

Abschlussbericht SiFIA

Sicher und leise Fliegen durch hohen Automatisierungsgrad und elektrische Antriebe am Beispiel des e-Schlepps

LuFo-VI-1 FKZ: 20Q1938D

Förderzeitraum: 01.06.2021 – 30.11.2024

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Ausführende Stelle: Universität Stuttgart
Institut für Flugzeugbau
Pfaffenwaldring 31
D-70569 Stuttgart

Universität Stuttgart
Institut für Flugmechanik und Flugregelung
Pfaffenwaldring 27
D-70569 Stuttgart



Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis	1
Abkürzungen	2
1 Kurze Darstellung	3
1.1 Aufgabenstellung	3
1.2 Voraussetzungen	3
1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens	3
1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand	7
1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen	8
2 Technischer Bericht	9
2.1 HAP 1: Systemtechnik und Flugführung	9
2.1.1 AP 1.1: Bahnplanung	9
2.1.2 AP 1.2: Aktuatorik und Ansteuerung	16
2.1.3 AP 1.3: Human-Machine-Interface	21
2.2 HAP 2: Antrieb und Infrastruktur	21
2.2.1 AP 2.1: Akkusystem	21
2.2.2 AP 2.2: Laden und Infrastruktur	25
2.2.3 AP 2.3: Vorbereitung des Erprobungsträgers	26
2.3 HAP 3: Lärmmessung und Erprobung	28
2.3.1 AP 3.1: Lärmmessung	28
2.3.2 AP 3.2: Integration	37
2.3.3 AP 3.3: Systemtest gesamt und Beginn Flugerprobung	39
2.3.4 AP 3.4: Validierung Gesamtkonzept und iterative Verbesserung	48
3 Weiterführende Angaben	58
3.1 Darstellung der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	58
3.2 Darstellung des voraussichtlichen Nutzens und der Verwertbarkeit des Ergebnisses	58
3.3 Fortschritte an anderen Stellen	58
3.4 Veröffentlichungen	59
Literatur	60



Abkürzungen

AA	Air Avionics (Garrecht Avionik GmbH)
AE	Air Energy Entwicklungs GmbH & Co. KG
AFCS	Automatic Flight Control System
AP	Arbeitspaket
BMS	Battery Management System
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
FF	Fuel Flow
FFT	Fast Fourier Transformation
GPS	Global Positioning System
HAP	Hauptarbeitspaket
HOC	Heat of Combustion
HIL	Hardware-in-the-Loop
HMI	Human-Machine-Interface
IFB	Institut für Flugzeugbau
iFR	Institut für Flugmechanik und Flugregelung
IMU	Inertial Measurement Unit
IAS	Indicated Airspeed
LBA	Luftfahrtbundesamt
MS	Meilenstein
MIL	Model-in-the-Loop
PIL	Processor-in-the-Loop



1 Kurze Darstellung

1.1 Aufgabenstellung

Ziel des Vorhabens war die Demonstration des Flugzeugschlepps von Segelflugzeugen mit einem batterieelektrisch angetriebenen Kleinflugzeug mit automatischem Flugsteuerungssystem. Dabei sollte eine deutliche Lärmreduktion, eine Steigerung der Energieeffizienz und eine Verbesserung der Flugsicherheit im Vergleich zu bisherigen konventionell angetriebenen Schleppflugzeugen erreicht werden.

Wesentliche innovative Technologien, die zum Erreichen der Ziele beitragen sollten, waren die Nutzung eines robusten automatischen Flugsteuerungssystems und einer intelligenten Flugwegplanung, eines leistungsstarken und effizienten elektrischen Antriebsstranges sowie einer dafür optimierten Flugzeugkonfiguration und ein modulares Batteriesystem.

1.2 Voraussetzungen

Wesentliche Voraussetzung für das Vorhaben war die Nutzung des elektrischen Motorseglers e-Genius der Universität Stuttgart, der eine für elektrische Antriebe optimierte Konfiguration, eine ausreichende Nutzlastkapazität für die zusätzlich geplanten Systeme sowie genügend nachrüstbare Leistungsreserven für den Schleppbetrieb aufweist. Eine Schleppkupplung war bereits aus einem früheren Projekt vorhanden und zum Betrieb zugelassen. Ebenfalls war bereits ein Sensorpod im Flugversuch erprobt worden, in dem eine Luftdatensonde sowie weitere Sensorik für das automatische Flugsteuerungssystem installiert ist. Überlegungen zur Anbindung von Aktuatoren an das primäre und sekundäre Flugsteuerungssystem waren ebenfalls bereits erfolgt. Ein Prüfstand für die Bodenerprobung des kompletten neuen Antriebssystems war bereits aus der zuvor erfolgten Hybrid-Umrüstung des Flugzeugs vorhanden.

Alle Projektpartner verfügten über know-how zu der jeweiligen Anwendung im Projekt und konnten entsprechend effizient zur Entwicklung und der Integration der jeweiligen Komponenten der neuen Systeme beitragen.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Abbildung 1.1 zeigt den Projektablaufplan mit den einzelnen Arbeitspaketen nach der dreimonatigen kostenneutralen Verlängerung bis November 2024. Diese war notwendig geworden, da die Zuwendung rückwirkend vier Wochen nach offizielltem Projektstart erfolgt war und beim Projektpartner Air Energy erst Personal für die Bearbeitung der vorbereitenden Arbeitspakete eingestellt werden musste. Während der Bodentests des Antriebsstranges wurde außerdem festgestellt, dass die geplanten notwendigen Leistungswerte nicht erreicht wurden. Dadurch wurde die Beschaffung eines stärkeren Inverters notwendig, was zu einem verzögerten Start der Flugmessungen führte. Um dies auszugleichen, wurde im August 2024 im Rahmen des Idaflyer Sommertreffens eine kompakte Flugmesskampagne geplant und durchgeführt. Um die dort gewonnenen Daten noch auswerten



Tabelle 1.1: Arbeitspaketplan

	Arbeitspaket	Laufzeit	
		von	bis
1	Systemtechnik und Flugführung		
1.1	Bahnplanung		
1.1.1	Analyse der Bahnplanungsaufgabe und Auswahl geeigneter Methoden	01.08.2021	31.10.2021
1.1.2	Entwurf Bahnplanungsalgorithmus	01.11.2021	31.01.2024
1.1.3	Entwurf Simulationsmodell (Systemdynamik, Umweltbedingungen, Luftverkehrsteilnehmer)	01.06.2023	31.10.2023
1.1.4	Validierung der Bahnplanung anhand numerischer Simulationen	01.06.2023	29.02.2024
1.2	Aktuatorik und Ansteuerung		
1.2.1	Systemspezifikation Flugsteuerung	01.08.2021	31.05.2022
1.2.2	Auswahl und Beschaffung der Aktuatorik und Sensorik	01.10.2021	31.01.2023
1.2.3	Adaption Sensorik und Bordrechner	01.07.2022	28.02.2023
1.2.4	Kommunikation: Aktuatorik - Sensorik/Bordrechner	01.06.2022	28.02.2023
1.2.5	Einrüsten Flugsteuerungssystem	01.12.2022	31.05.2024
1.2.6	Iterative Optimierung Flugsteuerungssystem	01.05.2024	30.11.2024
1.3	Human-Machine-Interface		
1.3.1	Ermittlung der operationellen und technischen Anforderungen	01.08.2021	30.11.2021
1.3.4	Kommunikation: HMI - Flugsteuerungsrechner	01.02.2023	30.04.2023
2	Antrieb und Infrastruktur		
2.1	Akkusystem		
2.1.1	Identifikation geeigneter Zielplattformen und Anforderungsanalyse	01.08.2021	30.11.2021
2.1.2	Ausarbeitung des Modulkonzeptes, Konzeptvalidierung, Aufbau eines Mockups (Modul)	01.01.2022	31.08.2022
2.1.3	Aufbau von Modulen und Inbetriebnahme	01.09.2022	30.11.2023
2.2	Laden und Infrastruktur		
2.2.1	Ausarbeitung Ladekonzept	01.04.2022	31.07.2022
2.3	Vorbereitung des Erprobungsträgers		

Fortsetzung auf nächster Seite

Tabelle 1.1: Arbeitspaketplan *Fortsetzung*

Arbeitspaket		Laufzeit	
		von	bis
2.3.1	Umbau des Testträgers: Einbauvorbereitung für Akkusystem	01.03.2022	31.08.2022
2.3.2	Umbau des Testträgers: Einbauvorbereitung für Aktuatorik, Modifikation, Steuerung und Schleppkupplung	01.06.2022	30.11.2022
3	Lärmmessung und Erprobung		
3.1	Lärmmessung		
3.1.1	Definition der Lärm-Messkampagne	01.01.2024	31.03.2024
3.1.2	Adaption und Inbetriebnahme des Messanlage	01.03.2024	31.05.2024
3.1.4	Lärmmessung und Auswertung	01.05.2024	30.11.2024
3.2	Integration		
3.2.1	Integration Flugsteuerungssystem mit HMI	01.05.2023	30.11.2023
3.2.2	Integration Akkusystem und Ladeinfrastruktur	01.04.2023	30.04.2024
3.2.3	Integration Schlepp-Antriebssystem	01.04.2023	30.04.2024
3.3	Systemtest gesamt und Beginn Flugerprobung		
3.3.1.1	Systemtest, Abnahme, Dokumentation (Antrieb und Batterie)	01.11.2023	31.05.2024
3.3.1.2	Systemtest, Abnahme, Dokumentation (Hardware Autopilot)	01.09.2023	31.05.2024
3.3.2.1	Flugerprobung der grundsätzlichen Funktionalitäten, ggf. Anpassungen Antrieb	01.07.2024	31.08.2024
3.3.2.2	Flugerprobung der grundsätzlichen Funktionalitäten, ggf. Anpassungen Autopilot und Antrieb	01.08.2024	30.09.2024
3.4	Validierung Gesamtkonzept und iterative Verbesserung		
3.4.1	Flugerprobung unter Realbedingungen	01.07.2024	30.11.2024
3.4.2	Auswertung und iterative Verbesserung	01.07.2024	30.11.2024

Tabelle 1.2: Meilensteine

	Meilenstein	Frist
1.1.1	Ein Verfahren zur Umsetzung der Bahnplanungsaufgabe ist ausgewählt	31.10.2021
1.1.2	Bahnplanungsalgorithmus ist verfügbar	31.01.2024
1.1.3	Bahnplanung validiert am Simulationsmodell	29.02.2024
1.2.1	Flugsteuerungssystem-Requirements sind spezifiziert	31.10.2022
1.2.2	Ansteuerung der Akuatorik ist sichergestellt	28.02.2023
1.2.3	Flugsteuerungssystem ist verfügbar	31.05.2024
1.3.1	HMI Taskanalyse ist abgeschlossen	30.11.2021
1.3.3	HMI ist verfügbar	30.04.2023
2.1.1	Anforderungen an Akkusystem festgelegt	30.11.2021
2.1.2	Akkusystem ist verfügbar	30.11.2023
2.2.1	Ladeinfrastruktur ist verfügbar	30.06.2023
2.3.1	Erprobungsträger vorbereitet	30.11.2022
3.1.1	Lärm-Messanlage ist verfügbar	31.05.2024
3.2.1	Einzelkomponenten sind einsatzfähig und in Erprobungsträger eingebaut	30.04.2024
3.3.1	Permit to fly erlangt, Antrieb im Flug einsatzfähig	30.06.2024
3.3.2	Fluganweisung erlangt, Autopilot im Flug einsatzfähig	31.08.2024
3.4.1	Funktion und Dauerbetriebsfähigkeit des Gesamtsystems sind validiert	30.11.2024

1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Auf wissenschaftlicher Seite konnten neue Erkenntnisse zum Verhalten von elektrischen Antriebssystemen bei hohen Leistungsanforderungen, beim Zurückgewinnen von elektrischer Energie im Sinkflug (Rekuperation) sowie beim effizienten Reiseflug gewonnen werden. Die Automatisierung eines Kleinflugzeugs sowie die Mensch-Maschine-Schnittstelle wurden untersucht und können für weitere Studien zu menschlichen Faktoren wie der Nutzung von Automatisierung durch wenig dafür geschulte Cockpitbesatzungen und der Reduktion der Arbeitsbelastung während Schleppflügen genutzt werden. Die wesentlichen wissenschaftlichen Erkenntnisse wurden in einem Artikel im MDPI Aerospace Journal unter der Artikelnummer Aerospace 2025,12,409 veröffentlicht.

Auf technischer Seite konnte ein neues modulares Batteriesystem hoher Leistungsdichte entwickelt, im Testträger installiert und unter Alltagsbedingungen erprobt werden. Die dabei erhobenen Daten unterstützen die Weiterentwicklung von elektrischen und elektrifizierten Antriebssträngen in Kleinflugzeugen. Die bisherige Entwicklung von vergleichbaren Batteriesystemen war stark projektspezifisch und wenig flexibel. Auch der Betrieb als Schleppflugzeug unter Alltagsbedingungen inklusive des Ladeverhaltens wurden ausgiebig erprobt. Alle Komponenten des Antriebsstranges ausgenommen der Batterie waren als Kaufteile verfügbar.



E-Genius wurde das dritte elektrische Flugzeug, mit dem Segelflugzeuge geschleppt wurden, die früheren Projekte sind die elektrische Extra 330 LE von Siemens sowie das Ultraleichtflugzeug Elektra Trainer des Herstellers Elektra Solar. Letzteres befindet sich bereits im Zulassungsprozess für die Musterzulassung und bietet ähnliche Flugleistungen wie der e-Genius, Jedoch konnte mit letzterem der Schlepp schwererer Segelflugzeuge demonstriert werden.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Neben der Zusammenarbeit mit den Verbundpartnern Air Energy und Air Avionics fand im August 2024 die Teilnahme am jährlichen Sommertreffen der Idaflieg e.V. statt, das auch vom DLR unterstützt wird. Dort wurde eine 3-wöchige kompakte Flugerprobungskampagne durchgeführt, während derer die meisten wesentlichen Ergebnisse des Vorhabens erzeugt werden konnten. Die Idaflieg engagiert sich in der Forschung im Segel- und Leichtflugzeugbau in Deutschland und der Bereich Kleinflugzeuge des DLR-Forschungsflugbetriebs aus Braunschweig führte ebenfalls Flugmessungen auf diesem Sommertreffen durch. Durch die gemeinsame Flugmesskampagne konnten Symbiosen genutzt und neue Erkenntnisse innerhalb der Forschungsgruppen ausgetauscht werden.

2 Technischer Bericht

2.1 HAP 1: Systemtechnik und Flugführung

2.1.1 AP 1.1: Bahnplanung

AP 1.1.1: Analyse der Bahnplanungsaufgabe und Auswahl geeigneter Methoden

Der Regler des Flugsteuerungssystems ist in zwei Regelkreise unterteilt: einen inneren Regelkreis für die Basisregelung und einen äußeren Regelkreis für die Bahnfolge, wie in Abbildung 2.1 dargestellt. Der innere Regelkreis sorgt dafür, dass die gewünschten Steuereingaben umgesetzt werden, und sendet Befehle an die Aktuatoren. Der äußere Regelkreis konzentriert sich auf die Verfolgung des durch vorgegebene Wegpunkte definierten Pfades und liefert Steuerbefehle an den inneren Regelkreis. Das Kollisionsvermeidungssystem, das den Kern der Pfadplanungsfunktion bildet, kann in die Regelstruktur aus Abbildung 2.1 integriert werden, indem die Steuerbefehle von der Bahnfolgeregelung zur Basisregelung basierend auf Hindernisinformationen angepasst werden, wie in Abbildung 2.2 dargestellt. Auf diese Weise wird eine Kollisionsvermeidung erreicht, ohne die Einhaltung der vordefinierten Missionsziele zu gefährden.

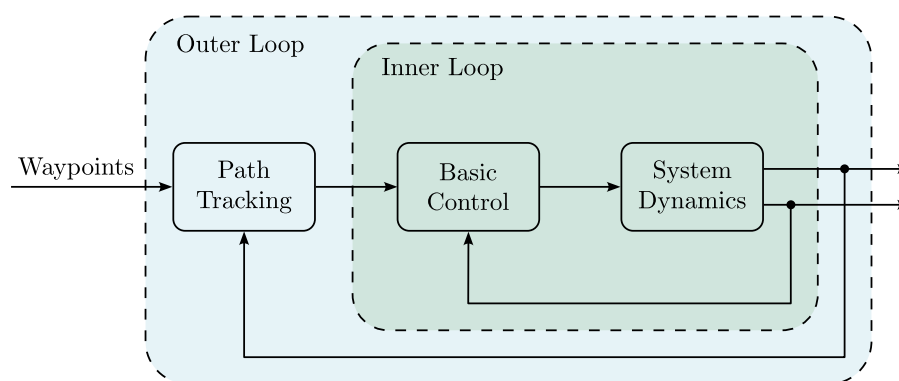


Abbildung 2.1: Regelstruktur.

Ein schematisches Diagramm, das das Konzept der Kollisionsvermeidung veranschaulicht, ist in Abbildung 2.3 dargestellt. Im Rahmen einer betreuten Masterarbeit wurden verschiedene Ansätze zur Kollisionsvermeidung untersucht und vergleichend analysiert. Zu den betrachteten Methoden gehören:

- Rapidly-exploring random trees
- Potentialfeldmethode
- Geometrische Ansätze
- Modellprädiktive Regelung

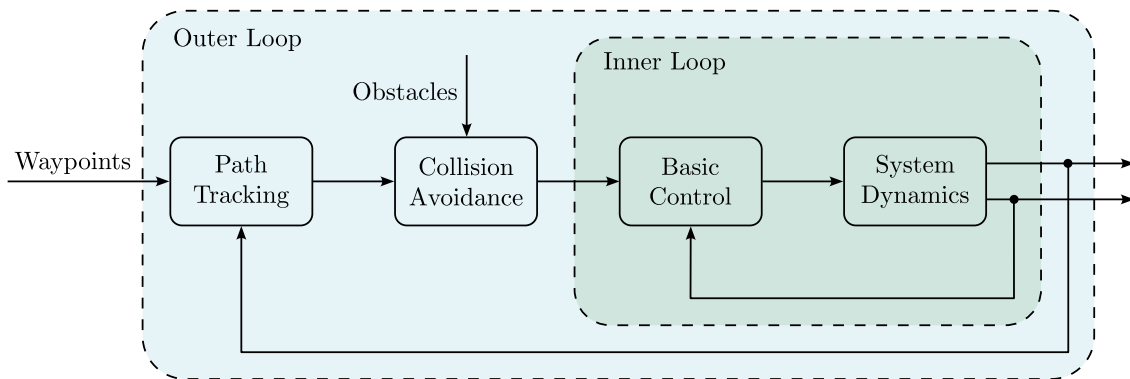


Abbildung 2.2: Regelstruktur mit integrierter Kollisionsvermeidung.

- Deterministisches Trajektoriensampling
- Künstliche neuronale Netze

Basierend auf dem simulativen Vergleich in der Arbeit wurde eine auf proportionaler Navigation basierende Methode zur Kollisionsvermeidung ausgewählt, wie sie ursprünglich in [1] beschrieben ist.

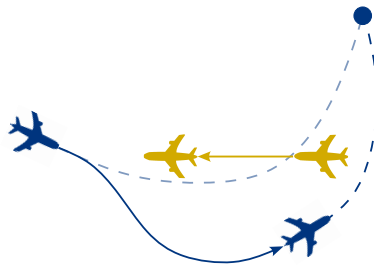


Abbildung 2.3: Schematische Darstellung der Kollisionsvermeidung.

AP 1.1.2: Entwurf Bahnplanungsalgorithmus

Die auf proportionaler Navigation basierende Methode zur Kollisionsvermeidung besteht aus zwei Komponenten:

- **Kollisionserkennung:** Potenzielle Kollisionen werden anhand eines spezifischen Kriteriums identifiziert. Dabei wird angenommen, dass sich das Hindernis gleichförmig bewegt und das Luftfahrzeug eine vorgegebene Querbeschleunigung beibehält.
- **Kollisionsvermeidung:** Falls potenzielle Kollisionen erkannt werden, wird die Querbeschleunigung durch Lösung eines Optimierungsproblems angepasst, um diesen Kollisionen auszuweichen.

Der Schritt der Kollisionsvermeidung wird iterativ ausgeführt, bis keine potenziellen Kollisionen mehr vorliegen. Ein umfassender Algorithmus wurde vollständig in MATLAB entwickelt und ist in der Lage, mehreren Hindernissen gleichzeitig auszuweichen – sowohl stationären als auch beweglichen Hindernissen.

AP 1.1.3: Entwurf Simulationsmodell (Systemdynamik, Umweltbedingungen, Luftverkehrsteilnehmer)

Zusätzlich zum oben genannten Algorithmus zur Kollisionsvermeidung umfasst das Modell des geschlossenen Regelkreises die folgenden Komponenten, wie auch in Abbildung 2.2 dargestellt:

- **Systemdynamik:** Hierzu gehören das nichtlineare Modell des e-Genius-Flugzeugs sowie das Servomodell. Das e-Genius-Modell berücksichtigt die Aerodynamik, das Antriebssystem und die Bewegungsgleichungen.
- **Umgebungsbedingungen:** Es wird von konstanten Umgebungsbedingungen ausgegangen, wobei Windeinflüsse nicht berücksichtigt werden.
- **Wegpunktinformationen:** Für die Simulation sind feste Wegpunkte vorgegeben.
- **Hindernisinformationen:** Hindernisse werden entweder als stationär oder als sich mit konstanter Geschwindigkeit bewegend modelliert.
- **Basisregelung:** Dieses Modul übernimmt die Regelung auf niedriger Ebene, stellt die Stabilität des Flugzeugs sicher und setzt die von übergeordneten Funktionen generierten Steuerbefehle um. Dabei werden die in [2] beschriebenen bestehenden Regelstrukturen für die Längs- und Querbewegung verwendet. Abbildung 2.4 zeigt die Basisregelung für die Längsbewegung. In diesem Diagramm bezeichnen \mathbf{K} , \mathbf{K}_I und \mathbf{H} die Verstärkungsmatrizen für die Zustandsrückführung, den integrierenden Anteil sowie die Vorsteuerung. Diese Regler wurden so ausgelegt, dass die Fluggeschwindigkeit V und der Steigwinkel γ ihren jeweiligen Sollwerten V_c und γ_c schnell und genau folgen. Analog dazu stellt Abbildung 2.5 die Basisregelung für die Querbewegung dar, bei der die Regelverstärkungen so abgestimmt sind, dass der vorgegebene Rollwinkel ϕ_c und der Gierwinkel β_c schnell und präzise nachgeführt werden können.

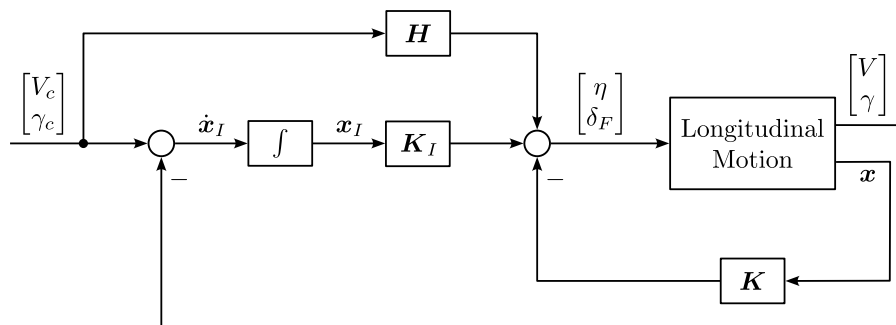


Abbildung 2.4: Längsregelung.

- **Bahnfolgeregler:** Dieses Modul stellt sicher, dass das Flugzeug dem durch die vorgegebenen Wegpunkte definierten Pfad folgt. Es basiert auf einem bestehenden Bahnfolgesalgorithmus aus [2]. Die Bahnfolgeregelung besteht aus drei Komponenten: einem Pfadverfolger, einer Kursregelung und einem Wegpunkt-Umschaltalgorithmus. Wie in Abbildung 2.6 dargestellt, berechnet der Pfadverfolger den gewünschten Kurswinkel χ_c und den gewünschten Steigwinkel γ_c auf Basis der seitlichen und vertikalen Abweichungen vom Sollpfad, hier bezeichnet

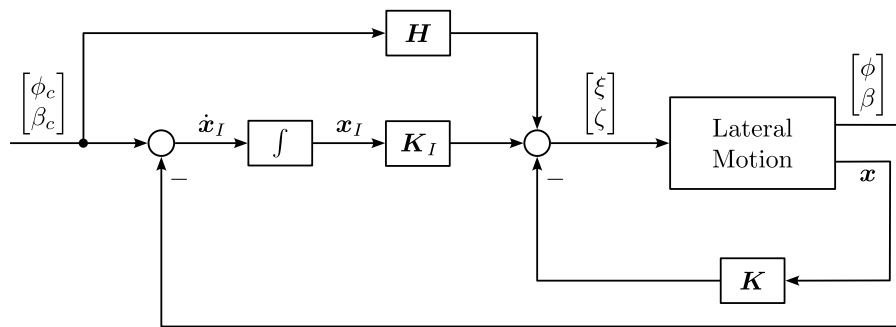


Abbildung 2.5: Querregelung.

mit Δy bzw. Δz . Die Kursregelung ist in Abbildung 2.7 dargestellt. Ein einfacher Wegpunkt-Umschaltalgorithmus wird verwendet, um die Umschaltdistanz zu berechnen, die bestimmt, wann vom aktuellen Zielpfad auf das nächste gerade Streckensegment umgeschaltet werden soll.

