Abschlussbericht INFLIGHT

Förderkennzeichen:	20Q1711A
Projekt Akronym:	INFLIGHT
Projekt Titel:	Innovative Flugregelung und echtzeitfähige LIDAR onboard Messtechnik für leichtere, komfortablere Flugzeuge
Förderlinie:	Nationales Luftfahrtforschungsprogramms LuFo V-3, Förderlinie Technologie
Projektdauer:	01.01.2018 – 31.03.2021 (verlängert bis 31.12.2021)
Titel:	Abschlussbericht INFLIGHT
Autor(en):	Willem Gropengießer, Stephan Adden
Beitragender Partner:	IBK Innovation GmbH & Co. KG
Datum:	31. März. 2022
Status:	final
Unterschrift:	

Verbundführer:
IBK Innovation GmbH & Co. KG
Butendeichsweg 2
21129 Hamburg

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen 4

Liste der Tabellen 4

Liste der Abbildungen 5

Überblick 7

1. Kurze Darstellung der Aufgabenstellung 8

1.1 Gesamtziel des Vorhabens 8

1.2 Bezug des Vorhabens zu den förderpolitischen Zielen 9

1.3 Wissenschaftliche und / oder technische Arbeitsziele des Vorhabens 9

2. Darstellung der Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde 10

2.1 Wirtschaftliche Voraussetzungen 10

2.2 Technische und wissenschaftliche Voraussetzungen 10

3. Darstellung zur Planung und zum Ablauf des Vorhabens 11

3.1 Projektstruktur 11

3.2 Meilensteinplanung 13

4. Darstellung des wissenschaftlichen und technischen Standes, an den angeknüpft wurde 14

4.1 Stand der Wissenschaft und Technik 14

4.2 Bisherige Arbeiten des Antragstellers 16

5. Darstellung zur Zusammenarbeit mit anderen Stellen 16

5.1 Verbundpartner 16

5.2 Unterauftragnehmer 17

6. Eingehende Darstellung der erzielten Ergebnisse 17

6.1 HAP 1: Anforderungen und Schnittstellen 17

6.1.1 Organisation 17

6.1.2 AP 1.1: Spezifikation von Randbedingungen und Parametern 18

6.1.3 AP 1.2: Definition des Versuchsträgers 21

6.1.4 AP 1.3: Planung der Flugversuche und deren Anforderungen 23

6.2 HAP 2: Reglerentwicklung 26
6.2.1 Organisation 26
6.2.2 AP 2.1: Modellbildung und -reduktion 26
6.2.3 AP 2.2: Reglerentwurf 37
6.2.4 AP 2.3: Simulationsgestützte Validierung 39

6.3 HAP 3: Böen- und Zustandsmesstechnik 54
6.3.1 Organisation 54
6.3.2 AP 3.1: Flugzustandsermittlung 54
6.3.3 AP 3.2: Lidar Integration 54
6.3.4 AP 3.3: Lidar Böenfeldschätzung 56
6.3.5 AP 3.4: Regler und Aktuator Integration 56

6.4 HAP 4: Flugversuchsträger und -versuche 57
6.4.1 Organisation 57
6.4.2 AP 4.1: Messkampagne zur Modellidentifikation 57
6.4.3 AP 4.2: Messtechnische Ausrüstung des Flugversuchsträgers 63
6.4.4 AP 4.3: Flugversuche zur Systemvalidierung 63
6.4.5 AP 4.4: Diskussion der Ergebnisse 65

7. Veröffentlichungen 72

7.1 Veröffentlichungen / Vorträge im Berichtszeitraum 72

7.2 Diplomarbeiten / Studienarbeiten 72

7.3 Erfindungsmeldungen / Patente 72

8. Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur 73

Abkürzungen

Akronym	Vollständige Bezeichnung
AP	Arbeitspaket
CAT	Clear Air Turbulence
GLA	Gust load alleviation, Böenlastabminderungssystem
IFAT	Institut für Automatisierungstechnik
IFF	Institut für Flugführung
LAS	Lastabminderungssystem
LiDAR	Light detection and ranging
MLA	Maneuver load alleviation, Manöverlastabminderungssystem
MPC	Modell Predictive Control, Modellprädiktive Regelung
OvGU	Otto von Guericke Universität
TUBS	Technische Universität Braunschweig
UA	Unterauftragnehmer
VLM	Vortex Lattice Method

Liste der Tabellen

Tabelle 1: Meilensteine.....13
Tabelle 2: Eigenfrequenzen des detaillierten (links) und kondensierten (rechts) Strukturmodells. 32

Liste der Abbildungen

Abbildung 1: Visualisierung der Projektschwerpunkte....8
Abbildung 2: Projektstrukturplan....11
Abbildung 3: Flugversuchsträger Remos GX....22
Abbildung 4: Remos GX FE Modell, Gesamtansicht....28
Abbildung 5: FE Modell des rechten Flügels, mit Rippen, Holmen, Landeklappe, Querruder, Wing-Tip und Einzelmassen....29
Abbildung 6: FE Modell des rechten Flügels, Anbindung an den Rumpf....29
Abbildung 7: FE Modell des Rumpfs....30
Abbildung 8: FE Modell des Tails, HTP, VTP, Höhen- und Seitenruder....30
Figure 9: Comparison of mode shapes from the detailed FE model (left) and the condensed model (right). 1st sym. wing bending (top), 1st antisym. wing bending (middle) and 1st in-plane wing bending (bottom)....32
Abbildung 10: MAC Matrix: Vergleich der Modalen Eigenmoden des. detaillierten (FEM) und kondensierten (condensed model) Strukturmodells....33
Abbildung 11: Anbindung der aerodynamischen Flächen mittels Splining an Hilfsknoten an den Flügel Vorder- und Hinterkanten. Verbindung der Hilfsknoten durch steife Balken (rot) an den kondensierten Strukturknoten....34
Abbildung 12: Ergebnisse der aerodynamischen Parameter Identifikation mit der EEM-Methode, oben für die Auftriebskraft und unten die Rotation um die y-Achse. Vergleich der in der Messkampagne Aufgenommenen Daten (rot) und Darstellung der Lösung durch die identifizierten Parameter (grün)....35
Abbildung 13: Ergebnisse der Identifikation der Aktuatordynamik am Höhenruder. Vergleich des gemessenen Höhenruderwinkels (rot) mit dem simulierten Höhenruderwinkel aus dem identifizierten Aktuatordynamik-Model gekoppelt mit dem Gestängemodell. In schwarz ist gekennzeichnet zu welchen Zeiten das kommandierte Aktuatordrehmoment aktiv war....36
Abbildung 14: Simulationsumgebung mit Integration aller Teilmodelle für die simulationsgestützte Validierung....41
Abbildung 15: Simuliertes Phygoid Manöver aus dem Trim Flugzustand: Höhenruderausschlag eta (oben links), True Air Speed (TAS) (oben rechts), Höhe (Altitude) (unten rechts), sowie der Pitchwinkel theta (unten links)....42
Abbildung 16: Simuliertes Phygoid Manöver im Vergleich mit Messdaten aus den Flugversuchen: Höhenruderausschlag eta (oben links), True Air Speed (TAS) (oben rechts), Flughöhe (Altitude) (Mitte rechts), Pitchwinkel theta (Mitte links), Pitchrate q um die y-Achse (unten links) und die anderen Steuerflächen: Seitenruder zeta und Querruder xi (unten rechts)....43
Abbildung 17: Simulierte Höhenruder 1123 Anregung im Vergleich mit Messdaten aus den Flugversuchen: Höhenruderausschlag eta (oben links), Rollwinkel phi (oben rechts), Pitchwinkel theta (Mitte links), Gierwinkel psi (Mitte rechts), Pitchrate q um die y-Achse (unten links) und die anderen Steuerflächen: Seitenruder zeta und Querruder xi (unten rechts)....44
Abbildung 18: Simulierte Rollmanöver (bank 2 bank) im Vergleich mit Messdaten aus den Flugversuchen: Querruderausschlag xi (nur rechtes Querruder, linkes ist antisymmetrisch) (oben links), Gierwinkel psi (oben rechts), Rollwinkel phi (Mitte links), Flughöhe (Altitude) (Mitte rechts), Rollrate p um die x-Achse (unten links) und die anderen Steuerflächen: Seitenruder zeta und Höhenruder eta (unten rechts)....45
Abbildung 19: Simulierte Seitenruder 1123 Anregung im Vergleich mit Messdaten aus den Flugversuchen: Seitenruderausschlag zeta (oben links), Rollwinkel phi (oben rechts), Gierwinkel

psi (Mitte links), Pitchwinkel theta (Mitte rechts), Gierrate r um die z-Achse (unten links) und die anderen Steuerflächen: Querruder xi und Höhenruder eta (unten rechts). 46
Abbildung 20: Simulierte 1-cos Böe mit 5 m/s Böengeschwindigkeit und 20m Böengradient an den 10 Stationen des Flugzeugmodells. Die Böe beginnt bei t=10 s. 47
Abbildung 21: Simulierte Böenbegegnung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Zustände des Flugzeugs: Flughöhe z (oben links), Körperfeste Geschwindigkeiten u, v, w (oben rechts), Lagewinkel phi, theta, psi (unten links) und drehraten p, q, r (unten rechts). Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). 48
Abbildung 22: Steuerflächenausschläge der simulierten Böenbegegnung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). Oben der kommandierte und normierte Aktuatorwinkel, unten der entsprechende Steuerflächenwinkel. 49
Abbildung 23: Vertikaler Lastfaktor der simulierten Böenbegegnung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). 50
Abbildung 24: Vertikaler Lastfaktor der simulierten Böenbegegnung mit Unsicherheiten in der Modellerstellung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). Variation der Fluggeschwindigkeit V: 70 ktn, 75 ktn, 80 ktn und Variation des Tankfüllstands T: 30 ltr, 54 ltr, 78 ltr. 51
Abbildung 25: Rechenzeit zur Lösung des Optimalsteuerungsproblems auf dem Simulationscomputer. 53
Abbildung 26: Vollständig ausgerüsteter Flugversuchsträger Remos GX mit dem LiDAR Pod unter dem rechten Flügel. 55
Abbildung 27: Vollständig ausgerüsteter Flugversuchsträger Remos GX mit dem LiDAR Pod unter dem rechten Flügel im Flug. 56
Abbildung 28: Versuchsaufbau der RemosGX für den Pendelversuch zur Bestimmung der Massenträgheitsmomente. 59
Abbildung 29: RemosGX Pendelversuch: Messergebnisse der Winkelgeschwindigkeiten (p,q,r) für eine Pendelbewegung in x-Richtung des Flugzeugs (Rotation um die y-Achse). In blau: Messergebnisse der im Flugzeug integrierten Sensorik, in orange: Messergebnisse einer extern installierten Inertialen Messeinheit. 60
Abbildung 30: Phygoide Manöver: Höhenruderausschlag (oben links), Fluggeschwindigkeit (Mitte links), GPS Höhe (unten links), Anstellwinkel alpha sowie pitch Winkel theta (oben rechts), dynamischer Druck (Mitte rechts) und die Steuerflächenausschläge für Ruder (zeta) sowie Querruder (xi) für drei Phygoid Manöver. 61
Abbildung 31: 1123 Manöver: Höhenruderausschlag (oben links), Anstellwinkel alpha sowie pitch Winkel theta (Mitte links), dynamischer Druck (unten links), Rollwinkel (oben rechts), Gierwinkel (Mitte rechts) und die Steuerflächenausschläge für Ruder (zeta) sowie Querruder (xi) für zwei 1123 Manöver. 62
Abbildung 32: Vertikaler Lastfaktor der simulierten Böenbegegnung mit Unsicherheiten in der Modellerstellung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). Variation der Fluggeschwindigkeit V: 70 ktn, 75 ktn, 80 ktn und Variation des Tankfüllstands/ der Flugzeugmasse T: 30 ltr, 54 ltr, 78 ltr. 67
Abbildung 33: Simulierte Böenbegegnung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Zustände des Flugzeugs: Flughöhe z. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). 67
Abbildung 34: Rechenzeit zur Lösung des Optimalsteuerungsproblems auf dem Simulationscomputer. 69

Überblick

Der Verbund INFLIGHT orientierte sich bei der Durchführung seiner Arbeiten an den Zielen des fünften Luftfahrtforschungsprogrammes. Diese beabsichtigten dabei eine umwelt- und passagierfreundlichere sowie eine effizientere Luftfahrt zu fördern. Dazu wurde bei der Durchführung dieses Projektes ein Beitrag geleistet, indem verschiedene neuartige Ansätze zur Abminderung struktureller Lasten an der Flugzeugstruktur entwickelt, validiert und in einer realitätsnahen Umgebung erfolgreich getestet werden konnten.
Die zuverlässige Abminderung kritischer Lasten birgt das Potenzial, die Leichtbaufähigkeit bei der Konstruktion von Flugzeugstrukturen besser auszunutzen und adressiert damit die Ziele des Förderprogrammes:

- Eine Reduktion der kritischen Auslegungslasten erlaubt es, das Gewicht der Struktur bei zukünftigen Entwicklungen zu reduzieren oder aber mehr Nutzlast zu befördern und zielt damit auf eine leistungsfähige und effiziente Luftfahrt (Ziel 3) ab.
- Ein niedrigeres Strukturgewicht erlaubt Einsparungen beim Treibstoffverbrauch und führt somit zu einer Reduktion von Emissionen und zu einer umweltfreundlicheren Luftfahrt (Ziel 1).
- Da das Lastabminderungssystem ebenfalls auf die Abminderung von Effekten aus äußeren Störungen wie Böen oder Turbulenzen abzielt, erhöht sich außerdem der Passagierkomfort (Ziel 3).

Zur Erreichung der Umsetzung des Vorhabens konnten in der Zusammenarbeit mit den Projektpartnern folgende Ergebnisse erzielt werden:

- Integration eines LiDAR-Systems zur Messung der äußeren Störung wie Böen oder Turbulenzen im Flugversuchsträger.
- Aeroelastische Modellbildung unter Verwendung der mit Hilfe des Flugversuchsträgers gewonnenen Daten.
- Entwicklung und Validation eines Systems zur Lastabminderung mit Modellprädiktiver Regelung und vorausschauender Messung der Störungen im Flugversuch.
- Umsetzung eines neuartigen Ansatzes zur Abminderung struktureller Lasten sowie Integration in und Validation auf dem Flugcomputer eines Flugversuchsträgers.

1. Kurze Darstellung der Aufgabenstellung

1.1 Gesamtziel des Vorhabens

INFLIGHT beinhaltet Forschungs- und Entwicklungsarbeiten mit starkem Bezug zur Flugphysik, insbesondere zu Lastabminderungssystemen. Diese Systeme werden in Flugzeugen installiert, um im Flug bei spezifischen Flugzuständen durch Ausschlagen der Steuerflächen Lastzustände zu reduzieren und somit die Flugzeugbeanspruchung zu reduzieren. Die heutigen Verfahren sind hierbei vergleichsweise einfach und mit begrenztem Erfolg. Das hier entwickelte System zur Lastreduktion besteht aus zwei Kernelementen (verbesserte Messung der Atmosphäre und verbesserte Flugregelung), die in diesem Projekt erstmalig in einem geschlossenen System kombiniert wurden.
Die Ziele von INFLIGHT waren daher die Entwicklung von Lastreduktionverfahren mit dem Ziel der Gewichtsreduktion bzw. der Erhöhung von Passagierkomfort durch Reduktion von Vibrationen durch kombinierte Nutzung von vorausschauenden Messverfahren (LiDAR) und prädiktiven Regelungsansätzen.

Die Kernziele von IBK im Rahmen von INFLIGHT waren neuartige Methoden und Technologien (MPC und LiDAR) zur aktiven Lastabminderung erstmals in der Luftfahrt zu kombinieren und im Flugversuch zu erproben. Des Weiteren liegt die Zielsetzung von IBK zum einen in der Fortführung und Verbesserung der mathematischen Modellierung von Flugzeugdynamiken sowie deren Identifikation und Anpassung aus Flugversuchsdaten, zum anderen in dem wissenschaftlichen Austausch mit den beteiligten Universitäten, insbesondere zur Vertiefung der Erfahrungen im Bereich der modellprädiktiven Regelung (MPC) und der LiDAR Technologie mit Anwendung in der Luftfahrt, siehe Abbildung 1. INFLIGHT ermöglichte es IBK daher seine Expertise im Bereich der Modellierung, Lastabminderung und Flugregelung zu stärken und damit auch seine Position am Markt zur Auftragsgewinnung von OEM's zu verbessern.

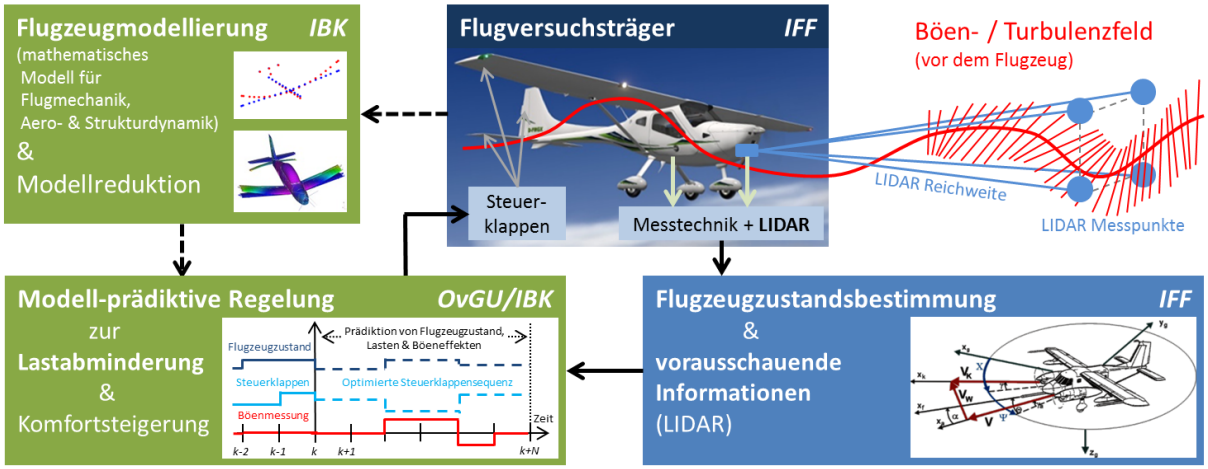

Abbildung 1: Visualisierung der Projektschwerpunkte.

1.2 Bezug des Vorhabens zu den förderpolitischen Zielen

Die in INFLIGHT adressierte Verbindung von einem modernen Regelungsverfahren (MPC) und der LIDAR-Messtechnik zu einem effektiven Lastabminderungssystem leistet einen signifikanten Beitrag zum förderpolitischen Ziel „umweltfreundliche Luftfahrt“. Die durch dieses innovative Konzept verbesserte Lastreduktion kann in Gewichtseinsparungen in der Flugzeugstruktur überführt werden (1% Lastreduktion im Wurzelbiegemoment entspricht ca. 50kg Gewichtseinsparung für ein großes Transportflugzeug). Des Weiteren führt die Gewichtseinsparung auch direkt zu einer Kraftstoffeinsparung (1 kg Gewichtseinsparung reduziert den Treibstoffverbrauch um 0,5 kg pro Flug einer A350 und spart 1,6kg CO2).

INFLIGHT hat eine Lastreduktion in Simulationen mit vorausschauendem modellprädiktivem Regelungsverfahren erzielt, die den aktuellen Stand der Technik übertrifft. Dadurch ergibt sich für Kunden, die diese Technologie anwenden, die Möglichkeit, ein Flugzeug zu entwerfen welches effizienter (=leichter) gebaut ist.
Aktuelle Lastabminderungsysteme realisieren eine Reduktion von 15% im Wurzelbiegemoment. Durch Verwendung des LiDARs in Verbindung mit prädiktiven Regleralgorithmen lassen sich diese Werte deutlich erhöhen (>25%). Die Einsparungen sowohl an Treibstoff als auch Emissionen sind daher signifikant.
Eine vorrausschauende Messung ermöglicht darüber hinaus eine optimierte Nutzung von Aktuatoren für Steuerflächen (der prädiktive Regler antizipiert die Störung und reagiert frühzeitig darauf). Dies reduziert die Beanspruchung von Aktuatoren und ermöglicht dort weitere sekundäre Einsparungen, die wiederum in der Systemlaufzeit (d.h. die Systeme können länger genutzt werden) oder in Gewichtsreduktion (siehe oben) umgesetzt werden können.

1.3 Wissenschaftliche und / oder technische Arbeitsziele des Vorhabens

Das technische Arbeitsziel von IBK in INFLIGHT war die Entwicklung eines effizienten Lastabminderungssystem bestehend aus MPC-Regelung und LiDAR-Messtechnik sowie dessen Erprobung in Simulationen und Flugversuch.

IBK steuerte als technischen Beitrag seine Fähigkeiten und Kompetenzen in der Modellierung von Flugzeugdynamiken und deren Identifikation aus Flugversuchsdaten bei, welche die Simulation und Auslegung eines modellbasierten Reglers (MPC) erst möglich machten.
Des Weiteren entwickelte IBK in Zusammenarbeit mit der OvGU den modellbasierten Regler und liefert dafür den notwendigen luftfahrttechnischen Hintergrund zur Anwendung auf das Lastabminderungsproblem.

Zusätzlich bildete die Durchführung und Auswertung der Flugversuche ein weiteres sehr wichtiges Arbeitsziel der IBK.

Die finale Bewertung des entwickelten Lastabminderungssystems hinsichtlich der erreichbaren Lastreduktion und der Echtzeitfähigkeit rundeten dieses Projekt ab.

Die detaillierten erzielten Ergebnisse sind im Schlussbericht aufgeführt. Die Tätigkeiten, die zum Erlangen der Ergebnisse und Erkenntnisse geführt haben, sind zusätzlich in den zur Laufzeit des Vorhabens erstellten und an den Zuwendungsgeber übersandten Zwischenberichten dokumentiert.

2. Darstellung der Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

2.1 Wirtschaftliche Voraussetzungen

Ingenieurdienstleister der Luft- und Raumfahrtbranche stehen aktuell vor der Herausforderung, dass bestehende Flugzeuge zwar verbessert, Neuentwicklungen aber nicht unmittelbar absehbar sind. Da die Lasten-Enveloppen, die für die Zertifizierung des Basisflugzeugs verwendet wurden, weiterhin einzuhalten sind, besteht daher eine große Nachfrage an Lastabminderungstechnologien. Mit diesen Systemen kann der inkrementelle Entwicklungsprozess dieser Flugzeuge abgesichert werden. IBK hat diese Themen in den letzten Jahren konsequent adressiert und hierzu eigenes Know-how aufgebaut.
IBK ist bestrebt, die eigene Position als Zulieferer am Markt nachhaltig zu festigen und Entwicklungsdienstleistungen für die europäische Luftfahrt anbieten zu können. Bereits jetzt besteht eine gute Wissens- und Erfahrungsbasis, die sich auch auf Dienstleistertätigkeiten für Airbus und Kooperationen mit Airbus und anderen OEMs im Rahmen von bspw. LuFo oder anderen Projektformen stützt. Die hier beantragte Entwicklung erweitert die Expertise von IBK um das Thema der vorausschauenden Lastenregelung, sodass weitere Dienstleistungen offeriert werden können. Die Demonstration der Funktionalität des Lastenregelungssystems im realen Einsatz auf dem Flugcomputer des Flugversuchsträgers sowie der Einsatz von LiDAR Technologie zur Messung von Böen weit vor dem Flugzeug verdeutlicht die Marktreife dieser Systeme.
In INFLIGHT erfolgt die Demonstration der Systeme im realen Flugversuch. Die Entwicklung ist hiermit weitestgehend abgeschlossen und der nächste Schritt ist daher die Umsetzung am Markt.

2.2 Technische und wissenschaftliche Voraussetzungen

INFLIGHT war das erste Projekt, welches die Funktionsweise eines LiDARs und MPC-Reglers hinsichtlich der Lastabminderung demonstriert. Der Anwendungsfall war ein Ultraleichtflugzeug. Im Rahmen der vorliegenden Entwicklungen war dies der beste Schritt um realistische Daten zu erhalten.
Die einzelnen Technologien für sich betrachtet sind teilweise schon länger etabliert und kommen teilweise im Luftfahrtbereich zum Einsatz. Einfache Systeme zur Lastabminderung sind bereits

fester Bestandteil bei der Auslegung von CS25 Flugzeugen. Die Modellprädiktive Regelung wird schon seit den 1970er Jahren erforscht und wurde in den letzten Jahren durch einige Forschungsgruppen im Bereich der Flugbahnregelung und Lastabminderung untersucht, wobei IBK in den Projekten GLAMOUR, ATLAS2HYBRID, E2BLAS und G-FLIGHTS daran maßgeblich beteiligt war. Die LiDAR Technologie findet hauptsächlich Anwendung in der Fernmessung atmosphärischer Parameter und zur optischen Abstands- und Geschwindigkeitsmessung. Nur vereinzelt, z.B. zu Kalibrierungszwecken, wurden LiDARs im Luftfahrbereich eingesetzt. Die Kombination eines modellprädiktiven Reglers mit einem LiDAR-System um die Vorzüge beider Methoden zu nutzen und im Flugversuch zu testen war somit der nächste logische Schritt in der Entwicklung eines Lastabminderungssystems.

3. Darstellung zur Planung und zum Ablauf des Vorhabens

3.1 Projektstruktur

Das Gesamtprojekt gliedert sich in vier technische HAP sowie ein AP zum Projektmanagement auf.

