campaigns. A key challenge in this regard was ensuring robust communication with the ground station during the flight tests, as real-time evaluation and optimization of the trajectories required very low latency in the transmission of measurement data from the aircraft to the ground station, as well as the transmission of adjusted trajectories back to the aircraft. The IFF set up and provided the flight test vehicle, developed the necessary hardware and software, integrated these into the test vehicle, and ensured the onboard provision of the required telemetry. The partner at TUM calculated the flight trajectories, which are necessary for successfully extracting kinetic wind energy for dynamic soaring, based on the simulation model of the test vehicle and its flight control system.	
19. keywords Raudy, flight control, state estimation, dynamic soaring, Final Report	
20. publisher	**21. price**

Nicht änderbare Endfassung mit der Kennung 2421265-3