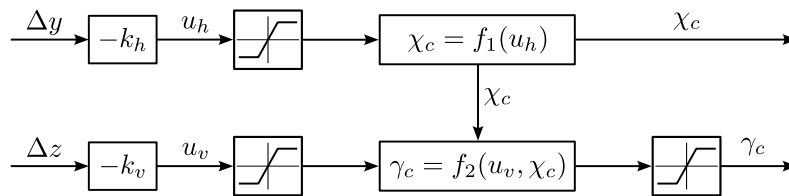


Abbildung 2.6: Bahnfolgeregler.

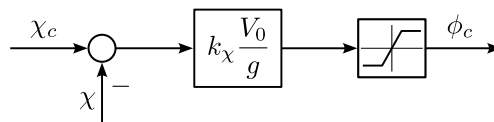


Abbildung 2.7: Kursregelung.

Die Entwicklung der Basisregelung und der Bahnfolgeregelung in der Simulation folgte einem systematischen Prozess, der die folgenden wesentlichen Schritte umfasst:

- **Streckenmodellierung:** Es wird ein präzises nichtlineares Modell erstellt, das die Umgebung, Aerodynamik, das Antriebssystem, die Aktuatoren sowie die Bewegungsgleichungen berücksichtigt. Dieses Modell dient als Grundlage für die Simulation und die Bewertung der Systemleistung.
- **Systemanalyse:** Durch Trimmen und Linearisieren des nichtlinearen Modells an ausgewählten Arbeitspunkten wird ein lineares Modell abgeleitet. Die Analyse dieses linearen Modells offenbart die inhärenten Dynamiken und Eigenschaften des Systems.
- **Anforderungsdefinition:** Vor der Reglerauslegung werden spezifische Leistungsanforderungen sowohl im Zeitbereich (z. B. Überschwingen, Einschwingzeit, Regelabweichung) als auch im Frequenzbereich (z. B. Verstärkungsreserve und Phasenreserve) festgelegt. Diese Anforderungen bilden die Entwurfsziele für das Regelsystem.

- **Reglerauslegung:** Der Entwurfsprozess umfasst die Auswahl einer geeigneten Regelstruktur sowie die Abstimmung der Reglerverstärkungen, um die definierten Anforderungen zu erfüllen.
- **Reglerbewertung:** Zur Evaluierung der Leistungsfähigkeit des entworfenen Reglers werden Model-in-the-Loop (MIL) Simulationen mit dem linearen sowie dem nichtlinearen Modell durchgeführt.

AP 1.1.4: Validierung der Bahnplanung anhand numerischer Simulationen

Bevor der Algorithmus zur Kollisionsvermeidung validiert werden kann, müssen die Basisregelung und die Bahnfolgeregelung implementiert sowie die entsprechenden Reglerverstärkungen sorgfältig abgestimmt werden, um sicherzustellen, dass das Flugzeug schnell und gleichmäßig reagiert.

Die Simulationsergebnisse für die Basisregelung sind in den Abbildungen 2.8 und 2.9 dargestellt. Die ursprünglichen Befehle sind Sprungfunktionen, die bei $t = 20$ s, 40 s, 60 s und 80 s angelegt werden mit Amplituden von $\Delta V = \pm 5$ m/s, $\Delta \gamma = \pm 5^\circ$, $\Delta \phi = \pm 20^\circ$ und $\Delta \beta = \pm 7^\circ$ in den jeweiligen Unterabbildungen. Es ist zu beachten, dass beim Anlegen eines dieser Befehle die übrigen drei auf null gesetzt werden. Die in den Abbildungen gezeigten Befehle sind gefilterte Versionen dieser Sprungfunktionen, welche die Änderungsraten der Steuersignale begrenzen. Die Simulationsergebnisse zeigen, dass das geschlossene Regelkreissystem die Befehle schnell mit einem ausreichend geringen Überschwingen nachführen kann, was die Wirksamkeit des entworfenen Reglers bestätigt.

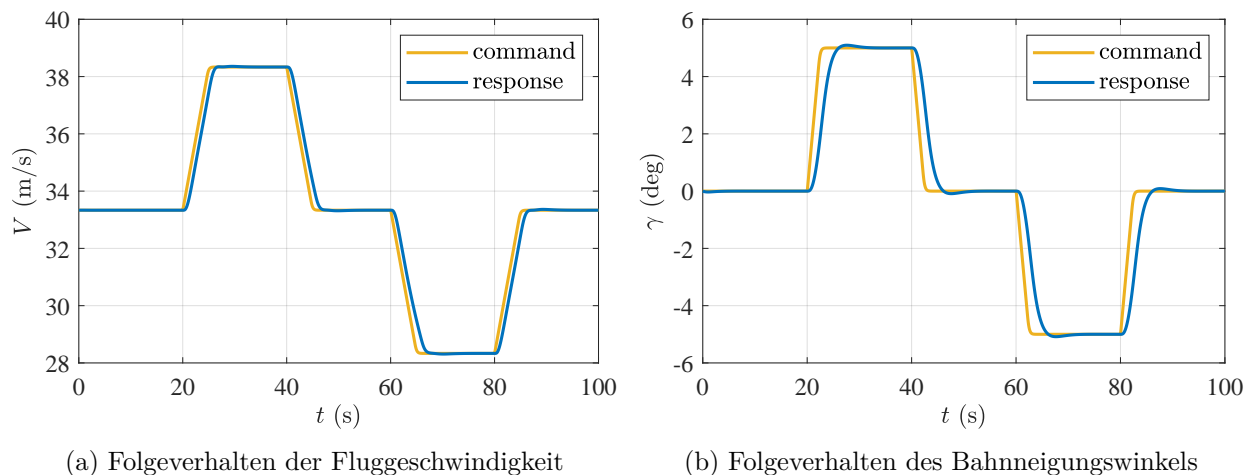
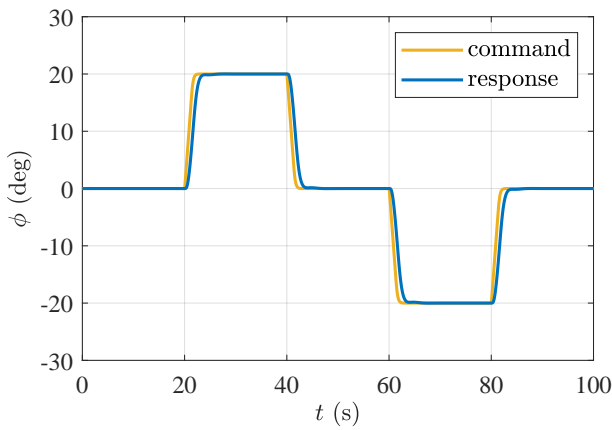


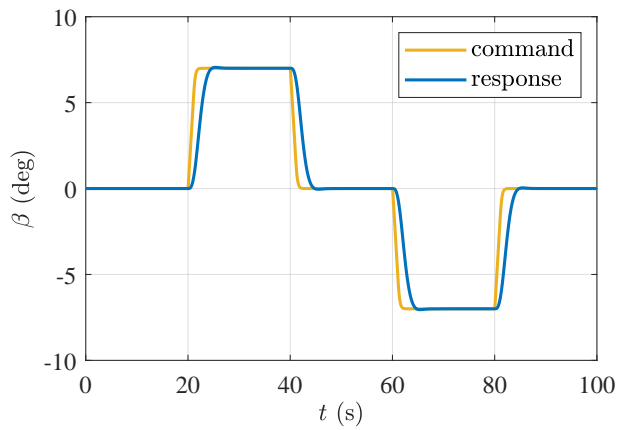
Abbildung 2.8: Simulationsergebnisse für die Regelung der Längsbewegung.

Die Simulationsergebnisse zur Bahnfolge sind in Abbildung 2.10 dargestellt. Das Simulationsszenario gestaltet sich wie folgt: Ausgehend von einem stabilen, geraden und waagerechten Flug soll das Flugzeug eine konstante Fluggeschwindigkeit halten und einer Reihe von zweidimensionalen Wegpunkten folgen, wie in Abbildung 2.10a gezeigt, bei einem vorgegebenen Pfadneigungswinkel von $\gamma_c = 2^\circ$. Der Rollwinkel ist auf $\phi_{\max} = 20^\circ$ begrenzt. Wie in den Abbildungen zu sehen ist, führt das Flugzeug sanfte Kurven aus und folgt dem Sollpfad präzise, was die Leistungsfähigkeit des entworfenen Reglers bestätigt. Darüber hinaus folgen die Zustände des Innenregelkreises den Sollgrößen sehr genau, was die Leistungsfähigkeit der Basisregelung weiter untermauert.

Der Algorithmus zur Kollisionsvermeidung wurde in Szenarien mit sowohl stationären als auch bewegten Hindernissen validiert. Die Simulationsergebnisse für das Szenario mit mehreren stationären Hindernissen sind in Abbildung 2.11 dargestellt. Das Flugzeug soll dabei ausgehend vom

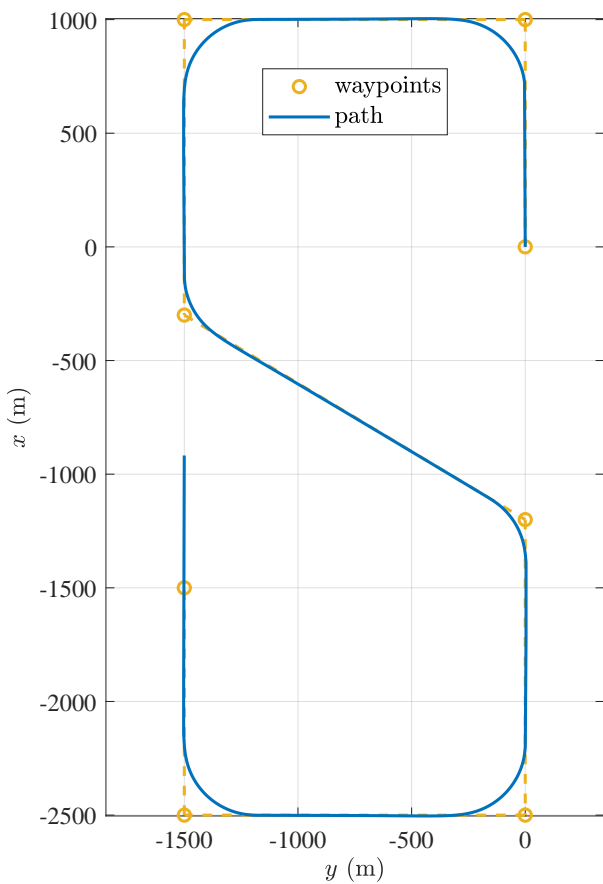


(a) Folgeverhalten des Rollwinkels

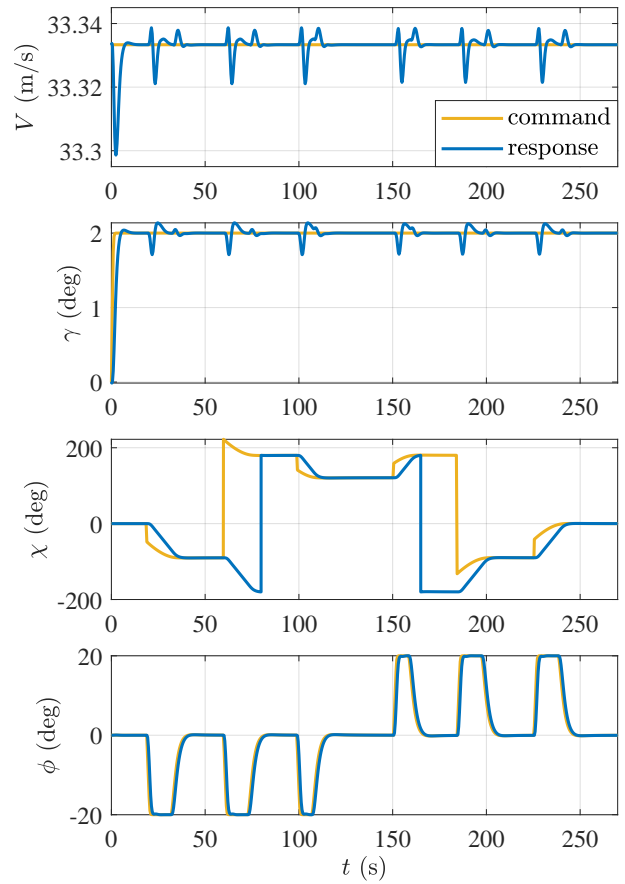


(b) Folgeverhalten des Gierwinkels

Abbildung 2.9: Simulationsergebnisse für die Regelung der Querbewegung.



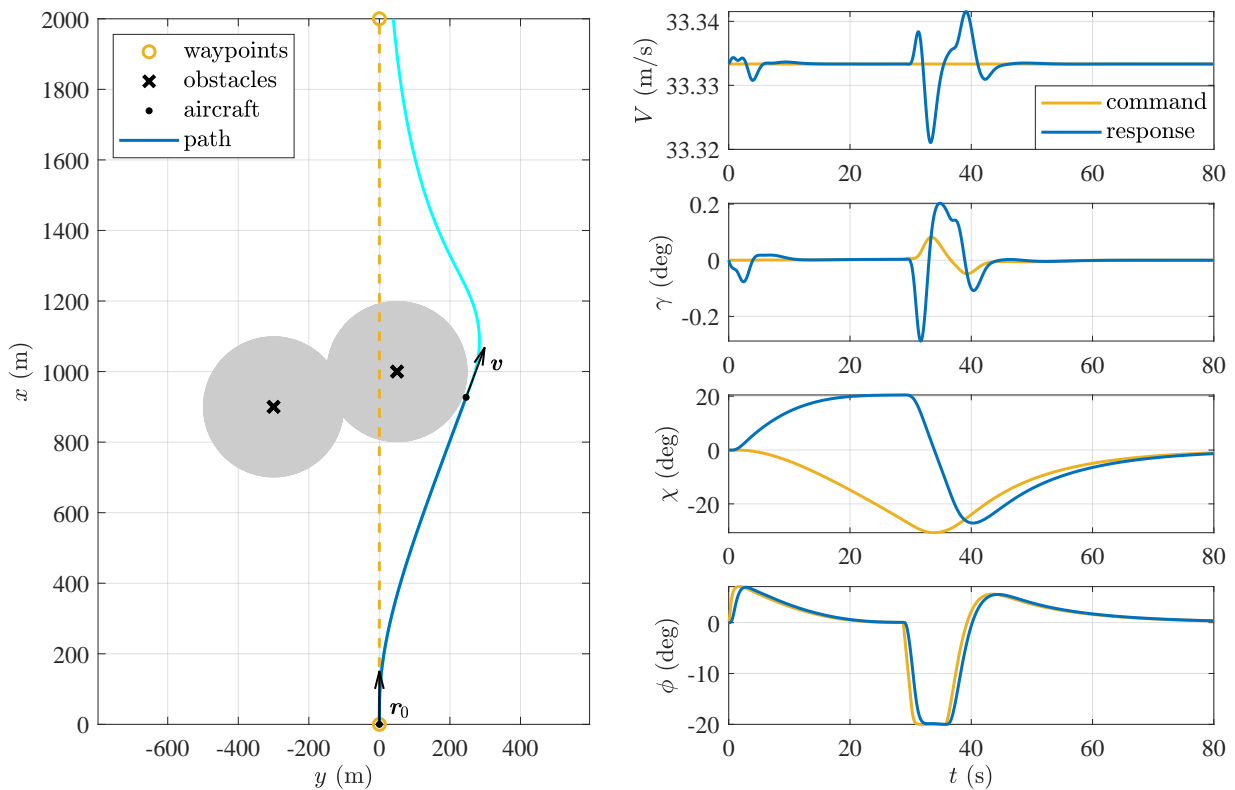
(a) Flugbahn



(b) Zustände der Basisregelung

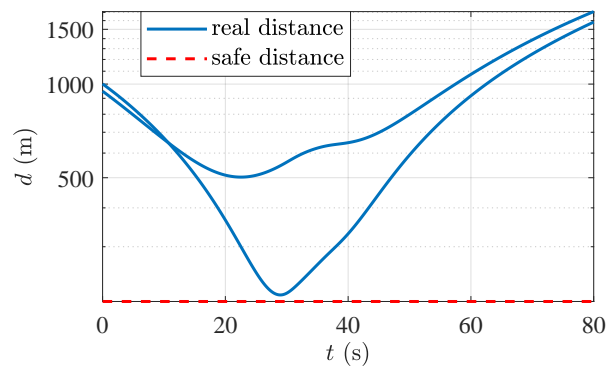
Abbildung 2.10: Simulationsergebnisse für die Bahnfolgeregelung.

Ursprung gerade nach Norden (entlang der x -Achse) starten. Entlang des geplanten Flugpfades befinden sich jedoch Hindernisse. Zur Gewährleistung der Sicherheit muss der Abstand zwischen



(a) Flugbahn

(b) Flugzustände



(c) Abstände zwischen dem Flugzeug und den Hindernissen

Abbildung 2.11: Simulationsergebnisse zur Kollisionsvermeidung bei mehreren stationären Hindernissen.

dem Flugzeug und jedem Hindernis mindestens 200 Meter betragen, das heißt, das Flugzeug darf die in Abbildung 2.11a dargestellten grauen Zonen nicht betreten. In dieser Abbildung stellt die cyanfarbene Linie den vollständigen Pfad dar, während die blaue Linie den Abschnitt vom Startpunkt bis zum Zeitpunkt, an dem das Flugzeug den Hindernissen am nächsten ist, zeigt. Wie in Abbildung 2.11a ersichtlich, führt der Algorithmus das Flugzeug erfolgreich dazu, vom ursprünglichen Pfad abzuweichen, um Kollisionen zu vermeiden, und demonstriert somit die Effektivität der

Kollisionsvermeidungsstrategie. Nachdem alle potenziellen Kollisionen vermieden wurden, bringt der Bahnfolgealgorithmus das Flugzeug wieder auf den vorgesehenen Kurs zurück. Erwähnenswert ist auch, dass der Kurswinkelbefehl χ_c in der dritten Unterabbildung von Abbildung 2.11b vom Bahnfolgealgorithmus generiert wird. Während der ersten 30 Sekunden muss das Flugzeug vom geplanten Pfad abweichen, um Hindernissen auszuweichen, was zu einem deutlichen Unterschied zwischen χ_c und dem tatsächlichen Kurswinkel χ führt. Abschließend bleiben die Abstände zwischen dem Flugzeug und den Hindernissen, wie in Abbildung 2.11c dargestellt, stets oberhalb der Mindest-Sicherheitsgrenze, was bestätigt, dass das Flugzeug während des gesamten Manövers einen sicheren Abstand einhält.

Abbildung 2.12 zeigt die Simulationsergebnisse für das Szenario mit einem einzelnen bewegten Hindernis. Ähnlich wie im vorherigen Beispiel verhindert die Kollisionsvermeidungsstrategie erfolgreich potenzielle Kollisionen und hält dabei den minimal erforderlichen Sicherheitsabstand ein.

2.1.2 AP 1.2: Aktuatorik und Ansteuerung

AP 1.2.1: Systemspezifikation Flugsteuerung

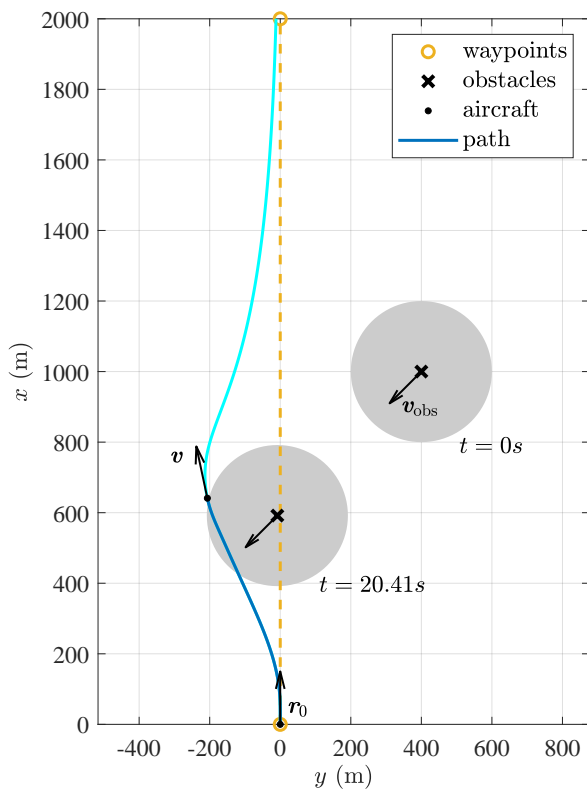
In Zusammenarbeit mit AA wurden eine Liste an Funktionen der Flugsteuerung aufgestellt und anschließend eine Failure-Hazard-Analyse durchgeführt. Diese erlaubte es, Requirements an die Spezifikation des AFCS aufzustellen, mit der ein erster Entwurf für die Architektur des Systems gemacht werden konnte. Der beschreibt, welche Komponenten für die Anzeigeräte und dass vier Servomotoren für die automatische Steuerung des e-Genius benötigt werden.

Für die Auswahl der Aktuatorik stellte das IFB die benötigten Steuerkräfte für die Hauptsteuerelemente zusammen. Dazu wurde auf die Berechnungen zurückgegriffen, die bei der Auslegung des e-Genius gemacht wurden. Dort wurden die Steuerkräfte für einen Vollausschlag der Ruder bei Manövergeschwindigkeit $V_A = 205$ km/h berechnet. Die Berechnungen ergaben sehr hohe Stellkräfte an den Ansteuerpunkten der Servos, die die Möglichkeiten der zur Verfügung stehenden Servos überschritten. Daher wurden die Berechnungen nochmals für einen halben Ausschlag der Ruder bei einer Fluggeschwindigkeit von 150 km/h berechnet und die Ergebnisse dem iFR zur Verfügung gestellt. Die optimale Fluggeschwindigkeit im Flugzeugschlepp mit dem e-Genius liegt bei ca. 120 km/h, sodass auch mit den reduzierten Anforderungen an die Servos noch ausreichend Steuerautorität gegeben ist.

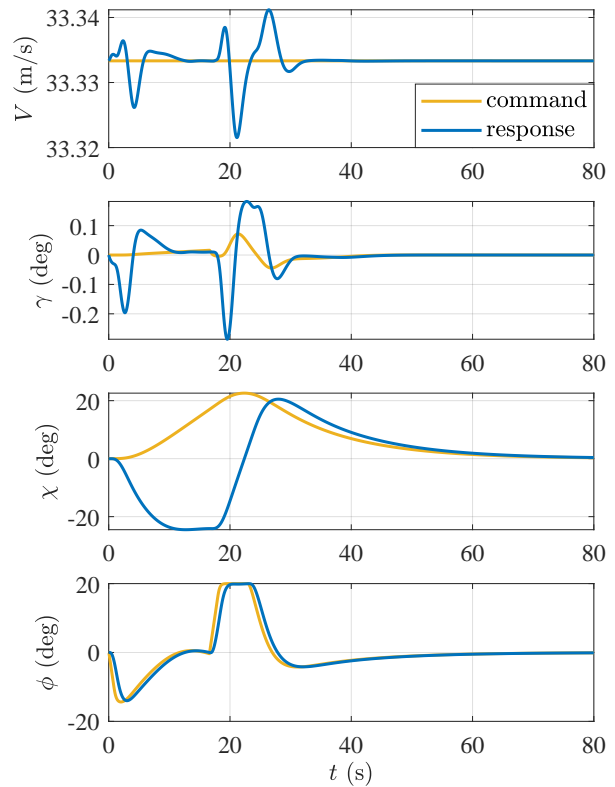
AP 1.2.2: Auswahl und Beschaffung der Aktuatorik und Sensorik

Anhand der vom IFB ermittelten Werte, wählte das iFR geeignete Servomotoren der Firma Pegasus Actuators GmbH aus. Diese können zum einen die benötigten Stellmomente erzeugen und sind darüber hinaus mit einer Kupplung versehen, die es dem Piloten ermöglicht, sie komplett vom Steuergestänge zu trennen.

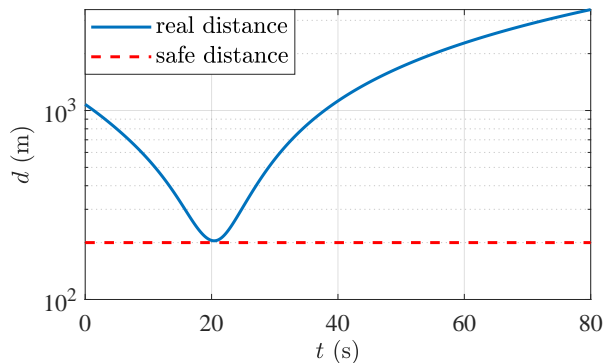
Von IFB und iFR wurden Versuche mit den beschafften Pegasus-Aktoren, die für die Ansteuerung der Steuerflächen vorgesehen sind, durchgeführt. Dabei wurden vor allem die Stromaufnahme unter Last sowie das Auskuppel- und Überlastverhalten untersucht, wobei zufriedenstellende Ergebnisse erzielt werden konnten. Insbesondere das Ansprechen der internen Rutschkupplung ist als sehr gut zu bewerten.



(a) Flugbahn



(b) Flugzustände



(c) Abstand zwischen dem Flugzeug und dem Hindernis

Abbildung 2.12: Simulationsergebnisse zur Kollisionsvermeidung bei einem einzelnen bewegten Hindernis.