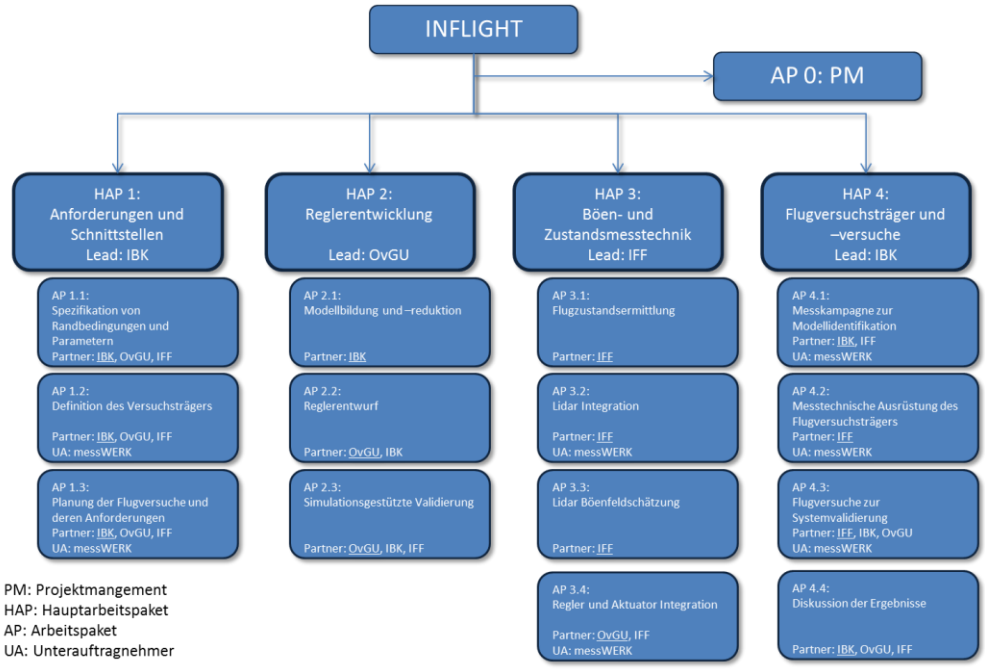

Abbildung 2: Projektstrukturplan

HAP 0: Projektmanagement (Leitung: IBK)

Das HAP 0 Projektmanagement wurde durch IBK geleitet und umfasste innerhalb des Konsortiums die Kommunikation mit dem Projektträger, die Organisation von Review-Meetings und deren Dokumentation.

HAP 1: Anforderungen und Schnittstellen (Leitung: IBK)

Zentraler Punkt von HAP 1 war die Erstellung von Spezifikationen und Zusammenstellung notwendiger Informationen für die weiteren technischen Entwicklungen in den folgenden Hauptarbeitspaketen. Hierzu zählen die Spezifikationen für die zu entwickelnden Modelle, Systeme und durchzuführenden Versuche. Diese wurden von allen Partnern gemeinsam zusammengetragen, sodass im Laufe des Projektes darauf zurückgegriffen werden konnte. Insgesamt gliedert sich HAP 1 wie folgt:

In AP 1.1, geleitet durch IBK, wurden die Spezifikation zu Parametern, Schnittstellen und Randbedingungen definiert. Außerdem wurden Kriterien zur Evaluierung des zu entwickelnden Systems beschrieben.
In AP 1.2, geleitet durch IBK, wurde der Flugversuchsträger mit allen vorhandenen Aktuatoren und Sensoren und deren Schnittstellen beschrieben und Details bezüglich der Ausrüstung des Flugversuchsträgers Remos GX festgehalten.
In AP 1.3, geleitet durch IBK, wurden die Messkampagnen und Flugversuche zur Identifikation des Trägheitstensors, der Aerodynamik und weiterer Teilsysteme geplant und definiert.

HAP 2: Reglerentwicklung (Leitung: OvGU)

HAP 2 enthält einen Schwerpunkt der Arbeiten in Form der Reglerentwicklung zur Lastreduktion und Flugzeugsteuerung. Als Regler wurde ein Modellprädiktiver Regler verwendet, der durch das LiDAR vorausschauende Böeninformationen erhielt. Für die Entwicklung, Auslegung und Validierung des Reglers wurde ein mathematisches Modell der zu regelnden Strecke, in diesem Fall des Flugversuchsträgers, benötigt. Das HAP 2 gliedert sich daher wie folgt:

In AP 2.1, geleitet durch IBK, wurde von der Firma IBK das mathematische Modell der Flugzeugdynamik nach dem Abbild des Flugversuchsträgers erstellt.
In AP 2.2, geleitet durch die OvGU, wurde durch den Partner OvGU in enger Zusammenarbeit mit der Firma IBK der Regler zur Lastabminderung und Flugzeugsteuerung entwickelt und auf den Flugversuchsträger angepasst.
In AP 2.3, geleitet durch die OvGU, wurde abschließend durch alle Partner der entwickelte Regler und alle anderen Teilsysteme durch Simulationen getestet und validiert.

HAP 3: Böen- und Zustandsmesstechnik (Leitung: IFF)

HAP 3 enthält den zweiten Schwerpunkt der Entwicklung in INFLIGHT, nämlich die Böen- und Zustandsmesstechnik. Das wesentliche Element dazu ist die Integration und messtechnische Anbindung des LiDARs zur Bestimmung der Böeninformationen sowie die Auswertung und Verarbeitung der LiDAR Daten. Zusätzlich wurde die Integration und Ansteuerung der Aktuatorik und die Integration des Reglers sowie die Ermittlung des Flugzustandes für die Nutzung in der Flugregelung im HAP 3 erarbeitet. Das HAP 3 gliedert sich wie folgt:

AP 3.1, geleitet durch das IFF, beschäftigte sich mit der Flugzustandsermittlung für die Nutzung in der Flugregelung.
In AP 3.2, geleitet durch das IFF, wurde Das LiDAR in den Flugversuchsträger integriert und an die messtechnischen Systeme angeschlossen.
In AP 3.3, geleitet durch das IFF, wurden die aufgenommen Böeninformationen verarbeitet und für den Regler aufbereitet.
In AP 3.4, geleitet durch die OvGU, wurde der Regler sowie die für die Flugregelung notwendige Aktuatorik in den Flugversuchsträger integriert.

HAP 4: Flugversuchsträger und Flugversuche (Leitung: IBK)

Im HAP 4 wurde verschiedenen Messkampagnen und Flugversuche vorbereitet, durchgeführt und ausgewertet. In den Flugversuchen werden hauptsächlich die in HAP 2 und 3 entwickelten und in Simulationen getesteten Systeme zur Flugzustandsbestimmung, Böenfeldschätzung und Lastabminderung unter realen Bedingungen und in Echtzeit getestet. Abschließend werden alle Ergebnisse des Projektes bewertet und dokumentiert. Das HAP 4 gliedert sich wie folgt:

In AP 4.1, geleitet durch IBK, wurden die Messkampagnen zur Identifikation der Aerodynamik und zur Identifikation des Massenträgheitstensors des Flugversuchsträgers vorbereitet und durchgeführt.
In AP 4.2, geleitet durch das IFF, wurde der Flugversuchsträger mit allen messtechnischen Systemen ausgerüstet, die für die Flugzustandsermittlung notwendig waren.
In AP 4.3, geleitet durch das IFF, wurden die Flugversuche zur Systemvalidierung vorbereitet und durchgeführt.
In AP 4.4, geleitet durch IBK, wurden abschließend alle Ergebnisse des Projekts bewertet und dokumentiert.

3.2 Meilensteinplanung

Im Folgenden ist eine Übersicht über die für INFLIGHT festgelegten Meilensteine gegeben.

Tabelle 1: Meilensteine

Meilenstein	Titel
MS1	Spezifikation abgeschlossen
MS2	Modellbildung abgeschlossen
MS3	Reglerentwurf abgeschlossen
MS4	Reglervalidierung abgeschlossen
MS5	Flugzustandsbestimmung abgeschlossen

MS6	Regler und LiDAR Integration abgeschlossen
MS7	Gesamtsystem validiert und bewertet

Die Erreichung der geplanten Meilensteine ist im Kapitel 6: „Eingehende Darstellung der erzielten Ergebnisse“ beschrieben. Teilweise wurden die Meilensteine vorzeitig oder auch verzögert erreicht.

4. Darstellung des wissenschaftlichen und technischen Standes, an den angeknüpft wurde

4.1 Stand der Wissenschaft und Technik

In diesem Projekt wurde modellprädiktive Regelung (MPC) mit einem LIDAR Messsystem zu einem neuartigen effektiven Lastabminderungssystem (LAS) kombiniert. Nachfolgend wird daher sowohl auf den Stand der Technik bei LAS sowie für MPC und LiDAR eingegangen.

LAS: Die ersten Systeme zur Lastabminderung bei Flugzeugen wurden bereits Ende der 60iger Jahre in den USA auf der Lockheed L-1011 [1] und in Europa Anfang der 90er Jahre im Airbus A320 eingesetzt [2]. Grundsätzlich unterscheidet man hier zwischen Systemen zur Abminderung von Lasten durch Manöver (Manöverlastabminderungssystem, engl. maneuver load alleviation, MLA) und durch Böen/Turbulenzen (Böenlastabminderungssystem, engl. gust load alleviation, GLA). Beide Systeme können aber auch in einem Lastabminderungssystem (LAS) zusammengefasst sein. Das Hauptziel des LAS ist die Reduzierung des Biegemoments an der Tragflächenwurzel, da dies eine wichtige Designgröße zur Auslegung der Flugzeugstruktur ist.

Prinzipiell wird die Reduktion des Biegemomentes an der Tragflächenwurzel durch eine aktive Steuerung/Regelung der Steuerklappen an der Tragfläche und dem Höhenruder erreicht. Beim MLA System werden die äußeren Steuerklappen an der Tragfläche (z.B. Querruder) symmetrisch ausgeschlagen, um die resultierende Kraft der Auftriebsverteilung in Richtung der Tragflächenwurzel zu verschieben und damit das Biegemoment zu reduzieren. Die Aktivierung bzw. Bestimmung des hierzu notwendigen Steuerklappenausschlags erfolgt dabei typischerweise über den gemessenen Lastfaktor am Schwerpunkt des Flugzeuges [2], [1]. Beim GLA System werden die Steuerklappen am Flügel dazu verwendet dem zusätzlichen Auftrieb durch die Böe entgegenzuwirken. Dies führt wiederum zu einer Reduktion der resultierenden Auftriebskraft (Flugzeug und Böe) und damit zu einer Abminderung des Biegemomentes an der Tragflächenwurzel. Die Aktivierung bzw. Bestimmung des hierzu notwendigen Steuerklappenausschlags erfolgt entweder ebenfalls über den gemessenen Lastfaktor am Schwerpunkt des Flugzeuges [2], [1] oder, bei neueren Systemen, über den gemessenen Angriffswinkel der Böe an der Flugzeugnase [3], [4], [5]. Damit die Aktivität eines LAS keinen störenden Effekt auf die gewünschte Flugzeugbewegung des

Piloten hat, findet eine Kompensation des zusätzlichen Nickmomentes durch den Steuerklappenausschlag an der Tragfläche über das Höhenruder am Höhenleitwerk statt [2].

MPC: Modellprädiktive Regelung (engl. model predictive control, MPC) hat ihren Ursprung in den 1970er Jahren in der Prozessindustrie. Dabei zeichnet sich MPC insbesondere durch die direkte Betrachtung von Mehrgrößensystemen sowie durch die Möglichkeit aus, Beschränkungen des Systems/Prozesses, gemessene Störungen und Zeitverzüge direkt im Entwurf des Reglers mit zu berücksichtigen. Ein MPC-basierter Regler prädiziert dabei unter Verwendung eines mathematischen Modells den zukünftigen Verlauf des zu regelnden Systems und optimiert auf Basis dieser Daten eine Gütefunktion, welche das eigentliche Regelungsziel darstellt [6].

In den letzten Jahrzehnten hat sich MPC auf viele weitere Anwendungsgebiete in der Industrie ausgeweitet. Insbesondere Weiterentwicklungen im Soft- und Hardwarebereich, aber auch methodischer Fortschritt im MPC Design, ermöglichen es nun, dass aus MPC entstehende Optimierungsproblem sehr effizient und schnell zu lösen, was die Anwendung in zeitkritischen Systemen im Allgemeinen, und im Bereich der Flugregelung im speziellen erst möglich macht.

In letzten Jahren haben bereits einige wenige Forschungsgruppen die Anwendung von MPC im Luftfahrtbereich, insbesondere zur Flugbahnregelung und Lastabminderung, ausschließlich in Simulationen untersucht [7], [8], [9], [10], [11] [12]. Diese Simulationsstudien sind vielversprechend hinsichtlich des Potenzials von MPC im Luftfahrtbereich.

LiDAR: Light detection and ranging (LiDAR) Messsysteme werden heutzutage hauptsächlich zur Fernmessung atmosphärischer Parameter und zur optischen Abstands- und Geschwindigkeitsmessung verwendet. Das LIDAR System sendet dazu Laserimpulse aus, detektiert das von Aerosolen in der Atmosphäre zurück gestreute Licht und berechnet daraus die Bewegung der Aerosole in der Atmosphäre in Messrichtung des LIDAR Systems.

In Verbindung mit einem Lastabminderungssystem fungiert ein LIDAR hauptsächlich in der Bestimmung des Windfeldes vor dem Flugzeug, so dass im Vergleich zu herkömmlichen Sensoren zur Messung der Luftdatenreferenz die Kenntnis des Windfeldes zeitlich früher für eine optimalere Vorsteuerung vorliegt [13]. Eine auf Lichtmessung basierende Luftdatenreferenz wurde zunächst mit Hilfe von Laseranemometern durchgeführt [14], [15], welche später auch zur Kalibrierung von Standardsensoren in Testflugzeugen eingesetzt wurden (Messung des vom Flugzeug unbeeinflussten Windfeldes). Für die Kalibrierungsaufgabe setzt Boeing seit Mitte der 90er Jahre Continuous Wave LiDARs ein [16]. Anvisierte Anwendungen für bordseitige LiDARs sind aktuell hauptsächlich die Ferndetektion von für die Luftfahrt kritischen Turbulenzen (Clear Air Turbulence, CAT) und als Ersatzmessgröße bei bspw. Vereisung der Standardsensoren für die Luftdatenreferenz [16].

4.2 Bisherige Arbeiten des Antragstellers

In den vergangenen Jahren hat IBK insbesondere in Projekten mit Airbus, aber auch in (inter)nationalen Kooperationen Kompetenzen aufgebaut und an der Entwicklung von Lösungen mitgearbeitet auf denen in INFLIGHT aufgebaut wird. Im LuFo-Projekt ProWinGS hat IBK die Grundlagen für eine verbesserte dynamische Modellbildung von Flugzeugen gelegt. Des Weiteren hat IBK im LuFo-Projekt ATLAS2HYBRID durch die Demonstration eines verbesserten Massenmodells Diskrepanzen zwischen dem dynamischen Strukturmodell und dem Standschwingversuch erklären können. Beide Vorarbeiten ermöglichen es IBK hochgenau aber dennoch effiziente dynamische Flugzeugmodelle zu erzeugen. Dies ist bei kleineren Demonstratoren wie hier vorliegend sogar noch wichtiger, da Abweichungen direkt im Ergebnis sichtbar werden. Im JTI-Projekt GLAMOUR hat IBK zusammen mit europäischen Partnern eine aktuell einzigartige experimentelle Versuchsinfrastruktur erzeugt, mit deren Hilfe Bewertungen von Lastabminderungsystemen im Windkanal möglich sind. Dynamische Lastabminderungssysteme mittels modellprädiktiver Regelung (MPC) wurden im LuFo-Projekt ATLAS2HYBRID entwickelt [10], [11], [12], im ZIM-Projekt E2BLAS wurde die Echtzeitfähigkeit adressiert und im LuFo-Projekt G-FLIGHTS im Flugversuch mit einem UAV (ohne LiDAR) getestet. Der nächste logische Schritt in der Entwicklung des Lastabminderungssystems ist nun die Kombination mit einem LiDAR-System, um die Vorteile beider Systeme (MPC und LiDAR) auszunutzen und im Flugversuch zu testen.

5. Darstellung zur Zusammenarbeit mit anderen Stellen

5.1 Verbundpartner

Der Verbund INFLIGHT bestand aus einem KMU, IBK Innovation und zwei Universitäten, der Otto von Guericke Universität und der Technischen Universität Braunschweig. Vorrangig führte jeder der beteiligten Projektpartner Tätigkeiten auf seinem besonderen Kompetenzbereich durch. IBK konnte ihre Kompetenzen im Bereich der Lastenberechnung und Reglerauslegung einbringen um ein hochwertiges mathematisches Modell des Flugversuchsträgers für Simulationen zu erstellen und mit den universitären Partnern den Regelungsansatz zu entwickeln. Das Institut für Automatisierungstechnik (IFAT) der Otto von Guericke Universität Magdeburg (OvGU) hat seine Kompetenzen im Bereich der modell- und optimierungsbasierten Regelung eingebracht, um den Regler zu entwerfen und diesen in Zusammenarbeit mit der Firma IBK an die spezifischen Anforderungen der Flugregelung und Lastabminderung angepasst. Die Bereitstellung der vorausschauenden LiDAR Informationen und die Bestimmung des aktuellen Flugzeugzustandes wurde durch das das Institut für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig durchgeführt.

Da die Arbeiten aller Partner ineinander übergegriffen haben, war eine stetige Kommunikation sowie reger Austausch aller Projektpartner notwendig, um zum Erfolg des Projektes beizutragen. Dies wurde zum einen durch regelmäßige zwei-wöchentliche digitale Meetings aller Projektpartner, zum anderen durch bilateralen Arbeitsmeetings erreicht, in denen der Fortschritt

bei der Bearbeitung der technischen Arbeitspakete besprochen wurde, gegebenenfalls Umplanungen adressiert wurden und entstandene Problemstellungen analysiert und diskutiert worden sind, um Lösungen gemeinsam zu erarbeiten.

5.2 Unterauftragnehmer

Seitens IBK hat keine Einbindungen von Dritten stattgefunden.
Im Rahmen von INFLIGHT wurde durch das IFF der TUBS die Firma messWERK GmbH unterbeauftragt, die Ihr Flugzeug, eine RemosGX, als Flugversuchsträger zur Verfügung gestellt hat. Dieses Flugzeug wurde mit dem gesamten messtechnischen Equipment, dem Regler und der Aktuatorik ausgestattet. Da die erforderlichen Genehmigungen und die Zulassung der Umbauten am Flugzeug durch die Firma messWERK bei der EASA und dem Luftfahrtbundesamt beantragt wurde, hat messWERK regelmäßig an den zweiwöchentlichen Meetings teilgenommen.

6. Eingehende Darstellung der erzielten Ergebnisse

6.1 HAP 1: Anforderungen und Schnittstellen

In diesem Hauptarbeitspaket wurden die Randbedingungen für das Projekt definiert und zu einem Spezifikationsdokument zusammengefasst, in welchem grundlegende Informationen bezüglich der Bearbeitung sämtlicher folgender Arbeitspakete abgelegt wurden. Das Ziel war es dabei, eine gemeinsame Arbeitsgrundlage zwischen den Projektpartnern herzustellen. Im Verlauf des Projektes war es mit Hilfe dieses Dokumentes dann möglich, auf Informationen wie gemeinsam getroffene Absprachen, Auslegungsparameter oder Erläuterungen zu übergebenen Daten zurückzugreifen. Insbesondere die Definition der Parameter, der Schnittstellen, der Auswertungs- und Evaluierungskriterien, des Flugversuchsträgers und der Flugversuche sind dabei von besonderer Bedeutung.

Das Spezifikationsdokument Deliverable D1 ist dabei zum korrespondierenden Meilenstein MS1 abgeschlossen worden. Weitere Ergänzungen und Änderungen an dem Dokument waren aber auch zu späteren Zeitpunkten noch möglich und erforderlich, da auch Erkenntnisse aus späteren Arbeitspaketen in das Dokument Eingang gefunden haben.

6.1.1 Organisation

Das Hauptarbeitspaket HAP 1: „Anforderungen und Schnittstellen“ untergliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP 1.1: Spezifikation von Randbedingungen und Parametern
- AP 1.2: Definition des Versuchsträgers
- AP 1.3: Planung der Flugversuche und deren Anforderungen

6.1.2 AP 1.1: Spezifikation von Randbedingungen und Parametern

Arbeitsziel

Ziel dieses Arbeitspaketes war es, die für die Entwicklung des Lastabminderungssystems notwendigen Parameter, Schnittstellen und Randbedingungen zusammenzutragen, um die Kombinierbarkeit der Teilsysteme der einzelnen Partner sicherzustellen. Die Informationen wurden in ein Spezifikationsdokument überführt, welches allen Projektpartnern zur Verfügung stand und auf das bei Bedarf zurückgegriffen werden konnte.

Arbeitsbeschreibung

Die folgende Auflistung gibt die Punkte wieder, die im Sinne der o.g. Zielsetzungen für die Aufnahme in das Spezifikationsdokument erforderlich waren. Dies betraf insbesondere:

- Angaben zu Entwicklungswerkzeugen
- Spezifikation der mathematischen Modelle
- Angaben zu Schnittstellen
- Definition der Auslegungs- und Evaluationskriterien

Diese Informationen wurden entweder entsprechend der in der Vorhabensbeschreibung festgelegten Kompetenzen vom jeweiligen Projektpartner dem Verbund zur Verfügung gestellt oder gemeinsam erarbeitet.

Arbeitsergebnisse

In diesem Arbeitspaket wurde ein Unterkapitel des Dokumentes Deliverable D1 erstellt. In dem Unterkapitel wurden grundlegende Informationen bezüglich der Spezifikation von Randbedingungen und Parametern abgelegt.
Im Rahmen dieser Spezifikation sind folgende Bereiche adressiert worden:

<u>Angaben zu Entwicklungswerkzeugen</u>
Für die der einzelnen Teilmodelle und Regelungssystem kamen verschiedene Entwicklungswerkzeuge und Entwicklungsumgebungen zu Einsatz. Das strukturdynamische Teilmodell wurde über die Definition der Geometrie und der verteilten Massen- und Steifigkeitsinformationen mit MSC Nastran erstellt. Im Anschluss konnten die kondensierten Massen- und Steifigkeitsmatrizen abgeleitet werden. Die Modalanalyse sowie modale Beschreibung in der dynamischen Simulation erfolgte dann mit Matlab. Die Erstellung des aerodynamischen Teilmodells wurde mit der Definition der VLM Geometrie ebenfalls mit MSC Nastran durchgeführt. Die Berechnung der aerodynamischen Kräfte in den dynamischen Simulationen erfolgte mit Matlab auf Grundlage der Vortex Lattice Methode. Zur Identifikation aerodynamischer Parameter aus Flugversuchsdaten wurde ebenfalls Matlab verwendet. Die Kopplung der Struktur– und Aerodynamikteilmodelle sowie die Simulationsumgebung zur Durchführung von Zeitbereichssimulationen wurde in Matlab umgesetzt. Der Modellprädiktive Regler wurde mit einer Kombination von Matlab und Simulink umgesetzt. Für die Lösung des

Regelungsproblems wurden zwei unterschiedliche MPC Software untersucht, muompc [17] und ACADOS [18]. Die Aufnahme und Verarbeitung der Messdaten im Flug erfolgte über die Software Acrolab und Tripos vom Institut für Flugführung der Technischen Universität Braunschweig.

Spezifikation der mathematischen Modelle

Die mathematischen Modelle wurden in die Teilmodelle der Strukturdynamik, Aerodynamik, Bewegungsgleichung, Aktuatorik und des Reglers aufgeteilt. Das strukturdynamische Teilmodell bestand aus einer Massenmatrix und einer Steifigkeitsmatrix. Die strukturelle Deformation wurde durch Aufbringen einer externen Last berechnet. Das aerodynamische Teilmodell wurde auf Grundlage der Vortex Lattice Methode erstellt. Dabei wurden die Auftriebsflächen durch flache Paneele diskretisiert. Die resultierende aerodynamische Kraft wurde dann über das Kutta-Joukovski Theorem berechnet. Für einen detaillierten theoretischen Hintergrund wird hier auf die Literatur [19] und [20] verwiesen. Die Bewegung des Flugzeugs wurde basierend auf den nichtlinearen Starrkörper-Bewegungsgleichung der Flugmechanik und den linear elastischen Bewegungsgleichungen der Strukturdynamik berechnet. Näheres hierzu in der Literatur [21]. Für die mathematischen Modelle wurde sich auf die zu verwendenden Koordinatensysteme geeinigt. Insbesondere wurden die Winkel und Achsen definiert, die für die Bewegung des Flugzeugs, aber auch für die Bewegung der einzelnen Steuerflächen und Messgrößen relevant sind. Für die Teilmodelle des Flugzeugs und des Reglers wurden die Freiheitsgrade und Zuständen sowie deren Ein- und Ausgänge definiert.

Angaben zu Schnittstellen

Die Schnittstellen der unterschiedlichen Teilsysteme wurden in zwei Bereiche unterteilt. Zum einen bezog sich die Definition der Schnittstellen auf die Integration des Flugzeugmodells im Modellprädiktiven Regler, zum anderen wurden die Schnittstellen im Flugzeug für den Regler definiert sowie das zur Kommunikation verwendete Ethernet Protokoll der unterschiedlichen Hardware.

Da der Modellprädiktive Regler ein Modell des Flugzeugs zur Prädiktion der Bewegung und Lasten enthält, wurden alle Schnittstellen der Teilmodelle mit den Aktuatoreingängen und den virtuellen Sensorausgängen definiert, um ein reibungsloses Zusammenspiel zu gewährleisten. Die die jeweiligen Eingangs- und Ausgangsgrößen wurden unter Angabe der Signalnamen und der benötigten Einheiten definiert.

Für die Integration des Reglers im Flugzeug wurden die Schnittstellen zwischen dem Reglereingang und der im Flug aufgenommenen Messgrößen des LiDARS und des Flugzustandes definiert sowie die Schnittstellen des Reglerausgangs und des Eingangs an den Aktuatoren zur Verstellung der Steuerflächen. Auch hier wurden die Signalnamen und die Einheiten definiert.

In Verlauf des Projektes fand ein reger Austausch von Daten zwischen den Projektpartnern statt. Dieser Austausch betraf sowohl Messdaten aus Versuchen als auch ganze Modelle bzw. Modellbestandteile. Damit der Austausch reibungsfrei vonstattengehen konnte, wurden weitere Spezifikationen festgeschrieben.

Für die Übergabe von Daten aus Flugversuchen sind alle verfügbaren (Mess-)Signale im Spezifikationsdokument benannt worden. Die Angaben beinhalteten den Namen des Signals, seine physikalische Bezeichnung und die physikalische Einheit, in der das Signal entsprechend aufbereitet worden war.

Definition der Auslegungs- und Evaluationskriterien

Für die Bewertung des Lastabminderungssystems sollen folgende Fragen beantwortet werden:

- **Wirksamkeit**
  Die Wirksamkeit des Lastabminderungssystems lässt sich über den Grad der Abminderung struktureller Lastspitzen oder des Lastfaktors bewerten. Da eine Böenbegegnung im Flug nicht immer reproduzierbar und vergleichbar ist, wird ein Vergleich unterschiedlicher Regelungsstrategien nur schwer möglich sein. Dieser Vergleich muss also durch Simulationen unterstützt werden.
- **Robustheit**
  Die Robustheit des Entwickelten Lastabminderungssystems soll untersucht werden. Dabei sollen Unsicherheiten in der Modellerstellung für den Prädiktiven Regler, aber auch Unsicherheiten in den Messungen untersucht werden. Erstere Beziehen sich z.B. auf Änderungen in Masse und Schwerpunktposition oder auch des Arbeitspunktes des Flugzeugs. Zweitere beziehen sich z.B. auf Messrauschen oder Sensorausfälle.
- **Komplexität**
  Da die Ausführung des Reglers (linear, nichtlinear) unterschiedlich komplex ist, wird auch der erforderliche Rechenaufwand je nach Ausführung unterschiedlich groß sein. Dies ist im Hinblick auf eine Anwendung auf Flugcomputern von Verkehrsflugzeugen heutiger Bauart relevant, die in ihrer freien Rechenleistung stark beschränkt sind. Die Echtzeitfähigkeit des Entwickelten Lastabminderungssystems ist daher wichtig.
- **Effizienz**
  Bewertet wird, wie weit ein aktiviertes Lastabminderungssystem, bei dem es zu einer Änderung der Steuerflächenausschläge kommt, auf die Flugbahn einwirkt. Eine Abweichung vom Flugpfad infolge von Lastabminderungsaktivitäten kann innerhalb des Flugkorridors akzeptiert werden. Zusätzlich kann bewertet werden, welche Steuerflächen mit welchen Ausschlägen jeweils benötigt werden.

Da die Systeme über unterschiedliche Komplexitätsgrade, Zielgrößen und Vorgehensweisen verfügen, wird eine Gegenüberstellung und Gesamtbewertung nur Qualitativ vorgenommen werden können.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS1 „Spezifikation abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass das Dokument Deliverable D1 „Spezifikationsdokument“ mit den oben genannten Informationen (sowie Informationen der APs 1.2 und 1.3) ausgestattet worden ist.

Zusammenfassung

Das Ziel dieses Arbeitspaketes war es, die Randbedingungen für anstehenden Arbeiten der meisten weiteren Arbeitspakete zu klären und festzulegen. Dazu sind in dem so entstandenen Spezifikationsdokument die Schnittstellen der einzelnen Teilmodell und der Austausch von Informationen zwischen den Projektpartnern besprochen worden. Darüber hinaus enthält es eine Datenbasis wichtiger Parameter für die Modellierungsarbeiten.

6.1.3 AP 1.2: Definition des Versuchsträgers

Arbeitsziel

Ziel dieses Arbeitspaketes war es, den Flugversuchsträger mit allen vorhandenen oder im Rahmen des Projektes einzubauenden Aktuatoren und Sensoren und deren Schnittstellen zu beschreiben. Die Informationen wurden in ein Spezifikationsdokument überführt, welches allen Projektpartnern zur Verfügung stand und auf das bei Bedarf zurückgegriffen werden konnte.

Arbeitsbeschreibung

Die folgende Auflistung gibt die Punkte wieder, die im Sinne der o.g. Zielsetzungen für die Aufnahme in das Spezifikationsdokument erforderlich waren. Dies betraf insbesondere:

- Technische Zeichnung des Versuchsträgers
- Technische Eckdaten des Versuchsträgers
- Beschaffung aller relevanten Unterlagen
- Definition der benötigten Sensorik
- Definition der benötigten Aktuatorik
- Schnittstellenbeschreibung und Ausrüstungsgrad

Diese Informationen wurden durch das IFF mit Unterstützung des UA messWERK zusammengetragen, aufbereitet und dem Verbund zur Verfügung gestellt.

Arbeitsergebnisse

In diesem Arbeitspaket wurde ein Unterkapitel des Dokumentes Deliverable D1 erstellt. In dem Unterkapitel wurden grundlegende Informationen bezüglich der Definition des Flugversuchsträgers zusammengetragen.
Im Rahmen dieser Spezifikation sind folgende Bereiche adressiert worden:

<u>Beschaffung aller relevanter Unterlagen zum Flugversuchsträger</u>
Um den Flugversuchsträger, eine Remos GX siehe Abbildung 3 bestmöglich zu beschreiben, wurden durch den UA messWERK umfangreiche Unterlagen des Flugversuchsträgers zur Verfügung gestellt. Die Unterlagen enthielten alle relevanten technischen Eckdaten des Flugversuchsträgers wie etwa die Gesamtabmessungen, die Tragflächen-Spannweite und die

Größen aller relevanter Auftriebsflächen und Steuerflächen. Zusätzlich wurden umfangreiche technische Zeichnungen und Konstruktionsunterlagen zur Verfügung gestellt, aus denen der innere Aufbau und Struktur aller Bestandteile des Flugzeugs hervor ging. Neben den Einzelteilzeichnungen waren auch Angaben über den jeweiligen Lagenaufbau der CFK Bauteile vorhanden. Mithilfe der Zusammenbauprotokolle des Flugversuchsträgers, die auch die abschließenden Massen der einzelnen Bauteile enthielten, war eine sehr detaillierte Beschreibung des Flugversuchsträgers vorhanden, welche in AP 2.1 “Modellbildung und -reduktion” zur Erstellung des Flugzeugmodells verwendet wurde.

Abbildung 3: Flugversuchsträger Remos GX

Ausrüstungsgrad, Schnittstellenbeschreibung, Sensorik und Aktuatorik

Der Flugversuchsträger ist ein Forschungsflugzeug, welches schon über einige Sensorik, z.B. Messsonden an den Flügelspitzen um die Luftdaten aufzunehmen oder eine IMU zur Bestimmung der Lage des Flugversuchsträgers, verfügt. Dieser Ausrüstungsgrad des Flugversuchsträgers zum Projektstart wurde detailliert beschrieben. Des Weiteren wurde definiert, welche Sensorik und Messgrößen zum Erreichen der Projektziele benötigt wird und über welche Schnittstellen die Kommunikation der Aufgenommenen Daten stattfinden sollte.

Für die Steuerung des Flugzeugs durch einen Regler mussten außerdem Aktuatoren verbaut werden, die die Steuerflächen verfahren konnten. Hierzu wurden Anforderungen an die Aktuatoren und die Schnittstellen definiert und im Spezifikationsdokument festgehalten.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS1 „Spezifikation abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass das Dokument Deliverable D1 „Spezifikationsdokument“ mit den oben genannten Informationen (sowie Informationen der APs 1.1 und 1.3) ausgestattet worden ist.

Zusammenfassung

Das Ziel dieses Arbeitspaketes war es, den Flugversuchsträger detailliert zu beschreiben und relevante Unterlagen des Flugzeugs zusammenzutragen und zur Verfügung zu stellen. Des Weiteren wurde die benötigte Sensorik und Aktuatorik für die Arbeiten im Projekt definiert.
Die zusammengetragenen Informationen sind in dem Spezifikationsdokument festgehalten und bilden die Datenbasis für die folgenden Modellierungsarbeiten in AP 2.1.

Zusammenfassung

6.1.4 AP 1.3: Planung der Flugversuche und deren Anforderungen

Arbeitsziel

Ziel dieses Arbeitspaketes war die Vorbereitung der Messkampagnen zur Identifikation der Aerodynamik und des Trägheitstensors des Flugversuchsträgers. Definiert wurden die Messkampagnen zur Modellerstellung sowie die Anforderungen an die jeweiligen Messkampagnen. Zusätzlich wurden die Messkampagnen zur Validation der Teilsysteme und des Gesamtsystems definiert. Die Planung der Messkampagnen und Flugversuche fließen direkt in die Arbeiten zur Modellidentifikation (AP4.1) und Systemvalidierung (AP 4.3) ein.
Die Informationen wurden in ein Spezifikationsdokument überführt, welches allen Projektpartnern zur Verfügung stand und auf das bei Bedarf zurückgegriffen werden konnte.

Arbeitsbeschreibung

Die folgende Auflistung gibt die Punkte wieder, die im Sinne der o.g. Zielsetzungen für die Aufnahme in das Spezifikationsdokument erforderlich waren. Dies betraf insbesondere die

- Definition der Anforderungen an die Messkampagnen
- Definition der Messkampagne zur Identifikation der Aeroelastik
- Definition der Messkampagne zur Validierung der Teilsysteme
- Definition der Messkampagne zur Validierung des Gesamtsystems

Diese Informationen wurden entweder entsprechend der in der Vorhabensbeschreibung festgelegten Kompetenzen vom jeweiligen Projektpartner dem Verbund zur Verfügung gestellt oder gemeinsam erarbeitet.

Arbeitsergebnisse

In diesem Arbeitspaket wurde ein Unterkapitel des Dokumentes Deliverable D1 erstellt. In dem Unterkapitel wurden grundlegende Informationen bezüglich der Planung der Flugversuche und deren Anforderungen definiert. Die Definition der Kampagnen erfolgte in enger Abstimmung mit dem IFF und dem UA messWERK.

Im Rahmen dieser Spezifikation sind folgende Bereiche adressiert worden:

Bestimmung der Position des Schwerpunkts und des Massenträgheitsmoments

Um die Starkörperdynamik des Flugversuchsträgers möglichst gut abbilden zu können wurden Bodenversuche zur Bestimmung der Position des Schwerpunktes sowie Pendelversuche zur Bestimmung des Massenträgheitstensors geplant und spezifiziert. Für die Schwerpunktbestimmung wurde der Flugversuchsträger über die drei Räder des Fahrwerks gewogen. Über die Position der Wägepunkte zueinander konnte so die Position des Schwerpunkts bestimmt werden. Um den Trägheitstensor des Flugversuchsträgers zu bestimmen wurde ein Pendelversuch definiert und vorbereitet. Der Flugversuchsträger musste dazu an einer Seilkonstruktion aufgehängt werden. Durch eine Pendelbewegung um die einzelnen Trägheitsachsen des Flugversuchsträgers kann die Massenträgheit über die Periodendauer der Pendelbewegung berechnet werden. Die Vorbereitung der Versuche sowie die Durchführung das benötigte Messequipment wurden in diesem AP spezifiziert und dokumentiert. Die Messkampagnen wurden dann durch das IFF mit dem UA messWERK in AP 4.1 “Messkampagnen zur Modellidentifikation” durchgeführt.

Identifikation der Aeroelastik

Für die Bestimmung der aerodynamischen Parameter wurde In diesem AP die Durchführung von Flugversuchskampagnen vorbereitet und definiert. Für die einzelnen Manöver wurde festgelegt welche Steuerflächenausschläge mit welcher Dauer und Amplitude in welcher Abfolge zu erfolgen hatte. Die aus den Flugversuchen resultierenden Daten wurden dann für die Identifikation der Aerodynamik genutzt.
Die definierten Manöver umfassen u.a.:

- Phygoide: Longitudinale Langzeitbewegung. Kurzzeitiges (ca. 4 s) Auslenken des Höhenruders, was zu einer Austauschschwingung zwischen kinetischer und potentieller Energie bezüglich des Trimmpunktes führt.
- Höhenruderkick: Longitudinales Kurzzeit-Manöver. Sehr schnelles kurzzeitiges Auslenken des Höhenruders um die Effektivität des Höhenruders zu bestimmen.
- Höhenruder 1123 Anregung: Longitudinales Kurzzeit-Manöver. Wechselseitiges Auslenken des Höhenruders mit Zeitkonstanten in der Abfolge 1*dt, 1*dt, 2*dt, 3*dt, um die Auftriebs- und Widerstands-Parameter zu identifizieren.
- Höhenruder-Doublette: Longitudinales Kurzzeit-Manöver. Wechselseitiges kurzzeitiges Auslenken des Höhenruders um die Effektivität des Höhenruders zu bestimmen.

- Rollmanöver (Bank 2 Bank): Laterales Kurzzeit-Manöver. Wechselseitiges Rollen durch Querruderausschläge um die Effektivität des Querruders zu bestimmen.
- Taumelschwingungsmanöver (Dutch-Roll): Laterales Kurzzeit-Manöver: Wechselseitiger kurzzeitiger Ausschlag des Seitenruders um eine Taumelschwingung einzuleiten.
- Seitenruder 1123 Anregung: Laterales Kurzzeit-Manöver. Wechselseitiges Auslenken des Seitenruders mit Zeitkonstanten in der Abfolge 1*dt, 1*dt, 2*dt, 3*dt, um die lateralen Kraft- und Momentenbeiwerte zu identifizieren.
- Quasistationärer Schiebe-Seitenflug: laterales quasistationäres Manöver. Seitenruderauslenkung um einen Schiebeflug einzuleiten, um die Kraft- und Momentenbeiwerte zu identifizieren.
- Variation des Schubes: Um die Widerstandsbeiwerte und den Schub zu identifizieren.

Zusätzlich zu der Definition der Flugmanöver wurden die aufzunehmenden Messdaten definiert, die zu Identifikation der Aerodynamik benötigt wurden. Diese Daten umfassen etwa die Auslenkung der Steuerflächen, die Lage, Bewegung und Beschleunigung des Flugzeugs in und um die drei Raumachsen, die Luftdaten (Anstellwinkel, Schiebewinkel, Fluggeschwindigkeit, dynamischer Druck) sowie die Motorparameter (z.B. Schubstellung und Motordrehzahl). Die zusammengetragenen Definitionen der Flugmanöver und die Definition der Messdaten wurden im Spezifikationsdokument festgehalten.

Validierung der Teilsysteme und des Gesamtsystems

Für die Vorbereitung der Validierungskampagnen der Teilsysteme und des Gesamtsystems wurden weilweise Flugmanöver aus der Definition zur Identifikation der Aerodynamik ausgewählt, die bestimmte Teilaspekte abdecken. Für das Teilsystem der Aktuatoren wurde z.B. das Hauptaugenmerk auf die Bewegung der Aktuatoren und der Steuerflächen gelegt. Zur Validierung des Gesamtsystems wurden aus den definierten Flugmanövern einzelne ausgewählt, die nach Integration des LiDARS am Flugzueg wiederholt wurden, um Das Gesamtflugzeugmodell zu überprüfen.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS1 „Spezifikation abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass das Dokument Deliverable D1 „Spezifikationsdokument“ mit den oben genannten Informationen (sowie Informationen der APs 1.1 und 1.2) ausgestattet worden ist.

Zusammenfassung

Das Ziel dieses Arbeitspaketes war die Planung der Flugversuche und deren Anforderungen zu definieren. Die einzelnen Messkampagnen zur Identifikation der Aerodynamik, des Trägheitstensors des Flugversuchsträgers sowie zur Validierung der Teilsysteme und des

Gesamtsystems wurden definiert und in dem Spezifikationsdokument festgehalten. Sie bilden die Datenbasis für die Durchführung der Flugversuche zur Modellidentifikation (AP 4.1) und zur Systemvalidierung (AP 4.3).

6.2 HAP 2: Reglerentwicklung

Im diesem HAP wird der Regler zur Lastreduktion und Flugzeugsteuerung entwickelt. Für die Entwicklung, Auslegung und Validierung des Reglers werden mathematische Modelle der Flugzeugdynamik benötigt, welche im AP 2.1 von der Firma IBK erstellt werden. Im AP 2.2 wird die OvGU in Zusammenarbeit mit der Firma IBK den Regler zur Lastabminderung und Flugzeugsteuerung entwickeln und auf den Flugversuchsträger anpassen. Abschließend werden im AP 2.3 (durch alle Partner) der entwickelte Regler und alle anderen Teilsystem via Simulationen getestet und validiert. Diese simulationsgestützte Validierung dient insbesondere auch der Vorbereitung der Flugversuche zur Validierung der Teilsysteme und des Gesamtsystems in AP 4.3.

6.2.1 Organisation

Das Hauptarbeitspaket HAP 2: „Reglerentwicklung“ untergliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP 2.1: Modellbildung und -reduktion
- AP 2.2: Reglerentwurf
- AP 2.3: Simulationsgestützte Validierung

6.2.2 AP 2.1: Modellbildung und -reduktion

Arbeitsziel

Das Ziel dieses Arbeitspaketes war es, ein vollständiges aeroelastisches Modell des Flugversuchsträgers aufzubauen. Dieses setzte sich insbesondere aus einem strukturdynamischen Modell und einem Modell der Aerodynamik zusammen. Das Modell bildete die Grundlage für modellprädiktive Regelungsaufgaben und wurde außerdem für die Durchführung dynamischer Simulationen der Bewegung des Flugversuchsträgers inklusive der Auswirkungen durch die Lastabminderungssysteme benötigt. Von dem nichtlinearen komplexen Modell wurde ein reduziertes linearisiertes mathematisches Modell durch Modellreduktion abgeleitet, welches für den Modellprädiktiven Regler genutzt wurde.

Arbeitsbeschreibung

Die in AP 1.1 und 1.2 erstellten Beschreibungen des Flugversuchsträgers wurden in diesem AP genutzt, um die mathematischen Teilmodelle des Flugzeuges zu erstellen.
Des Weiteren wurden die Messkampagnendaten aus AP 4.1 zur Identifikation und Anpassung der mathematischen Teilmodelle der Flugzeugdynamik genutzt.

Die folgende Auflistung gibt die Hauptarbeitsschritte wieder, die zur Erreichung der o.g. Zielsetzungen erforderlich waren. Die Reihenfolge der Arbeitsschritte spiegelt dabei die Vorgehensweise wider:

- Aufbau eines Ausgangsmodells für die Strukturdynamik, Flugzeugdynamik, Aerodynamik und Aktuatordynamik.
- Durchführung von Identifikationsversuchen in AP 4.1.
- Anpassung der Teilmodelle an die Erkenntnisse aus den Identifikationsversuchen.
- Modellreduktion für die Anwendung im Modelprädiktiven Regler.

Arbeitsergebnisse

Die Arbeitsergebnisse wurden in die Teilmodelle Strukturdynamik, Flugzeugdynamik, Aerodynamik und Aktuatordynamik unterteilt und werden entsprechend dieser Unterteilung dargestellt.

<u>Modellierung der Strukturdynamik</u>

Die in AP 1.2 über den UA messWERK bereitgestellten Konstruktionsunterlagen sowie Auslegungsunterlagen wurden durch IBK zur Erstellung des mathematischen Modells verwendet. Das Remos GX Flugzeug wurde in Nastran strukturseitig aus Schalenelementen (blau), Balken, Stäben (grün) und Einzelmassen (magenta) aufgebaut, siehe Abbildung 4.

Abbildung 4: Remos GX FE Modell, Gesamtansicht.

Der Flügel wurde aus Schalenelementen für die Ober- und Unterschale sowie dem Hauptholm, Hilfsholm und Tankholm modelliert. Die drei vorhandenen Rippen wurden ebenfalls mit Schalenelementen modelliert, wie in Abbildung 5 dargestellt. Die Flügelstruktur wurde mit den modellierten Holmen, Schalen und Rippen sehr detailliert abgebildet und die Einzelmassen wurden den Belegungsplänen entnommen. Durch Anpassung der Dichten und Dicken der Einzelbauteile konnten darüber hinaus die Steifigkeiten angepasst werden. Das Querruder, die Landeklappe und der Wing-Tip sind als Balken mit Einzelmasse abgebildet. Der linke Flügel wurde durch Spiegelung des rechten Flügels erstellt und ist damit in Aufbau und Eigenschaften dem rechten Flügel gleich. Die Anbindung des Flügels an den Rumpf erfolgte über einen Balken (rot eingefärbt, siehe Abbildung 6). Die Rotation des Balkens um die x-Achse ist frei. Der Flügel wurde zusätzlich durch eine Stütze in der Mitte des Flügels am Rumpf abgestützt.

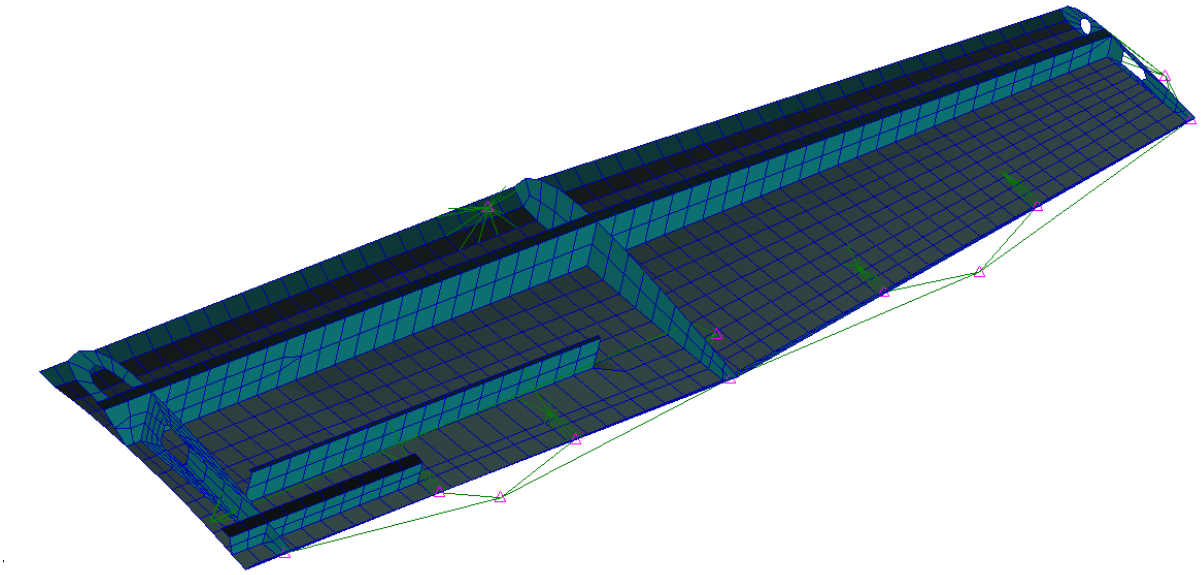

Abbildung 5: FE Modell des rechten Flügels, mit Rippen, Holmen, Landeklappe, Querruder, Wing-Tip und Einzelmassen.

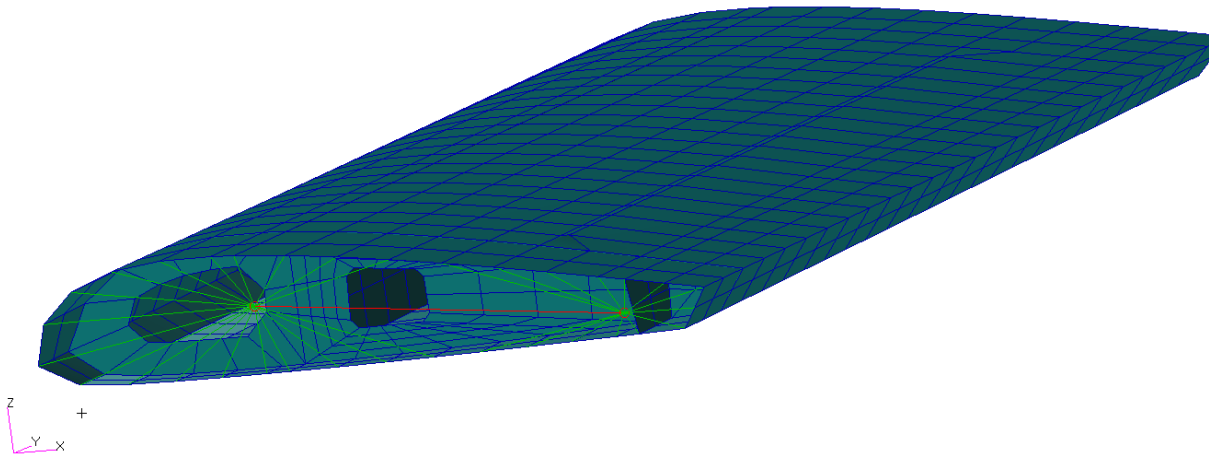

Abbildung 6: FE Modell des rechten Flügels, Anbindung an den Rumpf.

Der Rumpf wurde durch Schalenelementen modelliert, wie in Abbildung 7 dargestellt. Zwei Verstärkungsstreben im Cockpit wurden durch Balken abgebildet. Um die Steifigkeit des Cockpitfensters zu modellieren wurden 12 Balken eingeführt. Die Motoraufhängung wurde durch 5 Balkenelemente abgebildet. Die linke Rumpfhälfte wurde durch Spiegelung der rechten Rumpfhälfte erstellt um die Symmetrie zu erhalten. Die benutzen Materialdaten für Rumpf und Flügel sind den Belegungsplänen der Firma Remos entnommen, die das IFF und messWERK

vom Flugzeughersteller erhalten haben. Die Materialdichten wurden für die einzelnen Bauteile angepasst, um das Gewicht des jeweiligen Bauteils einzustellen.

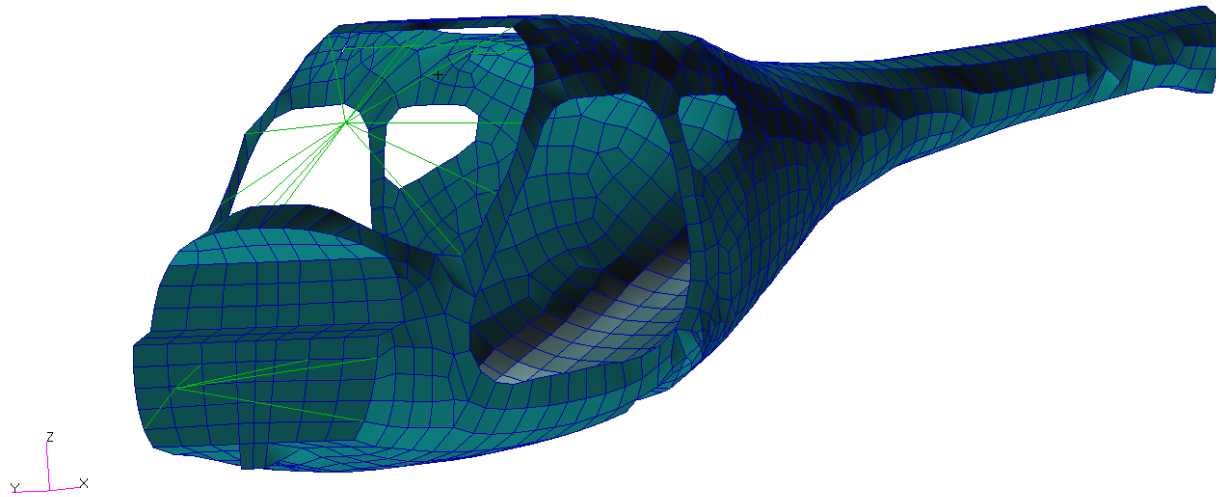

Abbildung 7: FE Modell des Rumpfs.

Das Heck wurde mit 6 Schalenelementen und 31 masselose Balken modelliert. Dabei tragen die Balken die Strukturlast und über die Schalenelemente wurde das Gewicht von HTP, VTP, Höhen- und Seitenruder eingestellt, wie in Abbildung 8 dargestellt.