AP 1.2.3: Adaption Sensorik und Bordrechner

Durch Absprachen mit AA stellte sich heraus, dass der ursprünglich vorgesehene Flugrechner nicht über ausreichende Schnittstellen für das geplante HMI und die sonstige Peripherie verfügt. Die Auswahl einer neuen Iteration des Pixhawk führte dazu, dass ein Großteil der Software für die Ansteuerung der Schnittstellen, die am iFR bereits für die ältere Version des Flugrechners programmiert wurde, nicht mehr verwendet werden konnte. Hervorzuheben ist hierbei Kommunikation über



CAN-Bus, die unter anderem für die Luftdatensonde benötigt wird. Diese musste gänzlich neu und schlussendlich mit zusätzlicher Hardware implementiert werden, was einen Großteil der Bearbeitungszeit seitens des iFR im zweiten Halbjahr des Jahres 2022 in Anspruch nahm und in der Folge zu Verzögerungen der davon abhängigen Arbeitspakete führte.

Weiterhin sei zu erwähnen, dass die Kommunikation des Flugrechners mit dem im Flieger verbauten Verkehrsempfänger in der Firmware implementiert wurde. Dessen Daten bilden für SiFIA die Grundlage für die Kollisionserkennung und die anschließende -vermeidung. Nachdem eine Reihe von kommerziell erhältlichen Signalwandlern für die Kommunikation getestet und für unzureichend befunden wurden, fiel die Entscheidung, eine derartige Komponente hausintern zu entwerfen und zu fertigen. Erste Tests konnten bestätigen, dass die Daten des Verkehrsempfängers damit vom Flugrechner erfolgreich verarbeitet werden können. Weiterhin stellte die Implementierung der Kommunikation mit der Luftdatensonde zunächst eine Schwierigkeit dar, konnte zuletzt aber doch erfolgreich getestet werden.

AP 1.2.4: Kommunikation: Aktuatorik - Sensorik/Bordrechner

Die Kommunikation zwischen den Aktuatoren und dem Pixhawk-Flugrechner wurde in die PX4-Firmware integriert und anschließend auf ihre Funktionalität geprüft. Die Regelalgorithmen berechnen Sollpositionen für die Servomotoren und leiten diese über uORB-Nachrichten an die Firmware weiter. Diese überträgt die entsprechenden Positionsbefehle an die Servomotoren mittels UART-Datenprotokoll.

Ebenso wurde die Kommunikation zwischen den Sensoren und dem Pixhawk-Flugrechner über Anpassungen der Firmware hergestellt und erfolgreich validiert. Die Firmware liest Sensordaten vom CAN-Bus aus und veröffentlicht die entsprechenden uORB-Nachrichten zur Verwendung innerhalb der Regelalgorithmen.

AP 1.2.5: Einrüsten Flugsteuerungssystem

Das AFCS besteht hauptsächlich aus dem Flugsteuerungsrechner, Sensoren und Aktuatoren, die zusammenarbeiten, um das Flugzeug zu stabilisieren und zu steuern, sowie HMIs, die es dem Piloten ermöglichen, das Verhalten des AFCS zu überwachen. Eine vereinfachte AFCS-Architektur ist in Abbildung 2.13 dargestellt. Dabei sind die CAN-Leitungen als gestrichelte violette Linien dargestellt, während andere proprietäre Signalleitungen als gestrichelte grüne Linien abgebildet sind.

Ein Pixhawk 6X Flugcontroller dient als Kern des AFCS. Die im Pixhawk 6X integrierten Sensoren, einschließlich IMUs, Barometern und einem Magnetometer, sowie eine Fünf-Loch-Luftdatensonde und ein GPS-Modul liefern gemeinsam die Flugzustandsdaten an den Flugcontroller. Der Pixhawk 6X, die auf einem Kohlefaser-Ausleger montierte Luftdatensonde und das GPS-Modul sind im Unterflügel-Pod am rechten Flügel des Flugzeugs untergebracht.

Für die primären Aktuatoren wurden Servomotoren vom Typ Pegasus PA-R-340-9 für optional bemannte Fluggeräte installiert, um das Höhenruder, die Querruder und das Seitenruder entsprechend den Befehlen des AFCS zu steuern. Diese Servos verfügen sowohl über eine schaltbare elektromagnetische Kupplung als auch über eine Rutschkupplung und wurden an geeigneten Stellen mit den bestehenden mechanischen Steuerverbindungen im Rumpf des e-Genius verbunden. Das AFCS kann zudem die Leistungsabgabe des Antriebssystems regeln und ermöglicht somit eine vollständige Autothrottle-Funktionalität. Dies wird durch einen kleineren Servomotor vom Typ Pegasus PA-R-205-4 realisiert, der den Schubhebel im Cockpit physisch bewegt und dem Piloten somit eine

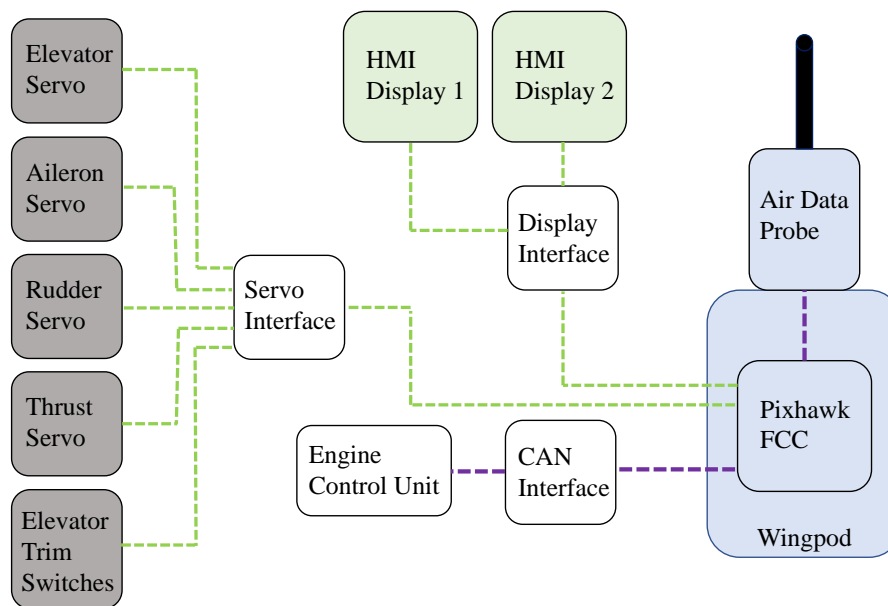


Abbildung 2.13: Vereinfachte Architektur des AFCS.

Rückmeldung über die AFCS-Aktionen und die aktuelle Schubeinstellung gibt. Die Stellgröße ist der Motorstrom, der proportional zum Motordrehmoment ist. Die Regelgröße ist die vom Akku bezogene Gleichstromleistung, bestimmt durch den aufgenommenen Batteriestrom und die Gleichspannung. Diese Werte werden von der Motorsteuerungseinheit an das AFCS weitergeleitet, um im Leistungsregelkreis verwendet zu werden. Die Verbindung zwischen AFCS und Antriebssystem ist rein mechanisch über die Steuerung des Schubhebels und des Schubservomotors realisiert. Dies hat den Vorteil, dass die Flugsicherheit nicht ausschließlich von funktionierender Software abhängt, und der Pilot den Hebel bei Bedarf jederzeit physisch in die gewünschte Position drücken kann, indem er den Servomotor übersteuert. Zusätzlich hat das AFCS Zugriff auf ein drittes Steuerelement: die Höhenruder-Trimmung, die über eine Feder an der Steuerstange des Höhenruders realisiert ist. Dieser Mechanismus reduziert langfristige Belastungen des Höhenruderservos, indem das Flugzeug getrimmt wird, um die gewünschte Fluggeschwindigkeit aufrechtzuerhalten.

AP 1.2.6: Iterative Optimierung Flugsteuerungssystem

Das AFCS wurde iterativ optimiert, um seine Funktionen zu verbessern und die Sicherheit zu gewährleisten. Die finale Version des Schaltplans ist in Abbildung 2.14 dargestellt.

Das System umfasst zwei getrennte Schalter: den AFCS-Schalter und den Aktuator-Schalter, wie in Abbildung 2.14 dargestellt. Das Aktivieren des AFCS-Schalters schaltet das AFCS ein und zeigt die Nick- und Rollbefehle auf den HMIs an, sodass das Flugzeug dem vorgegebenen Flugpfad folgen kann. Der Pilot kann diesen Befehlen manuell folgen oder durch Aktivierung des Aktuator-Schalters die automatische Steuerung einschalten. Wenn der Aktuator-Schalter aktiviert wird, wird Strom an die Servomotoren und deren elektromagnetische Kupplungen geliefert, die mechanisch mit den entsprechenden Flugsteuerflächen verbunden sind. Diese Trennung zwischen AFCS-Aktivierung und Aktuator-Einschaltung bietet mehrere betriebliche Vorteile: Sie erlaubt dem Piloten, die manuelle

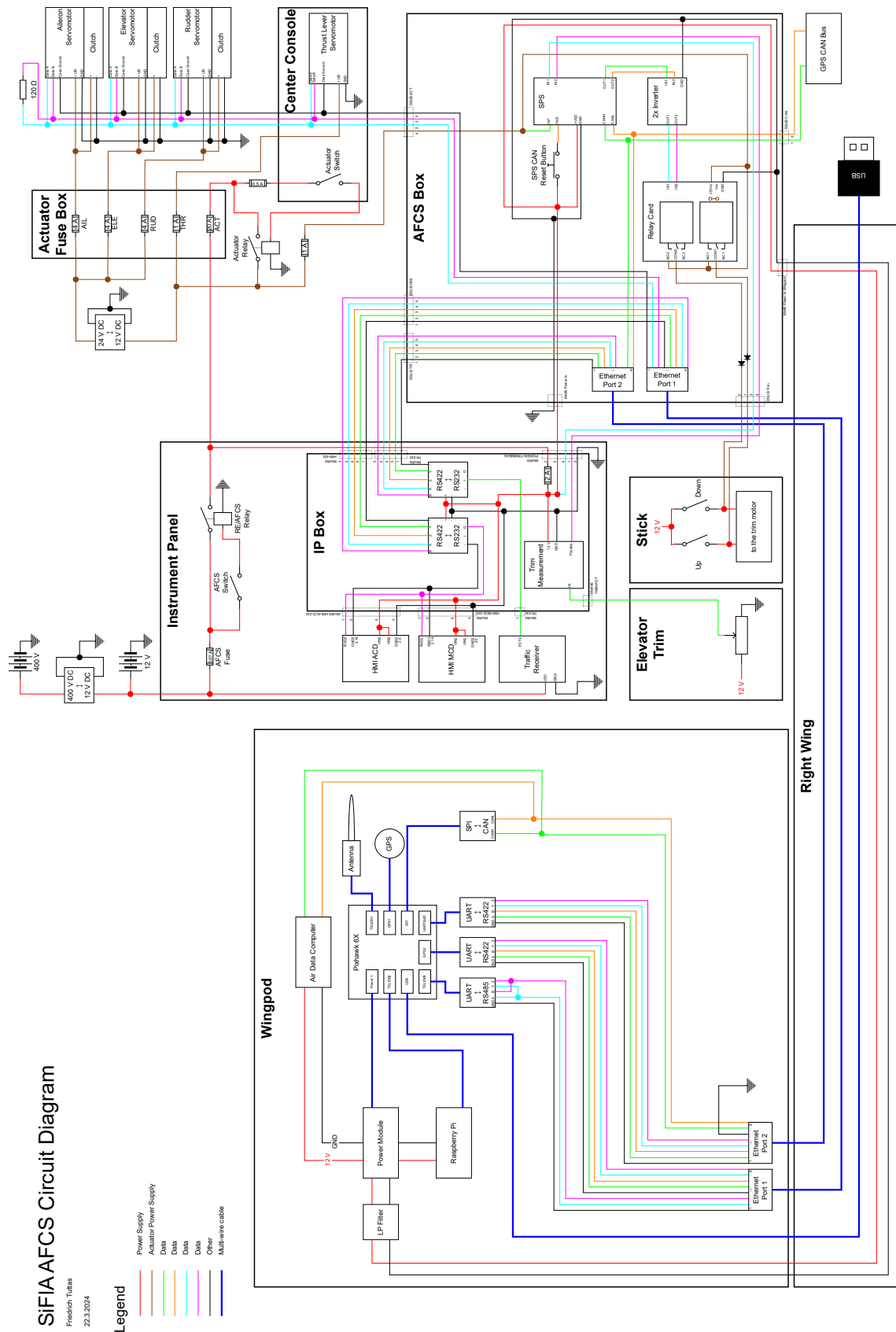


Abbildung 2.14: Schaltplan des AFCS.



Steuerhoheit zu behalten und dennoch von der AFCS-Unterstützung zu profitieren, sie ermöglicht einen schnellen Übergang zurück zur automatischen Steuerung nach Deaktivierung der Aktuatoren und kann die Einhaltung zukünftiger Zertifizierungsanforderungen erleichtern.

2.1.3 AP 1.3: Human-Machine-Interface

AP 1.3.1: Ermittlung der operationellen und technischen Anforderungen

Zur Ermittlung der operationellen und technischen Anforderungen an das HMI stellte das IFB dem Projektpartner AA Daten zu den Gegebenheiten im e-Genius zur Verfügung.

AP 1.3.4: Kommunikation: HMI - Flugsteuerungsrechner

Die Kommunikation zwischen den HMIs und dem Pixhawk-Flugcontroller wurde in der Firmware implementiert und anschließend auf Funktionalität geprüft. Die HMIs zeigen die vom Pixhawk bereitgestellten Werte erfolgreich an.

2.2 HAP 2: Antrieb und Infrastruktur

2.2.1 AP 2.1: Akkusystem

AP 2.1.1: Identifikation geeigneter Zielplattformen und Anforderungsanalyse

Zur Identifikation geeigneter Zielplattformen für das neu zu entwickelnde Batteriesystem von AirEnergy wurde typische Flugmissionen von Flugzeugen analysiert, die nach CS 22 und CS 23 zugelassen sind. Aufgrund ihrer aerodynamischen Effizienz eignen sich nach CS 22 zugelassene Motorsegler sehr gut für batterieelektrische Antriebe. Sie besitzen jedoch den Nachteil von weniger zur Verfügung stehendem Volumen und Zuladung im Rumpf, weswegen bei diesen Flugzeugen Flügelbatterien oft die einzig mögliche Lösung darstellen. E-Genius bildet hier aufgrund seiner Auslegung als Forschungsflugzeug mit voluminösem Rumpf eine Ausnahme.

Die Anforderungen für ein Batteriesystem für Motorsegler sind hauptsächlich durch die Special Conditions 22.2014-01 gegeben, die bei der Entwicklung des Batteriesystems und dem Einbau in den Testträger bis auf wenige Ausnahmen berücksichtigt wurden.

Weitere Details zur Entwicklung des Batteriesystems sind im Bericht von Air Energy GmbH nachzulesen.

AP 2.1.2: Ausarbeitung des Modulkonzeptes, Konzeptvalidierung, Aufbau eines Mockups (Modul)

Das während des Vorhabens entwickelte Batteriesystem war bereits das dritte, das im e-Genius eingebaut wurde. Die ersten beiden Generationen entstanden in Eigenarbeit am IFB und somit konnte letztes mit dieser Erfahrung Air Energy bei der Entwicklung des modularisierten Systems unterstützen. Als Systemspannung wurden 400V gewählt bzw. beibehalten, da alle weiteren Komponenten des Antriebsstranges bereits für diese Spannung ausgelegt waren. Dies legte die Anzahl der seriellen Zellen pro Modul fest, diese beträgt 14. Für die Festlegung der Anzahl der parallelen Zellen wurde die benötigte Startleistung und die benötigte Kapazität analysiert. Es stellte sich heraus, dass die verwendete Zelle genug Strom abgeben kann, um die Vorgabe der Startleistung von 110 kW auch bei einer geringen Größe des Batteriesystems einzuhalten. Damit sind die Kapazität und der zur Verfügung stehende Bauraum ausschlaggebend für die Anzahl der parallelen

Zellen pro Modul. Im Fall des e-Genius wurde der zur Verfügung stehende Bauraum ausgenutzt. Dieser war durch eine nicht optimale Anordnung der Module limitiert, da die Anbindungspunkte des Generatorsystems der früheren Hybrid-Konfiguration des Flugzeugs wiederverwendet wurden und beibehalten werden sollten. Die Anzahl der parallelen Zellen pro Modul wurde auf 20 festgelegt. Die Gesamtkapazität des Batteriesystems beträgt damit knapp über 40 kWh, was für die geplanten Ziele der Demonstration von elektrischen F-Schlepps ausreichend ist. Die für den Energiespeicher zur Verfügung stehende Masse konnte aufgrund des nicht optimal nutzbaren Bauraumes nicht komplett ausgenutzt werden. Die Batteriemodule sind sowohl in Anzahl als auch Bestückung skalierbar und somit einfacher an andere Flugzeugzellen anpassbar als maßgeschneiderte Systeme.

Zur Untersuchung des Bauraums und zur Fertigung und Anpassung der Halteelemente wurden Mockups der Batteriemodule aufgebaut. Air Energy stellte ein komplettes Mockup aus Zellträgern und angeschraubten Halteblechen zur Verfügung, das die selben mechanischen Anschlussmaße wie die späteren fliegenden Module besitzt. Mit einem weiteren paar Anschlusslechen konnte ein weiterer Dummy nach den Maßen des ersten gefertigt werden. Einfache Kartonmodelle wurden ebenfalls hergestellt und für die Validierung des Aufbaus genutzt. Vorteilhaft war die frühe Auslieferung des Mockups. Somit konnten die mechanischen Anbindungen viele Wochen vor der Anlieferung der restlichen Batteriemodule fertiggestellt werden und es konnten Wartezeiten vermieden werden.

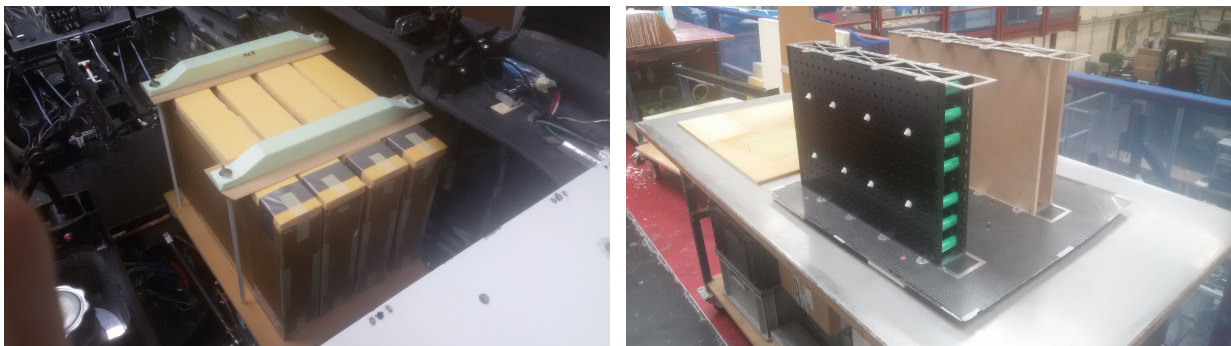


Abbildung 2.15: Mockup des hinteren Batteriesystems mit vier Modulen zur Positionierung im Rumpf (links) und ein einzelnes Mockup mit serienmäßigen Zellträgern und Befestigungsblechen (rechts) zur Anpassung der mechanischen Anbindungen

Weitere Details zur Entwicklung des Batteriesystems sind im Bericht von Air Energy GmbH nachzulesen.

AP 2.1.3: Aufbau von Modulen und Inbetriebnahme

Die einzelnen Batteriemodule wurden vom Projektpartner AirEnergy (AE) nach Absprache ohne Abdeckungen geliefert. Die Konstruktion, Fertigung und Montage der Abdeckungen, die als Brandschutzbarriere und Kühlluftführung dienen, waren Aufgabe des IFB. Die Abdeckungen bestehen aus zwei Lagen Kohlefaser-Aramid-Gewebe mit einem Flächengewicht von 200 g/m² und einer hochwarmfesten Epoxidharz-Matrix mit Aluminiumhydroxid Flammenschutz-Zusatz. Diese Werkstoffwahl soll es ermöglichen, das Ausgasen bzw. Abbrennen einzelner Zellen einzugrenzen und die entstehenden Gase über das Kühlluftsystem abzuleiten. Die Abdeckungen besitzen einen Schlauchanschluss für 1,5-Zoll SCEET Luftfahrtschläuche und unterteilen den Luftstrom in vier Kanäle, um eine gleichmäßige Durchströmung der Module zu gewährleisten. Die Zellträger besitzen Ventilati-

onsöffnungen, durch die die Kühlluft ein- und austreten kann. Diese fließt entsprechend in axialer Richtung an den Zellen vorbei. Abbildung 2.16 zeigt ein CAD-Modell eines Batteriemoduls mit Zellträgerplatten (dunkelgrau), Befestigungsblechen (rot), Elektronikhaube (gelb) und Lüftungsdeckeln mit Schlauchanschlüssen (grau, transparent). Die Aufteilung in vier Kanäle ist zu erkennen. Abbildung 2.17 zeigt die vier Module, die in liegend in der hinteren Position verbaut werden. Deutlich zu erkennen sind die Luftlöcher in der Abdeckfolie der Zellträgerplatte. Die Lüftungsdeckel werden mit Silikon abgedichtet und mit den Zellträgerplatten verschraubt.

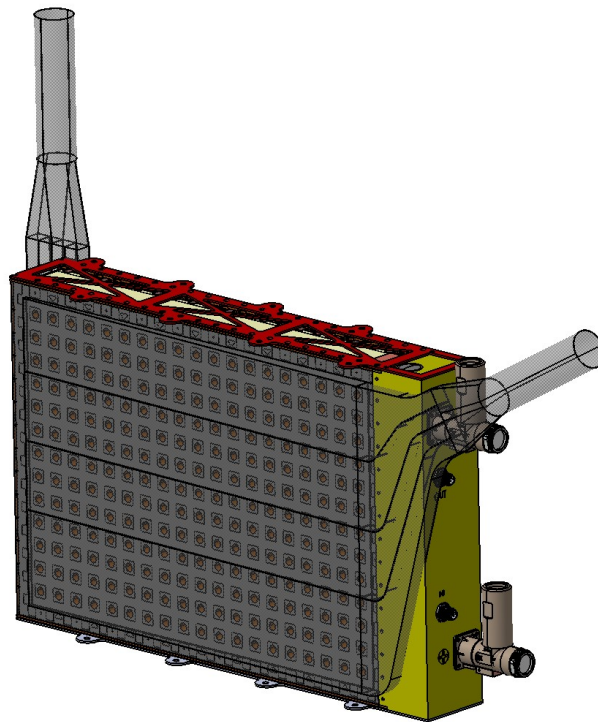


Abbildung 2.16: CAD-Modell eines Batteriemoduls mit Lüftungsdeckeln.

Abbildung 2.18 zeigt den Einlass (rechts) und den Auslass (links) für die Batterie-Kühlluft. Ein aktiver Lüfter ist nicht verbaut, die Durchströmung erfolgt alleine durch den Staudruck. Die Verteiler sind im Kunststoff SLS 3D-Druck Verfahren hergestellt und werden mit einer Lage CFK mit Flammenschutz-Matrix überzogen. Da jedes der acht Module einen eigenen Schlauchanschluss für Zu- und Abluft besitzt, sind insgesamt 16 einzelne Schlauchverbindungen mit einer Gesamtlänge von ca. 12m verbaut. Alle Komponenten der Batterieluftführung sind für eine Temperatur von 120 °C ausgelegt und flammhemmend ausgeführt, um Brandgase einzelner Batteriezellen abführen zu können.

Die Inbetriebnahme erfolgte mit der Verkabelung und Aktivierung des 12V-Niederspannungssystems und der Überprüfung der Kommunikation der BMS-Slave Platinen in den einzelnen Modulen mit der BMS-Master Platine in der Relaisbox. Über eine serielle Schnittstelle kann auf die BMS-Master Platine zugegriffen werden und die ordnungsgemäße Funktion der Slave-Platinen überprüft werden. Nach der Sicherstellung dieser Funktionen wurde die von AE vorkonfektionierte Hochvolt-Verkabelung angeschlossen und der DC-Ausgang der Relaisbox mit dem Antriebsinverter verbun-



Abbildung 2.17: Vier Batteriemodule mit HV Jumper-Kabeln (orange), Datenkabeln (türkis) und ohne Abdeckungen.

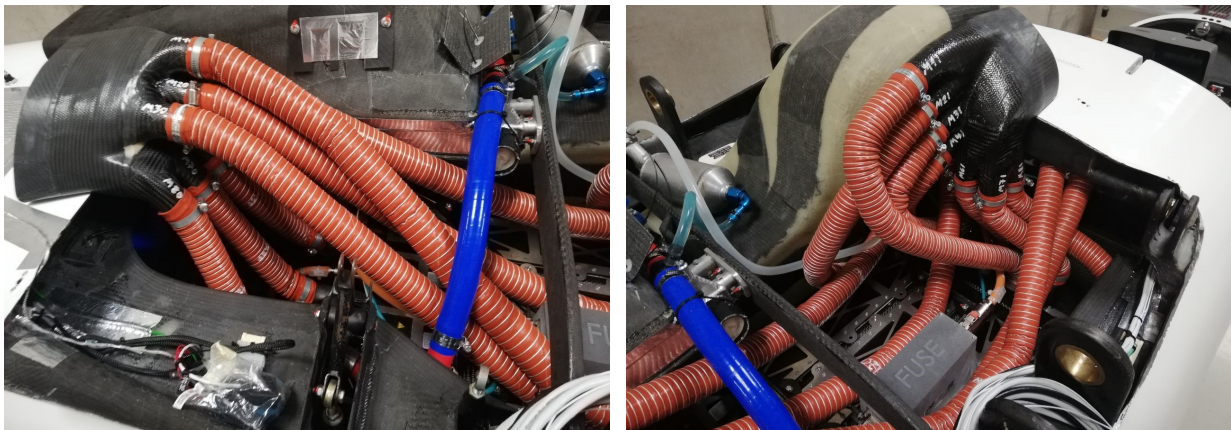


Abbildung 2.18: Kühlluft einlass (rechts) und -auslass (links) mit Verteiler bzw. Sammler und Verschlauchung

den. Über die Eingabelemente im Cockpit wurde der Vorladevorgang ausgelöst und über einen CAN-USB-Adapter und der Software PCAN-View die Datenqualität auf dem Batterie CAN-Bus überprüft.