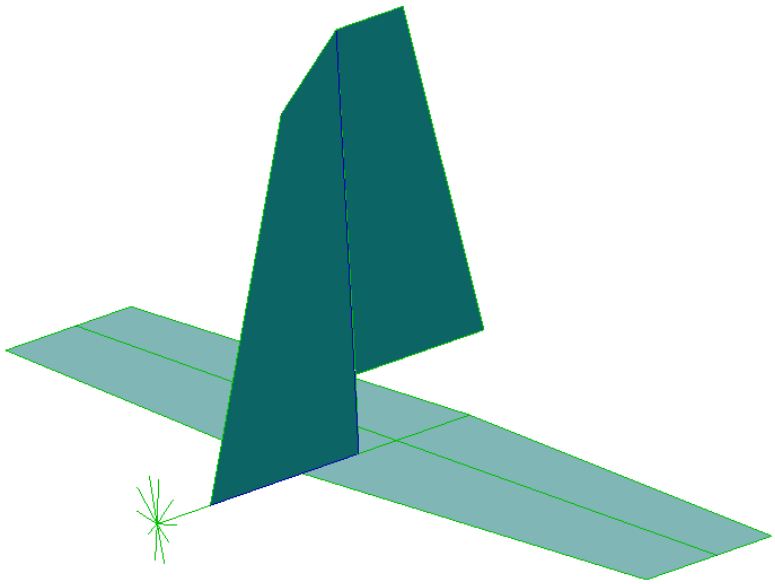

Abbildung 8: FE Modell des Tails, HTP, VTP, Höhen- und Seitenruder.

Um die Massen der Piloten des Tankinhalts sowie des LiDARs abzubilden, wurden Knotenpunkte im detaillierten Strukturmodell vorgesehen, an die Einzelmassen angehängt werden konnten. Somit konnten unterschiedliche Beladungszustände und Instrumentalisierungszustände (mit und ohne LiDAR) abgebildet werden.
Das detaillierte Strukturmodell wurde im Anschluss auf ein Balkenmodell entlang des Rumpfes und der Flügel sowie der Heckstrukturen kondensiert und in einzelnen Knotenpunkten zu einer Massen- und einer Steifigkeitsmatrix reduziert. Das so erstellte kondensierte Strukturmodell, vgl. Figure 9 und Tabelle 2, bildet die elastischen Eigenmoden und Eigenfrequenzen bis zur achten Mode bei ca. 61 Hz sehr gut ab. Eine ausreichende Übereinstimmung der Moden und Eigenfrequenzen kann immer noch bis zur 13ten Mode bei ca. 120 Hz beobachtet werden. Der Vergleich der Eigenfrequenzen ist in Abbildung 4 dargestellt. Die Überprüfung der Eigenmoden des detaillierten und kondensierten Strukturmodells erfolgte mit Hilfe des Modal Assurance Criterion (MAC), siehe Abbildung 10. Die deutlich ausgebildete Diagonale (rot) zeigt die Übereinstimmung der Modalen Eigenformen beider Modelle. Aus einem Bericht zu einem Standschwingversuch (Ground Vibration Test, GVT) der Firma Remos konnten die Eigenfrequenzen der ersten relevanten Eigenmoden der Flügel entnommen werden und das Strukturmodell durch Anpassung der Dichten und Dicken der Einzelbauteile, unter Beibehaltung der Masse, eingestellt werden. Die ersten Biegemoden liegen für das erstellte und angepasste Strukturmodell nun nahe an den realen Eigenfrequenzen.

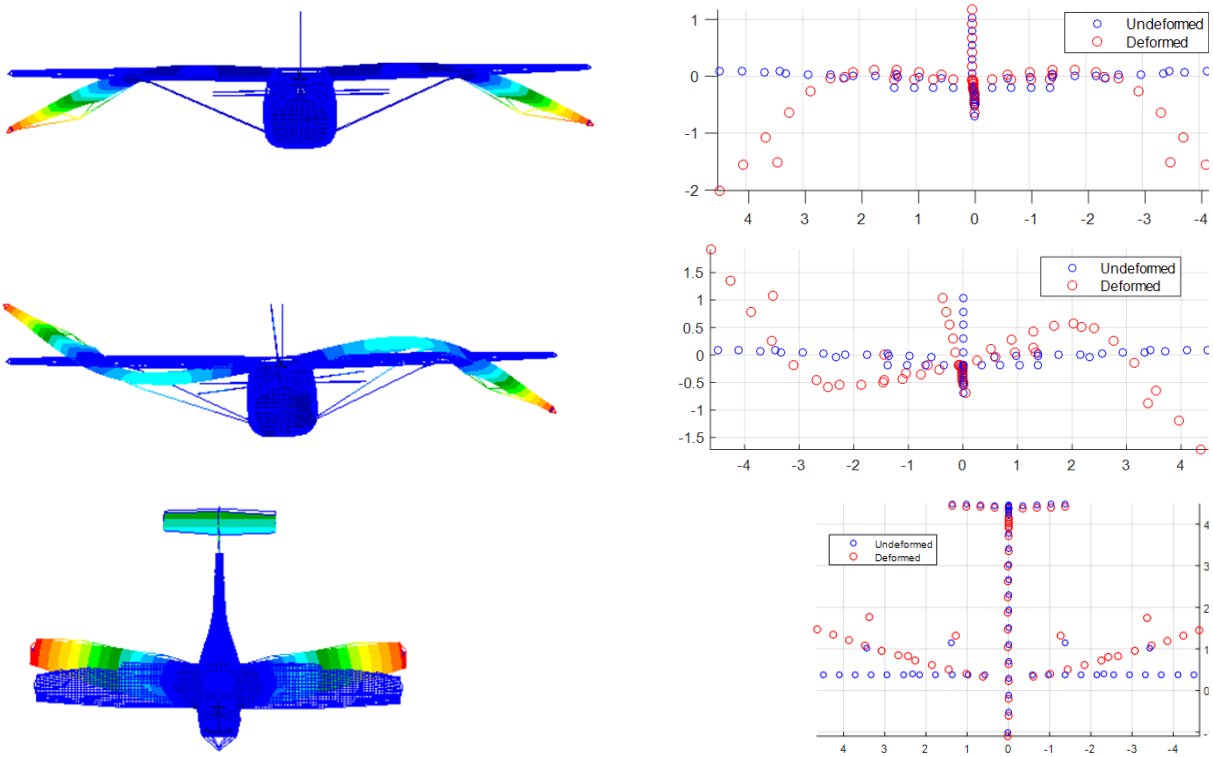

Figure 9: Comparison of mode shapes from the detailed FE model (left) and the condensed model (right). 1st sym. wing bending (top), 1st antisym. wing bending (middle) and 1st in-plane wing bending (bottom).

Tabelle 2: Eigenfrequenzen des detaillierten (links) und kondensierten (rechts) Strukturmodells.

Detailed FEM				**Condensed FEM**
Description	**Freq. [Hz]**	**MAC [-]**	**Freq. [Hz]**	**Description**
1st Sym Wing Bending	18,8	1,00	18,9	1st Sym Wing Bending
1st AntiSym Wing Bending	24,3	1,00	24,3	1st AntiSym Wing Bending
1st AntiSym Wing Bending + Rear Fuselage in-plane Bending	30,4	1,00	30,4	1st AntiSym Wing Bending + Rear Fuselage in-plane Bending
2nd Sym Wing Bending + Rear Fuselage Bending	39,4	1,00	39,7	2nd Sym Wing Bending + Rear Fuselage Bending
1st Wing in-plane Bending + Rear Fuselage Bending	41,5	1,00	41,6	1st Wing in-plane Bending + Rear Fuselage Bending
1st AntiSym Wing Torsion + Wing in-plane Bending + Rear Fuselage Torsion	47,3	1,00	47,4	1st AntiSym Wing Torsion + Wing in-plane Bending + Rear Fuselage Torsion
2nd Sym Wing Bending + Rear Fuselage Bending	57,2	1,00	58,0	2nd Sym Wing Bending + Rear Fuselage Bending
Rear Fuselage Torsion	60,9	0,99	61,3	Rear Fuselage Torsion
1st Sym Wing Torsion + Fuselage Bending	71,4	0,80	73,3	1st Sym Wing Torsion + Fuselage Bending
1st AntiSym Wing Torsion + Fuselage Torsion	71,6	0,93	76,3	1st AntiSym Wing Torsion + Fuselage Torsion
1st Sym Wing Torsion	82,7	0,98	87,3	1st Sym Wing Torsion

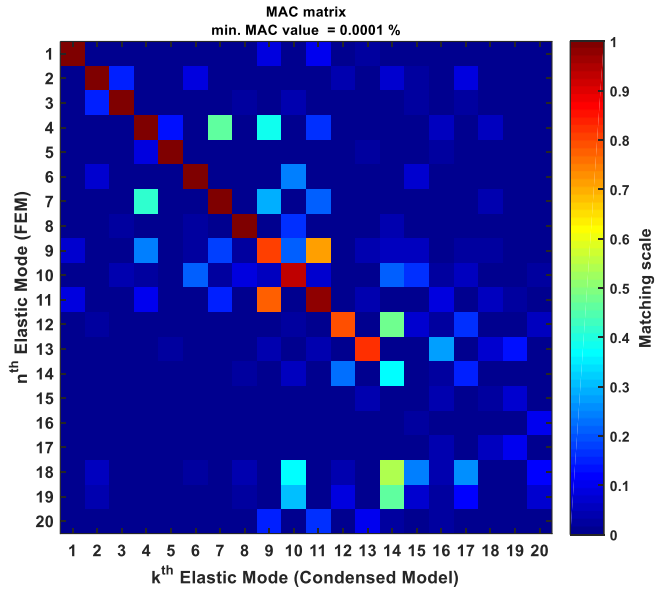

Abbildung 10: MAC Matrix: Vergleich der Modalen Eigenmoden des. detaillierten (FEM) und kondensierten (condensed model) Strukturmodells.

Modellierung der Flugzeugdynamik

Um die Starrkörperdynamik des Flugzeugs bestmöglich abzubilden wurde das aus der Strukturdynamik resultierende Massen und Massenträgheitsmodell mit den Ergebnissen aus dem Pendelversuch aus der Messkampagne in AP 4.1 angepasst. Dazu wurde an das kondensierte Massenmodell durch weitere Einzelmassen erweitert, um die gesamt Schwerpunktlage und die ziel Masse zu erreichen. Zusätzlich wurde sichergestellt, dass die gesamt Massenträgheit des Modells zu der Massenträgheit des Flugversuchsträgers passt.

Modellierung des aerodynamischen Modells

Das aerodynamische VLM-Modell des Flugzeugs ist in Abbildung 11 gezeigt. Die Flügel und das Heck sind mit Paneelen erzeugt worden (die Diskretisierung der Paneele ist hier nicht dargestellt). Der Rumpf ist hauptsächlich in der x-y-Ebene modelliert, da diese Flächen für die Böen-Simulation auschlaggebend sind. Durch Anwendung der VLM-Methode ergab sich für verschiedene flugphysikalische Effekte Anströmbedingungen an den einzelnen Paneelen, die lokal Auskunft über wirkende aerodynamische Kräfte gaben.

Das aerodynamische und das strukturdynamische Modell wurden schließlich über sogenannte Splines miteinander zu einem aeroelastischen Modell verknüpft. Über diese Verknüpfungen werden aerodynamische Kräfte auf das Strukturmodell übertragen und strukturelle Verformungen lassen sich umgekehrt in der Aerodynamik mitberücksichtigen. Über Hilfsknoten in den Flügel Vorder- und Hinterkanten sind die aerodynamischen Paneele an das Strukturmodell angebunden. Die Hilfsknoten sind wiederum über steife Balken mit den Strukturknoten des kondensierten Modells verbunden, siehe Abbildung 11.

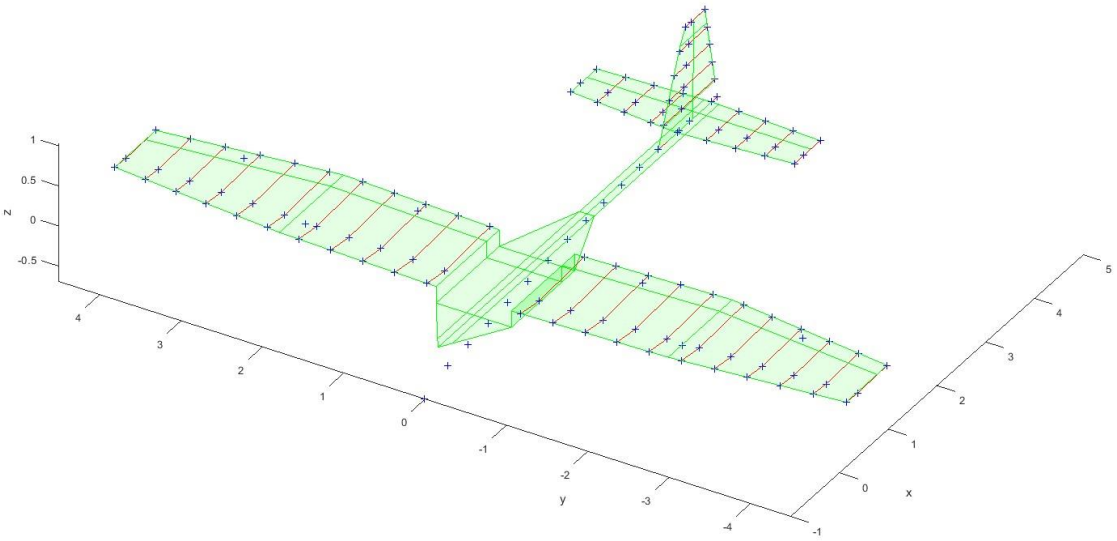

Abbildung 11: Anbindung der aerodynamischen Flächen mittels Splining an Hilfsknoten an den Flügel Vorder- und Hinterkanten. Verbindung der Hilfsknoten durch steife Balken (rot) an den kondensierten Strukturknoten.

Um das erstellte aerodynamische Modell an das reale Flugzeug anzupassen wurden die Flugversuche zur aerodynamischen Identifikation aus AP 4.1 herangezogen.
Über die Gleichungsfehlermethode [22] (Equation Error Method) wurden die Parameter des aerodynamischen Modells mit der gewichteten Methode kleinster Abweichungsquadrate identifiziert. In der Abbildung 12 ist beispielsweise anhand der Auftriebskraft und der Rotation um die y-Achse dargestellt, wie sich diese durch die identifizierten Modellparameter abbilden lässt. Dabei ist insbesondere darauf geachtet worden, dass sich das im Versuch festgestellte Verhalten durch physikalisch plausible und zu erwartende Effekte erklären lassen. Die verbleibende Abweichung zwischen Modell und Messdaten bleibt insgesamt klein. Mit den identifizierten Modell-Parametern wurden dann die aerodynamischen Modell-Eigenschaften korrigiert, um die Flugzeugaerodynamik möglichst genau abzubilden. Dazu kam ein Optimierer zum Einsatz, welcher die Auswirkung der effektspezifischen Anströmung auf die Panels adaptiert, siehe [23]. Dabei wurde die Anpassung derart vorgenommen, dass die Summe der Effekte aller Panels den identifizierten Parametern entsprach. Um sicherzustellen, dass durch die Anpassung des aerodynamischen Modells weiterhin sinnvolle Verteilungen aerodynamischer Lasten modellseitig erzielt werden, ist die Ausgangsverteilung im Rahmen der Anpassung des weitestgehend beibehalten worden.

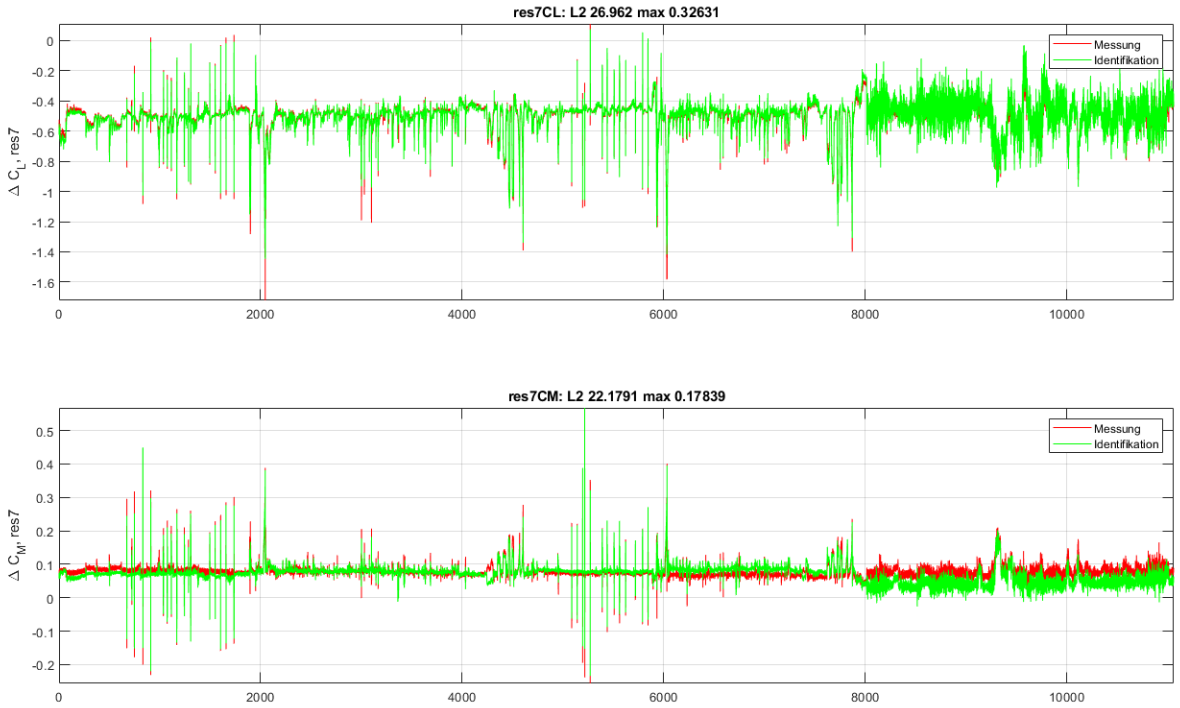

Abbildung 12: Ergebnisse der aerodynamischen Parameter Identifikation mit der EEM-Methode, oben für die Auftriebskraft und unten die Rotation um die y-Achse. Vergleich der in der Messkampagne Aufgenommenen Daten (rot) und Darstellung der Lösung durch die identifizierten Parameter (grün).

Modellierung der Aktuatordynamik

Um die Dynamik der Aktuatoren mathematisch zu beschreiben wurde für jeden Aktuator ein ARMAX Modell aus den in AP 4.1 aufgenommenen Flugversuchsdaten abgeleitet. Für die Identifikation wurde ein Steuersignal vom Sidestick an die Aktuatoren gesendet. Aus den gemessenen Steuerflächenausschlägen in Kombination mit dem Steuersignal konnte dann die Übertragungsfunktion vom Eingang der Aktuatoren bis zur Auslenkung der Steuerflächen erzeugt werden. Aus den aufgenommenen Daten wurden für jede Aktuator-Steuerflächen Kombination (Höhenruder, Seitenruder, Querruder) zwei Modelle erstellt. Zum einen wurde ein Modell des Aktuators vom kommandierten Aktuatordrehmoment zum Aktuatorwinkel erstellt, zum anderen wurde ein Gestängemodell identifiziert, um dessen Elastizität zu berücksichtigen und auf den jeweiligen Steuerflächenausschlag zu kommen.

Abbildung 13 stellt exemplarisch für das Höhenruder den Vergleich der Simulation mit dem identifizierten Aktuatormodell, gekoppelt mit dem Gestängemodell zu den im Flugversuch aufgenommenen Messdaten dar. Das identifizierte Aktuator Modell zeigt allgemein eine sehr gute Übereinstimmung zu den im Flug aufgenommenen Messdaten. Bei der Abbildung sei anzumerken, dass das Aktuatormodell nur in den mit *sys_enable=True* schwarz markierten Bereichen auch ein kommandiertes Steuersignal des Sidestick erhält.

Die Aktuatormodelle gekoppelt mit den jeweiligen Gestängemodellen wurden anschließend als Aktuatorteilmodell (Aktuatordynamik und Gestängemodell) vor das aufgebaute Flugzeugmodell gehängt.

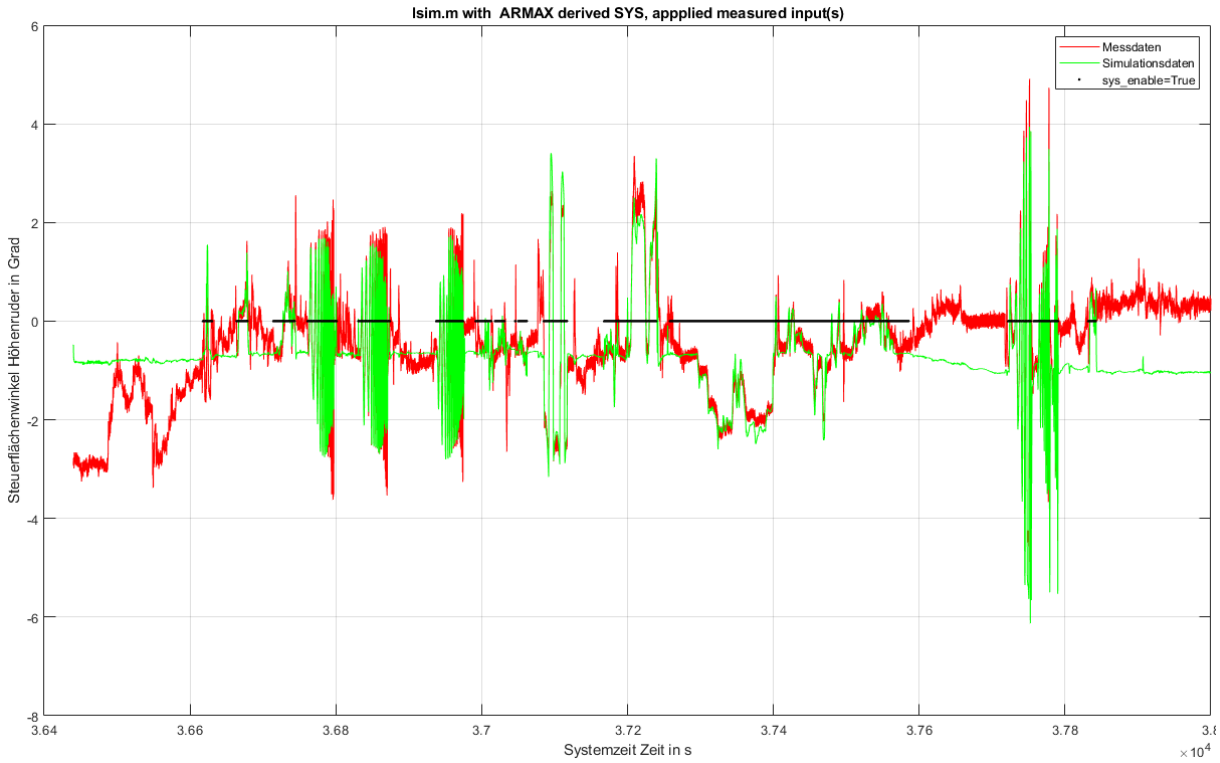

Abbildung 13: Ergebnisse der Identifikation der Aktuatordynamik am Höhenruder. Vergleich des gemessenen Höhenruderwinkels (rot) mit dem simulierten Höhenruderwinkel aus dem identifizierten Aktuatordynamik-Model gekoppelt mit dem Gestängemodell. In schwarz ist gekennzeichnet zu welchen Zeiten das kommandierte Aktuatordrehmoment aktiv war.

Modellierung der Böeneingänge

Um die vorausschauenden Böeninformationen des LiDARs und die dadurch hervorgerufene zusätzliche Last abzubilden, wurde das mathematische Modell des Flugzeugs um ein Böeneingangsmodell erweitert. Die Böe wird dabei durch Böenform und Böengeschwindigkeit beschrieben. Diese Größen bilden die zusätzlichen Modelleingänge für das Modell. Durch die hier gewählte Lösung ist die Böeninformation im Raum aufgelöst und greift an unterschiedlichen Stationen das Flugzeugs an, je nachdem, wie weit das Flugzeug schon in die Böe eingetaucht ist.

Modellreduktion durch Linearisierung

Für den Modellprädiktiven Regler wurde das mathematische Modell des Flugversuchsträgers verwendet, um das Verhalten des Flugzeugs zu prädizieren. Da ein komplexes nichtlineares Modell auch einen hohen Rechenaufwand bedeutet, wurde auch ein linearisiertes Modell um jeweils einen Arbeitspunkt aus dem nichtlinearen Modell erstellt. Hierzu wurden Verschiebungen

um den Arbeitspunkt auf die Modelleingänge gegeben und damit die Verschiebungsgradienten bestimmt. Aus den Gradienten wurde dann das um den Arbeitspunkt linearisierte Modell abgeleitet. Das so entstandene lineare Störungsmodell verfügt über dieselben Ein- und Ausgänge wie das nichtlineare Modell und beschreibt die Dynamik im Arbeitspunkt hinreichend genau, sodass es als zu Grunde liegendes Modell des Modellprädiktiven Regler eingesetzt werden kann.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS2 „Modellbildung abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass das Dokument Deliverable D3 “Mathematische Flugzeugmodelle und deren Beschreibung” mit den oben genannten Informationen ausgestattet worden ist.

Zusammenfassung

Das Ziel dieses Arbeitspaketes war die Erstellung eines vollständigen aeroelastischen Modells des Flugversuchsträgers. Dieses setzte sich insbesondere aus einem strukturdynamischen Modell und einem Modell der Aerodynamik zusammen, umfasst aber auch das Teilmodell der Aktuatordynamik. Von dem nichtlinearen komplexen Modell wurde ein reduziertes linearisiertes mathematisches Modell durch Modellreduktion abgeleitet, welches für den Modellprädiktiven Regler genutzt wurde. Da das Aktuator (und Gestänge) Modell durch Momentenvorgabe gesteuert wurde, wurde ein PID Regler wurde entworfen, damit das Aktuatormodell durch eine Winkelvorgabe der Steuerflächen (bzw. normierten Aktuatorposition) kommandieret werden kann. Das Gesamtmodell bildete die Grundlage für den Reglerentwurf in AP 2.2 und wurde außerdem für die Durchführung dynamischer Simulationen zur simulationsgestützten Validierung in AP 2.3 verwendet.

6.2.3 AP 2.2: Reglerentwurf

Arbeitsziel

In diesem Arbeitspaket hat die OvGU mit Unterstützung durch IBK den modellbasierten Regler zur Lastabminderung und Flugzeugsteuerung erstellt. Der Regler nutzte dabei die vorausschauenden Böeninformationen des LiDAR Messsystems um zusätzliche Lasten durch die Böe zu prädizieren und durch optimale Steuerklappenausschläge abzumindern.

Arbeitsbeschreibung

Das in AP 2.1 erstellte mathematische Modell des Flugversuchsträgers wurde in diesem Arbeitspaket genutzt, um den Modellprädiktiven Regler zu entwerfen.

Im Folgenden sind die Hauptarbeitsschritte aufgelistet, die zur Erreichung der o.g. Zielsetzungen erforderlich waren. Die Reihenfolge der Arbeitsschritte spiegelt dabei die Vorgehensweise wider:

- MPC Reglerentwurf
- Echtzeitfähigkeit des MPC Reglers
- Robustheitsanalyse

Die in AP 1.1 und 1.2 erstellten Beschreibungen der Schnittstellen wurden in diesem AP genutzt, um die Ein- und Ausgänge des Reglersystems zu definieren. Für die Auslegung des Reglers wurde das reduzierte Modell aus AP 2.1 verwendet.

Arbeitsergebnisse

Das in AP2.1 identifizierte Modell des Flugversuchsträgers wurde an den Projektpartner OvGU übergeben, um die Regelungskonzepte zu testen. Das Modell wurde im Verlauf des Projektes regelmäßig um weitere Teilmodelle erweitert. Daher erfolgte in enger Abstimmung mit dem Partner OvGU eine kontinuierliche Verbesserung und Erweiterung des Zusammenspiels des Modellprädiktiven Reglers mit dem mathematischen Flugzeugmodell.

MPC Reglerentwurf

Für den Reglerentwurf wurde eine in AP 2.3 aufgebaute Simulationsumgebung verwendet um das Zusammenspiel des Modellprädiktiven Reglers mit der Flugzeugdynamik zu simulieren.
Es wurden zwei unterschiedliche Regler Ansätze gewählt. Zum einen ein nichtlinearer Modellprädiktiver Regleralgorithmus und zum anderen ein linearer Regleralgorithmus. Mit dem nichtlinearen MPC Regler wurde ein komplexeres nichtlineares Modell des Flugversuchsträgers im Regler genutzt. Dieses bildete den Flugversuchsträger im gesamten Arbeitsbereich ab. Die Nichtlinearität des Modells im modellprädiktiven Regler steigerte die Genauigkeit der optimierten Steuerflächenausschläge, ging allerdings einher mit einem höheren Aufwand bei der Ermittlung der optimalen Steuerflächenausschläge.
Der modellbasierte lineare Regler nutzte ein um den Arbeitspunkt linearisiertes Modell des Flugversuchsträgers. Durch die Linearisierung konnte der zu ermittelnde optimale Steuerflächenausschlag einfacher ermittelt werden. Dies ging allerdings einher mit einer etwas ungenaueren Modelldarstellung je weiter der Flugzustand vom Arbeitspunkt entfernt war.
Simulationen des mathematischen Flugzeugmodells mit integriertem Regler sowie simulierten LiDAR Böeninformationen zeigten ein erwartetes Verhalten des MPC Reglers: Das Flugzeug tauchte frühzeitig in die Böe ein und reduzierte dadurch die Höhe des Lastvielfachen. Die Abstimmung des Prediktionshorizontes wurde auf die endgültige Fokuslänge des LiDARs von ca. 100 m angepasst, wobei sich durch die Verarbeitungsverzögerung des LiDARs ein Prädiktionshorizont von ca. 1 s oder ca. 50 m eingestellt hat.

Echtzeitfähigkeit des MPC Reglers

Durch die Untersuchungen zum Reglerentwurf wurde festgestellt, dass ein nichtlinearer Regleralgorithmus für die Echtzeitanwendung nicht realisierbar ist. Die Komplexität des Modells war hierbei zu groß, sodass die Lösung des Optimierungsproblems im Regler zu lange dauerte. Die Rechenzeit war deutlich zu hoch für eine Echtzeitanwendung mit 10 Hz, wobei 10 Hz schon

eine Reduktion der Taktrate im Vergleich zu der Messtechnischen Abtastrate von 100Hz darstellte.
Die Reduzierung der Modellkomplexität durch die Linearisierung des detaillierten Modells war also für die Echtzeitfähigkeit des Reglers essentiell. Für den Einsatz im Flugversuchsträger wurde daher ein lineares Modell für den Modellprädiktiven Regler eingesetzt. Die simulierte Rechenzeit des Reglers lag im Bereich von 10-20ms und somit im Rahmen der Echtzeitfähigkeit des Systems bei 10 Hz.

Robustheitsanalyse
Um die Robustheit des Modells und des Reglers sicherzustellen wurden mehrere linearisierte Modelle um unterschiedliche Arbeitspunkte erstellt und im Zusammenspiel mit dem Regler in Simulationen getestet. Die Variation betraf vor allem unterschiedliche Flugpunkte aber auch unterschiedliche Beladungszustände, z.B. Tankfüllstände. Die Simulationen haben gezeigt, dass die angenommene Variation des Flugpunktes z.B. die Änderung der Geschwindigkeit um +- 5 m/s keinen nennenswerten Einfluss auf die Qualität der Regelung hatte. Auch die Variation des Tankinhalts um ca. +- 20 kg hatte keinen nennenswerten Einfluss auf den Gesamtschwerpunkt des ca. 580 kg schweren Flugversuchsträgers und somit auch keine Auswirkung auf die Dynamik der simulierten Flugzeugbewegung. Eine detaillierte Darstellung der Robustheitsanalyse erfolgt im Bericht der OvGU.
Der Modellprädiktive Regler zusammen mit dem linearen Model des Flugversuchsträgers wurde abschließend als robust genug für den Einsatz im Flugversuch befunden.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS3 „Reglerentwurf abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass das Dokument Deliverable D5 “Lastabminderungsregler und dessen Beschreibung” durch die OvGU erstellt worden ist.

Zusammenfassung

Das Ziel dieses Arbeitspaketes war der Entwurf eines Modellprädiktiven Reglers zur Lastabminderung und Flugzeugsteuerung. Der entworfene Regler nutzte die vorausschauenden Böeninformationen des LiDAR Messsystems um zusätzliche Lasten durch die Böe zu prädizieren und durch optimale Steuerklappenausschläge abzumindern. Die Funktionalität des Reglers konnte nachgewiesen werden, sodass der Regler im Flugversuch getestet werden konnte.

6.2.4 AP 2.3: Simulationsgestützte Validierung

Arbeitsziel

In diesem Arbeitspaket haben alle Partner die Teilsysteme und anschließend auch das Gesamtsystem durch Simulationen getestet und validiert. Dazu wurde eine

Simulationsumgebung aufgebaut, mit der Manöver und Böen simuliert werden konnten. Alle Teilsysteme: das mathematisches Flugzeugmodell, der Modellprädiktive Regler, Sensoren und Aktuatoren wurden in die Simulationsumgebung integriert und getestet.

Arbeitsbeschreibung

Für die simulationsgestützte Validierung wurde das mit allen Teilsystemen ausgestattete und in AP 2.1 erstellte mathematische Modell des Flugversuchsträgers, das entwickelte Reglersystem aus AP 2.2 und der Lidar Sensor aus AP 3.3 in die Simulationsumgebung integriert um sie zu testen und zu validieren. Dabei wurden die in AP 1.1 definierten Schnittstellen in diesem Arbeitspaket verwendet um die Übertragbarkeit auf den Flugversuchsträger zu gewährleisten.

Im Folgenden sind die Hauptarbeitsschritte aufgelistet, die zur Erreichung der o.g. Zielsetzungen erforderlich waren. Die Reihenfolge der Arbeitsschritte spiegelt dabei die Vorgehensweise wider:

- Aufbau der Simulationsumgebung
- Integration aller Teilsysteme in der Simulationsumgebung
- Test und Validierung der Teilsysteme
- Test und Validierung des Gesamtsystems
- Reglerparametrierung
- Überprüfung der Rechenzeit

Arbeitsergebnisse

Die Arbeitsergebnisse werden hier unterteilt in die Simulationsumgebung, die Validierung der Systeme und die Reglerparametrierung dargestellt.

<u>Aufbau der Simulationsumgebung mit Integration aller Teilmodelle</u>

Für die simulationsgestützte Validierung der Teilsysteme und des Gesamtsystems wurde eine Simulationsumgebung aufgebaut, die mit dem mathematischen Flugzeugmodell aus AP 2.1 die Flugzeugbewegung simulieren konnte, vgl. Abbildung 14. Innerhalb der Simulationsumgebung wird die Bewegungsgleichung des mathematischen Modells gelöst und damit das Flugverhalten simuliert. Die Eingänge des Flugzeugmodells Modells sind die Steuerflächen und der Böen-Eingang, der die Reaktion des Flugzeugmodells auf die Böenstörung bewirkt.

Der Steuerflächen Eingang konnte mit zeitdiskreten Steuersignalen beaufschlagt werden, um Flugmanöver zu simulieren. Über den Eingang der Steuerflächen wurde auch der modellprädiktive Regler in die Simulationsumgebung eingebunden um die beiden Teilsysteme Flugzeugmodell und Regler miteinander zu simulieren.

Der Modellprädiktive Regler erhält den aktuellen Flugzustand inklusive der aktuellen Steuerflächenausschläge als Eingang. Außerdem wird die vorausschauende Böeninformation des LiDARs ca. 100 m vor dem Flugzeug gemessen, wovon durch Datenverarbeitung ca. 50 m effektiv nutzbar sind, und dem Regler übergeben. Basierend auf den zukünftigen Störungen des

Flugzeugs berechnet der Modellprädiktive Regler die optimalen (im Sinne einer quadratischen Kostenfunktion) Steuerflächenausschläge, um die Lasten auf dem Flugzeug optimal zu regeln. Diese Steuerflächenausschläge werden an die Regelkreise der Aktuatorik des Flugzeugs in Form der Sollposition der Aktuatoren übergeben, welche im Teilmodell der Aktuatoren (inklusive Gestänge und Regelkreis) in die zusätzlichen Steuerflächenausschläge umgerechnet wird und am Flugzeugmodell den gewünschten Steuerflächenausschlag einstellen. Mit den zusätzlichen Steuerflächenausschlägen wird nun der Flugzustand im nächsten Simulationsschritt berechnet.
Im implementierten LiDAR Teilsystem wird die vorrausschauende Böeninformation für den modellbasierten prädiktiven Regler in vektorieller Form aufbereitet. Es werden die gemessenen Böeninformationen vor dem Flugzeug in der Länge des Prädiktionshorizonts an den Regler übergeben. In jedem Simulationsschritt wird die älteste Böeninformation, die sich nun hinter dem Flugzeug befindet, verworfen und die neueste, am weitesten vor dem Flugzeug befindliche, Böeninformation dem übergebenen Vektor hinzugefügt. Das Gesamtmodell ist in Abbildung 14 skizziert.

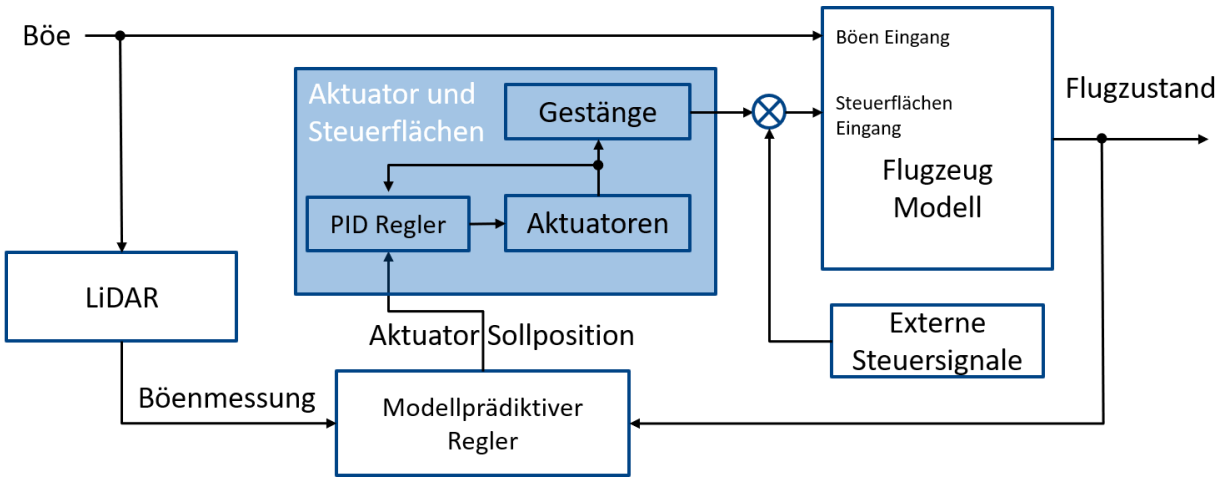

Abbildung 14: Simulationsumgebung mit Integration aller Teilmodelle für die simulationsgestützte Validierung.

Abbildung 15 zeigt beispielhaft die Simulation eines Phygoid Manövers (Höhenruderausschlag um eine Phygoid-Schwingung anzuregen). Der Höhenruderausschlag eta (oben links) war als externes Steuersignal vorgegeben. Die Simulation zeigt die erwartete Phygoid-Schwingung, bei der sich die kinetische Energie mit der Geschwindigkeit des Flugzeugs (TAS) (oben rechts) und die potentielle Energie mit der Höhe des Flugzeugs (Altitude) (unten rechts) abwechseln.

Die hier aufgebaute Simulationsumgebung wurde zum Testen und zur Validierung der Teilsysteme verwendet, wie nachfolgend dargestellt.

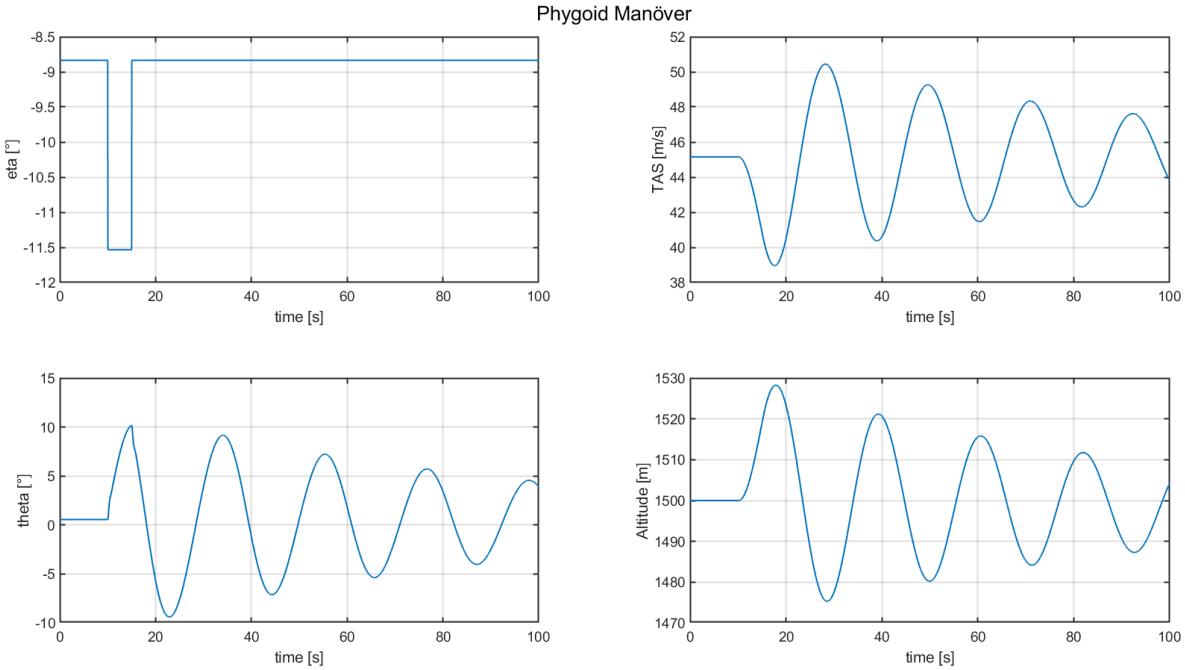

Abbildung 15: Simuliertes Phygoid Manöver aus dem Trim Flugzustand: Höhenruderausschlag eta (oben links), True Air Speed (TAS) (oben rechts), Höhe (Altitude) (unten rechts), sowie der Pitchwinkel theta (unten links).

Test und Validierung der Teilsysteme: Flugzeugmodell

Die Validierung des Flugzeugmodells mit Messdaten erfolgte in der aufgebauten Simulationsumgebung und nachdem das in AP 2.1 erstellte Modell des Flugzeugs in den Struktur- und Masseneigenschaften sowie in der Aerodynamik durch die Messkampagnen korrigiert worden ist. Für die Validierung wurden Messdaten der Validierungskampagnen herangezogen, in denen die in AP 1.3 definierten Manöver geflogen worden sind. Diese Manöver wurden in der Simulationsumgebung nachgeflogen und mit den aufgenommenen Messdaten verglichen. Da der Flugversuchsträger schon auf leichte Schwerpunktverschiebungen reagiert, der Pilot kann alleine mit seinem Körpergewicht die Fluglage des Flugversuchsträgers ändern, werden die Vergleiche qualitativ vorgenommen. Dies bedeutet, dass die Steuersignale in der Simulation qualitativ dem Verlauf der Steuersignale im Flugversuch entsprechen. Die Reaktion des Flugzeugmodells in der Simulation sollte dann auch qualitativ den Ergebnissen aus dem Flugversuch entsprechen. Durch die leicht andere Schwerpunktlage in der Simulation im Vergleich zum Flugversuch ergibt sich auch ein leicht unterschiedlicher Trimmzustand. Dies sei aber zu vernachlässigen.

Die hier gezeigten Validationen beziehen sich Beispielhaft auf folgende Manöver:

- Phygoide: Auslenken des Höhenruders um eine Schwingung einzuleiten
- Höhenruder 1123 Anregung: Wechselseitiges Auslenken des Höhenruders
- Rollmanöver (bank 2 bank): Wechselseitiges Rollen durch Querruderausschläge
- Seitenruder 1123 Anregung: Wechselseitiges Auslenken des Seitenruders

Phygoide

Zum Einleiten der Phygoide wird das Höhenruder für ca. 4 s nach oben ausgelenkt und dann wieder zurück in die Nulllage gebracht, vgl. Abbildung 16 (Plot oben links). Der Pitchwinkel theta (Plot Mitte links) des Flugzeugs steigt solange das Höhenruder nach oben ausgelenkt ist und das Flugzeug gewinnt an Höhe (Plot Mitte rechts). Gleichzeitig verliert das Flugzeug an Geschwindigkeit (Plot oben rechts). Nachdem Das Höhenruder wieder in der Ausgangslage ist neigt sich die Nase des Flugzeugs wieder nach unten, da aufgrund der geringeren Geschwindigkeit der Auftrieb fehlt. Dadurch sinkt die Flughöhe des Flugzeugs und die Fluggeschwindigkeit steigt wieder an. Durch die höhere Geschwindigkeit erhöht sich auch wieder der Auftrieb, welcher zu einem Anheben der Nase führt. Dieses auf und ab der Nase des Flugzeugs zusammen mit dem Austausch von potentieller Energie (Flughöhe) und kinetischer Energie (Fluggeschwindigkeit) führt zu der dargestellten Schwingung. Aus Abbildung 16 ist deutlich zu erkennen, dass für die Messdaten der drei dargestellten Phygoid Manöver sich ein reproduzierbares Verhalten des Flugzeugs einstellt. Zusammen mit den Ergebnissen der Simulation zeigt sich, dass die Anpassungen am Modell das Flugverhalten aus den Validationsflügen sehr gut abbilden.

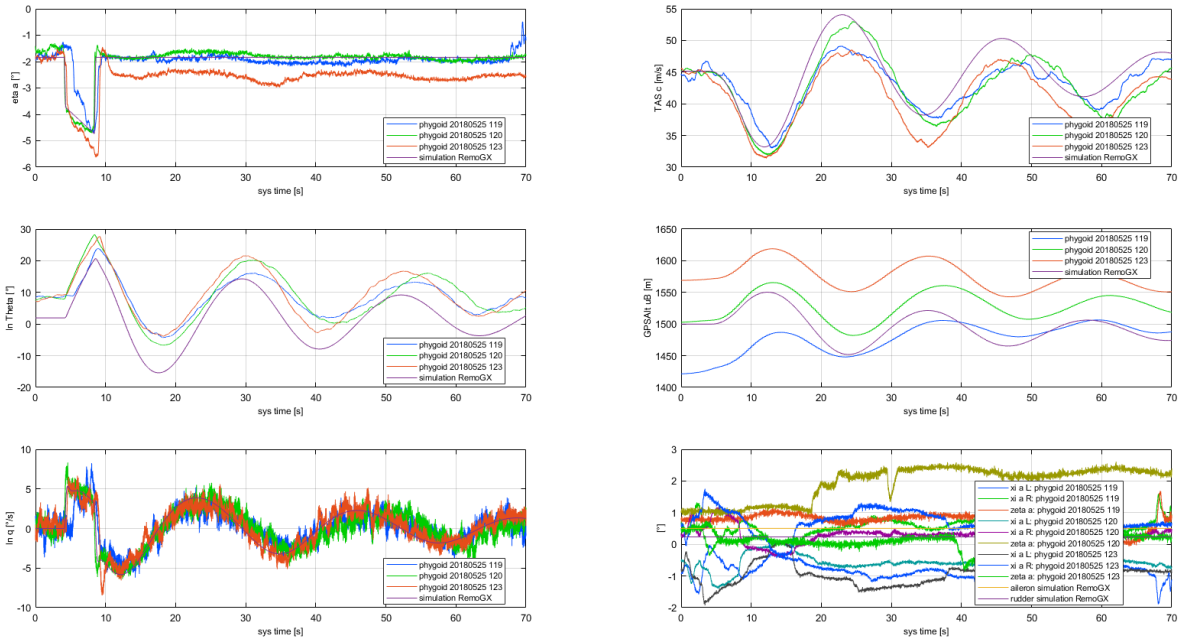

Abbildung 16: Simuliertes Phygoid Manöver im Vergleich mit Messdaten aus den Flugversuchen: Höhenruderausschlag eta (oben links), True Air Speed (TAS) (oben rechts), Flughöhe (Altitude) (Mitte rechts), Pitchwinkel theta (Mitte links), Pitchrate q um die y-Achse (unten links) und die anderen Steuerflächen: Seitenruder zeta und Querruder xi (unten rechts).

Höhenruder 1123 Anregung

Bei der Höhenruder 1123 Anregung wird das Höhenruder Wechselseitig ausgelenkt. In dem in Abbildung 17 gezeigten Manöver wird das Höhenruder zuerst eine Zeiteinheit nach oben ausgelenkt, danach eine Zeiteinheit nach unten, dann zwei Zeiteinheiten nach oben, drei Zeiteinheiten nach unten und abschließend wieder in die Ruhelage gebracht. Die Bewegung des Flugzeugs ist im Dargestellten Pitchwinkel theta (Plot Mitte links) und der Pitchrate q (Plot unten links) deutlich zu erkennen. Auch hier zeigt sich, dass die Dynamik des angepassten Modells sehr gut zu der Bewegung des Flugversuchsträgers passt.

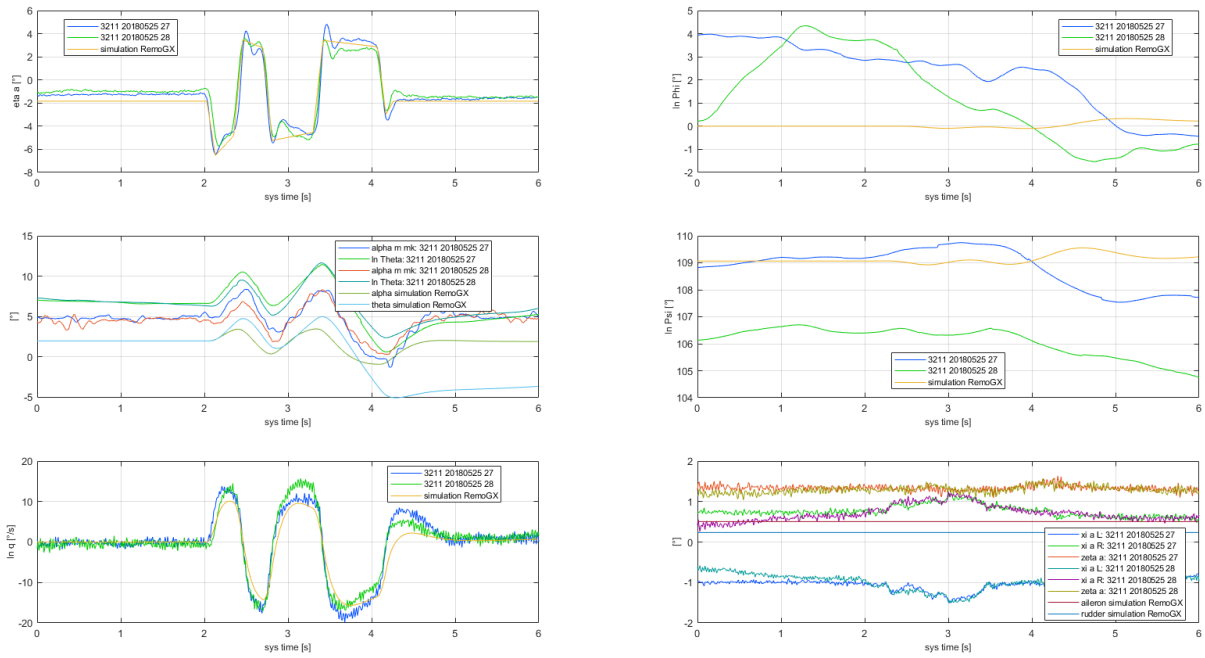

Abbildung 17: Simulierte Höhenruder 1123 Anregung im Vergleich mit Messdaten aus den Flugversuchen: Höhenruderausschlag eta (oben links), Rollwinkel phi (oben rechts), Pitchwinkel theta (Mitte links), Gierwinkel psi (Mitte rechts), Pitchrate q um die y-Achse (unten links) und die anderen Steuerflächen: Seitenruder zeta und Querruder xi (unten rechts).