2.2.2 AP 2.2: Laden und Infrastruktur

AP 2.2.1: Ausarbeitung Ladekonzept

Das Ladekonzept sieht eine Ladung des Akkusystems mit Gleichspannung über einen CCS-Ladestecker vor, wobei im Flugzeug selbst kein Gleichrichter und keine Ladeelektronik verbaut ist. Dies sorgt für eine geringe Masse der im Flugzeug verbauten Ladekomponenten, die sich auf das CCS-Inlet, die Verkabelung, zwei Relais im Ladepfad und den CCS-Ladecontroller begrenzen. Nachteil dieses Vorgehens ist die Abhängigkeit von einem DC-fähigen Ladegerät, für das Projekt wurde durch AE ein Gerät vom Typ DM30 der Firma Berger beschafft. Theoretisch besteht die Möglichkeit zur Nutzung von DC-Schnellladesäulen mit CCS-Standard, jedoch sind diese meist nicht von den Rollflächen von Flugplätzen aus zugänglich.

Eine mögliche Verbesserung für die Alltagstauglichkeit wäre die Entwicklung oder Beschaffung eines kleinen DC-Ladegerätes, das im Flugzeug transportiert werden kann. Dieses könnte in der Ladeleistung auf 3 kW begrenzt sein, um an üblichen 1-phasigen Schutzkontakt Steckdosen betrieben zu werden. Auf diese Weise könnte das Flugzeug unanhängig auf dem Luftweg auch mit Zwischenlandung an anderen Flugplätzen verlegt werden.



Abbildung 2.19: e-Genius im Hangar mit mobilem Ladegerät Berger DM30 und CCS-Ladebuchse (roter Kreis).

2.2.3 AP 2.3: Vorbereitung des Erprobungsträgers

AP 2.3.1: Umbau des Testträgers: Einbauvorbereitung für Akkusystem

Der Ausgangszustand bei Beginn des Einbaus des Akkusystems war die Hybrid-Version des e-Genius mit zwei Batteriemodulen über dem Fahrwerkskasten und dem Generatorsystem im Mittelrumpf. Letztes ist über vier Anbindungspunkte lösbar mit dem Rumpf verbunden. Da die interne Vorgabe bestand, die Rückrüstbarkeit auf die Hybrid-Version zu erhalten, mussten die bestehenden Anbindungspunkte für Generatorsystem und vorderes Batteriesystem übernommen werden. Für den Einbau des neuen Batteriesystems wurden Halterungen konstruiert und gefertigt, die an die vorhandenen Anbindungspunkte angeschraubt werden konnten. Diese sind in Abbildung 2.20 als CAD-Modell zu sehen. Die Halterungen sind aus CFK gefertigt und auf Fluglasten von +5.3g und -2.65g und Crashlasten von 15g nach vorne bei einer zu haltenden Masse von 100kg (25kg pro Modul) ausgelegt.

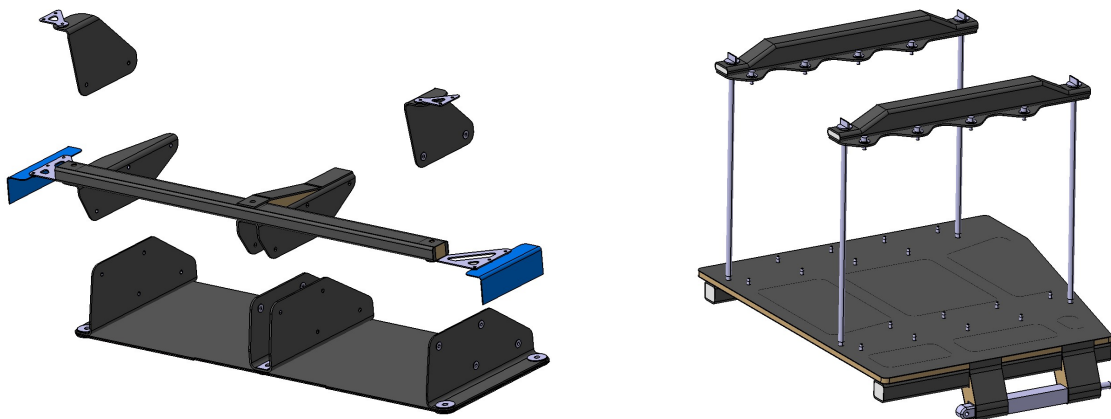


Abbildung 2.20: Neue Halteelemente für je vier Batteriemodule im vorderen (links) und hinteren (rechts) Bauraum

AP 2.3.2: Umbau des Testträgers: Einbauvorbereitung für Aktuatorik, Modifikation, Steuerung und Schleppkupplung

Für die Anbringung der drei PA-R-340-9-OPV Servos für die Primärsteuerungen standen aufgrund der Platzverhältnisse und der Größe der Aktuatoren nur wenige mögliche Einbaupositionen zur Verfügung. Der Höhenruder-Servo wurde an einem hinteren Rumpfspant befestigt und betätigt über eine Koppelstange und Schelle direkt die Stoßstange, die zum Höhenruder führt. Der Seitenruder-Servo wurde unter der Sitzwanne des linken Sitzes angebracht und ist über eine Koppelstange an den Sammelhebel der Seitenrudersteuerung angeschlossen. Der Querruder Servo war am aufwendigsten zu platzieren, da das Flugzeug über kombinierte Querruder und Wölbklappen (Flaperons) verfügt. Aus diesem Grund musste das Querrudersignal vor dem Mischer für Querruder und Wölbklappen eingeleitet werden. Der Querruder-Servo ist nahe beim mechanischen Flaperon-Mischer platziert und betätigt diesen über einen zusätzlich angeschweißten Hebel. Abgesehen von der letztgenannten Änderung waren keine weiteren Modifikationen der Primärsteuerung notwendig, was auch den Zulassungsaufwand vereinfachte. Die Servomotoren können sowohl elektromechanisch

von der Steuerung getrennt werden und sind mit den nach Bauvorschrift zulässigen Kräften an den Steuerorganen zu überdrücken, sollte bei der elektromagnetischen Kupplung ein Fehler auftreten. Abbildung 2.21 zeigt exemplarisch den Einbau des Höhenruder-Servos.

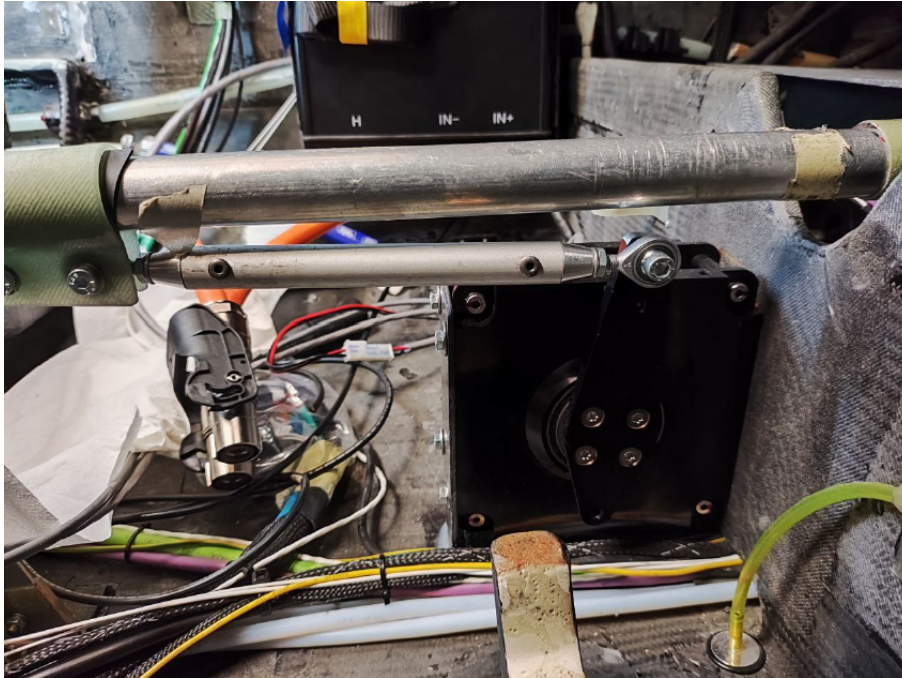


Abbildung 2.21: Höhenruder-Servo an hinterem Rumpfspant mit Koppelstange zur Höhenruder-Stoßstange.

Der Schubhebel-Servo ist im Gehäuse des Schubhebel Potentiometers verbaut und über eine aus früheren Arbeiten bereits vorhandene Mechanik an den Schubhebel angeschlossen. Diese Ausführung der lösbaren mechanischen Kopplung von AFCS und Schubhebel bietet den Vorteil, dass keine zertifizierte Software benötigt wird und die Besatzung jederzeit über den Status des Autothrottle-Systems informiert ist bzw. durch aktives Eingreifen die Verbindung durch Überdrücken lösen kann.

Für die elektrische Versorgung der drei Primärsteuerungs-Aktuatoren wurde im Bereich unter dem linken Sitz ein Spannungswandler eingebaut, der die 12V-Bordspannung auf 24V hochsetzt. Er besitzt eine Strombelastbarkeit von 20A auf der 12V-Seite, wovon 6A für die Aktivierung der Kupplungen benötigt werden. Der Rest steht zum Antrieb der Servomotoren zur Verfügung.

Der Schleppausleger war bereits aus einem früheren Projekt vorhanden und der zugehörige Belastungsversuch durchgeführt. Es musste lediglich eine Umlenkungrolle für das Betätigungsseil in der Rumpfnase an der Position der vorderen Schleppkupplung eingebaut werden. Danach konnte der Schleppausleger am hinteren Rumpfende befestigt und das Betätigungsseil außen unten am Rumpf nach vorne verlegt werden. Eine Messung der Betätigungskräfte zur Auslösung bestätigte die Einhaltung der maximal zulässigen Kraft von 20 daN. Abbildung 2.22 zeigt den Schleppausleger mit Tost Seilkupplung und Betätigungszug. Letzterer wird mit Aluminiumklebeband an der Unterseite des Rumpfes befestigt.



Abbildung 2.22: Schleppausleger mit Seilkupplung und Betätigungszug am Rumpheck.

2.3 HAP 3: Lärmmessung und Erprobung

2.3.1 AP 3.1: Lärmmessung

AP 3.1.1: Definition der Lärm-Messkampagne

Grundlage für die Lärmmessungen ist der ICAO Anhang 16 Volume 1 „Noise Standards for Aircraft“, in dem das Messverfahren zur Zertifizierung von kleinen Propellerflugzeugen beschrieben ist. Die Anwendung dieses Messverfahrens sorgt für eine einfache Vergleichbarkeit mit anderen, zugelassenen Flugzeugen, da deren Lärmschutzzeugnisse herangezogen werden können. Bei dem Verfahren wird der Lärmpegel am Messpunkt am Boden beim Überflug im Steigflug nach einer horizontalen Strecke von 2,5 km nach dem Beginn des Startlaufes bestimmt. Die Leistung muss dabei der maximal möglichen Startleistung entsprechen. In Abbildung 2.23 ist das zugrunde liegende Flugprofil zu sehen.

Zusätzlich zu vereinfachten Messungen nach dem ICAO-Verfahren wurden Messungen bei bodennahen Überflügen über einem Mikrofonarray durchgeführt, um die Schallquellen am Flugzeug räumlich auflösen zu können. Hierzu kommt eine vom Institut für Aero- und Gasdynamik (IAG) der Universität Stuttgart entwickelte akustische Messanlage zum Einsatz. Diese besteht aus Messboxen mit integriertem AD-Wandler, die das Signal von zwei bis vier Messmikrofonen aufzeichnen können. Mehrere dieser Boxen können über WiFi verbunden und synchronisiert werden, sodass ein Mikrofonarray mit bis zu 24 Messpunkten aufgebaut werden kann. Zusätzlich besitzen die Messboxen einen GPS-Empfänger zur eigenständigen Zeitsynchronisation. Abbildung 2.24 zeigt eine Messbox mit angeschlossenem Mikrofon mit Bodenplatte.

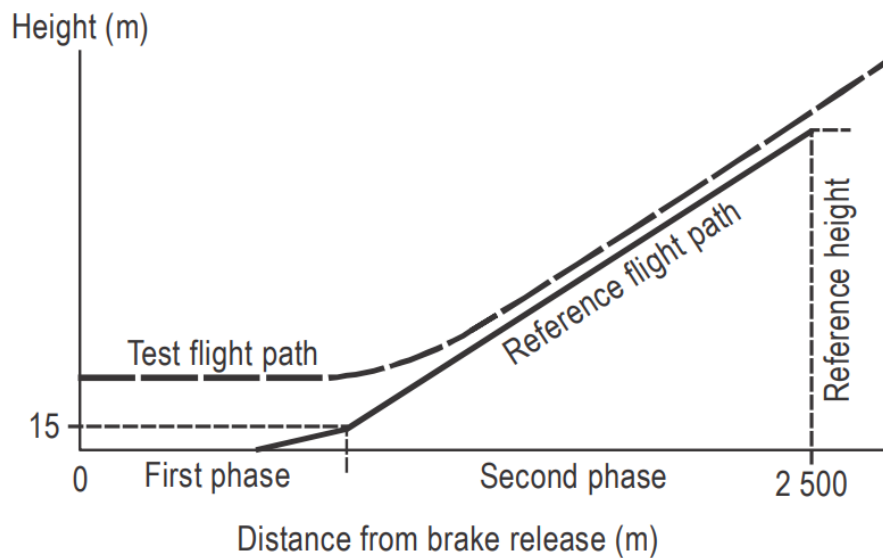


Abbildung 2.23: Flugweg für Lärmmessungen nach ICAO Annex 16 Volume 1.



Abbildung 2.24: Akustik Messbox als Einzelkomponente des Messarrays.

AP 3.1.2: Adaption und Inbetriebnahme der Messanlage

Der Großteil der Lärmesskampagne fand im August 2024 auf dem Verkehrslandeplatz Stendal-Borstel EDOV statt. Dieser bot ausreichend Platz im Anflugbereich, um ein möglichst großes Mikrofonarray aufbauen zu können. Abbildung 2.25 zeigt den Aufbau des Arrays kurz vor der Schwelle der Piste 08. Hier wurden ausschließlich Messungen nach dem zweiten genannten Verfahren mit bodennahen Überflügen durchgeführt. Tabelle X gibt eine Übersicht über die durchgeführten Anflüge und die jeweilige Konfiguration, wobei hauptsächlich die Leistung und die eingestellte Propellerdrehzahl des drehzahlgeregelten Verstellpropellers variiert wurden. Es wurden auch Überflüge mit festem, bekanntem Propellerpitch durchgeführt.



Abbildung 2.25: Satellitenbild mit Anordnung des Mikrofonarrays auf dem Flugplatz Stendal-Borstel.

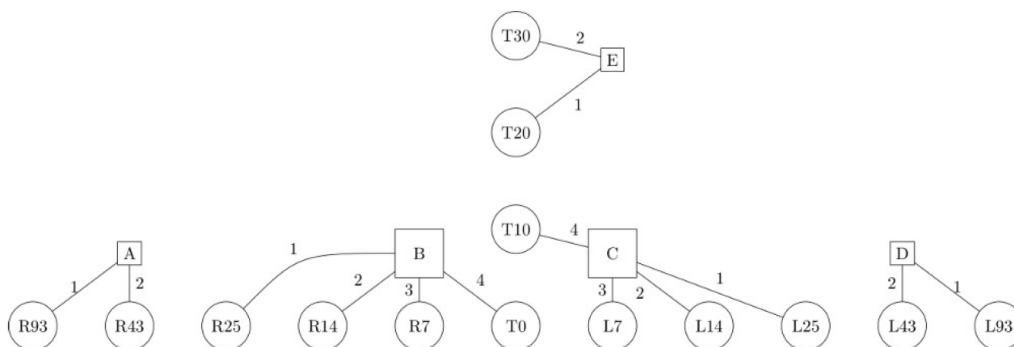


Abbildung 2.26: Schematische Anordnung der Mikrofone und Messboxen im Array.

AP 3.1.4: Lärmmessung und Auswertung

Abbildung 2.27 zeigt den zeitlichen Verlauf des Schalldruckes beim Überflug der Messstelle. Da sich die Schallquelle in Relation zur Überflughöhe schnell über das Mikrofonarray bewegt, ist ein deutlicher kurzzeitiger Peak erkennbar. Dieser beträgt etwa 4 Pascal. Eine weitere Analyse des Schallsignals in Form einer schnellen Fourier-Transformation (FFT) ist in Abbildung 2.28 dargestellt. Hierbei sind die gemittelten Werte aller vier aktiven Kanäle des Messarrays in einem Diagramm dargestellt. Es ist ein erster Peak im Frequenzgang bei ca. 100 Hz zu erkennen und danach geradzahlig Vielfache davon bei 200 und 300 Hz. Diese Frequenzen lassen sich durch die

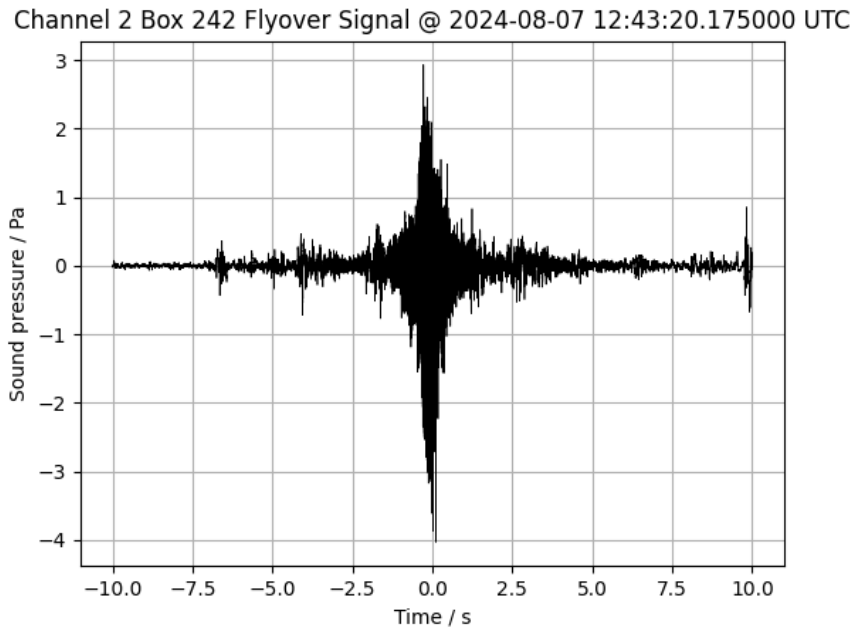


Abbildung 2.27: Schalldruck beim tiefen Überflug der Messstelle mit 38 kW und 2000 U/min.

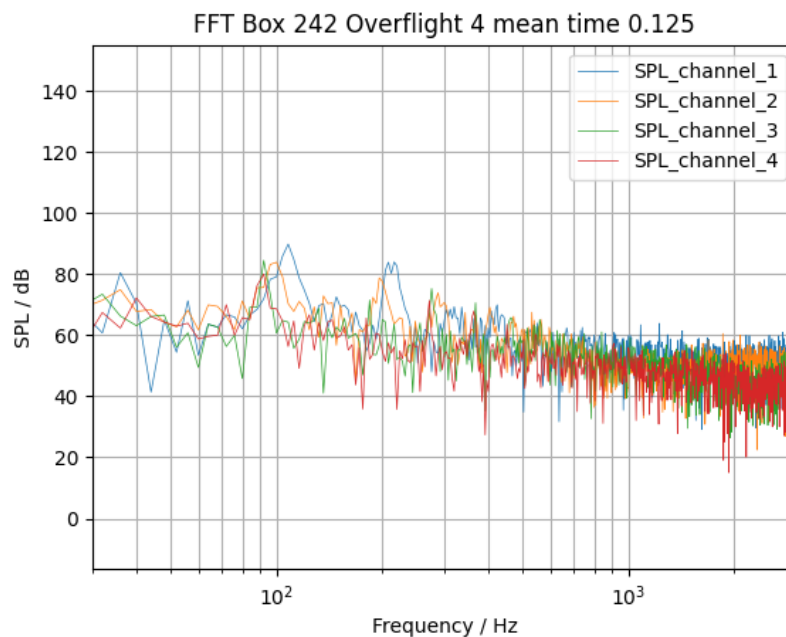


Abbildung 2.28: Frequenzgang beim tiefen Überflug mit 38 kW und 2000 U/min.

Blattfolgefrequenz oder Blade-Pass-Frequency (BPF) des dreiblättrigen Propellers erklären und unterstützen die Vermutung, dass der Propeller die dominierende Lärmquelle am e-Genius ist. Die Formel zur Bestimmung der BPF lautet:

$$BPF [Hz] = \frac{\text{Propellerdrehzahl [U/min]}}{60} \times \text{Blattanzahl} \quad (2.1)$$

Sie beträgt für eine Drehzahl von 2000 U/min und einer Blattanzahl von drei genau 100 Hz. Der Wert des Schalldruckpegels bei dieser Frequenz beträgt ca. 90 dB.

Abbildung 2.29 zeigt einen Überflug mit geringerer Leistung, Drehzahl und Geschwindigkeit. Letztere macht sich in einem länger andauernden Signal bemerkbar. Durch die geringere Leistung und vor allem durch die geringere Propellerdrehzahl ist der Schalldruck deutlich geringer als beim Überflug mit der doppelten Leistung und der höheren Propellerdrehzahl. Der größte gemessene Wert beträgt ca. 2 Pascal. Im zugehörigen Frequenzgang, der in Abbildung 2.30 zu sehen ist, ist die BPF bei einer Frequenz von knapp unter 90 Hz auszumachen und ihre ganzzahligen Vielfachen entsprechend bei 180 und 270 Hz. Der theoretische Wert für eine Drehzahl von 1600 U/min entspricht 80 Hz. Der Unterschied lässt sich mit geringen Schwankungen in der Drehzahl erklären. Der höchste Schalldruckpegel beträgt ca. 83 dB, was gleichbedeutend ist mit einer Reduktion der empfundenen Lautstärke um mehr als die Hälfte.

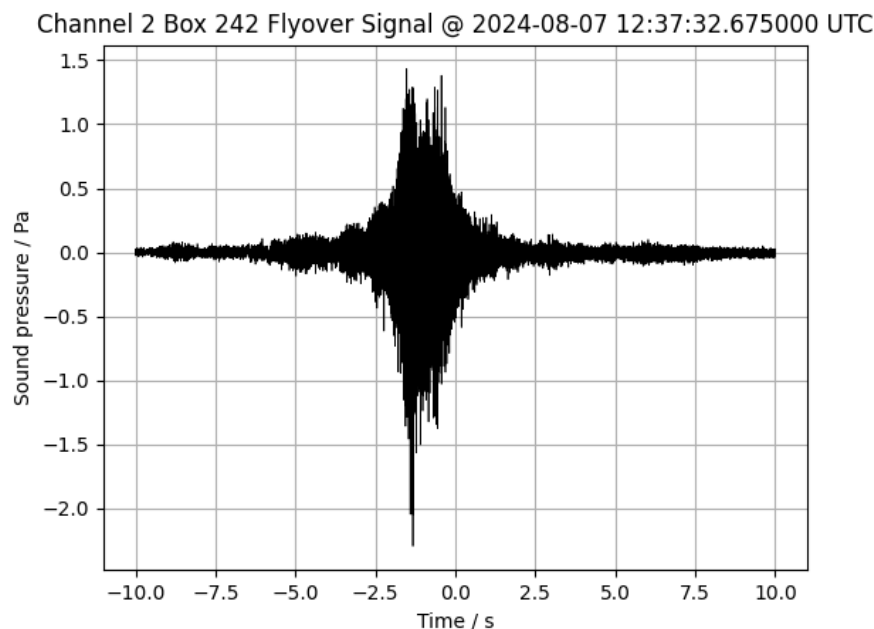


Abbildung 2.29: Schalldruck beim tiefen Überflug der Messstelle mit 19 kW und 1600 U/min.

Leider gingen durch eine Fehlfunktion der Messboxen ca. 50% der aufgezeichneten Daten verloren, sodass die weitere Auswertung, vor allem die Korrelation von Drehzahl und Leistung zum gemessenen Lärmwert, deutlich erschwert wurde und eine weitere Datenerhebung notwendig ist. Die Auswertung zur räumlichen Auflösung der Schallemission am Flugzeug ist jedoch mit einzelnen Messungen möglich, allerdings zum Zeitpunkt der Berichtserstellung noch nicht abgeschlossen.