Rollmanöver (bank 2 bank)

Bei dem Rollmanöver wird das Querruder aus der Ruhelage zuerst in die Eine Richtung ausgelenkt und gehalten, um dann für die doppelte Zeit in die andere Richtung ausgelenkt zu werden und abschließend wieder in die erste Richtung ausgelenkt zu werden, vgl. Abbildung 18. Das Flugzeug kippt dabei zuerst nach links, dann von links nach rechts und abschließend wieder in die getrimmte Ausgangslage, wie aus dem Rollwinkel phi (Plot Mitte links) hervorgeht. Auch für dieses Manöver stimmt die simulierte Dynamik vor allem im Rollwinkel und der Rollrate p (Plot unten links) mit der Bewegung des Flugversuchsträgers sehr gut überein.

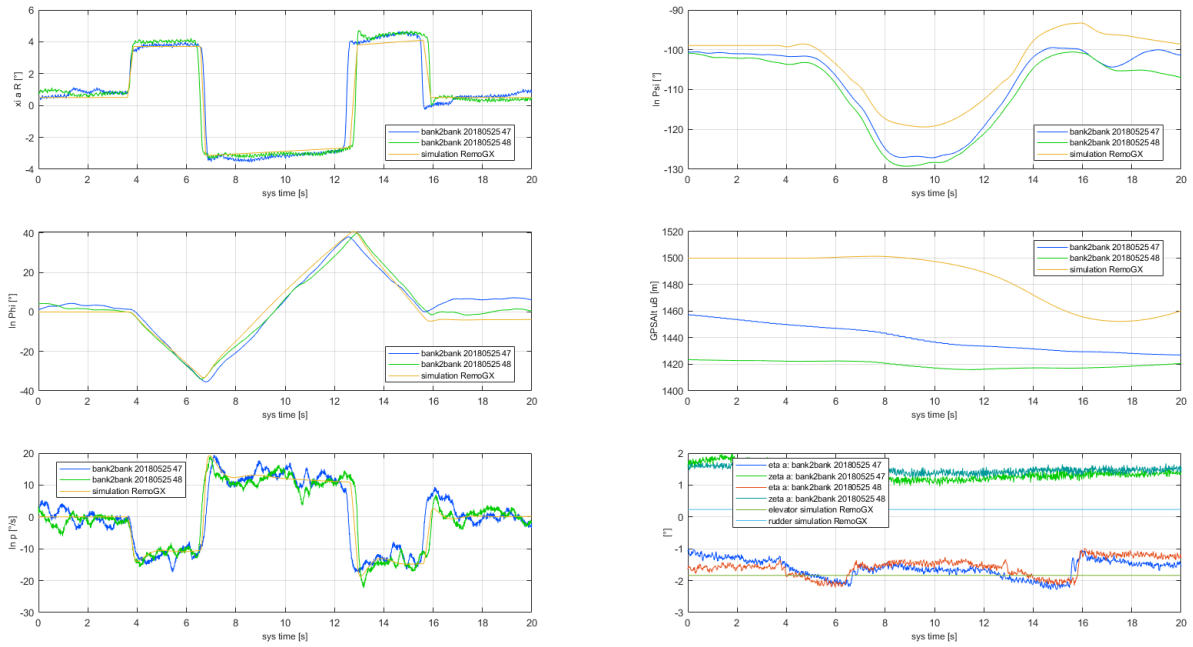

Abbildung 18: Simulierte Rollmanöver (bank 2 bank) im Vergleich mit Messdaten aus den Flugversuchen: Querruderausschlag xi (nur rechtes Querruder, linkes ist antisymmetrisch) (oben links), Gierwinkel psi (oben rechts), Rollwinkel phi (Mitte links), Flughöhe (Altitude) (Mitte rechts), Rollrate p um die x-Achse (unten links) und die anderen Steuerflächen: Seitenruder zeta und Höhenruder eta (unten rechts).

Seitenruder 1123 Anregung

Bei der Seitenruder 1123 Anregung wird ähnlich der Höhenruder 1223 Anregung das Seitenruder Wechselseitig ausgelenkt. In dem in Abbildung 19 gezeigten Manöver wird das Seitenruder zuerst eine Zeiteinheit nach links ausgelenkt, danach eine Zeiteinheit nach rechts, dann zwei Zeiteinheiten nach links, drei Zeiteinheiten nach rechts und abschließend wieder in die Ruhelage gebracht. Die Bewegung des Flugzeugs ist im Dargestellten Gierwinkel psi (Plot Mitte links) und der vor allem in der Gierrate r (Plot unten links) deutlich zu erkennen. Auch hier zeigt sich, dass die Dynamik des angepassten Modells sehr gut zu der Bewegung des Flugversuchsträgers im Flugversuch passt.

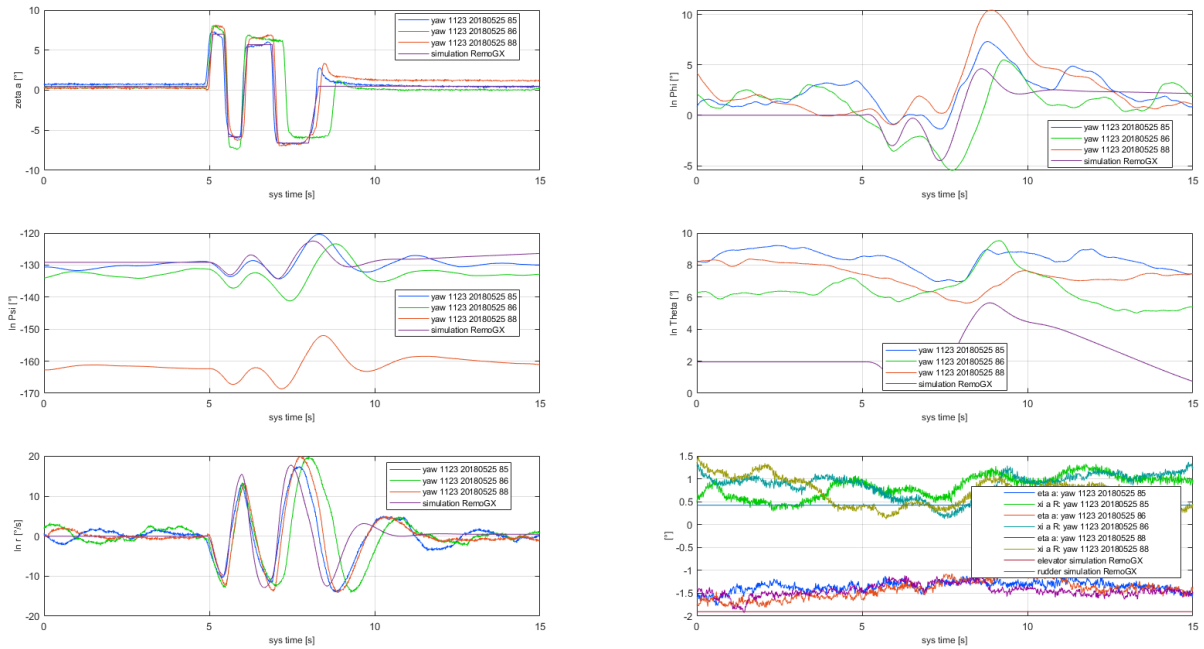

Abbildung 19: Simulierte Seitenruder 1123 Anregung im Vergleich mit Messdaten aus den Flugversuchen: Seitenruderausschlag zeta (oben links), Rollwinkel phi (oben rechts), Gierwinkel psi (Mitte links), Pitchwinkel theta (Mitte rechts), Gierrate r um die z-Achse (unten links) und die anderen Steuerflächen: Querruder xi und Höhenruder eta (unten rechts).

Das im AP 2.1 erstellte und mit Versuchsdaten aus AP 4.1 korrigierte Modell des Flugversuchsträgers bildet also das Flugverhalten des Flugversuchsträgers sehr gut ab und ist gegen die Manöver aus den Validierungsflügen validiert worden.

Test und Validierung der Teilsysteme: Aktuatordynamik

Mit den in AP 2.1 identifizierten Modellen der Akuatordynamik für das Höhenruder, das Querruder und das Seitenruder wurden durch die OvGU PID Regler für jeden Aktuator entworfen, die die Steuerflächen auf die kommandierten Steuerflächenwinkel einstellen. Die Validierung der Modelle der Aktuatordynamik wurden Beispielhaft in AP 2.1 Abbildung 13 für den Aktuator des Höhenruders gezeigt.

Die PID Regler wurden am Flugzeug auf dem Boden getestet und mit für den Flug angepassten Parametern auch im Flug getestet. Der Pilot konnte mit dem Sidestick, den Steuerflächenwinkel kommandieren, der dann auch von den Aktuatoren eingestellt wurde. Das System aus Aktuatormodell und PID Regler kann somit als im Flugversuch validiert angesehen werden.

Test und Validierung der Teilsysteme: Modellprädiktiver Regler

Der Modellprädiktive Regler wurde mit dem in AP 2.1 erstellten, mit Messdaten korrigierten und linearisierten Modell des Flugversuchsträgers ausgestattet. Innerhalb einer

Simulationsumgebung, vgl. Abbildung 14, simuliert. Da die Simulationsumgebung auch das geschlossene PID-Aktuator System und das validierte Modell des Flugversuchsträgers enthält, kann das Verhalten des MPC Reglers getestet und validiert werden.
In der Simulation wird eine 1-cos Böe, Abbildung 20, mit 5 m/s Böengeschwindigkeit und 20m Böengradient verwendet. Der Modellprädiktive Regler (MPC) hat einen Horizont von ca. 1 s, sodass er die Böe schon vor dem Auftreffen auf das Flugzeug sieht und darauf reagieren kann.

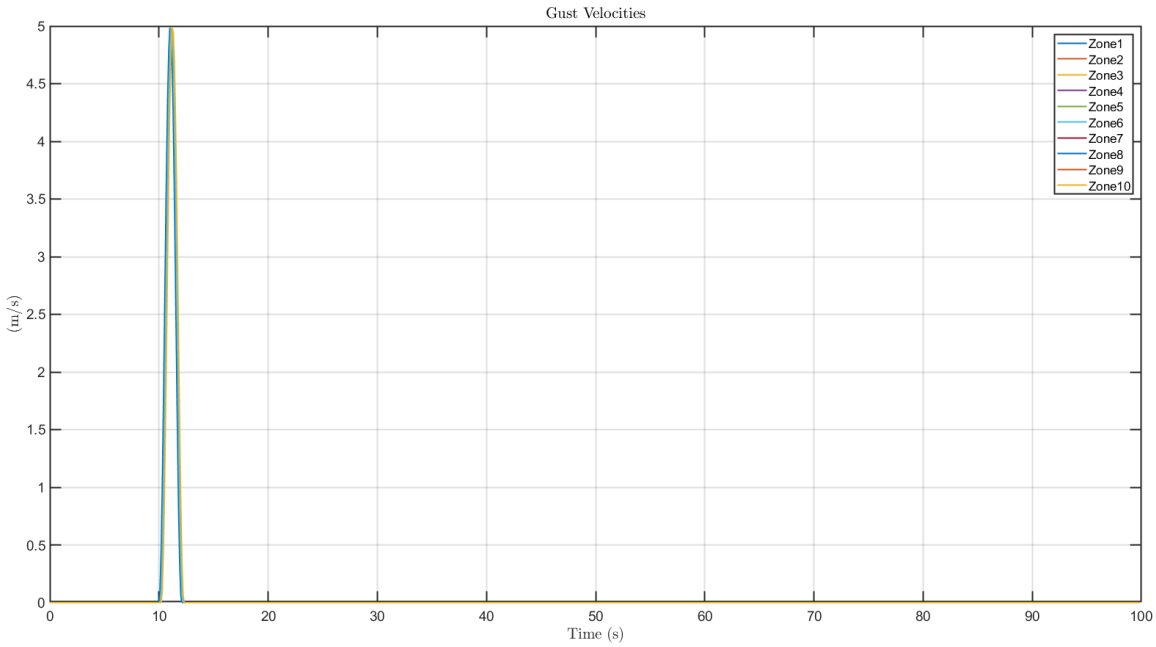

Abbildung 20: Simulierte 1-cos Böe mit 5 m/s Böengeschwindigkeit und 20m Böengradient an den 10 Stationen des Flugzeugmodells. Die Böe beginnt bei t=10 s.

In Abbildung 21 sind die Zustände des Flugzeugmodells abgebildet. Die gestrichelte Linie zeigt dabei die Simulation ohne Regler, also nur das Verhalten des Flugzeugs als Reaktion auf die Böenbegegnung. Die durchgezogen Line zeigt die MPC geregelte Flugzeugsimulation. An der Flughöhe (Plot oben links) ist deutlich zu erkennen, wie der Regler die Flughöhe nach Durchfliegen der Böe korrigiert. Bei genauer Betrachtung des vergrößerten Ausschnitts ist sogar zu erkennen, dass der Regler das Flugzeug zu erst nach unten steuert, um dann von der Böe nach oben getragen zu werden. Der Regler taucht quasi in die Böe ein. Durch den rechtzeitigen positiven Höhenruderausschlag wird ein negativer inkrementeller Anstellwinkel erzeugt, der den positiven Böenanstellwinkel in der Summe verringert und so das Lastfaktor-inkrement reduziert. Dies ist auch in den Lagewinkeln des Flugzeugs (Plot unten links) insbesondere im Pitchwinkel theta zu erkennen. Der Regler sorgt dafür, dass das Flugzeug die Nase mit ca. -0,12 rad (ca. -6,5 Grad) nach unten nimmt.

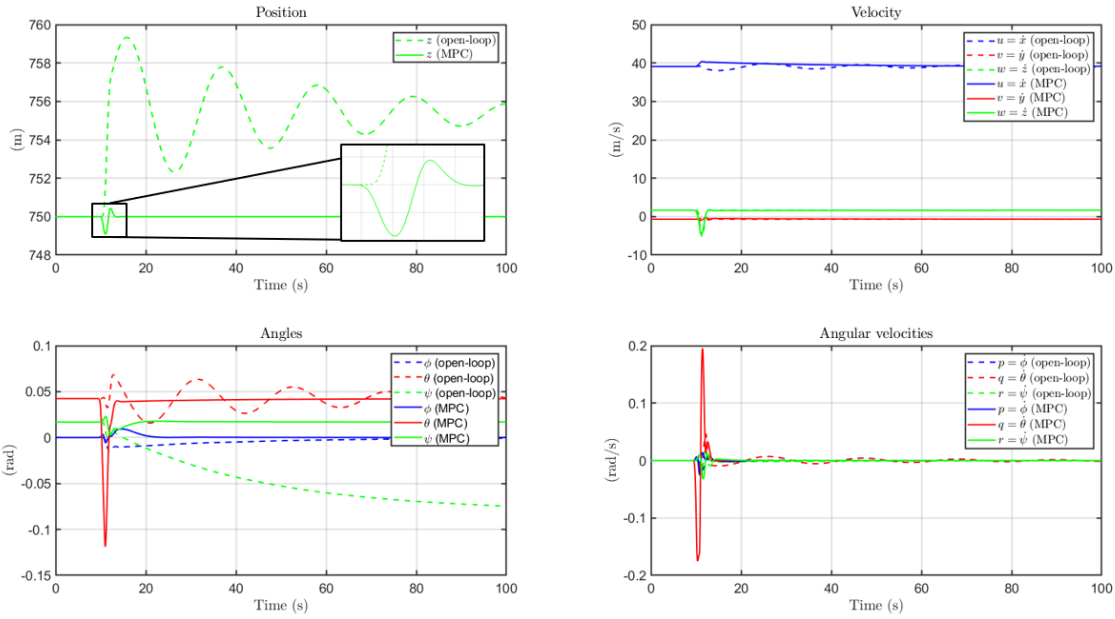

Abbildung 21: Simulierte Böenbegegnung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Zustände des Flugzeugs: Flughöhe z (oben links), Körperfeste Geschwindigkeiten u, v, w (oben rechts), Lagewinkel phi, theta, psi (unten links) und drehraten p, q, r (unten rechts). Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen).

Abbildung 22 stellt die vom MPC Regler kommandierten normierten Aktuator-Sollwinkel im oberen Plot dar. Im unteren Plot ist der resultierende Steuerflächenausschlag dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, wie der MPC Regler durch die vorausschauende Böeninformation schon frühzeitig, in diesem Fall ca. 0,8 s vor dem Eintreffen der Böe einen Steuerflächenausschlaf kommandiert. Dieses Verhalten ist charakteristisch für einen Modellprädiktiven Regler, da die Flugzeugbewegung durch das integrierte mathematische Modell vorhergesagt werden kann und durch die vorausschauende Böeninformation auch die auftretende Störung bekannt ist.

In Abbildung 23 ist der vertikale Lastfaktor am Flugzeug in z-Richtung abgebildet. Da die Belastung auf die Struktur durch die Masse multipliziert mit dem Lastfaktor gegeben ist und sich die Masse nicht ändert, ist der Lastfaktor alleine als betrachtete Größe ausreichend. Der Lastfaktor wird daher verwendet, um die Last auf das Flugzeug darzustellen und wird im MPC Regler für die Lastabminderung verwendet. Im Geradeausflug ist der Lastfaktor in z-Richtung gleich 1, da er das Vielfache der Erdbeschleunigung g angibt. Für die Simulation ohne Regler ist der Lastfaktor beim Einfliegen in die Böe größer als eins, das Flugzeug wird also nach oben beschleunigt und beim wieder herausfliegen sinkt der Lastfaktor unter eins ab, das Flugzeug wird also in der Aufwärtsbewegung verzögert. In der Simulation mit eingeschaltetem MPC Regler zeigt sich deutlich, wie der vertikale Lastfaktor reduziert wird. Durch die Bewegung des Flugzeugs nach unten entsteht schon vor der Böenbegegnung ein kleiner Peak des Lastfaktors nach unten. Der durch den inkrementell positiven Elevator Ausschlag (siehe Abbildung 22) erzeugte inkrementell

negative Anstellwinkel des Flugzeugs überlagert sich dann mit dem positiven Böenwinkel und reduziert damit den Effekt der Böe auf die Bewegung und Belastung des Flugzeugs. Die Reduktion des Lastfaktors beträgt hierbei ca. 53%. Auch der zweite Peak des Lastfaktors nach unten ist deutlich reduziert, um ca. 38%. Insgesamt wird der Lastfaktor am Flugzeug in den Peaks deutlich reduziert.
Mit Hilfe dieser Simulation konnte gezeigt werden, dass der MPC Regler in der vorgesehenen Art und Weise funktioniert. Der Modellprädiktive Regler konnte somit validiert werden und konnte im nächsten Schritt im Flugversuchsträger getestet werden.

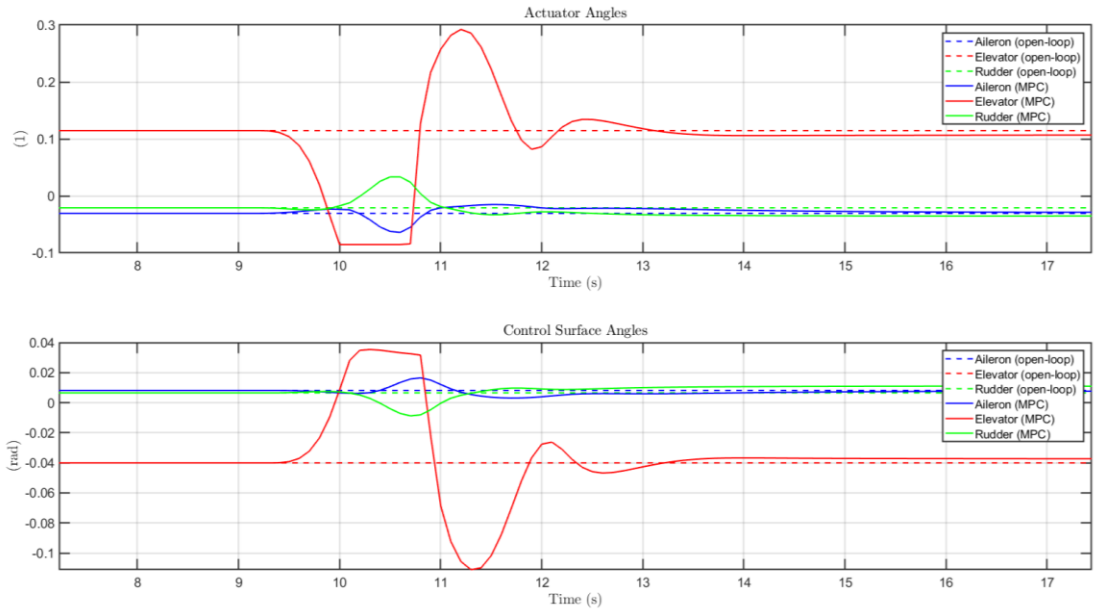

Abbildung 22: Steuerflächenausschläge der simulierten Böenbegegnung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). Oben der kommandierte und normierte Aktuatorwinkel, unten der entsprechende Steuerflächenwinkel.

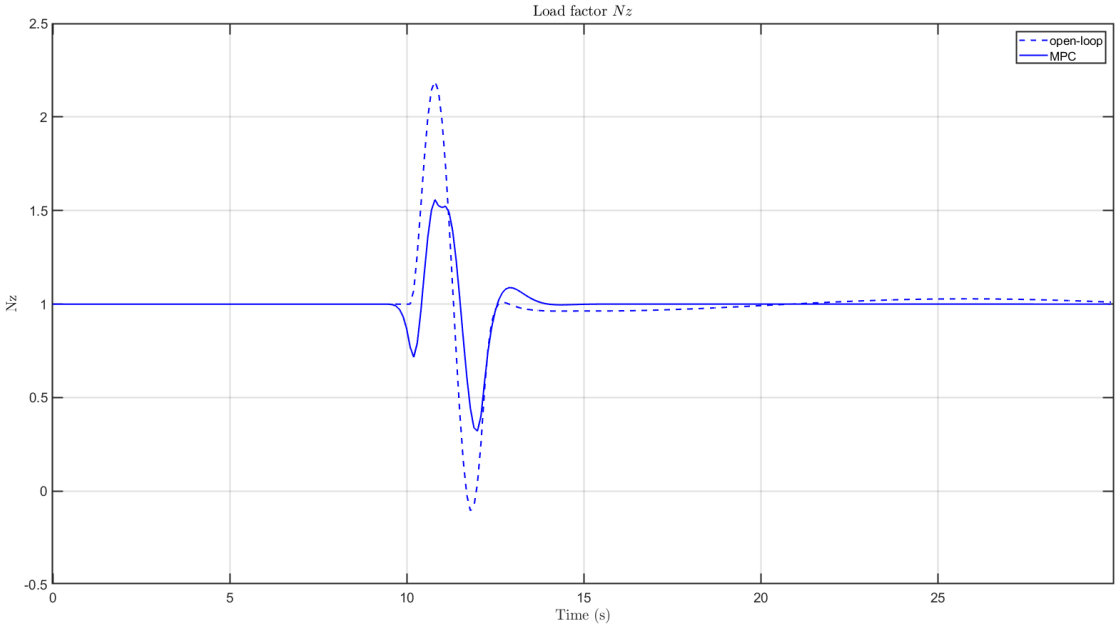

Abbildung 23: Vertikaler Lastfaktor der simulierten Böenbegegnung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen).

Um die Robustheit des Modellprädiktiven Reglers zu untersuchen, wurden der MPC Regler mit unterschiedlichen internen Modellen ausgestatte. Die Simulation hatte aber immer dasselbe Modell des Flugzeugs. Dadurch ergibt sich eine Nichtübereinstimmung von Modell im MPC Regler und dem Flugzeug Simulationsmodell. Variiert wurde zum einen der Beladungszustand in Form des Tankinhalts. Dadurch ergibt sich eine Veränderung der Masse und der Position des Schwerpunktes. Die Folgenden Tankfüllstände wurden modelliert:

- Tank mit 30 Litern
- Tank mit 54 Litern
- Tank mit 78 Litern

Zusätzlich wurde der Arbeitspunkt der Modelllinearisierung verändert. So wurde das Modell auf Arbeitspunkte unterschiedlicher Fluggeschwindigkeiten ausgelegt. Für die Simulation wurde dann aber immer mit einer Geschwindigkeit von 75 Knoten simuliert. Die folgenden Arbeitspunkte der Modelle wurden linearisiert:

- Fluggeschwindigkeit von 70 Knoten
- Fluggeschwindigkeit von 75 Knoten
- Fluggeschwindigkeit von 80 Knoten

Die Ergebnisse des Reglers sind in Abbildung 24 dargestellt. Es zeigt sich, dass der MPC Regler gegenüber einer Variation der Masse und Position des Schwerpunkts sowie einer Variation des Arbeitspunktes Robust ist und für alle Variationen eine sehr gute Reduktion des Lastfaktors erreicht.

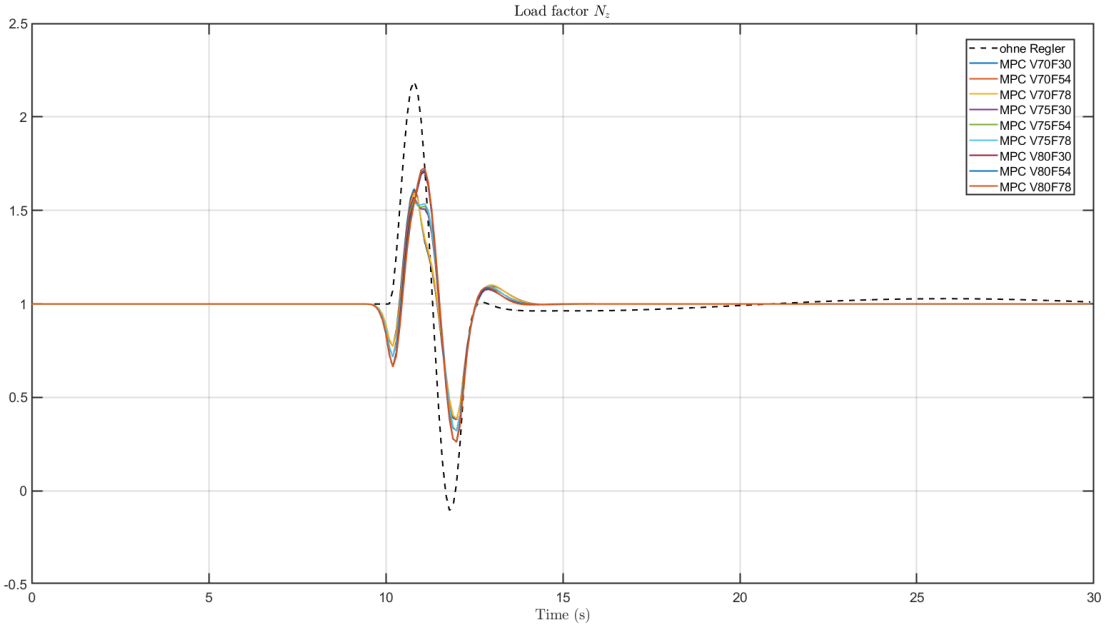

Abbildung 24: Vertikaler Lastfaktor der simulierten Böenbegegnung mit Unsicherheiten in der Modellerstellung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). Variation der Fluggeschwindigkeit V: 70 ktn, 75 ktn, 80 ktn und Variation des Tankfüllstands T: 30 ltr, 54 ltr, 78 ltr.