Eine zweite Messreihe wurde Ende November 2024 am Flugplatz in Mengen-Hohentengen EDTM durchgeführt. Hierbei wurde ein Verfahren in Anlehnung an den ICAO Aneex 16 angewendet. Es wurde auf der Piste 25 in EDTM gestartet und nach 2,5 km Flugstrecke eine einzelne Messstelle überflogen. Durch die Entfernung der Lärmquelle zum Messpunkt war eine räumliche Auflösung der Lärmstehung nicht möglich und für diese Messreihe auch nicht notwendig. Abbildung 2.32

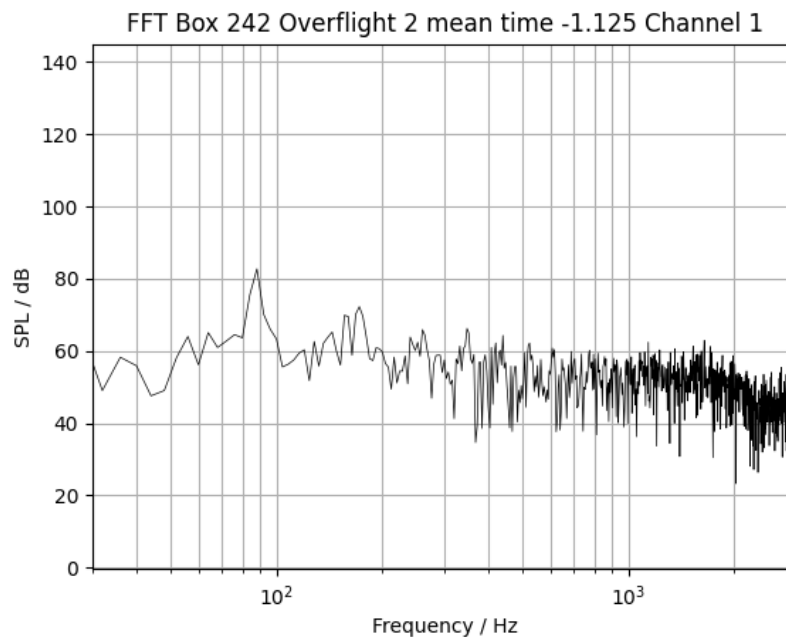


Abbildung 2.30: Frequenzgang beim tiefen Überflug mit 19 kW und 1600 U/min.

Datum	#	Uhrzeit (loc)	Uhrzeit (UTC)	Flugzeug	IAS (km/h)	Leistung (kW)	Drehzahl (rpm)	Wölbklappen	Fahrwerk	Bremsklappen	Propellerpitch (°)
07.08.2024	1	14:36:00	12:36:00	e-Genius	120	0	1400	0	UP	0%	10
07.08.2024	2	14:38:00	12:38:00	e-Genius	140	19	1600	0	UP	0%	10
07.08.2024	3	14:41:00	12:41:00	e-Genius	160	30	1800	0	UP	0%	10
07.08.2024	4	14:47:00	12:47:00	e-Genius	180	38	2000	0	UP	0%	10
08.08.2024	1	10:42:05	08:42:05	e-Genius	120	17	1350	0	UP	0%	10
08.08.2024	2	10:44:35	08:44:35	e-Genius	120	18	1390	0	UP	0%	10
08.08.2024	3	10:47:15	08:47:15	e-Genius	140	22	1600	0	UP	0%	10
08.08.2024	4	10:49:40	08:49:40	e-Genius	140	20	1550	0	UP	0%	10
08.08.2024	5	10:53:35	08:53:35	e-Genius	160	31	1750	0	UP	0%	10
08.08.2024	6	10:55:50	08:55:50	e-Genius	160	32	1730	0	UP	0%	10
08.08.2024	7	10:59:35	08:59:35	e-Genius	180	39	1970	0	UP	0%	10
08.08.2024	8	11:01:45	09:01:45	e-Genius	180	39	1990	0	UP	0%	10

Abbildung 2.31: Übersicht über durchgeführte Lärmmessungen in Stendal-Borstel EDOV

zeigt den Verlauf des Schalldruckes beim Überflug in 285 m Höhe, einer Leistung von 88 kW und einer Drehzahl von 2300 U/min, was der maximal zulässigen Startdrehzahl entspricht. Durch die größere Entfernung zur Messtelle und der deswegen langsameren Bewegung der Schallquelle relativ zur Messtelle ist kein scharfer Peak wie bei den bodennahen Messungen zu erkennen. Der größte gemessene Wert beträgt ca. 0,2 Pascal. Im zugehörigen Frequenzgang in Abbildung 2.33 ist jedoch deutlicher als bei den bodennahen Messungen die BPF und ihre Vielfachen zu erkennen. Der theoretische Wert der BPF bei einer Drehzahl von 2300 U/min. errechnet sich zu 115 Hz. Interessanterweise sorgt hier die erste Oberschwingung der BPF bei ca. 230 Hz für den höchsten Schalldruckpegel von ca. 53 dB.

Zur Untersuchung der Möglichkeiten zur Lärmreduktion wurde ein weiterer Überflug mit Vollgas, jedoch mit reduzierter Propellerdrehzahl durchgeführt. Durch die geringere Drehzahl sinkt auch die zur Verfügung stehende Leistung geringfügig von 107 KW auf ca. 95 kW. Abbildung 2.34 zeigt

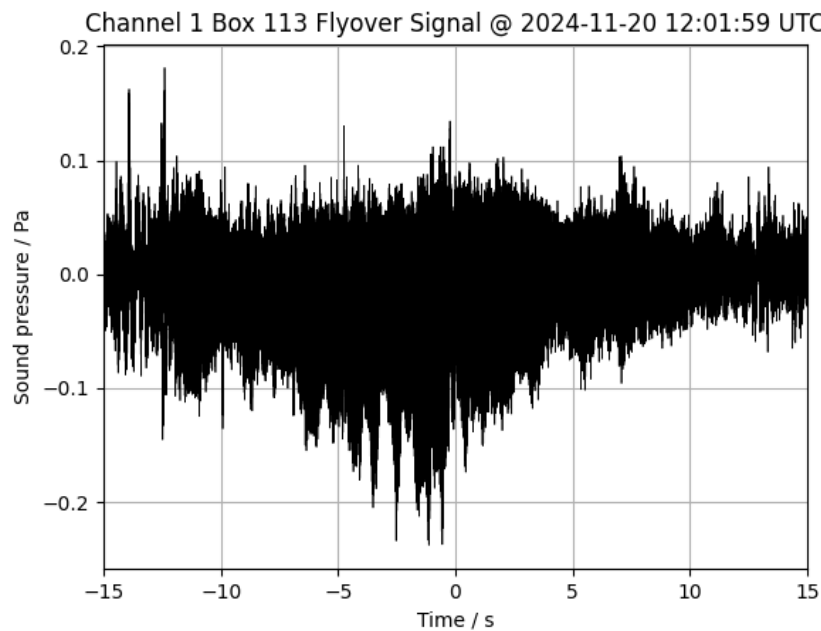


Abbildung 2.32: Schalldruck beim hohen Überflug der Messstelle mit 88 kW und 2300 U/min.

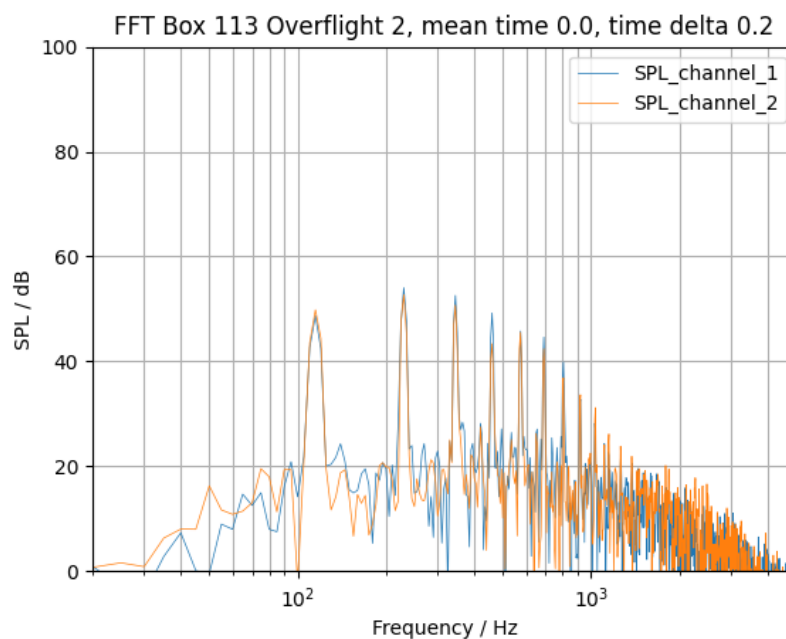


Abbildung 2.33: Frequenzgang beim hohen Überflug mit 88 kW und 2300 U/min.

den den Zeitverlauf dieses Messsignals. Die Reduktion der Drehzahl bewirkt eine Verringerung des Schalldrucks um ca. 0,125 Pascal. Die Überflughöhe beträgt 276 m und ist somit fast gleich zu der der ersten Messung. Zu beachten ist, dass die Überflughöhe einen signifikanten Einfluss auf

den gemessenen Lärmpegel hat, da die Schallleistung quadratisch mit der Entfernung abfällt. Im zugehörigen Frequenzgang in Abbildung 2.35 ist wiederum die erste BPF bei einer Frequenz von 100 Hz zu sehen, was wiederum genau dem theoretischen Wert entspricht.

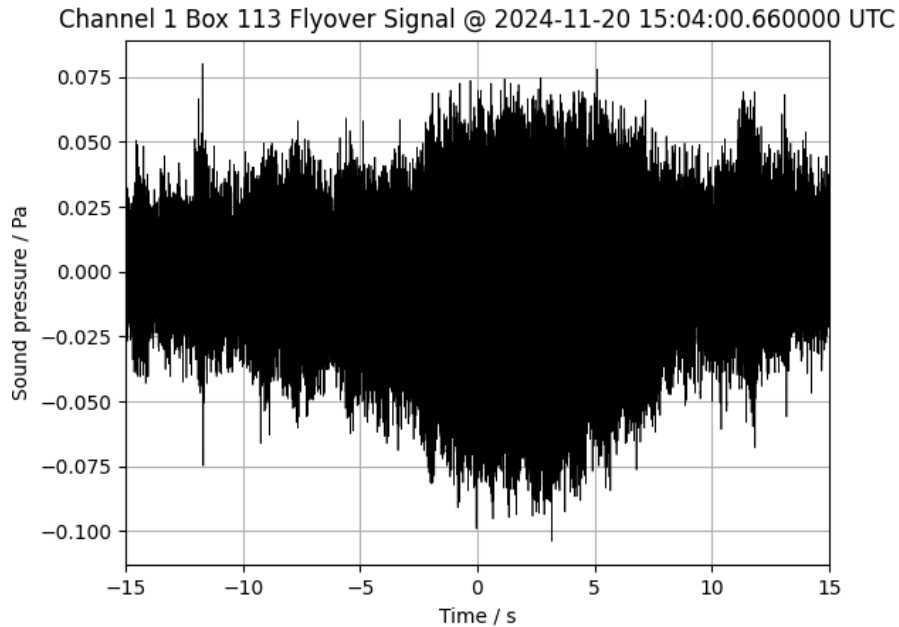


Abbildung 2.34: Schalldruck beim hohen Überflug der Messstelle mit 95 kW und 2000 U/min.

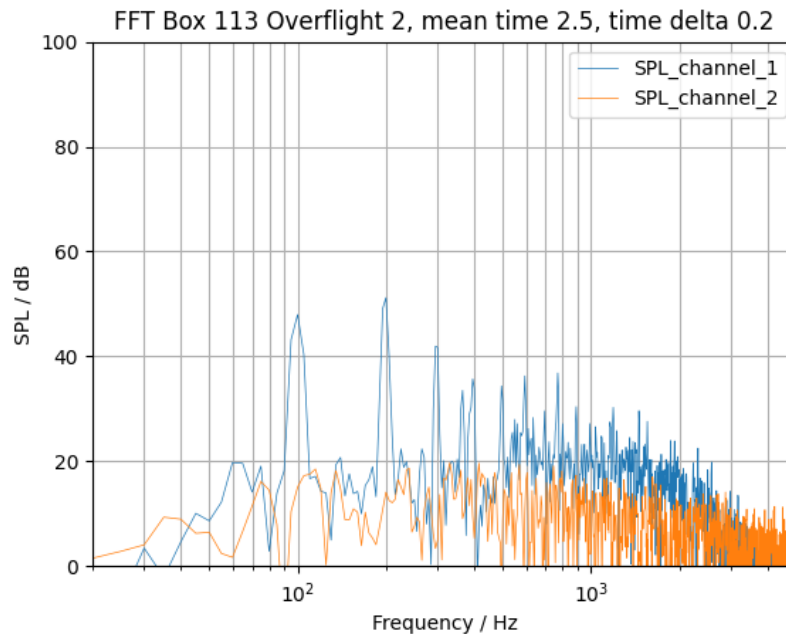


Abbildung 2.35: Frequenzgang beim hohen Überflug mit 95 kW und 2000 U/min.

Abbildung 2.36 gibt eine Übersicht über die vier durchgeführten Messflüge nach ICAO Anhang 16 in Mengen-Hohentengen. In Abbildung 2.37 sind die zugehörigen ausgewerteten Lärmpegel in dBA zu sehen.

Datum	20.11.2024	20.11.2024	20.11.2024	20.11.2024
Überflug Nr.	1	2	3	4
Uhrzeit (loc)	12:51:00	13:02:00	15:56:00	16:04:00
Uhrzeit (UTC)	11:51:00	12:02:00	14:56:00	16:04:00
Flugzeug	e-Genius	e-Genius	e-Genius	e-Genius
IAS /(km/h)	120	120	120	120
Leistung /kW	90	88	105	95
Drehzahl /rpm	2300	2300	2300	2000
Wölbklappen	0	0	0	0
Fahrwerk	UP	UP	UP	UP
Überflughöhe [m]	250	285	366	276
Max. Schalldruckpegel dB(A)	-	65,2	62,0	56,8

Abbildung 2.36: Übersicht über durchgeführte Lärmmessungen in Mengen-Hohentengen EDTM

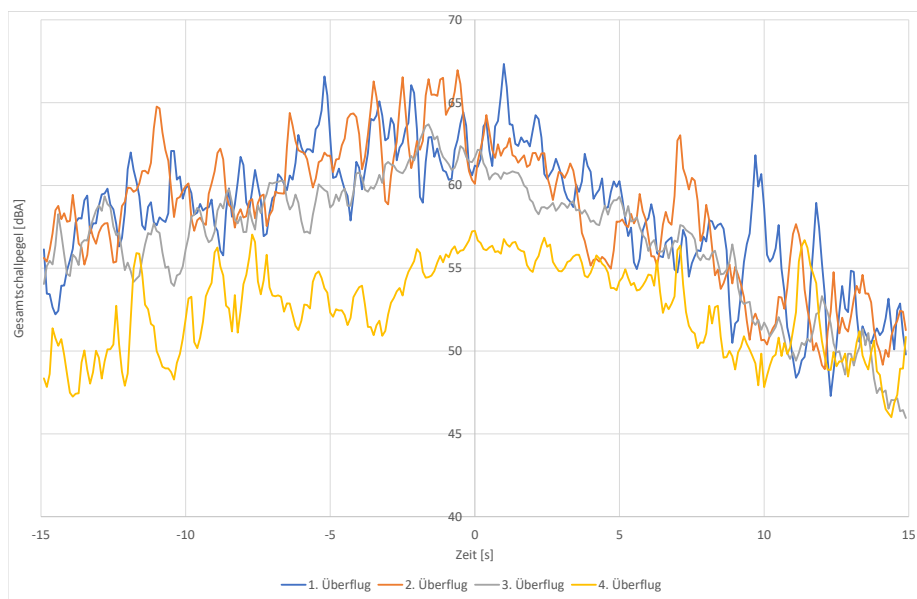


Abbildung 2.37: Zeitverlauf des Lärmpegels in dBA aller vier Überflüge in EDTM.

Die wesentlichen Erkenntnisse der Lärmesskampagne sind zunächst die Bestätigung der Vermutung, dass der Propeller die Hauptlärmquelle am Flugzeug ist und dass der Schalldruckpegel im Bereich von Flugzeugen mit Verbrennungsmotor und ähnlichen Propellerdrehzahlen und Antriebsleistungen liegt. Eine Besonderheit des e-Genius ist der ausgeprägte Anteil der Blattfolgefrequenz am gesamten Schallsignal. Dies liegt an der Nähe des Propellers zum Rumpf und der Vorderkante des Seitenleitwerkes und äußert sich in einem charakteristischen „Knattern“ beim Vorbeiflug. So ist festzustellen, dass die angestrebte Verminderung der Lärmesmissionen um 10 dBA beim F-Schlepp nicht allein durch die Antriebstechnologie zu erreichen ist, da der Propeller immer wesentlicher Bestandteil des elektrischen Antriebsstranges ist und die zum F-Schlepp notwendigen Leistungen über denen von Flugzeugen liegen, die für den reinen Reiseflug ausgelegt sind. Ein Vorteil des elektrischen Antriebs ist jedoch seine einfache Möglichkeit zur Leistungsreduktion und seine Leistungsfähigkeit auch bei niedrigen Propellerdrehzahlen durch die höhere Drehmomentreserve des Elektromotors im Vergleich zu einem Verbrennungsmotor. Dadurch wird es möglich, mit geringeren als der maximal möglichen Drehzahl zu starten und zu schleppen, ohne signifikante Leistungsreduktionen in Kauf nehmen zu müssen. So kann zum Beispiel beim Schleppen von leichten einsitzigen Segelflugzeugen die Drehzahl deutlich reduziert werden. Dadurch verschlechtern sich die Flugleistungen nur minimal und der Lärmpegel sinkt merklich. Ein solcher Abflug mit veringert Drehzahl ist im Überflug Nummer vier der Messreihe in Mengen-Hohentengen demonstriert worden und ergab ein Potential der Senkung des Lärmpegels um 6 dBA, was der halben empfundenen Lautstärke im Vergleich zu einem Start mit maximal möglicher Leistung entspricht.

2.3.2 AP 3.2: Integration

Ein Großteil der Komponenten wurde in einen Wingpod integriert, der sich unter dem rechten Flügel des Testträgers befinden wird. Der Wingpod ist in Abbildung 2.38 dargestellt. Dieser Wingpod ist durch Kabel, die durch den Flügel verlaufen, mit den restlichen Komponenten verbunden, die sich im Rumpf befinden. Um eine bessere Übersichtlichkeit der Hardware im Rumpf zu gewährleisten, wurde darauf geachtet, dass die Komponenten des AFCS möglichst gekapselt in eigenen Boxen platziert werden. Für die Verkabelung waren mehrere Iterationen zwischen ersten Testvarianten und der finalen flugtauglichen Version nötig, um allen Anforderungen in Bezug auf mechanische Anbindung und EMV gerecht zu werden. Alle größeren Komponenten wie Batterie, Motor, Inverter, Relaisbox und Autopiloten-Servomotoren wurden im Flugzeug platziert und deren mechanische Halterungen konnten fertiggestellt werden. Bei diesen wurde entweder experimentell oder rechnerisch ihre geforderte Festigkeit nachgewiesen.



Abbildung 2.38: Wingpod unter dem rechten Flügel.

AP 3.2.1: Integration Flugsteuerungssystem mit HMI

Aus Sicht der Firmware erfolgt die Integration der HMIs in das AFCS durch die Bereitstellung geeigneter Sollwerte und Sensordaten an die HMI-Datenschnittstelle. Wie in Abbildung 2.39 dargestellt, ist das linke HMI ein multifunktionales Steuerdisplay, das ein Geschwindigkeitband und einen Flugmodusanzeiger darstellt. In dieser Anzeige wird die gemessene Flugeschwindigkeit in Schwarz dargestellt, während die vorgegebene Geschwindigkeit in Pink erscheint. Der Flugmodusanzeiger zeigt den aktuellen Systemzustand basierend auf der Sensorverfügbarkeit und den Schalterstellungen an: Er zeigt „AP N/A“ an, wenn Sensordaten noch nicht verfügbar sind. „AP OFF“ wird angezeigt, wenn Sensordaten verfügbar sind und der AFCS-Schalter, aber nicht der Aktuator-Schalter aktiviert sind. Erst wenn Sensordaten verfügbar sind und sowohl der AFCS- als auch der Aktuator-Schalter aktiviert sind erscheint „AP ON“. Das rechte HMI dient als Anzeige für die Lageregelung und zeigt einen künstlichen Horizont mit integrierter Flugrichtungsanzeige. In dieser Anzeige wird die aktuelle Fluglage in Schwarz dargestellt, während die vom AFCS vorgegebene Soll-Lage in Pink angezeigt wird.

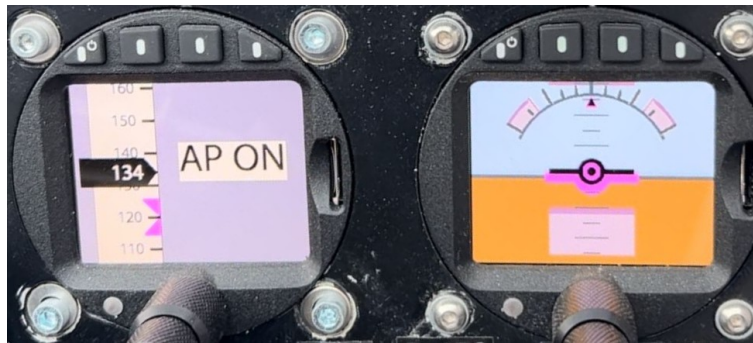


Abbildung 2.39: HMI-Multifunktionssteueranzeige (links) und HMI-Lageregelungsanzeige (rechts).

AP 3.2.2: Integration Akkusystem und Ladeinfrastruktur

Die einzelnen Batteriemodule wurden mit den in Kapitel 2.3.1 beschriebenen Halteelementen mechanisch befestigt. Danach wurden alle Niederspannungskabel angeschlossen, die die Strom- und Datenverbindung zur den BMS-Slave Platinen in den Modulen zum BMS-Master in der Relaisbox herstellen. Nachdem die Kommunikation des BMS und die Isolation des HV-Systems überprüft waren, wurden die HV-Verbindungen hergestellt. Alle Kabel wurden flugfertig verlegt und befestigt, um vor allem die Freigängigkeit der Steuerung zu gewährleisten. Die Schläuche für die Belüftung der Module wurden an den jeweiligen Ein- und Auslässen und an den Modulen angeschlossen und ebenfalls verrutschsicher verlegt und befestigt.

Das Ladeinlet wurde an der in Flugrichtung linken Seite neben dem vorderen Batteriesystem angebracht, wo es aus dem Cockpitbereich zugänglich ist. Hierbei waren die relativ großen Abmaße der aus dem Automobilbereich übernommenen Komponenten eine Herausforderung, da vermieden werden wollte, dass eine zusätzliche Klappe als Zugang zum Ladeinlet angebracht wird. Der Zugang aus dem Cockpitbereich war damit verbindlich und wurde zusätzlich durch den abgewinkelten Lade-stecker erschwert. Die genaue Einbauposition des Ladeinlets war dadurch relativ genau festzulegen und einzuhalten.

AP 3.2.3: Integration Schlepp-Antriebssystem

Der Hauptaufwand bei der Einrüstung des neuen Antriebssystems, bestehend aus Propeller, Elektromotor und Inverter, lag bei der Konstruktion, der Fertigung und dem Belastungsversuch des neuen Motorträgers. Dieser wurde aus Luftfahrtstahl 1.7734 geschweißt und behält die Position des Propellerflansches von der vorherigen Anordnung bei. Die Festigkeit des neuen Motorträgers wurde über einen Belastungsversuch nachgewiesen. Dabei wurden die im Flug auftretenden Belastungen mit einem Sicherheitsfaktor von 1,5 und die Notlandelasten mit einem Sicherheitsfaktor von 1,0 statisch aufgebracht. Danach konnte der Motorträger am Flugzeug montiert und der Motor eingebaut werden. Eine neue Halterung für den Inverter vom Typ DTI HV-850 wurde gefertigt und über einen rechnerischen Festigkeitsnachweis nachgewiesen. Die Phasenkabel von Inverter zu Elektromotor wurden von der ursprünglichen Konfiguration beibehalten, da diese fest im Rumpf verlegt waren und nicht mit für das Projekt vertretbarem Aufwand austauschbar sind. Es handelt sich dabei um Aluminiumkabel mit einem Querschnitt von 50 Quadratmillimetern. Aluminium hat einen gewichtsspezifisch besseren Leitwert als Kupfer und wurde deswegen als Leitermaterial gewählt.

Abbildung 2.40 zeigt die Installation des Elektromotors am Heck des Flugzeugs mit dem neuen Motorträger und einem Dummy der Verkleidung, auch Cowling genannt. Diese verringert den Luftwiderstand und leitet über Einlässe Kühlluft zum Motor. Der Motor selbst ist vom Typ EMRAX 268 CC MV und besitzt eine Wasserkühlung sowie Luften- und auslässe im Rotor, um die höchste Dauerleistung der Baureihe 268, im Vergleich zu der rein luft- oder wassergekühlten Variante, zu erzeugen. Eine weitere Komponente, die wesentlich zur Leistungsfähigkeit und Betriebssicherheit des Systems beiträgt ist die elektrische Propellerverstellung. Diese überträgt das elektrische Signal zur Verstellung der Propellerblätter über einen Schleifring an der Grundplatte des Spinners in das drehende System. Die feststehende Halterung am Flugzeug für die Kohlekontakte des Schleifrings muss ausreichend steif sein, um für den gesamten Drehzahlbereich Schwingungsfreiheit zu garantieren. Gleichzeitig soll sie eine möglichst niedrige Bauhöhe besitzen, um unter die Cowling zu passen und damit wenig Luftwiderstand zu erzeugen. Die Halterung wurde aus Kohlefaser gefertigt und wird über drei M5 Schrauben am Motorträger angeschraubt.

2.3.3 AP 3.3: Systemtest gesamt und Beginn Flugerprobung

AP 3.3.1.1: Systemtest, Abnahme, Dokumentation (Antrieb und Batterie)

Nach Abschluss der Integration von Akkusystem und Antriebssystem und Prüfstandsläufen des Antriebssystems wurden zunächst Standläufe unter Realbedingungen durchgeführt, um die Funktionsfähigkeit des Antriebs zu validieren. Einer dieser Standläufe ist in Abbildung 2.41 zu sehen. Die Leistung ist hierbei auf ca. 50 kW begrenzt, da der Rumpf beginnt, sich hinten anzuheben. Es können jedoch alle wichtigen Funktionen und besonders die Zuverlässigkeit der elektrischen Signalübertragung getestet werden.

Am 24.05.2024 fand die abschließende Bauabnahme durch den zugewiesenen Bauprüfer statt und die Erteilung einer vorläufigen Verkehrszulassung konnte beim Luftfahrt-Bundesamt beantragt werden.

Bis zur Erteilung der Flugzulassung wurde das Flugzeug zum Verkehrslandeplatz Mengen-Hohentengen verbracht, dort aufgebaut und einige Taxi-Tests in Vorbereitung auf den Wiedererstflug durchgeführt. Hierbei konnte bereits volle Leistung gesetzt werden und das thermische Verhalten des Systems bei mittleren Leistungen am Boden getestet werden.

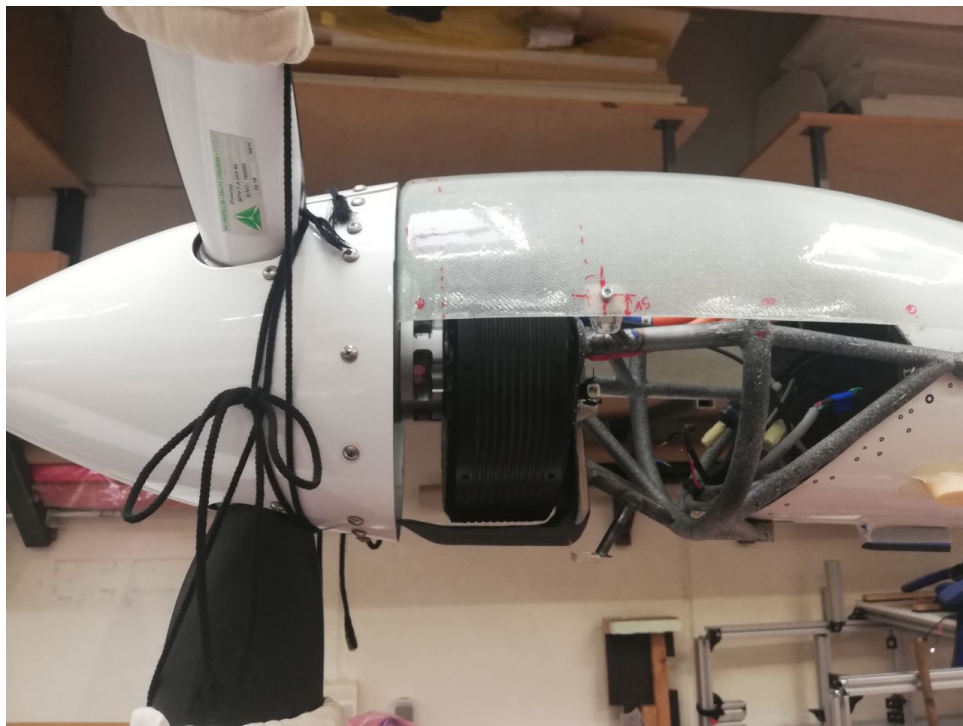


Abbildung 2.40: Erste Integration des Elektromotors mit neuem Motorträger und Cowling-Dummy.



Abbildung 2.41: Standlauf zum abschließenden Systemtest vor dem Widererstflug

AP 3.3.1.2: Systemtest, Abnahme, Dokumentation (Hardware Autopilot)

Vor den Flugversuchen wurden die Sensoren, Servomotoren und der Bordcomputer erneut getestet, um deren einwandfreie Funktion sicherzustellen.

Die Sensordaten wurden verifiziert, indem das Flugzeug manuell unter Verwendung vordefinierter Referenzzustände geflogen und die gemessenen Werte mit den erwarteten verglichen wurden. Zum Beispiel wurde während eines Flugversuchs die Fluggeschwindigkeit in diskreten Schritten erhöht. Die Anzeigen des bordeigenen Fahrtmessers wurden mit den Messwerten der Staudrucksonde verglichen, was bestätigte, dass die Sensordaten konsistent waren und sich im erwarteten Bereich bewegten. Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit war ein geringerer Anstellwinkel erforderlich, um den stationären Horizontalflug aufrechtzuerhalten, wie in Abbildung 2.42 dargestellt. Der Pilot konnte bestätigen, dass die gemessenen Anstellwinkel plausibel waren. Ebenso wurden andere gemessene Zustände wie Fluglagen und Drehraten überprüft, um sicherzustellen, dass keine signifikanten Fehler in den Sensordaten vorhanden waren.

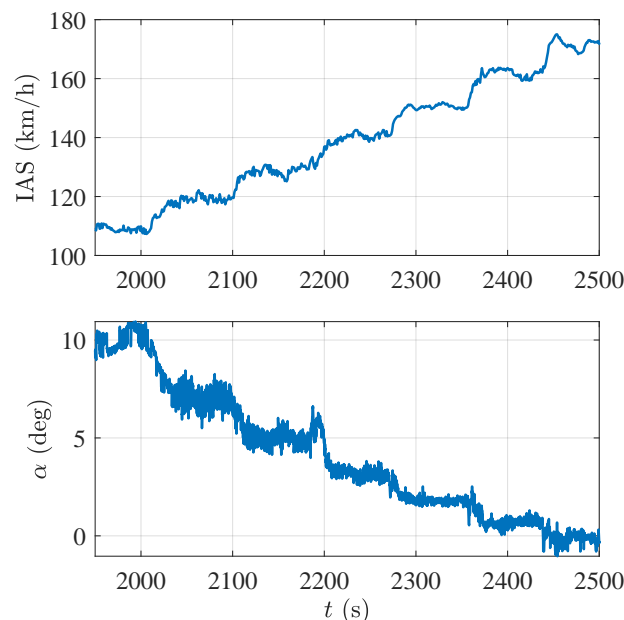


Abbildung 2.42: Testergebnisse der Staudrucksonde.

Alle Servos wurden kalibriert, um den gültigen Bewegungsbereich zu bestimmen. Anschließend wurden die Steuerflächen getestet, um sicherzustellen, dass ihre Ausschläge den vorgegebenen Befehlen über den gesamten kalibrierten Bereich hinweg entsprachen. Zusätzlich wurden Servobefehle direkt aus der Firmware herausgegeben, und die Servoreaktionen wurden mit den Sollwerten verglichen. Die Testergebnisse in Abbildung 2.43 zeigen, dass der Querruderservo präzise auf die Befehle reagierte. Auch die drei anderen Servos wurden entsprechend überprüft und funktionierten ebenfalls einwandfrei.

Abbildung 2.44 zeigt den Versuchsaufbau zur Bestimmung der zum Überdücken der Servos notwendigen Bedienkräfte. Diese sind durch die Zulassungsvorschrift JAR 22 und eine Richtlinie der Oskar-Ursinus-Vereinigung festgelegt und betragen für das Höhenruder 222 N daN, für das Seitenruder 400 N und für das Querruder 133 N. Die gemessenen Kräfte waren 176,6 N für das

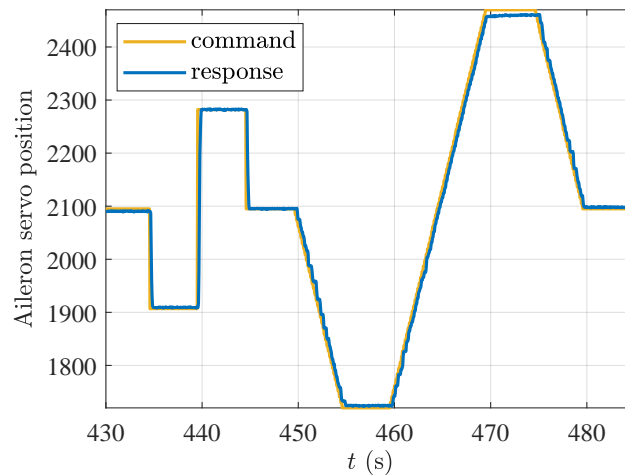


Abbildung 2.43: Testergebnisse der Servomotoren.

Höhenruder und 121,6 N für das Querruder. Zusätzlich wurde die elektrische Abschaltung über den Servo-Hauptschalter und über den AFCS Hauptschalter mehrmals und in allen Betriebszuständen auf Funktion geprüft.



Abbildung 2.44: Versuchsaufbau zur Bestimmung der zum Überdrücken des Servos notwendigen Bedienkräfte.

Zur Verifizierung der Reglerimplementierung auf dem tatsächlichen Prozessor wurden Processor-in-the-Loop (PIL) Simulationen durchgeführt. Dabei läuft das Reglermodell in Echtzeit auf dem Zielprozessor, während der übrige Teil des Systems in einer simulierten Umgebung verbleibt. Dieser Schritt dient dazu, potenzielle Probleme bei der Codegenerierung zu identifizieren und zu überprüfen, ob der Prozessor die entwickelte Regelungslogik zuverlässig ausführen kann. Nach der Fehlerbehebung stimmten die Ergebnisse der PIL-Simulationen sehr gut mit denen der Model-in-the-Loop (MIL) Simulationen überein, was die funktionale Gleichwertigkeit bestätigte.



Anschließend wurden Hardware-in-the-Loop (HIL) Simulationen durchgeführt. In dieser Phase ist der Prozessor mit realen Hardware-Schnittstellen verbunden, während ein hochauflösender Echtzeitsimulator die Flugzeugdynamik emuliert. Diese Stufe diente der Validierung der Interaktion zwischen Software und Hardware und stellte sicher, dass das Regelsystem unter realitätsnahen Betriebsbedingungen korrekt funktioniert.

Vor den Flugtests des AFCS wurden die Bewegungsbereiche der Servomotoren vorübergehend auf die Hälfte ihres vollen Ausschlags begrenzt. Diese Einschränkung reduzierte die Ausschläge der Steuerflächen während des automatischen Flugs und erhöhte somit die Sicherheit bei den ersten Tests.

AP 3.3.2.1: Flugerprobung der grundsätzlichen Funktionalitäten, ggf. Anpassungen Antrieb

Der erste Flug mit neuem Akku- und Antriebssystem fand am 28.06.2024 auf dem Flugplatz Mengen-Hohentengen EDTM statt. Abbildung 2.45 zeigt den e-Genius beim Startvorgang. Es sollten die Funktionsfähigkeit des Antriebs im Flug nachgewiesen werden sowie erste Erkenntnisse zur Überschussleistung und dem Temperaturverhalten gewonnen werden. Allerdings kam es beim Einfahren des Fahrwerks nach dem Start zu einem Verklemmen des linken Reifens im Fahrwerkskasten, was das linke Fahrwerksbein in der Stellung kurz vor vollständig eingefahren blockierte. Dadurch konnte das Testprogramm nicht wie geplant durchgeführt werden und es musste eine Sicherheitslandung mit beidseitig eingefahrenem Fahrwerk auf der Graspiste des Flugplatzes durchgeführt werden. Dabei kam es zu keinen weiteren Beschädigungen und beim Antriebs- und Batteriesystem kam es trotz des verkürzten Flugs nicht zu Fehlfunktionen oder Einschränkungen. Das Flugzeug wurde anschließend eingehend auf Beschädigungen untersucht und die Ursache für das Verklemmen konnte festgestellt werden. Vor dem Erstflug waren neue Reifen aufgezogen worden und anschließend ein Funktionstest des Fahrwerks durchgeführt. Dabei wurden keine Fehlfunktionen festgestellt. Allerdings sind die Luftspalte und Toleranzen im Fahrwerksschacht sehr minimal gehalten, was durch den größeren Durchmesser des neuen, nicht verschlissenen Reifens, zusammen mit dessen Nachdehnung sowie Abplattung in der Standzeit zwischen letztem Hochgeschwindigkeits-Rollversuch zum Verklemmen geführt hat. Die Auflage der Fahrwerksklappe, die den Kontaktpunkt mit dem Reifen darstellte wurde zurückgetrimmt und das Flugzeug durch einen Prüfer inspiziert und erneut zum Verkehr freigegeben.

Beim zweiten Flug vier Wochen nach dem Erstflug gab es keine weiteren Fehlfunktionen und das Testprogramm konnte erfolgreich abgeschlossen werden. Es wurde unter anderem ein Steigflug mit 60 kW bis Flugfläche durchgeführt, die Sinkgeschwindigkeit mit Propeller im Windmüllung bestimmt und ein kompletter Neustart des Antriebs in der Luft erprobt. Die festgelgten Verfahren erwiesen sich als anwendbar und die weiteren Flüge konnten vom Institutspersonal als verantwortliche Piloten durchgeführt werden. Bereits beim zweiten Flug bestätigte sich die Vermutung, dass die Phasenkabel das limitierende Element im Antriebsstrang darstellen würde, da der Leitungsquerschnitt beim Bau des Flugzeugs nicht für den längeren leistungsstarken Steigflug ausgelegt wurde und die Kabel in einem Kunststoffrohr verlegt sind, was sie quasi thermisch isoliert.

Nach einem weiteren Flug in Mengen-Hohentengen bereits durch Institutspersonal wurde das Flugzeug auf den Flugplatz Stendal-Borstel transportiert, um dort im Rahmen des Sommertreffens der Idaflieg e.V., welches auch vom DLR unterstützt wird, eine dreiwöchige kompakte Flugerprobungskampagne zu absolvieren. Zunächst wurden weitere Steigflüge mit hoher Leistung durchgeführt, um die Steigleistung, die damit zur Verfügung stehende Überschussleistung für das Schleppen von Segelflugzeugen und das thermische Verhalten aller Komponenten zu untersuchen. Abbildung 2.47 zeigt die Datenaufzeichnung eines dieser Steigflugtests. Das Flugzeug war dabei doppel-



Abbildung 2.45: e-Genius beim Start zum Wiedererflug nach dem Abschluss der Umbauarbeiten.



Abbildung 2.46: e-Genius beim zweiten Flug nach der Reparatur des Fahrwerks.

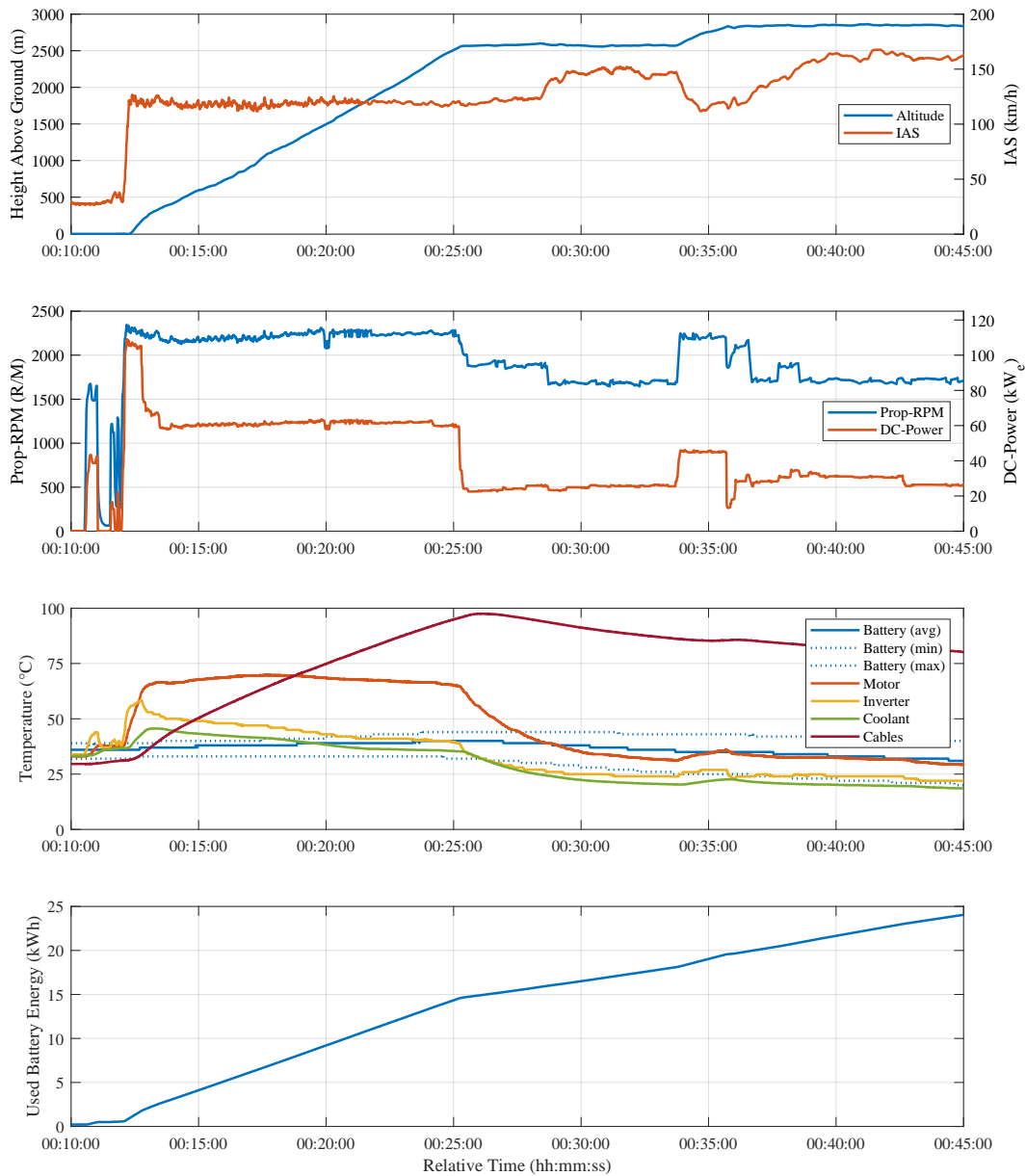


Abbildung 2.47: Steigflugtest.

sitzig besetzt und hatte eine Flugmasse von ca. 900 kg. Die Leistung wurde nach Erreichen einer Sicherheitshöhe von 200 m auf 60 kW reduziert und dann gehalten, bis die maximale Höhe von 3000 m oder ein Temperaturlimit einer Antriebskomponente erreicht war. Wie im unteren Teil des Diagramms zu sehen ist, erreichen die Temperaturen von Elektromotor, Inverter und Batterie ein thermisches Gleichgewicht und stabilisieren sich sofort nach Zurücknehmen der Leistung von 107 auf 60 kW. Die Temperatur der Phasenkabel steigt jedoch kontinuierlich, ohne dass eine Annäherung an das thermische Gleichgewicht eintritt. Bei einer Temperatur von 95°C wird der Steigflug beendet und die Leistung auf 20-25 kW für den Reiseflug reduziert. Spätere Versuche ergaben, dass die Dauerleistung, bei der die zulässige Kabeltemperatur von 105°C nicht überschritten wird, je

nach Außentemperatur bei 45-50 kW liegt. Die mittlere Steigrate liegt bei 900 kg Abflugmasse bei ca. 3,5 m/s, was eine ausreichende Leistungsreserve für den einsitzigen Schleppbetrieb, zumindest mit leichten bis mittelschweren Anhängelasten bedeutete. Somit ergaben die Steigflugversuche, dass eine Limitierung in der erreichbaren Höhe ein FLugzeugschlepp zu erwarten war, jedoch kurzzeitig genug Leistung zur Verfügung stehen würde, um einen sicheren Schleppflugbetrieb zu gewährleisten.

Ein weiterer Punkt der anfänglichen Flugerprobung ohne geschlepptes Segelflugzeug war die Untersuchung der Möglichkeit der Rekuperation von Energie beim Abstieg nach dem Ausklinken. Dazu wird der Propeller über den Elektromotor im Generatorbetrieb gebremst und die erzeugte elektrische durch den Inverter in die Batterie zurückgespeist. Diese Fähigkeit ist einzigartig für elektrische Antriebe und gerade für das Flugprofil beim Flugzeugschlepp vorteilhaft, da sich das Schleppflugzeug nach dem Ausklinken des Segelflugzeugs meist genau über dem Startflugplatz befindet, auf dem auch wieder gelandet werden soll. Üblicherweise kann die zur Verfügung stehende potentielle Energie durch konventionelle Schleppflugzeuge nicht mehr genutzt werden und wird durch Bremsklappen oder Windmilling des Propellers und das Schleppmoment des Verbrennungsmotors dissipiert. Abbildung 2.48 zeigt die Daten eines Rekuperationsversuches von 2900 m auf 500 m Flughöhe. Die gemessene DC-Leistung im zweiten Diagramm von oben ist ab Minute 51:00 negativ, es fließt also Strom in die Batterie. Dies ist auch in der Abnahme der genutzten Batterieenergiemenge im untersten Diagramm sichtbar. Insgesamt wurden aus der 2400 m großen Höhenstufe knapp 1,5 kWh zurückgewonnen. Hierbei ist auch noch der Ladewirkungsgrad der Batterie zu beachten, dadurch kann diese Energiemenge nicht mehr vollständig zum weiteren Antrieb genutzt werden. Der Wirkungsgrad der Rekuperation kann als Verhältnis der zurückgewonnenen elektrischen Energie und der zur Verfügung stehenden potentiellen Energie definiert werden. Er beträgt bei der exemplarischen Höhenstufe ca. 27%.

AP 3.3.2.2: Flugerprobung der grundsätzlichen Funktionalitäten, ggf. Anpassungen Autopilot und Antrieb

Flugtests wurden durchgeführt, um die Leistung der Basisregelung und der Bahnfolgeregelung zu bewerten. Dabei stellte sich heraus, dass die Reglerverstärkungen, welche anhand der Simulation bestimmt wurde, angepasst werden mussten, um das Regelverhalten zu verbessern. Abbildungen 2.49 und 2.50 zeigen die Flugtestergebnisse für die Längs- bzw. Quersteuerung. Wie in den Simulationen wird das Folgeverhalten einzelner Sollgrößen separat bewertet, wobei die in den Abbildungen dargestellten Befehle die gefilterten Versionen der Sprungeingangs bei $t = 20$ s, 40 s, 60 s und 80 s sind. Die Ergebnisse zeigen, dass die implementierten Regler in der Lage sind, den vorgegebenen Sollbefehlen innerhalb weniger Sekunden zu folgen. Obwohl das System Messrauschen, äußeren Störungen (wie Wind- und Temperaturschwankungen) sowie inhärenten Nichtlinearitäten (einschließlich Verzögerungen) ausgesetzt ist, bleiben die Systemantworten nahe an den Sollwerten. Es sind einige Schwingungen erkennbar, was auf Herausforderungen bezüglich der Systemdynamik hindeutet, jedoch zeigt die Gesamtleistung eine zufriedenstellende Robustheit.