Test und Validierung des Gesamtsystems

Die Validierung des MPC Reglers in der Simulationsumgebung zeigt bereits das Zusammenspiel aller Teilmodelle. Das LiDAR Teilmodell stellt die Böeninformation für den MPC Regler zur Verfügung, der Geschlossene Regelkreis aus PID Regler, Aktuatoren und Gestänge beschreibt das Teilmodell der Aktuatordynamik und das Flugzeugmodell bildet die Dynamik der Flugversuchsträgers ab.
In der Simulation kann also gezeigt werden, dass das Gesamtsystem vollständig Funktioniert und somit validiert ist.

Reglerparametrierung und Überprüfen der Rechenzeit

Die Parametrierung des Modelprädiktiven Reglers wurde zusammen mit dem Partner OvGU umgesetzt und ist im Bericht des Partners untersucht und beschrieben. In diesem Bericht soll daher nur grundsätzlich auf die Überlegungen zu einer erfolgreichen Einstellung der Reglerparameter für die Böenlastabminderung eingegangen werden.

Grundsätzlich nutzt der Modellprädiktive Regler eine Gütefunktion, z.B. Formel (1), die die Abweichung einzelner Zustände von einem Sollwert bestraft.

$$J(k) = \sum_{i=1}^{N} y^T(k+i) Q_y y(k+i) + \sum_{i=0}^{N-1} u^T(k+i) R_u u(k+i) \quad (1)$$

Diese Bestrafung kann mit den Wichtungsmatrizen Q_y und R_u definiert werden. y beschreibt den Ausgang des dem MPC Regler zu Grunde liegenden Flugzeugmodells, in diesem Fall die Zustände des Modells und vor allem den Lastfaktor, der zur Lastabminderung herangezogen wird. u beschreibt die Eingänge des Flugzeugmodells, in diesem Fall die Steuerflächenausschläge. Für den vorliegenden Regler soll auf Grund seiner Aufgabe als Lastabminderungsregler vor allem eine Änderung des Lastfaktors bestraft werden. Zusätzlich kann auch eine Veränderung der Flughöhe bestraft werden, um z.B. langfristig die Flughöhe zu halten.
Da der Regler das Flugzeug zur Lastabminderung in die Böe eintaucht, sollte darauf geachtet werden, dass eine Bewegung des Flugzeugs um die y-Achse also die Pitchbewegung nicht oder nur sehr gering bestraft wird. Dadurch hat der Regler in diesem Freiheitsgrad die Möglichkeit das Flugzeug zu bewegen. Da mit einer Änderung des Pitchwinkels auch eine Höhenänderung einhergeht, sollt auch die Wichtung und somit die Bestrafung der Höhe von einer Referenzhöhe nicht allzu hoch gewählt werden.
Um die Flugrichtung beizubehalten kann die Abweichung des Gierwinkels zu einer Referenzrichtung bestraft werden.
Um ein Nebenziel der Modellprädiktiven Regelung zu erreichen, nämlich der sparsame Einsatz von Steuerflächenänderungen um Ressourcen und Material zu schonen, können auch die Eingänge des Flugzeugmodells, also die Änderung der Steuerflächenausschläge bestraft werden. Hier ist allerdings wieder darauf zu achten, dass der MPC Regler nur durch auslenken der Steuerflächen, in diesem Fall des Höhenruders, auch in die Böe eintauchen kann. Eine Wichtung der Änderung des Höhenruders sollte also nicht allzu hoch ausfallen.

Zusätzlich zum Wichten der Ein- und Ausgänge des Flugzeugmodells ist der Prädiktionshorizont entscheidend für die Effektivität des MPC Reglers. Je länger der Prediktionshorizont N, desto weiter kann der MPC Regler in die Zukunft schauen und auf die Böe reagieren. Mit einem längeren Prädiktionshorizont steigt allerdings auch der Rechenzeitaufwand für den MPC Regler.

Für den Einsatz am Flugzeug in Kombination mit dem Regler ist der Prädiktionshorizont allerdings auch abhängig von der Reichweite und Verarbeitungsgeschwindigkeit des LiDARs. Das LiDAR misst die Böe ca. 100 m vor dem Flugzeug. Bei einer Fluggeschwindigkeit von ca. 45 m/s beträgt die Dauer bis zum Durchfliegen der gemessenen Böe ca. 2 Sekunden. Mit einer zusätzlichen Sekunde Verarbeitung der LiDAR Daten bleiben für den Prädiktionshorizont nur noch ca. 1 s übrig. Dies ist für die Echtzeitanwendung aber noch ausreichend.

Um die Echtzeitanwendung des MPC Reglers zu gewährleisten wurde die Taktrate mit der der MPC Regler neue Steuersignale berechnet auf 10 Hz bzw. 100 ms reduziert. Dies ist immer noch schnell genug um effektiv zu reagieren. Mit einer gemessenen Rechenzeit des MPC Reglers von ca. 5 ms und mit einer maximalen Rechenzeit von ca. 11 ms (vgl. Abbildung 25) hat der MPC

Regler bei einem Takt von 100 ms noch genügend Reserve, um eine Echtzeitanwendung zu garantieren. Die Messung der Rechenzeit ist vom Partner OvGU durchgeführt worden und in dessen Bericht beschrieben. Eine höhere MPC Frequenz würde allerdings auch die Lastabminderungsfunktion verbessern. Die Höhere MPC Frequenz würde allerdings auch direkt in die Rechenzeit mit eingehen. Bei einer MPC Frequenz von 10 Hz und einem Prädiktionshorizont von 1 s ergeben sich N=10 Zeitschritte, die für die Lösung des Optimalsteuerungsproblems betrachtet werden müssen. Bei einer MPC Frequenz von 100 Hz und demselben Prädiktionshorizont von 1 s würden N=100 Zeitschritte, die betrachtet werden müssten. Die Rechenzeit würde sich dementsprechend auch deutlich erhöhen.

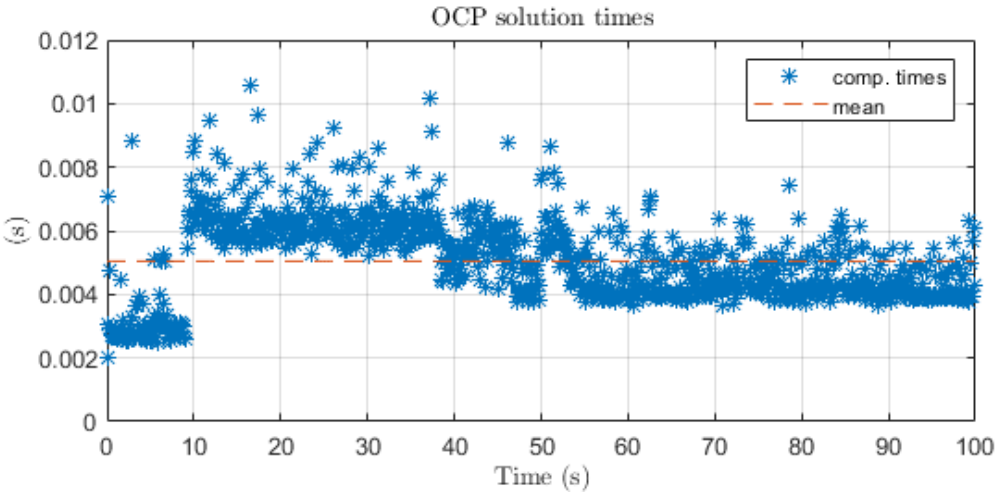

Abbildung 25: Rechenzeit zur Lösung des Optimalsteuerungsproblems auf dem Simulationscomputer.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS4 „Reglervalidierung abgeschossen“ wurde dadurch erreicht, dass die Validierung des Reglers mittels Simulationen abgeschlossen wurde und der Modellprädiktive Regler im Flugversuchsträger integriert wurde.
Zusätzlich wurde das Dokument Deliverable D8 „Simulationsumgebung und deren Beschreibung“ mit den oben genannten Informationen ausgestattet.

Zusammenfassung

In diesem Arbeitspaket wurde eine Simulationsumgebung aufgebaut, um alle Teilsysteme einzeln, aber auch im Zusammenspiel miteinander, zu testen und zu validieren. Es wurde gezeigt, dass das in AP 2.1 modellierte und mit Flugversuchsdaten korrigierte Modell des Flugversuchsträgers die Dynamik des echten Flugzeugs ausreichen genau abbilden kann. Außerdem wurde gezeigt, dass der Modellprädiktive Regler im Zusammenspiel mit dem Modell des Geschlossenen

Regelkreises der PID geregelten Aktuatoren und der vorausschauenden LiDAR Böeninformationen das erwartete Verhalten der Lastabminderung in Form der Reduzierung des vertikalen Lastfaktors erreicht. Das Gesamtsystem wurde somit validiert.
Die Validierten System wurden anschließend im AP 3.4 im Flugversuchsträger implementiert.

6.3 HAP 3: Böen- und Zustandsmesstechnik

Diese HAP beschäftigt sich mit der Flugzustandsermittlung (AP 3.1) für die Nutzung in der Flugregelung, der Integration und messtechnischen Anbindung des LiDARs in den Versuchsträger (AP 3.2) und der Auswertung der Messdaten aus LIDAR und konventioneller Windmesstechnik (AP 3.3). Des Weiteren wird im AP 3.4 die komplette Aktuatorik und Regler in den Flugversuchsträger integriert. Dieses Hauptarbeitspaket ist ausschließlich von den anderen Projektpartnern bearbeitet worden und wird in deren Bericht behandelt.

6.3.1 Organisation

Das Hauptarbeitspaket HAP 3: „Böen- und Zustandsmesstechnik“ untergliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP 3.1: Flugzustandsermittlung
- AP 3.2: Lidar Integration
- AP 3.3: Lidar Böenfeldschätzung
- AP 3.4: Regler und Aktuator Integration

6.3.2 AP 3.1: Flugzustandsermittlung

Das Arbeitspaket AP 3.1 ist ausschließlich durch den Projektpartner IFF bearbeitet worden und in dessen Bericht beschrieben.
Ziel dieses Arbeitspaketes war vor allem die Bestimmung der Windgeschwindigkeit im Nahfeld vor dem Flugzeug mit Hilfe eines LiDAR Sensors.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS5 „Flugzustandsbestimmung abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass das Dokument Deliverable D6 „System zur Flugzustandsbestimmung und Böenfeldschätzung sowie deren Beschreibung“ durch das IFF mit den Informationen dieses Arbeitspaketes (sowie der Informationen der APs 3.2 und 3.3) ausgestattet worden ist.

6.3.3 AP 3.2: Lidar Integration

Das Arbeitspaket AP 3.1 ist ausschließlich durch den Projektpartner IFF bearbeitet worden und in dessen Bericht beschrieben.

Ziel dieses Arbeitspaketes war vor allem die Hard- und Softwareseitige Integration des LiDARs in den Flugversuchsträger. Abbildung 26 zeigt den vollständig ausgerüsteten Flugversuchsträger mit dem Pod unter der Rechten Tragfläche, welcher die zwei LiDAR Sensoren enthält. Abbildung 27 Zeit den ausgerüsteten Flugversuchsträger im Flug.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS5 „Flugzustandsbestimmung abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass das Dokument Deliverable D6 „System zur Flugzustandsbestimmung und Böenfeldschätzung sowie deren Beschreibung“ durch das IFF mit den Informationen dieses Arbeitspaketes (sowie der Informationen der APs 3.1 und 3.3) ausgestattet worden ist.

Abbildung 26: Vollständig ausgerüsteter Flugversuchsträger Remos GX mit dem LiDAR Pod unter dem rechten Flügel.

Abbildung 27: Vollständig ausgerüsteter Flugversuchsträger Remos GX mit dem LiDAR Pod unter dem rechten Flügel im Flug.

6.3.4 AP 3.3: Lidar Böenfeldschätzung

Das Arbeitspaket AP 3.1 ist ausschließlich durch den Projektpartner IFF bearbeitet worden und in dessen Bericht beschrieben.
Ziel dieses Arbeitspaketes war die Böenfeldabschätzung durch Auswertung der LiDAR Messdaten.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS5 „Flugzustandsbestimmung abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass das Dokument Deliverable D6 „System zur Flugzustandsbestimmung und Böenfeldschätzung sowie deren Beschreibung“ durch das IFF mit den Informationen dieses Arbeitspaketes (sowie der Informationen der APs 3.1 und 3.2) ausgestattet worden ist.

6.3.5 AP 3.4: Regler und Aktuator Integration

Das Arbeitspaket AP 3.1 ist ausschließlich durch die Projektpartner OvGU und IFF bearbeitet worden und in dessen Bericht beschrieben. Ziel dieses Arbeitspaketes war die Anbindung und

vollständige Integration des Flugreglers, der Sensorik, der Aktorik sowie der Flugzustandsermittlung in die Hardware des Flugversuchsträgers.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS6 „Regler und LiDAR Integration abgeschlossen“ wurde dadurch erreicht, dass der Modellprädiktive Regler sowie das LiDAR im Flugversuchsträger integriert worden sind.

6.4 HAP 4: Flugversuchsträger und -versuche

In diesem HAP wurden zum einen der Flugversuchsträger für die verschiedenen Messkampagnen vorbereitet und zum anderen alle Messkampagnen und Flugversuche vorbereitet, durchgeführt und ausgewertet. Die Flugversuche dienten hauptsächlich der Modellidentifikation für die Modellanpassung in HAP 2 sowie der Validation der in HAP 2 und 3 entwickelten und in Simulationen getesteten Systeme zur Flugzustandsbestimmung, Böenfeldschätzung und Lastabminderung unter realen Bedingungen. Abschließend werden alle Ergebnisse des Projektes bewertet und dokumentiert.

6.4.1 Organisation

Das Hauptarbeitspaket HAP 4: „Flugversuchsträger und -versuche“ untergliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP 4.1: Messkampagne zur Modellidentifikation
- AP 4.2: Messtechnische Ausrüstung des Flugversuchsträgers
- AP 4.3: Flugversuche zur Systemvalidierung
- AP 4.4: Diskussion der Ergebnisse

6.4.2 AP 4.1: Messkampagne zur Modellidentifikation

Arbeitsziel

Ziel dieses Arbeitspaketes war die Schaffung einer Datenbasis, auf dessen Grundlage die Identifikation des aerodynamischen Modells sowie die Identifikation des dynamischen Verhaltens stattfinden kann. Die Art und Anzahl der durchzuführenden Versuche folgte der in AP 1.3 Planung der Messkampagnen getroffenen Auswahl.

Arbeitsbeschreibung

Die in AP 1.3 erarbeitete Planung der Messkampagnen sowie das Spezifikationsdokument aus HAP 1 wurden in diesem AP genutzt, um die Durchführung der Messkampagnen und deren Datengewinnung zu definieren. Des Weiteren wurde der messtechnisch ausgerüstete Flugversuchsträger aus AP 4.2 für die Durchführung der Messkampagnen benutzt.

Das Arbeitspaket umfasst die Durchführung dreier Messkampagnen. Die daraus resultierenden Daten dienen der Anpassung des gesamt Trägheitstensors des Flugzeugmodells, inklusive der Gesamtmasse und der Schwerpunktposition, der Identifikation der Aerodynamik und der Identifikation der Aktuatorteilmodelle, die zum verfahren der Steuerflächen eingesetzt wurden. Neben der Ausführung der Messkampagnen beinhaltet dieses Arbeitspaket die Aufbereitung und Konsolidierung der Messdaten.

Die folgende Auflistung gibt die Hauptarbeitsschritte wieder, die zur Erreichung der o.g. Zielsetzungen erforderlich waren:

- Vorbereitung der Messkampagnen
- Durchführung des Pendelversuchs zur Bestimmung des Trägheitstensors
- Durchführung des Flugversuches zur Identifikation der Aeroelastik
- Durchführung des Flugversuches zur Identifikation der Aktuatordynamik
- Bearbeitung und Auswertung der Messkampagnendaten

Arbeitsergebnisse

Die Arbeitsergebnisse wurden in die Teilmodelle Flugzeugdynamik, Aerodynamik und Aktuatordynamik unterteilt und werden entsprechend dieser Unterteilung dargestellt.

<u>Pendelversuch zur Bestimmung der Massenträgheit des Flugversuchsträgers</u>

Gemeinsam mit dem Partner IFF und dem UA messWERK wurde eine Messkampagne zur Identifikation der Schwerpunktposition und der Massenträgheit des Flugversuchsträgers durch einen Pendelversuch definiert und vorbereitet. Der Versuch zur Bestimmung der Schwerpunktposition und der Massenträgheitsmomente wurde dann vom IFF mit dem UA durchgeführt.

Für die Messungen wurde das Flugzeug im Hangar der Aerodata AG am Forschungsflughafen Braunschweig an einem Kran aufgehängt (Abbildung 30) und zu einer definierten Pendelschwingung angeregt. Die Pendelbewegung wurde mit den im Flugzeug integrierten Messsystemen und einem externen Messsystem aufgezeichnet. Die Aufgenommenen Daten sind Beispielhaft in Abbildung 29 dargestellt. Die Pendelbewegung um die y-Achse des Flugversuchsträgers ist im mittleren Plot sehr gut zu erkennen. Die Bewegungen um die x-Achse (oben) und die z-Achse (unten) zeigen sehr geringe Amplituden, da Überträge der Pendelbewegung in andere Achsen im Versuch nicht immer auszuschließen sind.
Aus der gemessenen Periodendauer und der Gesamtmasse des Flugzeugs ließ sich das Massenträgheitsmoment um die gemessene Achse bestimmen. Mit dem bestimmten Massenträgheitsmoment des Flugzeugs wurde in AP2.1 „Modellbildung und -reduktion“ die Massenverteilung des Flugzeugmodells korrigiert.

Abbildung 28: Versuchsaufbau der RemosGX für den Pendelversuch zur Bestimmung der Massenträgheitsmomente.

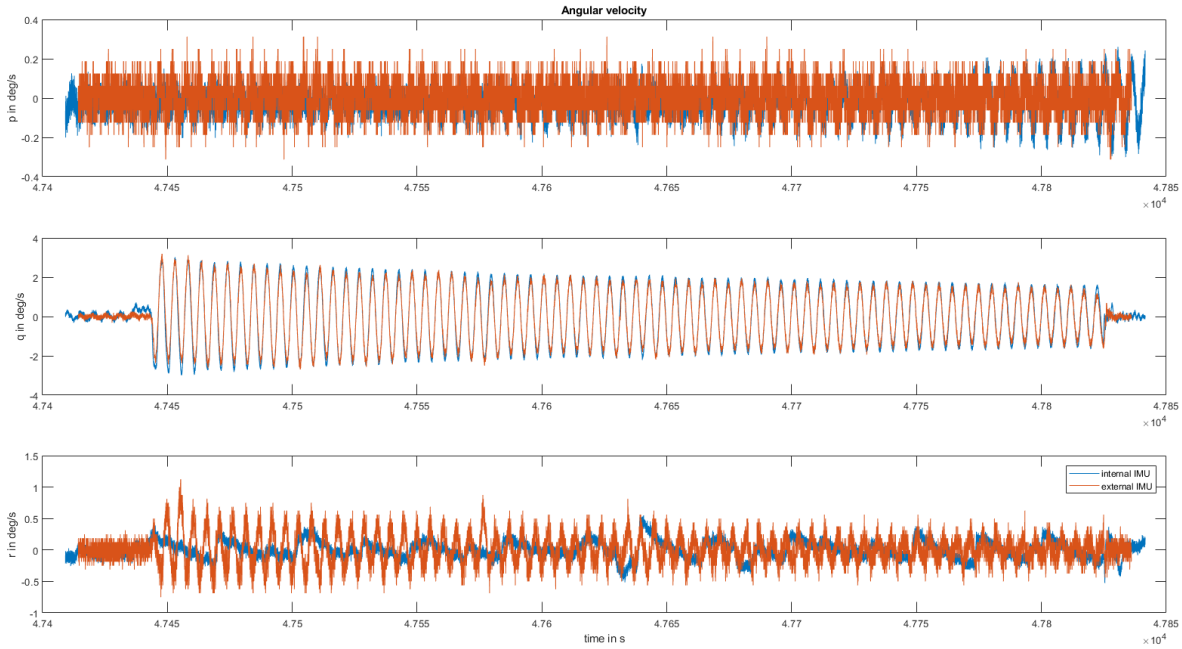

Abbildung 29: RemosGX Pendelversuch: Messergebnisse der Winkelgeschwindigkeiten (p,q,r) für eine Pendelbewegung in x-Richtung des Flugzeugs (Rotation um die y-Achse). In blau: Messergebnisse der im Flugzeug integrierten Sensorik, in orange: Messergebnisse einer extern installierten Inertialen Messeinheit.

Flugversuche zur Identifikation der aerodynamischen Parameter

Die Flugversuche zur aerodynamischen Identifikation wurden mit dem UA messWERK besprochen und wurden durch den UA durchgeführt. Die Daten der Flugversuche lieferten gute Ergebnisse hinsichtlich der Fliegbarkeit der Manöver bezogen auf sauber ausgeführte Steuermanöver des Piloten, die definierte Anregung der aerodynamischen Eigenfrequenzen und die Wiederholbarkeit der Manöver.

Zwei Ergebnisse der Messdaten aus den Flugversuchen sind beispielhaft in Abbildung 30 und Abbildung 31 dargestellt. Sie zeigen die gute Qualität der Messdaten sowie die wiederholbare Ausführung der Steuermanöver des Piloten und die definierte Anregung der aerodynamischen Eigenfrequenzen.

Die Ergebnisse wurden von IBK in AP 2.1 verwendet, um über die Gleichungsfehlermethode (Equation Error Methode) die aerodynamischen Parameter aus den Flugversuchsdaten zu identifizieren und das erstellte aerodynamische Modell mit der realen Aerodynamik zu korrigieren.

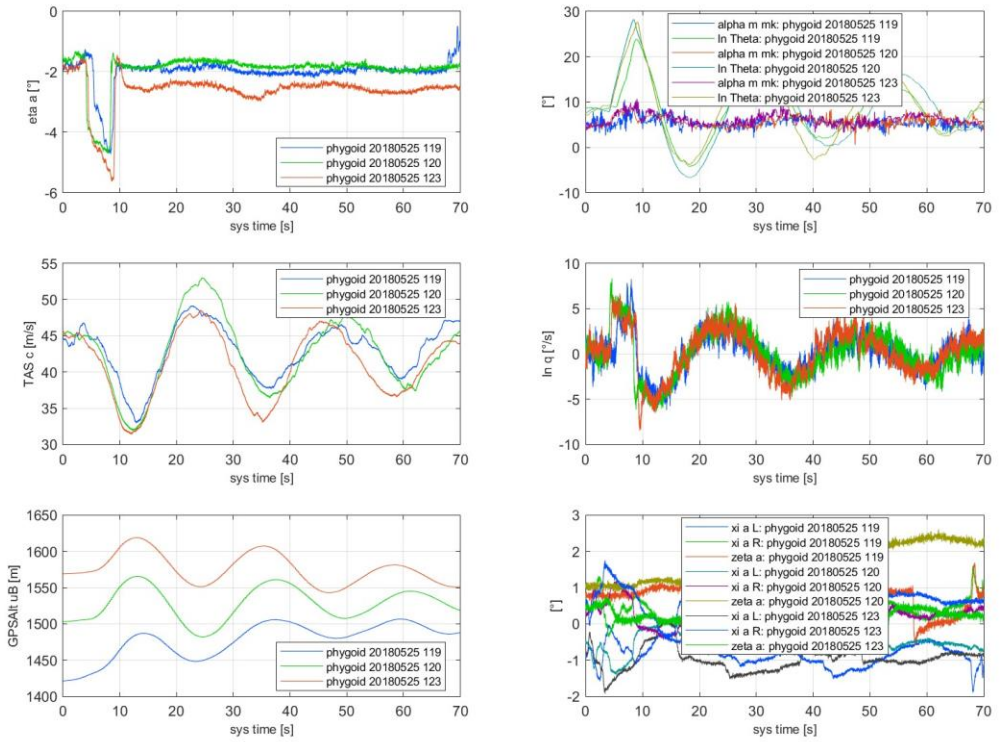

Abbildung 30: Phygoide Manöver: Höhenruderausschlag (oben links), Fluggeschwindigkeit (Mitte links), GPS Höhe (unten links), Anstellwinkel alpha sowie pitch Winkel theta (oben rechts), dynamischer Druck (Mitte rechts) und die Steuerflächenausschläge für Ruder (zeta) sowie Querruder (xi) für drei Phygoid Manöver.

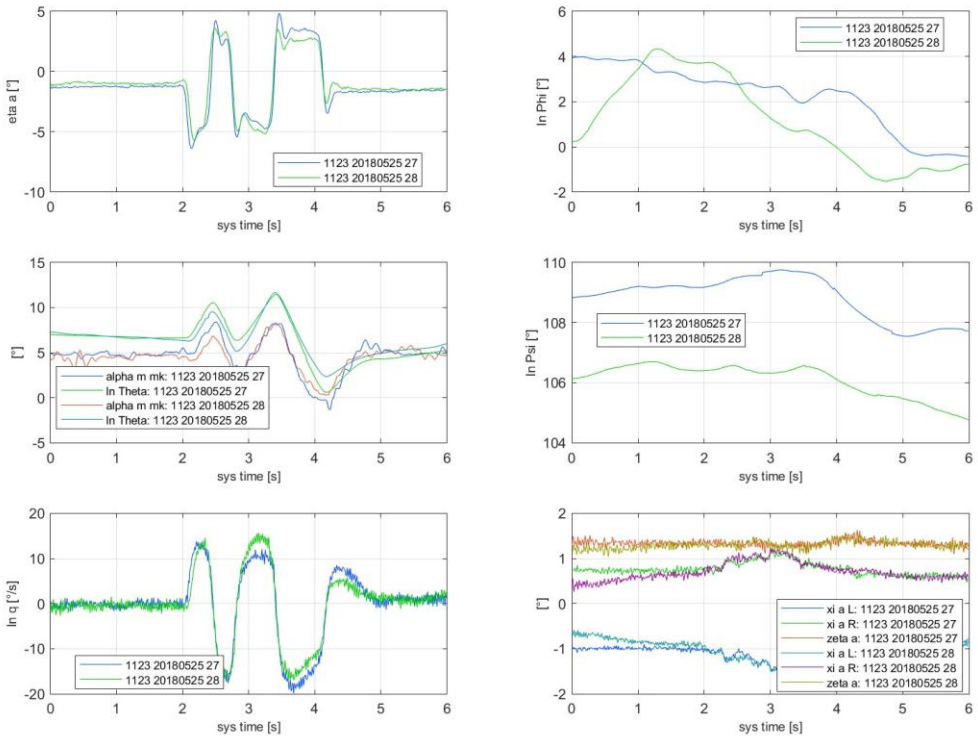

Abbildung 31: 1123 Manöver: Höhenruderausschlag (oben links), Anstellwinkel alpha sowie pitch Winkel theta (Mitte links), dynamischer Druck (unten links), Rollwinkel (oben rechts), Gierwinkel (Mitte rechts) und die Steuerflächenausschläge für Ruder (zeta) sowie Querruder (xi) für zwei 1123 Manöver.