Die Flugtestergebnisse zur Bahnfolgeregelung sind in Abbildung 2.51 dargestellt. Das Flugzeug führt sanfte Kurven aus und folgt dem durch die vorgegebenen Wegpunkte definierten Pfad. Gelegentlich werden Kurven jedoch zu früh oder zu spät eingeleitet, was auf den Einfluss von Wind zurückzuführen ist. Die innere Regelungsschleife zielt darauf ab, die Fluggeschwindigkeit konstant zu halten, während die äußere Schleife den Umschaltabstand basierend auf der kinematischen Geschwindigkeit berechnet. Wenn der Algorithmus eine Kurve auslöst, die kinematische Geschwindigkeit während der Manöver jedoch abnimmt, neigt das Flugzeug dazu, die Kurve früher als erwartet

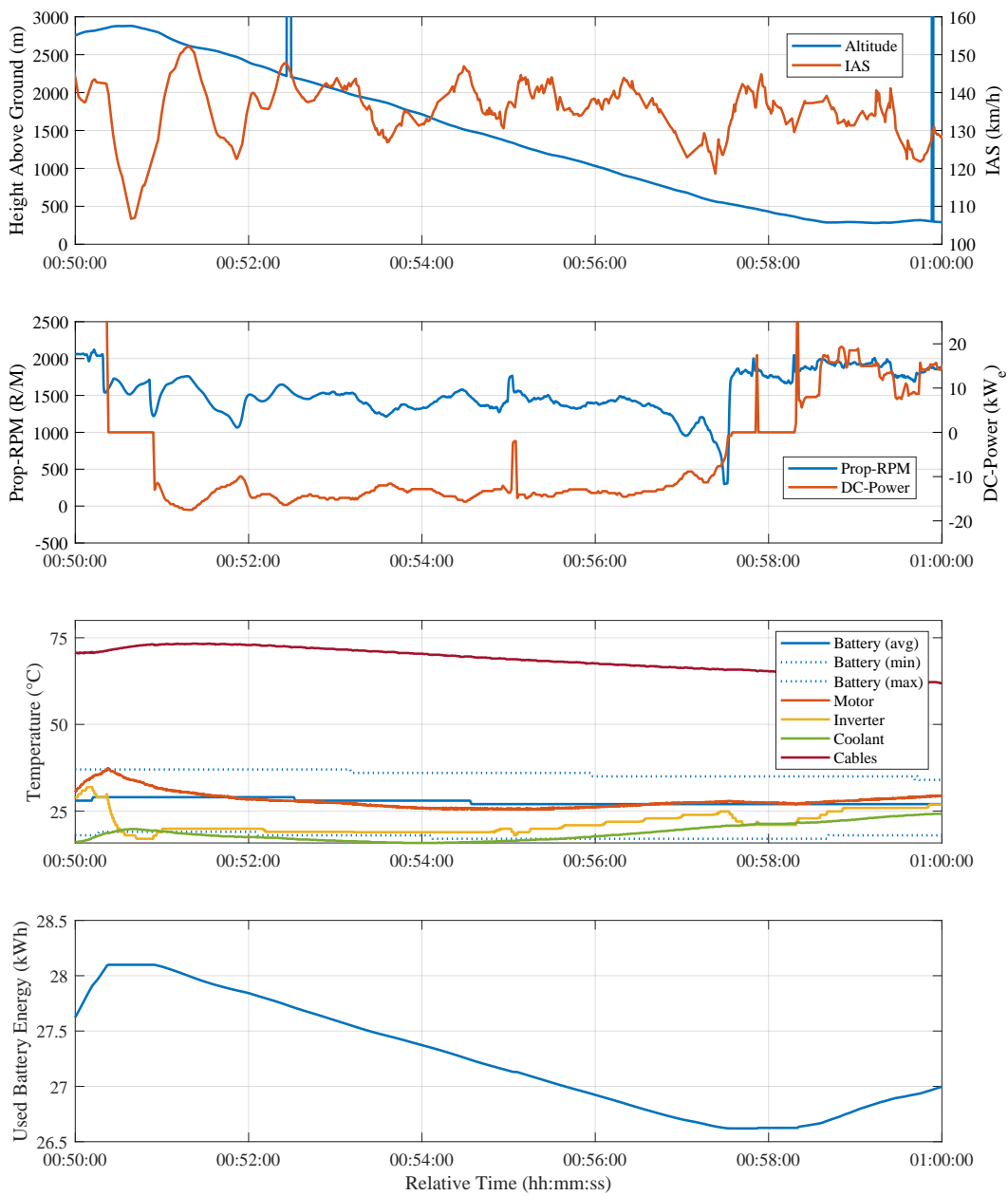
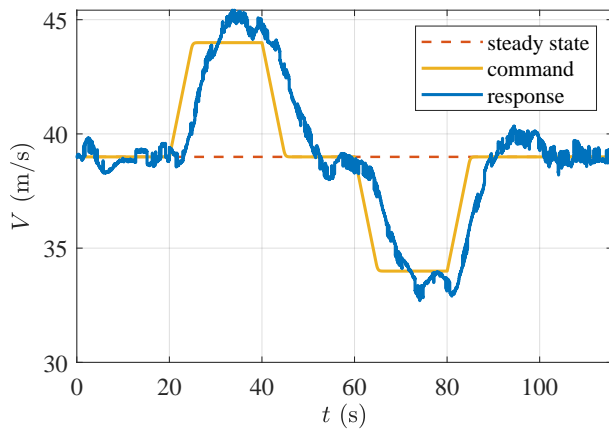
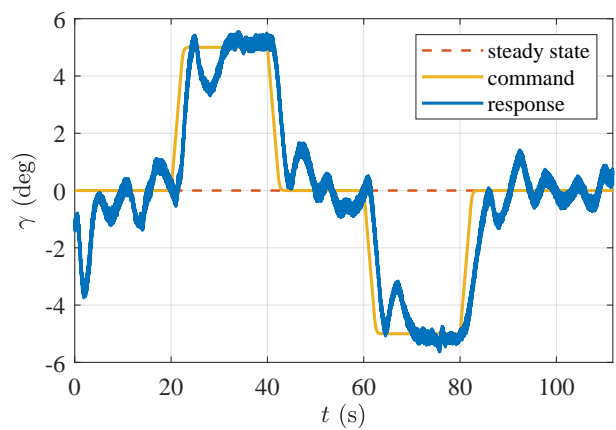


Abbildung 2.48: Rekuperationstest.

abzuschließen. Darüber hinaus ist erkennbar, dass die inneren Zustände ihren Sollbefehlen folgen, was die Effektivität und Robustheit des eingesetzten Basisreglers in der realen Flugumgebung bestätigt.

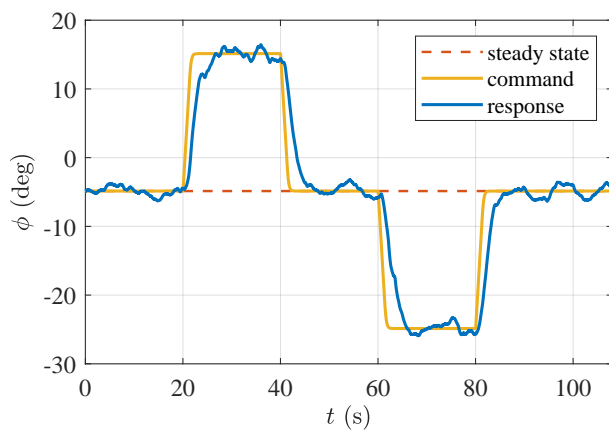


(a) Folgeverhalten der Fluggeschwindigkeit

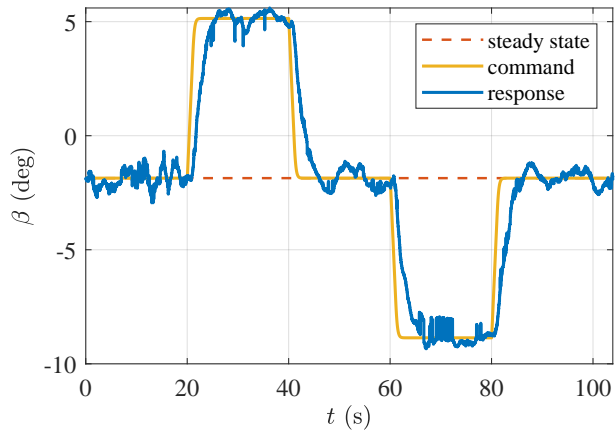


(b) Folgeverhalten des Bahnneigungswinkels

Abbildung 2.49: Flugtestergebnisse für die Regelung der Längsbewegung.



(a) Folgeverhalten des Rollwinkels



(b) Folgeverhalten des Gierwinkels

Abbildung 2.50: Flugtestergebnisse für die Regelung der Querbewegung.

2.3.4 AP 3.4: Validierung Gesamtkonzept und iterative Verbesserung

AP 3.4.1: Flugerprobung unter Realbedingungen

Nachdem sichergestellt war, dass ausreichend Leistungsreserven und Zuverlässigkeit für den Schleppbetrieb vorhanden sind, konnte mit der F-Schlepp-Erprobung begonnen werden. Dazu wurde zunächst mit leichten, einsitzigen Segelflugzeug-Mustern begonnen und dann die Abflugmassen der geschleppten Segelflugzeuge schrittweise gesteigert. Zunächst wurde ohne den Einsatz des automatischen Flugsteuerungssystems geschleppt. Abbildung 2.53 zeigt die Flugdaten des ersten mit dem e-Genius durchgeführten F-Schlepps am 19. August 2024 mit einem Discus CS mit einer Abflugmasse von ca. 360 kg. Abbildung 2.52 zeigt eine Luft-Luft Aufnahme des Schleppzuges. Bei diesem Flug wurde eine Schlepphöhe von knapp 1300 m erreicht. Die mittlere Steigrate lag bei 1,71 m/s. Die Steuerbarkeit und Flugeigenschaften des Schleppflugzeuges waren zu jeder Zeit unkritisch und stabil. Es ist zu sehen, dass die Temperatur der Phasenkelbleibe trotz der relativ geringen Leistung von 50 kW unter der höchstzulässigen Temperatur von 105 °C kein thermisches Gleichgewicht er-

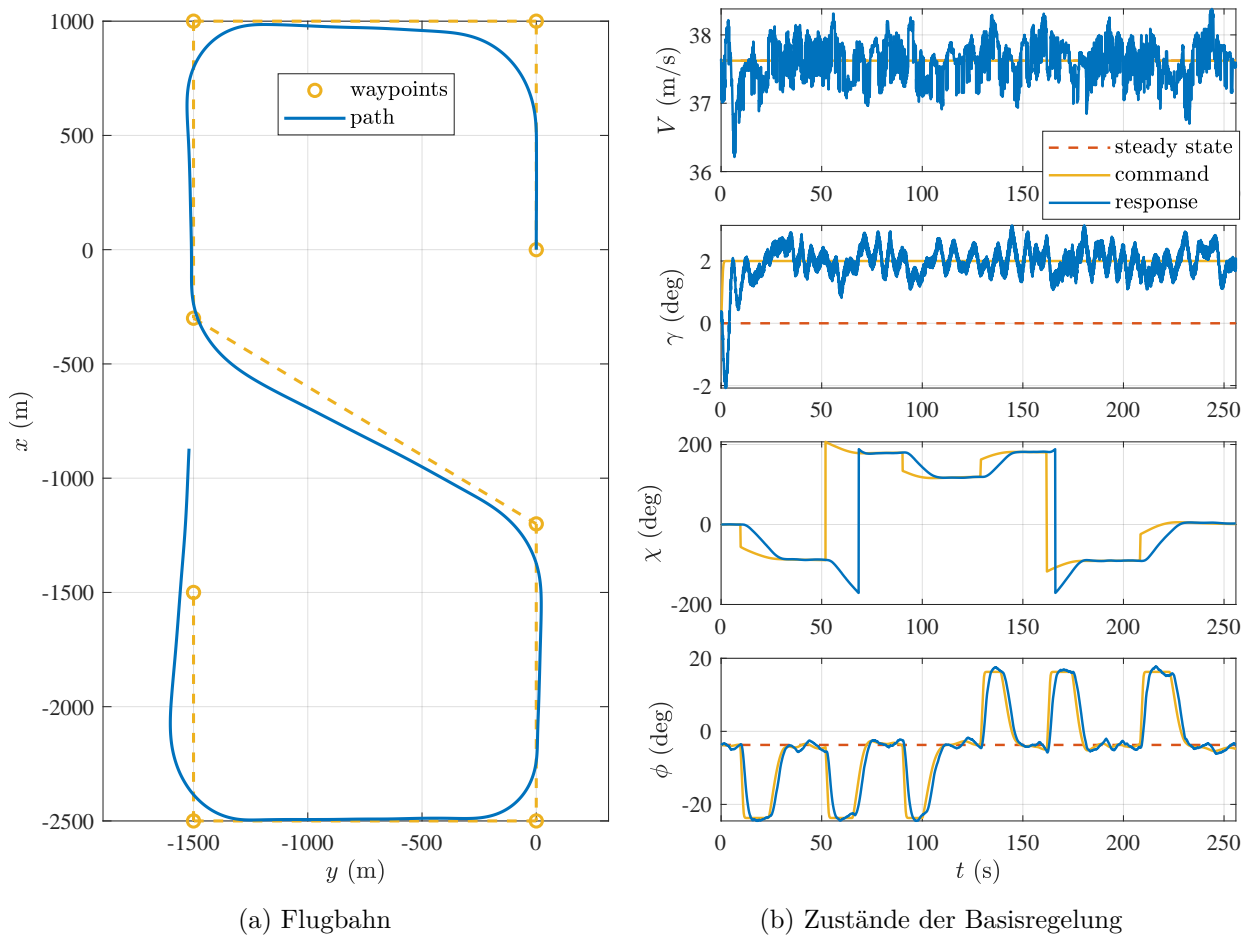


Abbildung 2.51: Flugtestergebnisse zur Bahnfolgeregelung.

reicht hätte. Dieser Umstand begrenzt, wie bereits bei den Steigversuchen vermutet, die erreichbare Schlepphöhe. Die Temperaturen der anderen Komponenten sind wie auch beim Steigflugtest im Schleppbetrieb unkritisch, obwohl die Außentemperatur am Boden ca. 25 °C betrug.

Beim Abstieg nach dem Ausklinken des Segelflugzeuges konnte bereits die Rekuperation eingesetzt werden und ca. 0,46 kWh in die Batterie zurückgespeist werden. Dies ist durch die leichte Abnahme der genutzten Batterieenergie sowie die negative DC-Leistung bei ca. 33 min. zu erkennen. Die Steigrate mit der Startleistung von 107 kW bis zur Sicherheitshöhe von 200 m betrug knapp 4 m/s und liegt damit deutlich über dem in der Zulassungsvorschrift geforderten Mindestwert von 1,5 m/s [3].

Insgesamt wurden im Rahmen der initialen F-Schlepp-Erprobung 13 Schleppflüge mit sieben verschiedenen Segelflugzeugmustern durchgeführt. Das Abfluggewicht wurde schrittweise gesteigert, bis mit einem Schmepp-Hirth Arcus S die höchstzulässige Abflugmasse für Segelflugzeuge ohne Hilfsmotor von 750 kg erreicht war und damit die Tauglichkeit des e-Genius als Schleppflugzeug auch für schwere dopsitzige Segelflugzeuge mit Wasserballast unter Beweis gestellt werden konnte. Die Daten dieses Schleppfluges sind in Abbildung 2.54 dargestellt. Es ist zu sehen, dass eine deutlich höhere Leistung von ca 70 kW benötigt wird, was zu einer deutlich schnelleren Erwärmung der Phasenkabel und damit zu einer niedrigeren möglichen Schlepphöhe führt. Letzte betrug



Abbildung 2.52: e-Genius beim Schleppen eines Discus CS in Stendal.

beim dargestellten Flug 582 m und ist damit hoch genug, um einen anschließenden Flug in atmosphärischen Aufwinden zu ermöglichen. Die mittlere Steigrate betrug 1,37 m/s und es wurden 9,14 kWh an elektrischer Energie genutzt, wobei 0,19 kWh beim Sinkflug rekuperiert werden konnten. Eine Besonderheit des F-Schlepps hinter dem e-Genius ist, dass die Lage des Propellernachlaufes ca. 3-5 m höher liegt als bei konventionellen Schleppflugzeugen. Dies liegt an der erhöhten Position des Propellers über der Schleppkupplung sowie seine Anordnung am Heck des Flugzeugs. Das führt dazu, dass das Segelflugzeug in der Phase nach dem Abheben im Propellerstrahl fliegt. Dies ist jedoch fliegerisch unkritisch und nachdem der Schleppzug den Bodenbereich verlassen hat, kann das Segelflugzeug eine Position über dem Propellerstrahl einnehmen. Eine Tiefschleppposition wurde ebenfalls erprobt und ist problemlos möglich. Es wurden verschiedene Seillängen erprobt, wobei sich eine Länge von 65 m als zu lang erwiesen hat, obwohl ein längeres Seil den Effekt des Propellerstrahls abschwächt. Als ideal haben sich 45 bis 50 m Seillänge erwiesen. Auch Starts von der Graspiste wurden durchgeführt, was der Realität auf vielen Segelfluggeländen wiedergibt. Die höchste Anzahl von Schleppflügen an einem Tag waren sechs Schlepps, davon drei vor und drei nach einer zweistündigen Ladepause.

Nachdem die grundlegenden Funktionen zur Regelung und Bahnfolge implementiert wurden, konnte aus Sicht des AFCS mit Flugtests unter Flugzeugschleppbedingungen begonnen werden. In diesem Flugversuch übernimmt der e-Genius die Aufgabe, ein Segelflugzeug zu schleppen und dabei einer S-förmigen Flugbahn zu folgen, die durch die Wegpunkte in Abbildung 2.55a definiert ist. Während dieses Manövers muss der e-Genius eine konstante Fluggeschwindigkeit sowie einen festen Bahnneigungswinkel von $\gamma_c = 0^\circ$ einhalten. Gleichzeitig ist der Rollwinkel auf $\phi_{\max} = 10^\circ$ begrenzt. Die auf den e-Genius wirkende Schleppseilspannung wird als externe Störung betrachtet. Eine Zustandsrückführung mit Integralanteil und Vorsteuerung kann solche Störungen effektiv

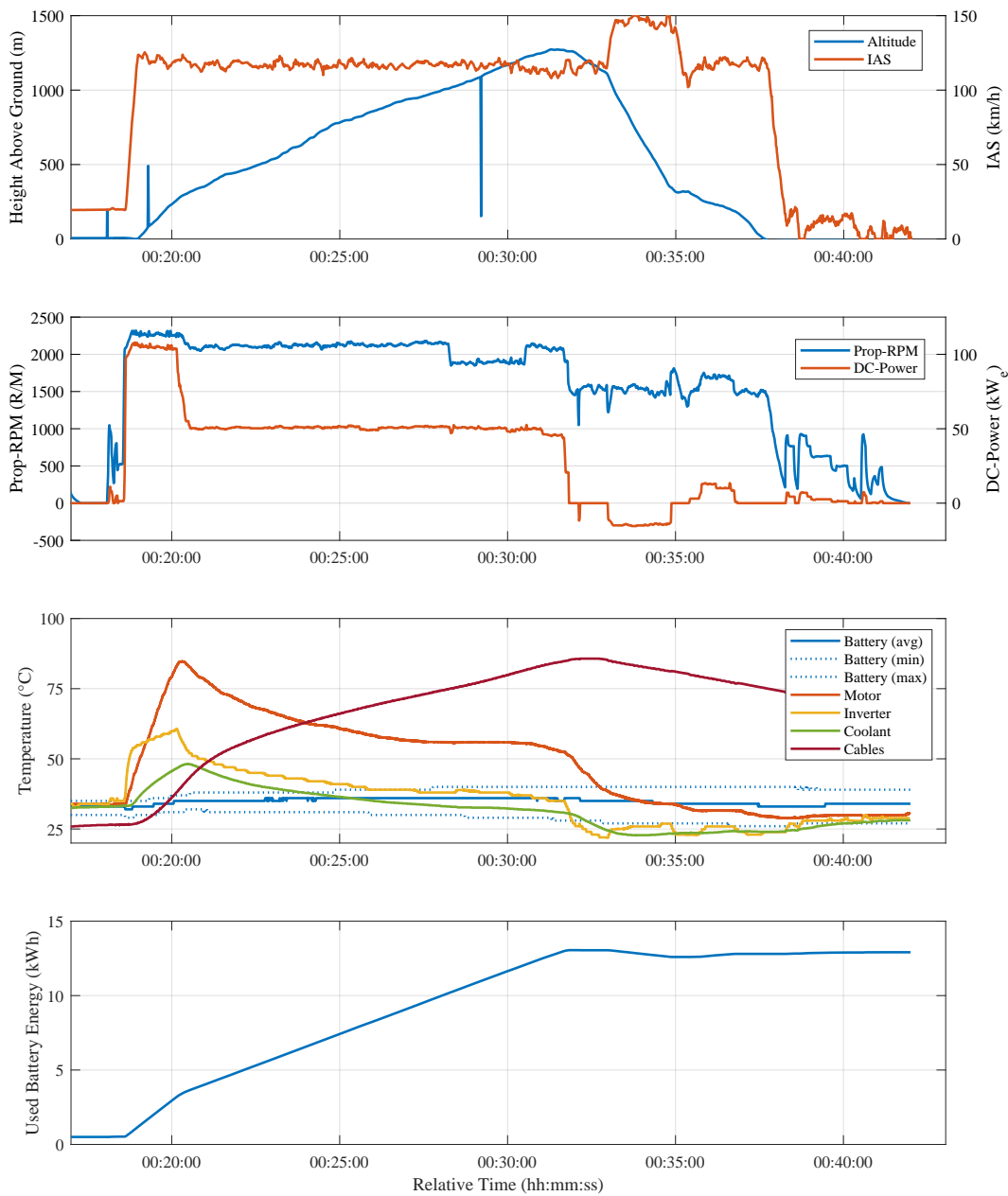


Abbildung 2.53: Flugdaten des ersten Flugzeugschlepps.

kompensieren – insbesondere, wenn diese niederfrequent und anhaltend sind. Zudem ist für einen Schleppflug ein langsames Kurvenfliegen vorgeschrieben, was solche niederfrequenten Störungen hervorruft und die Fähigkeit des Systems zur Stabilisierung weiter unterstützt. Die Ergebnisse des Flugversuchs sind in Abbildung 2.55 dargestellt. Bei etwa 350 s beendet der e-Genius den S-förmigen Flugpfad und setzt den Flug in gerader Linie fort. Während dieses Geradeausflugs wurde das geschleppte Segelflugzeug nach oben, unten, links und rechts bewegt, um gezielt Störungen im Flugsteuerungssystem zu erzeugen. Dennoch bleiben sowohl der Gierwinkel als auch der Kurswinkel stabil. Der Anstellwinkel und der Schub werden dynamisch angepasst, um den Auftrieb entspre-

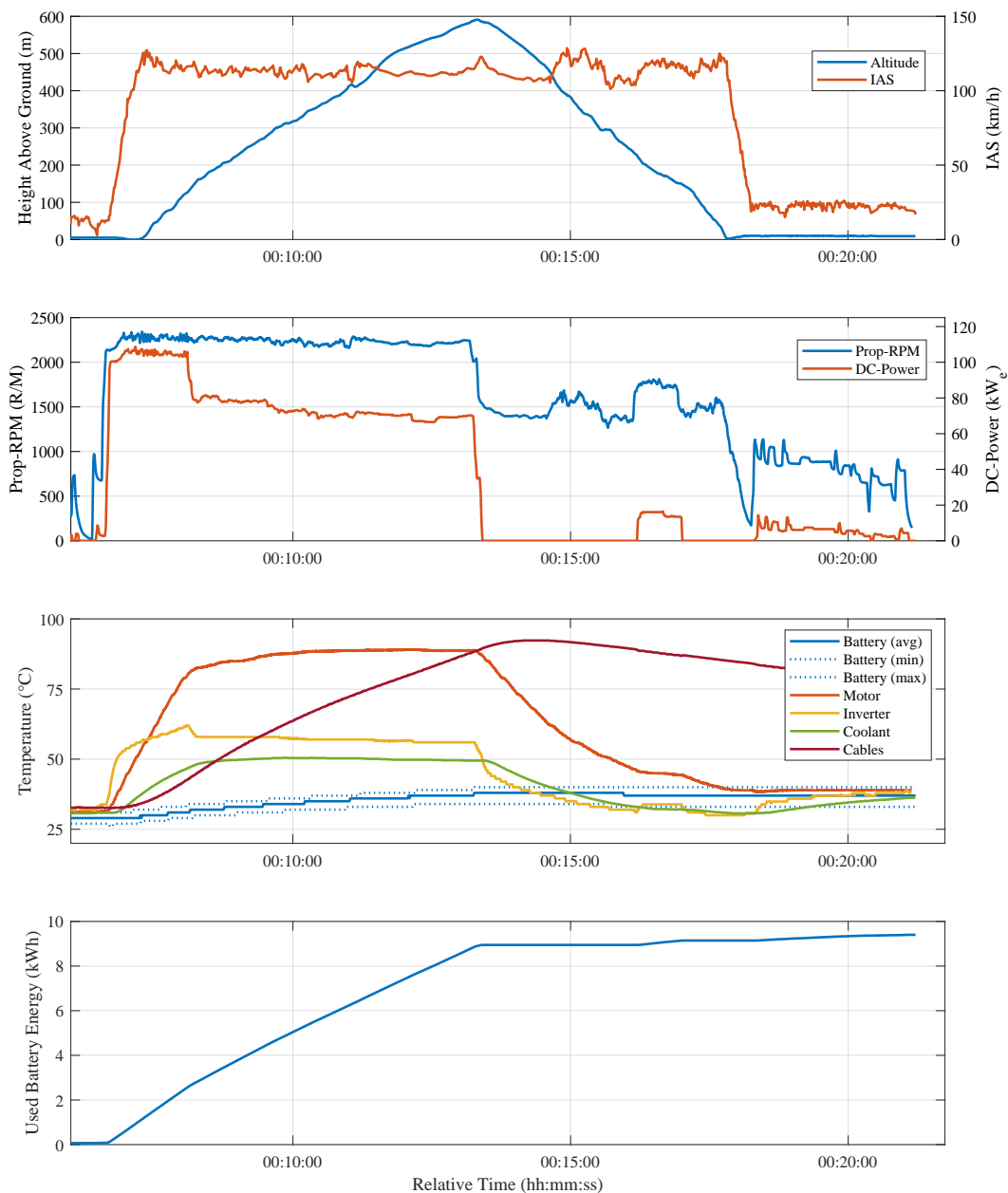


Abbildung 2.54: Flugdaten des Schleppens eines Schlepp-Hirth Arcus mit 750 kg Abflugmasse.

chend zu regulieren und so den gewünschten Bahnneigungswinkel beizubehalten. Die Ergebnisse belegen, dass das Flugsteuerungssystem selbst bei veränderlicher Schleppseilspannung und weiteren äußeren Einflüssen eine hohe Stabilität sowie eine präzise Bahnfolge sicherstellt, was seine Robustheit unter realistischen Flugzeugschleppbedingungen eindrucksvoll unterstreicht.

Es ist anzumerken, dass die Bahnfolge im Flugzeugschlepp-Szenario, wie in Abbildung 2.55 dargestellt, weniger genau ist als im Alleinflug-Szenario, das in Abbildung 2.51 gezeigt wird. Dies liegt daran, dass der Flugzeugschlepp durchgeführt wurde, bevor die Regelverstärkungen für die Bahnfolge vollständig abgestimmt waren. Aufgrund des erheblichen Aufwands, der mit der Organisation eines Flugzeugschlepp-Flugversuchs verbunden ist, war es nicht möglich, den Test nach der finalen

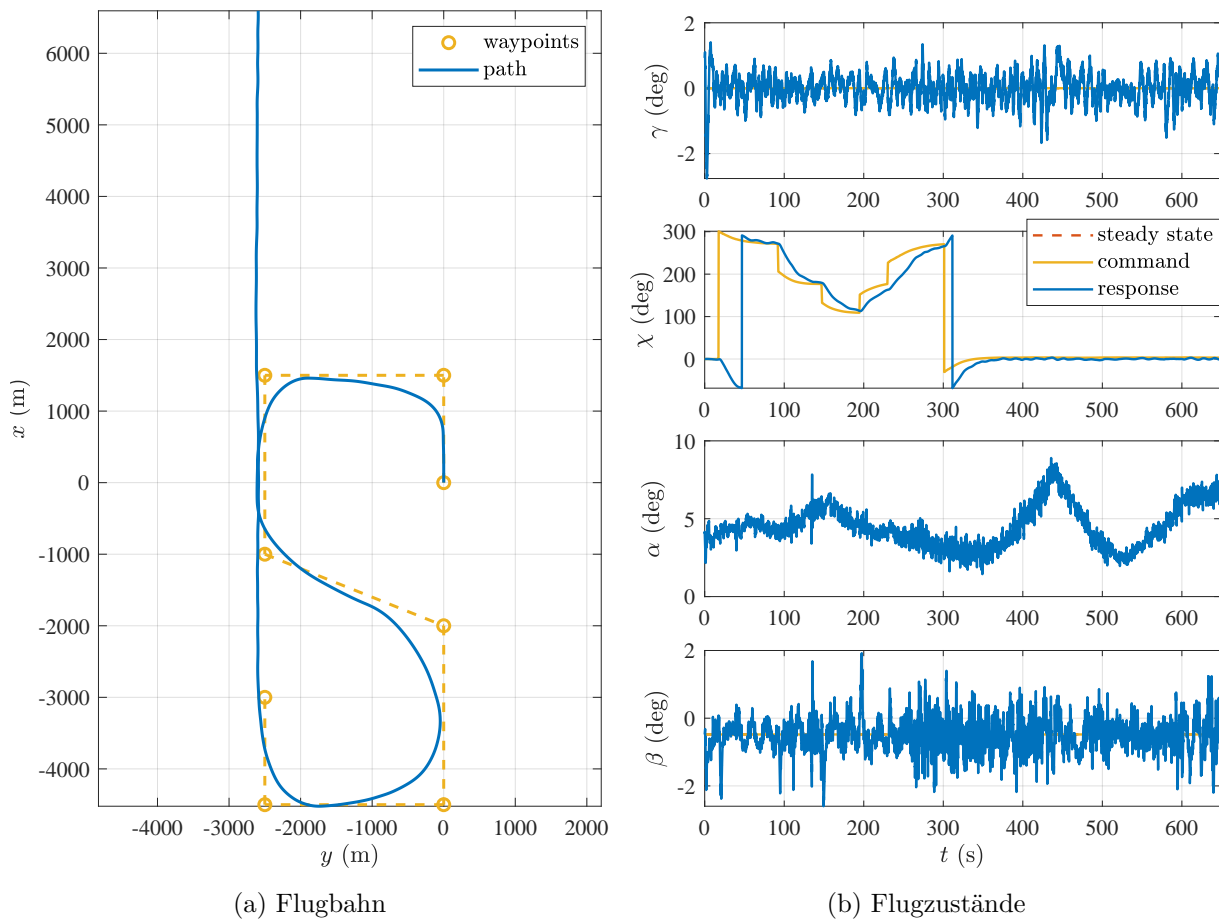


Abbildung 2.55: Flugerprobungsergebnisse während des Flugzeugschlepps.

Abstimmung der Reglerparameter zu wiederholen. Nichtsdestotrotz erwarten wir, dass der abgestimmte Regler im Flugzeugschlepp-Szenario eine Bahnfolgenauigkeit erreicht, die vergleichbar mit der in Abbildung 2.51 dargestellten ist.

AP 3.4.2: Auswertung und iterative Verbesserung

Von besonderem Interesse ist neben der demonstrierten Leistungsfähigkeit des e-Genius zum Schleppen auch von schweren doppelsitzigen Segelflugzeugen und der Alltagstauglichkeit die Energieeffizienz der Schleppflüge. Für den Schleppwirkungsgrad kann die eingesetzte elektrische Energie mit der potentiellen Energie verglichen werden, welche das Segelflugzeug nach dem Ausklinken besitzt. Die kinetische Energie ist dabei zu vernachlässigen, würde den betrachteten Wirkungsgrad allerdings nochmal leicht verbessern. Der Schleppwirkungsgrad η_T wird definiert als:

$$\eta_T = \frac{m_{\text{segelflugzeug}} \times g \times \Delta H}{\Delta E_e}, \quad (2.2)$$

Mit e-Genius konnten Schleppwirkungsgrade zwischen 7,6 % und 15,7 % erfolgen werden. Dabei ist auffällig, dass die Wirkungsgrade mit zunehmenden Abflugmassen der Segelflugzeuge und mit höheren mittleren Steiggeschwindigkeiten ebenfalls zunehmen. Die ist damit zu erklären, dass bei



höheren Leistungen mehr Überschussleistung für die Erzeugung von potentieller Energie genutzt werden kann, während der Anteil zur Überwindung des Luftwiderstandes aufgrund der konstanten Fluggeschwindigkeit ebenfalls annähernd konstant ist.

Abbildung 2.56 gibt eine Übersicht über alle durchgeführten Schleppflüge mit dem jeweiligen Schleppwirkungsgrad.

Date	Type of Sailplane	Mass of Sailplane (kg)	Mass of e-Genius (kg)	Runway Surface	Release Altitude (m)	Average Climb Rate (m/s)	Energy Climb (kWh)	Energy Re-cuperated (kWh)	Energy Approach (kWh)	Energy Total (kWh)	Towing Efficiency η_T (%)
19/08/2024	Discus CS	360	825	concrete	1267	1.71	13.05	0.46	0.21	12.8	9.5
19/08/2024	Discus CS	360	825	concrete	1677	1.37	17.8	0	0	17.8	9.2
20/08/2024	Discus 2c DLR	430	825	concrete	1489	0.96	22.88	0.53	0	22.35	7.6
20/08/2024	Discus CS	360	825	concrete	687	2.26	7.38	0	0.56	7.94	9.6
22/08/2024	Duo Discus T	560	825	concrete	551	2.25	6.73	0.09	0.28	6.92	12.5
22/08/2024	Astir CS	360	825	grass	675	3.07	5.24	0.24	0	5.0	12.6
22/08/2024	Arcus S	610	825	concrete	863	2.15	9.11	0.38	0	8.73	15.7
22/08/2024	B12	615	825	grass	579	2.14	6.63	0	0.23	6.86	14.6
22/08/2024	Duo Discus T	660	825	concrete	515	1.61	7.54	0	1.57	9.11	12.3
22/08/2024	Arcus S	666	825	concrete	396	1.58	5.87	0	0.22	6.09	12.2
24/08/2024	Arcus S	750	825	concrete	582	1.57	8.95	0	0.19	9.14	13.3
24/08/2024	ASK 13	470	825	grass	542	1.37	8.86	0	0.3	9.16	7.8
17/10/2024	Discus 2c	360	880	concrete	856	1.64	9.98	0	0	9.98	8.4

Abbildung 2.56: Übersicht über die durchgeführten Schleppflüge.

Für ein konventionelles Schleppflugzeug mit Verbrennungsmotor kann der Schleppwirkungsgrad über den Kraftstoffverbrauch und die Steiggeschwindigkeit des Schleppzuges ermittelt werden:

$$\eta_{T,comb} = \frac{m_{segelflugzeug} \times g \times \Delta H}{FF \times \frac{\Delta H}{V_V} \times HoC}, \quad (2.3)$$

wobei FF den Kraftstoffenmassenfluss in kg/s und HoC den Heizwert des Kraftstoffes in J/kg darstellt. Für das weitverbreitete Schleppflugzeug Robin DR400 mit einem Lycoming O-360 Motor ergibt sich ein Schleppwirkungsgrad von ca. 3-4 %. Für ein modernes Schlepp-Ultraleichtflugzeug vom Typ Bristell Classic mit dem Turbomotor Rotax 915 iS ergeben sich Wirkungsgrade um die 5%. Hier ist hauptsächlich der Unterschied in der Motorenteknologie für den besseren Wirkungsgrad verantwortlich, da beide Flugzeuge eine ähnliche Aerodynamische Auslegung und Massenanteile besitzen. Wird nun auch die Zelle aerodynamisch für den Steigflug bei geringen Fluggeschwindigkeiten, wie sie für Segelflugzeuge typisch sind optimiert, kann als weiterer Vergleich der Schleppmotorsegler fs 35 der Akademischen Fliegergruppe Stuttgart herangezogen werden. Dieser besitzt eine hohe Flügelstreckung sowie einen effizienten turboaufgeladenen Dieselmotor sowie einen relativ großen hydraulischen Verstellpropeller. Mit diesem Flugzeug können Schleppwirkungsgrade um die 7 % erreicht werden, jeweils immer abhängig vom geschleppten Segelflugzeug. Im Vergleich ist der elektrisch angetriebene e-Genius im Mittel jedoch immer noch teilweise um einen Faktor von mehr als 2 effizienter als das optimierte konventionell angetriebene Schleppflugzeug und setzt damit neue Maßstäbe. Dies führt direkt zu einer Reduktion des Energiebedarfs sowie zu einer Senkung der Energiekosten im Schleppbetrieb. Ein weiterer wesentlicher Vorteil des elektrischen Antriebs ist seine lokale Emmissionsfreiheit. Identifizierte Möglichkeiten zur weiteren Verbesserung des Gesamtsystems sind vor allem die Behebung der Limitierung der Dauerleistung durch die Phasenkabel, was mit einer weiteren Steigerung des Schleppwirkungsgrades sowie einer Aufhebung der Begrenzung der Schlepphöhe einhergehen würde, sowie der konsequente Einsatz der intelligenten Bahnplanung-

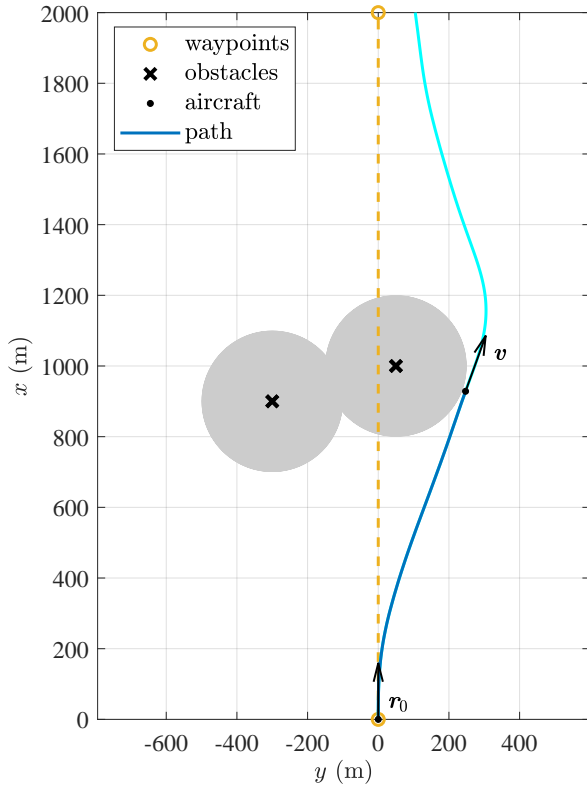


und folge. Letzteres könnte einen weiteren Beitrag zur Lärmreduktion leisten und das gesetzte Ziel einer Verminderung des Schalldruckpegels am Boden um 10 dBA könnte im Zusammenspiel mit dem anpassbaren elektrischen Antrieb erreicht werden.

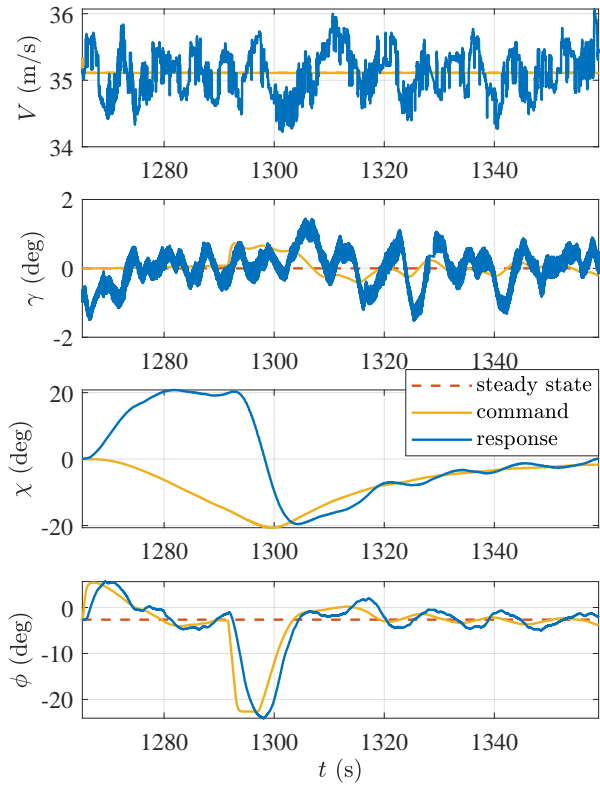
Bezüglich des Autopilotensystems wurde die Kollisionsvermeidungsfunktion iterativ entwickelt und verfeinert. Die Flugtestergebnisse für das Szenario mit mehreren stationären Hindernissen sind in Abbildung 2.57 dargestellt, entsprechend den Simulationsergebnissen in Abbildung 2.11. Um das in Abbildung 2.11 dargestellte Szenario zu replizieren, wurden während des Flugtests virtuelle Hindernisse eingesetzt. In diesem Szenario soll das Flugzeug, wie in Abbildung 2.57a illustriert, gerade nach Norden (entlang der x -Achse) vom Ursprung aus fliegen. Aufgrund der Hindernisse entlang der geplanten Flugbahn wird jedoch die Kollisionsvermeidungsfunktion aktiviert, welche das Flugzeug dazu veranlasst, nach rechts auszuweichen, um Kollisionen zu vermeiden. In der Abbildung repräsentiert die cyanfarbene Linie den vollständigen Pfad, während das blaue Segment den Abschnitt vom Startpunkt bis zum Zeitpunkt der geringsten Distanz zu den Hindernissen darstellt. Bemerkenswert ist, dass die resultierende Flugbahn die grauen Zonen nicht schneidet, was darauf hinweist, dass potenzielle Kollisionen erfolgreich vermieden wurden. Dieses Ergebnis wird durch die Abstände zwischen Flugzeug und Hindernissen, dargestellt in Abbildung 2.57c, weiter bestätigt. Anschließend sorgt die Bahnfolgefunktion dafür, dass das Flugzeug wieder auf die ursprüngliche Missionsflugbahn zurückgeführt wird. Diese Ergebnisse demonstrieren, dass das Kollisionsvermeidungssystem unter realen Flugbedingungen effektiv arbeitet.

Abbildung 2.58 zeigt die Flugtestergebnisse für das Szenario mit einem einzelnen beweglichen Hindernis, entsprechend dem Simulationsszenario in Abbildung 2.12. Um das in Abbildung 2.12 dargestellte Szenario zu replizieren, wurden während des Flugtests virtuelle Hindernisse eingesetzt. Im Einklang mit den vorherigen Ergebnissen verhindert der Kollisionsvermeidungsalgorithmus zuverlässig potenzielle Kollisionen.

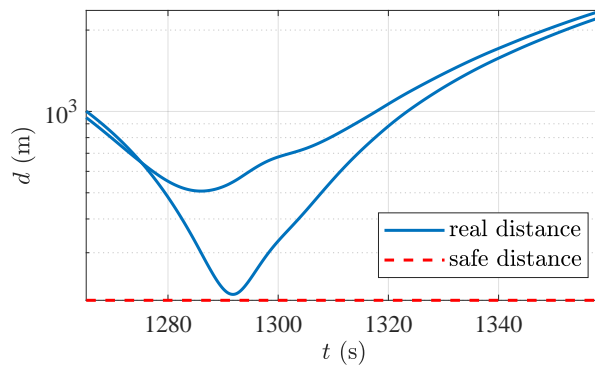
Es ist absehbar, dass basierend auf einer bekannten Beziehung zwischen Fluglärm und Entfernung der erforderliche horizontale Abstand zwischen einem Flugzeug und einem bewohnten Gebiet unter Berücksichtigung der Flughöhe berechnet werden kann, um sicherzustellen, dass die Lärmbelastung unter einem festgelegten Grenzwert bleibt. Anschließend kann die Einhaltung dieses Abstands als Kollisionsvermeidungsproblem mit mehreren stationären Hindernissen formuliert werden, wie in Abbildung 2.57a dargestellt. Da die Hindernisvermeidungsfunktion bereits implementiert wurde, kann dieses Problem effektiv gelöst werden.



(a) Flugbahn

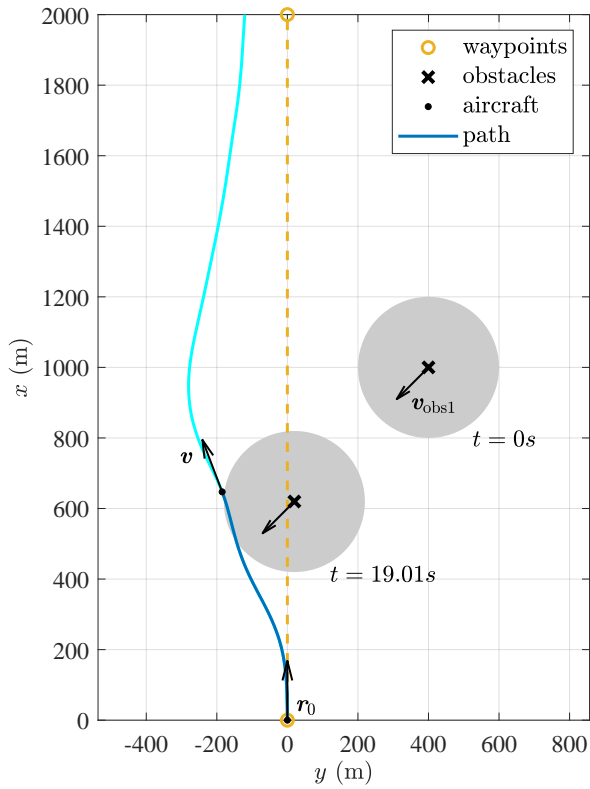


(b) Flugzustände

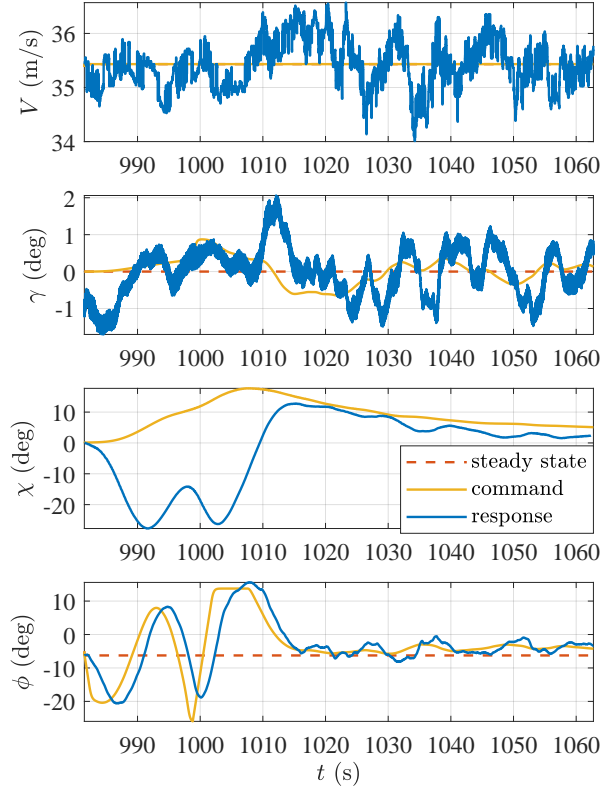


(c) Abstände zwischen dem Flugzeug und den Hindernissen

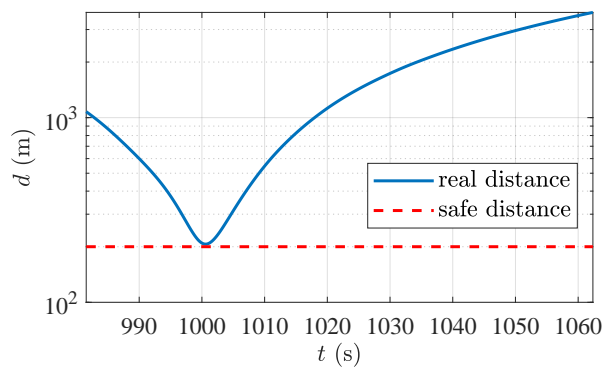
Abbildung 2.57: Flugtestergebnisse zur Kollisionsvermeidung bei mehreren stationären Hindernissen.



(a) Flugbahn



(b) Flugzustände



(c) Abstand zwischen dem Flugzeug und dem Hindernis

Abbildung 2.58: Flugtestergebnisse zur Kollisionsvermeidung bei einem einzelnen beweglichen Hindernis



3 Weiterführende Angaben

3.1 Darstellung der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die geleisteten Arbeiten stehen im größeren Zusammenhang mit der Reduktion von Kohlenstoff- und Lärmemissionen im Luftverkehr sowie der dafür nötigen Effizienzsteigerung sowie einer Steigerung der Flugsicherheit. Elektrische Antriebe bilden dabei eine Schlüsseltechnologie und können mit überschaubarem Aufwand an Kleinflugzeugen erforscht werden. Die einzelnen Arbeitsschritte haben sich als notwendig und richtig erwiesen, um die Ziele zu erreichen und konnten aufgrund der gegebenen Voraussetzungen effizient bearbeitet werden. Auf unvorhergesehene Ereignisse konnte flexibel reagiert werden.

3.2 Darstellung des voraussichtlichen Nutzens und der Verwertbarkeit des Ergebnisses

Die erzeugten Ergebnisse und Erkenntnisse können für weitere Forschungsvorhaben im Bereich elektrisches Fliegen und automatische Flugführung verwendet werden. Besonders die gewonnenen Erfahrungen für die Industriepartner Air Energy und Air Avionik können direkt in künftige Industrieprojekte bis hin zur Serienreife einfließen. Dies beschleunigt die Markteinführung von umweltfreundlichen und nachhaltigen Technologien im Bereich der General Aviation. Ein zukünftiges elektrisches Schleppflugzeug kann mit den Erkenntnissen des Projektes zur Serienreife gebracht und damit den Betrieb von Segelflugzeugen deutlich effizienter und emissionsärmer gestaltet werden. Das laufende LuFo-Projekt „FiFox“ (FK 20E2214) und das ZIM-Projekt „Whisperprop“, die von der Uni Stuttgart am Forschungsflugzeug e-Genius durchgeführt werden, profitieren ebenfalls von den Vorarbeiten und Erkenntnissen von „SiFIA“. Das Flugzeug wurde allgemein aufgewertet und mit zusätzlicher Sensorik ausgestattet, die weitergehende Datenerfassung und Forschung über das Vorhaben hinaus ermöglicht. In der Lehre werden die Erkenntnisse des Vorhabens in den Vorlesungen und anderen Lehrveranstaltungen wie dem Flug- und Faserlabor der Institute IFB und IFR der Universität Stuttgart verwendet.

3.3 Fortschritte an anderen Stellen

Im Bereich der Flugführungsalgorithmen konnten Fortschritte in der Anwendung automatischer Kollisionsvermeidung erzielt werden, die neben dem Schleppflugbetrieb auch im allgemeinen Luftverkehr von bemannten und unbemannten Luftfahrzeugen Anwendung finden können. Die Verfügbarkeit einer weiteren Konfiguration des e-Genius erlaubt außerdem die weitergehende Charakterisierung des Forschungsflugzeugs und die genauere Bestimmung seiner Flugeigenschaften- und Leistungen.



3.4 Veröffentlichungen

Die Methoden und Ergebnisse des Vorhabens wurden beim Symposium für Segelflugzeugentwicklung 2022 und 2024 sowie beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2024 und der EASN Konferenz 2024 vorgetragen. Im Rahmen einer Special Issue des MDPI Aerospace Magazins zur EASN 2024 wurde ein wissenschaftlicher Artikel unter der Nummer Aerospace 2025,12,409 veröffentlicht. Das Vorhaben und das Flugzeug wurden außerdem auf der Luftfahrtmesse für Allgemeine Luftfahrt AERO 2023, 2024 und 2025 in Friedrichshafen der Öffentlichkeit vorgestellt.



Literatur

- [1] Lorenz Schmitt und Walter Fichter. „Collision-avoidance framework for small fixed-wing unmanned aerial vehicles“. In: Journal of Guidance, Control, and Dynamics 37.4 (2014), S. 1323–1329.
- [2] Walter Fichter und Johannes Stephan. Flugregelung. Berlin: Springer Vieweg, 2020.
- [3] Luftfahrt-Bundesamt. Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge und Motorsegler (JAR-22). Braunschweig, 2001.