Flugversuche zur Identifikation der Aktuatordynamik

Die Flugversuche zur Identifikation der Aktuatordynamik wurden mit dem UA messWERK besprochen und wurden durch den UA durchgeführt. Für die Flugversuche wurde der Flugversuchsträger durch den Piloten mit einem Sidestick im Fly-by-Wire Modus geflogen. Dazu wurde das Sidestick Kommando als Drehmoment auf die Aktuatoren gegeben. Diese bewegten dann über ein Gestänge die Steuerflächen Am Flugzeug. Für die Modellerstellung wurden Die Daten der Steuerflächenausschläge, der Aktuatorposition und das kommandierte Aktuatordrehmoment verwendet.

Für die Identifikation der Aktuator-Übertragungsfunktion wurden Anforderungen aufgestellt, die ein Signal zur Vermessung der Aktuatoren erfüllen sollte. Um Anströmungseffekte der Steuerflächen mit zu berücksichtigen, wurde die Vermessung der Aktuatoren im Flugversuch durchgeführt. Dadurch ergaben sich zwangsläufig Restriktionen, da ein sicherer Flug zu jeder Zeit gewährleistet sein musste. Die Signale zur Vermessung der Aktuatordynamik wurden aufgrund folgender Punkte ausgewählt:

- Dynamisches Verhalten bei verschiedenen Frequenzen → z.B. Frequenz-Sweep
- Maximale Ausschläge → durch langsames herantasten mit größer werdenden Amplituden

- Maximale Stellgeschwindigkeit → maximale Stellgeschwindigkeit in verschiedenen Steuerflächenpositionen
- Ansprechverhalten → durch Rechtecksignale aus verschiedenen Steuerflächenpositionen

Aus den aufgenommenen Daten wurden in AP 2.1 je Aktuator (Höhenruder, Seitenruder, Querruder) zwei Modelle erstellt. Zum einen wurde ein Modell des Aktuators vom eingehenden Aktuatordrehmoment zum Aktuatorwinkel erstellt, zum anderen wurde ein Gestängemodell identifiziert, um vom Aktuatorwinkel auf den Steuerflächenausschlag zu kommen. Die Identifizierten Aktuatorteilmodelle (Aktuatordynamik und Gestängemodell) wurde anschließend vor das in AP 2.1 aufgebaute Flugzeugmodell gehängt.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Diesem Arbeitspaket war direkt kein Meilenstein zugeordnet die Inhalte dieses Arbeitspaketes wurden aber dadurch erreicht, dass die die Messdaten der Messkampagnen zur Modellidentifikation und deren Beschreibung mit den Deliverable D2 an alle relevanten Projektpartner verteilt wurde.

Zusammenfassung

In diesem Arbeitspaket sind die Daten der Messkampagnen vom Pendelversuch und den Flugversuchen zur aerodynamischen Identifikation und zur Identifikation der Aktuatordynamik analysiert worden. Aus den Messdaten wurden Parameter und Modelle abgeleitet, die in einem weiteren Schritt in AP 2.1 zur Anpassung der mathematischen Modelle herangezogen wurden. Die Daten der Messkampagne wurden dem Deliverable D2 „Daten der Messkampagne zur Modellidentifikation und deren Beschreibung“ zugeordnet.

6.4.3 AP 4.2: Messtechnische Ausrüstung des Flugversuchsträgers

Das Arbeitspaket AP 3.1 ist ausschließlich durch den Projektpartner IFF bearbeitet worden.
Ziel dieses Arbeitspaketes war die Vorbereitung des Flugversuchsträgers mit verschiedenen messtechnischen Systemen für die Flugversuche in AP 4.1 und AP 4.3.

6.4.4 AP 4.3: Flugversuche zur Systemvalidierung

Arbeitsziel

Das Ziel dieses Arbeitspaketes war die Durchführung der Flugversuche zum Test der Einzelkomponenten und des finalen Gesamtsystems.

Arbeitsbeschreibung

Die in Arbeitspaket 1.3 erarbeitete Planung der Messkampagnen sowie das Spezifikationsdokument aus HAP 1 wurden in diesem Arbeitspaket genutzt, um die Durchführung der Messkampagnen und deren Datengewinnung zu definieren. Die in AP 2.2, AP 3.1 und AP 3.3 entwickelten Teilsysteme wurden in diesem Arbeitspaket im Flugversuch getestet. Für die Durchführung der Flugversuche wurde der messtechnisch ausgerüstete Flugversuchsträger aus AP 4.2 verwendet.
Die folgende Auflistung gibt die Hauptarbeitsschritte wieder, die zur Erreichung der o.g. Zielsetzungen erforderlich waren:

- Vorbereitung der Messkampagnen
- Durchführung der Flugversuche zur Validation der Teilsysteme
- Durchführung der Flugversuche zur Validation des Gesamtsystems
- Bearbeitung und Auswertung der Flugversuchsdaten

Arbeitsergebnisse

<u>Vorbereitung der Messkampagnen</u>
Für die Vorbereitung der Flugversuche zur Systemvalidierung wurden die in AP1.3 definierten Flugmanöver herangezogen. Zusätzlich wurden von IBK in Abstimmung mit dem UA messWERK weitere Flugmanöver definiert, die z.B. auf die Regelung der Motordrehzahl und somit auf die Regelung des Schubs oder auf die Identifikation und Validierung der Aktuatorik zugeschnitten waren. Für die Aufnahme der Messdaten wurde der in AP 4.2 ausgerüstete Flugversuchsträger genutzt.

<u>Durchführung der Flugversuche zur Validierung der Teilsysteme und des Gesamtsystems</u>
Zur Validierung der Teilsystem aber abschließend auch zur Validierung des Gesamtsystems wurden mehrere Testflüge durchgeführt bei denen die einzelnen Teilsysteme aktiv waren und Manöver speziell für diese Teilsysteme durchgeführt wurden.
Die Teilsysteme, die bei den Flugversuchen getestet wurden, waren:

- Der PID Regler zur Regelung der Steuerflächen über die Aktuatoren
- Das LiADR System zur Bestimmung der Böeninformation
- Der Modellprädiktive Regler im Zusammenspiel mit den Aktuatoren
- Das Gesamtsystem bestehend aus MPC Regler, Aktuatoren und vorausschauender LiDAR Böeninformation

Um die Validierung und Flugversuche mit Böen zu realisieren wurden verschiedene Möglichkeiten evaluiert. Erste Flugversuche mit „künstlichen“ Böen (vertikale Luftbewegung über einem Kühlturm eines nahegelegenen Kraftwerks) kamen zu keinem positiven Ergebnis, da sich die Luftgeschwindigkeit in Überflughöhe schon zu stark reduziert hatte. Eine Möglichkeit einer stetigen Böe waren thermische Aufwinde. Diese Thermik ist allerdings nur bei besonderen Witterungsbedingungen ausgeprägt und wird vor allem von Segelflugzeugen genutzt. Das

Hauptproblem dabei ist, dass der Laser des LiDAR nur betrieben werden darf, wenn sich keine Flugzeuge in unmittelbarer Nähe befinden, da die anderen Piloten sonst durch den Laser geblendet werden könnten.

Bearbeitung und Auswertung der Flugversuchsdaten
Die in diesem Arbeitspaket gewonnen Messkampagnendaten zur Validation der Teilsystem und des Gesamtsystems wurden aufbereitet und in den Hauptarbeitspaketen HAP 2 und HAP 3 zur Verbesserung der Teilsysteme und des Gesamtsystems sowie zur Validierung verwendet.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Diesem Arbeitspaket war direkt kein Meilenstein zugeordnet die Inhalte dieses Arbeitspaketes wurden aber dadurch erreicht, dass die Messdaten der Messkampagnen zur Systemvalidierung und deren Beschreibung mit den Deliverables D4, D7 und D9 an alle Projektpartner verteilt wurden.

Zusammenfassung

Die Teilsysteme des ausgerüsteten Flugversuchsträger wurde in mehreren Messkampagnen getestet. Anschließend wurden die Daten der Messkampagnen zur Verbesserung und Validierung der Systeme genutzt.
Die Daten der ersten Messkampagne wurden den Deliverables D4: „Daten der 1. Messkampagne zur Systemvalidierung und deren Beschreibung“ zugeordnet.
Die Daten der zweiten Messkampagne wurden den Deliverables D7: „Daten der 2. Messkampagne zur Systemvalidierung und deren Beschreibung“ zugeordnet.
Die Daten der dritten Messkampagne wurden den Deliverables D9: „Daten der 3. Messkampagne zur Systemvalidierung und deren Beschreibung“ zugeordnet.

6.4.5 AP 4.4: Diskussion der Ergebnisse

Arbeitsziel

Das Ziel dieses APs war die abschließende Aus- und Bewertung der Ergebnisse des INFLIGHT Projektes sowie deren Dokumentation. Die Bewertung erfolgt entlang der in AP 1.1 festgelegten technischen Bewertungskriterien. Außerdem wird eine Beurteilung der industriellen Verwertbarkeit vorgenommen.

Arbeitsbeschreibung

Die folgende Auflistung gibt die Hauptarbeitsschritte wieder, die zur Erreichung der o.g. Zielsetzungen erforderlich sind. Die Reihenfolge der Arbeitsschritte spiegelt dabei die Vorgehensweise wider:

- Anwendung der technischen Bewertungskriterien
- Beurteilung der industriellen Verwertbarkeit

Arbeitsergebnisse

Das Zusammenspiel der in diesem Projekt entwickelten Teilkomponenten konnte in einem gemeinsamen Flugversuch als holistische Applikation im Sinne des Gesamtprojektes partiell demonstriert werden. Zusätzlich wurde die Funktionalität der Systeme in Simulationen umfangreich getestet und untersucht.

Im Folgenden wird auf die Ergebnisse der Bewertung der Systeme eingegangen.

Bewertung hinsichtlich der Wirksamkeit

Unter dem Begriff Wirksamkeit wird zusammengefasst, inwieweit und zu welchem Grad das Systeme dazu in der Lage ist, strukturelle Lasten abzumindern. Als Referenz diente hierbei der ungeregelte Flug eines Flugzeugs. Als Referenzgröße wurde der Lastfaktor angesetzt. Da die Belastung auf die Struktur durch die Masse multipliziert mit dem Lastfaktor gegeben ist und sich die Masse nicht ändert, ist der Lastfaktor bzw. das Lastfaktorinkrement alleine als betrachtete Größe ausreichend.

Der Ansatz eines Modellprädiktiven Lastabminderungssystem hat in diesem Projekt zu sehr guten Ergebnissen geführt und hat die Wirksamkeit bei der Abminderung des Lastfaktorinkrements in den hier durchgeführten Untersuchungen unter Beweis gestellt, vlg. Abbildung 32.

So arbeitet das System prädiktiv und nicht reaktiv. Es greift also bereits dann ein, wenn eine kritische Last sich erst noch aufbaut. Da das System modellbasiert arbeitet, lassen sich ebenfalls weitere Lastgrößen berücksichtigen.

Ein zusätzlicher Vorteil des MPC Systems ist der Bezug auf die Strukturlast anstelle des Lastvielfachen. Der Zusammenhang zwischen beiden ändert sich nämlich mit der Zuladung des Flugzeuges. Außerdem kann eine Festlegung von Grenzwerten, an einzelnen Strukturen z.B. dem Flügelwurzelbiegemoments der Tragfläche, zielgerichteter erfolgen. In anderen Projekten konnte in den durch IBK durchgeführten Untersuchungen die sich ändernde Zuladung in der Schätzung struktureller Lasten erfolgreich berücksichtigt werden. Dieser Zusammenhang konnte in diesem Projekt vor allem durch die besondere Anbindung der Tragfläche des Flugversuchsträgers, die durch eine Strebe abgestützt und biegemomentenfrei rotierbar mit dem Rumpf verbunden ist, nicht adressiert werden.

Durch die Vorgabe harter als auch weicher Randbedingungen für die Zielgrößen des MPC Systems ist es außerdem möglich, in Fällen besonders hoher Lasten die vorgegebene Flugbahn zu relaxieren und so ein Einhalten der Lastlimits zu erreichen. Diese frühzeitige Änderung der Flugbahn im Rahmen des akzeptierten Flugkorridors konnte in den Untersuchen in diesem Projekt gezeigt werden, vgl. Abbildung 33.

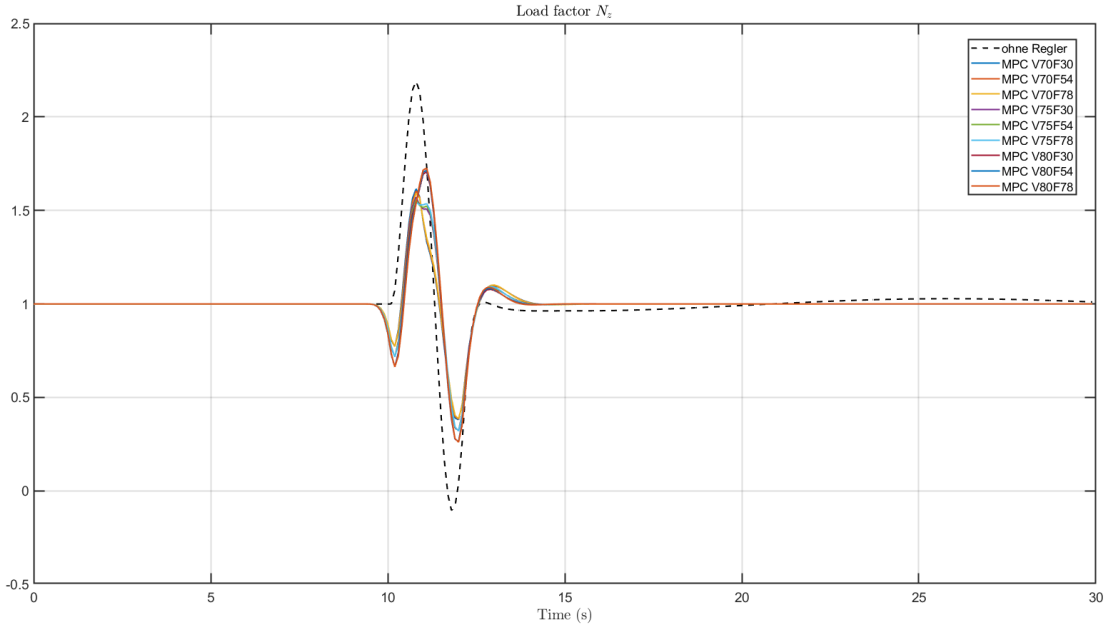

Abbildung 32: Vertikaler Lastfaktor der simulierten Böenbegegnung mit Unsicherheiten in der Modellerstellung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen). Variation der Fluggeschwindigkeit V: 70 ktn, 75 ktn, 80 ktn und Variation des Tankfüllstands/ der Flugzeugmasse T: 30 ltr, 54 ltr, 78 ltr.

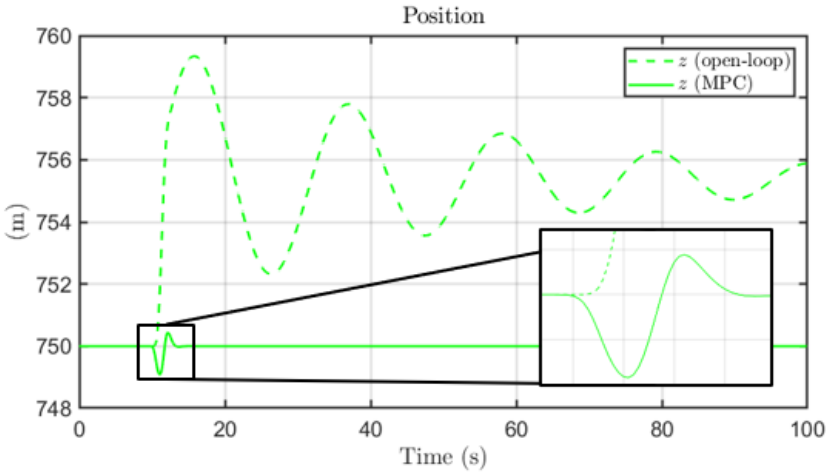

Abbildung 33: Simulierte Böenbegegnung des Flugzeugmodells mit MPC Regler und vorausschauender Böeninformation. Zustände des Flugzeugs: Flughöhe z. Ohne Regler (gestrichelt), mit Regler (durchgezogen).

Bewertung hinsichtlich der Robustheit

Unter dem Begriff Robustheit wird zusammengefasst, in wie weit sich Unsicherheiten in der Modellerstellung für den Modellprädiktiven Regler, aber auch Unsicherheiten in den Messungen auf die Lastabminderung auswirken. Erstere Beziehen sich z.B. auf Änderungen in Masse und Schwerpunktposition oder auch des Arbeitspunktes des Flugzeugs. Zweitere beziehen sich z.B. auf Messrauschen oder Sensorausfälle.

Die Unsicherheit im dem Modellprädiktiven Regler zu Grunde liegenden Modell wurden zum einen durch eine Änderung der Masse und Schwerpunktposition, zum anderen durch eine Änderung des Arbeitspunktes in Simulationen untersucht, vgl. Abbildung 32. Der Modellprädiktive Regler führt in jedem Reglerschritt eine interne Simulation über den Prädiktionshorizont durch, abschließend wird aber nur der erste optimale Steuerflächenflächenausschlag auf das System gegeben. Im nächsten Reglerschritt wird dann mit dem neuen aktuellen Flugzustand initialisiert. Dadurch werden Unsicherheiten im Arbeitspunkt mit der neuen Initialisierung kompensiert. Auch die Unsicherheiten in der Masse und des Schwerpunktes, die sehr wahrscheinlich zu einer Divergenz des simulierten Flugverhaltens führen, können so kompensiert werden. Letztendlich ist eine ausreichende Genauigkeit des Flugzeugmodells über den Prädiktionshorizont für die Robustheit gegenüber Modellunsicherheiten hinreichend.

Ein Messrauschen kann als eine Unsicherheit im Arbeitspunkt interpretiert werden. Die Robustheit des MPC Reglers gegenüber Messrauschen ist also gegeben. Zusätzlich können einzelne Größen im Gütefunktional des Reglers unterschiedlich gewichtet werden. So können stark verrauschte Zustände geringer gewichtet werden und lassen damit eine größere Variation in diesen Größen zu. Solange sich Sensorausfälle nicht auf stark gewichtete Größen beziehen, können diese ebenfalls in gewissem Maße kompensiert werden. In diesem Fall wären sie ähnlich einer Unsicherheit im Model des Reglers zu interpretieren.

Bewertung hinsichtlich der Komplexität

Die neu entwickelten Systeme müssen hinsichtlich ihrer Komplexität bewertet werden, weil eine Implementierung auf einem Flugcomputer nicht viel Spielraum für aufwändige Rechenaufgaben lässt. Das ist insbesondere ihrer notwendigen Echtzeitfähigkeit und der Sicherheit gegen Ausfälle geschuldet.

Der Einsatz eines Modellprädiktiven Lastabminderungssystems bedarf allerdings ein gewisses Maß an Rechenleistung für die Anwendung, da im Regler eine Prädiktion der zukünftigen Zustände durch Variation der Steuerflächen berechnet wird.

Die benötigte Rechenzeit liegt somit über der Rechenzeit bisher verwendeter Systeme, jedoch ist die Anzahl der auszuführenden Rechnungen abschätzbar und könnte im Optimierungsprozess mit der aktuell günstigsten Lösung arbeiten, sollte die zur Verfügung stehende Rechenzeit überschritten werden. Eine Implementierung auf einem Flugcomputer neuer Bauart ist denkbar, geht aber vermutlich über die Rechenleistung heutiger Flugcomputer hinaus, um effektiv arbeiten zu können. Eine Anwendung dieser Art der Regelung ist somit erst auf späteren Generationen

von Flugcomputern machbar. In diesem Projekt konnte jedenfalls gezeigt werden, dass die Anwendung mit genügend Ressourcen echtzeitfähig ist, vgl. Abbildung 34.

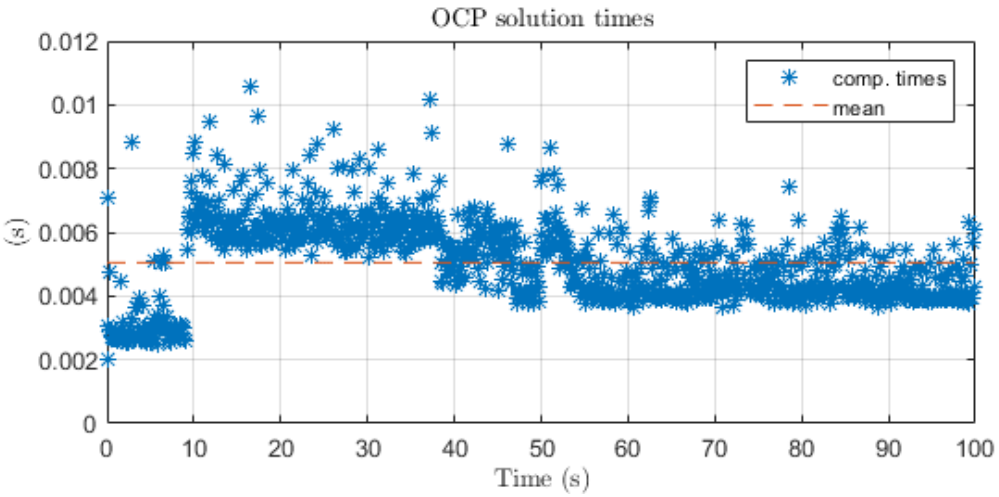

Abbildung 34: Rechenzeit zur Lösung des Optimalsteuerungsproblems auf dem Simulationscomputer.

Bewertung hinsichtlich der Effizienz

In diesem Abschnitt wird kurz auf den Nutzen des Regelungssystems in Relation zu den rechnerischen Kosten ihres Betriebes eingegangen. Des Weiteren wird auf mögliche Auswirkung der Nutzung der Systeme auf weitere Systeme eingegangen.

Da das System modellbasiert und prädiktiv arbeitet, kann es gegen die Änderung der Flugzeugkonfiguration zur Abminderung von Lasten entsprechend eingreifen und auch einem Abweichen von der vorgegebenen Flugbahn entgegenwirken. Dazu stehen dem System sämtliche Steuerflächen zur Verfügung. Eine Lastabminderung kann also ganzheitlich erfolgen. Der hohe rechnerische Aufwand macht einen Einsatz dieses Systems auf einem Flugcomputer derzeit noch nicht möglich. Eine echtzeitfähige Umsetzung des modellprädiktiven Regelungsansatzes konnte allerdings gezeigt werden. Zusätzlich wird eine neue Generation von Flugcomputern benötigt werden, die den gestiegenen rechnerischen Anforderungen gewachsen ist.

Der wirkliche Vorteil eines Modellprädiktiven Systems zur Lastabminderung kann allerdings erst ausgespielt werden, wenn vorausschauende Informationen über die externen Störungen, etwa durch LiDAR Wind und Böen Messungen, vorhanden sind. Diese vorausschauenden Informationen gehen allerdings mit der Integration von LiDAR Systemen einher, die wiederum in ihrem Gewicht, Energiebedarf und Rechenleistung aufgewogen werden müssen.

INFLIGHT konnte erfolgreich zeigen das der Einsatz eines LiDAR-Systems und die Integration in ein Demonstratorflugzeug technisch machbar ist und Systeme zur Verfügung stehen, deren Rechenleistung ausreichend ist, ein MPC-gestütztes Lastabminderungssystem auf Basis eines LiDAR-Signals umzusetzen. Dies ist ein großer Erfolg für das Projekt und öffnet die Möglichkeit nachfolgender Entwicklungen. Es zeigt allerdings auch das der Rechenaufwand für ein System

dieser Art größer ist als das, was aktuelle Flugregler in Transportflugzeugen leisten. Hier wird zu klären sein, ob zukünftige Infrastruktur in der Lage ist die notwendigen Ressourcen zu liefern. Wie in INFLIGHT gezeigt wurde, existieren diese Systeme am Markt.
Insgesamt kann ein MPC System allerdings auch zur Manöverlastabminderung eingesetzt werden, was ohne zusätzliche LiDAR Hardware schon eine Reduktion der Lasten erzielen kann. Durch die Fähigkeit auch eine Abweichung vom Flugpfad infolge von Lastabminderungsaktivitäten innerhalb des Flugkorridors zu akzeptieren, ist das MPC System herkömmlichen Lastabminderungssystemen deutlich überlegen.
Zusätzlich kann mit einem MPC System bewertet werden, welche Steuerflächen mit welchen Ausschlägen jeweils benötigt werden und eine Reduktion von Steuereingriffen kann weitere Einsparung für z.B. die Lebensdauer der Aktuatorik von Steuerflächen bedeuten. Denkbar sind vielfältige Anwendungen, ggf. auch auf flexible Reglermodi die je nach Flugzustand/ Kondition unterschiedlich agieren (bspw. angepasstes Fliegen bei Schlechtwetter).

Generell ist für IBK weiterhin hervorzuheben, dass sich die Expertise durch dieses Projekt in mehreren Punkten stark verbessert hat.
In der strukturdynamischen und aerodynamischen Modellerstellung haben sich deutliche Fortschritte gegenüber vorangegangen Forschungsprojekten wie z.B. G-FLIGHTS gezeigt. Die Modellbildung von kleinen Flugzeugen ist deutlich komplizierter als bspw. die Modellbildung und Simulation für ein Flugzeug nach CS25. Die Vorgehensweisen und Prozesse, die im Vorgängerprojekt aufgebaut wurden, wurden in INFLIGHT nochmals verbessert. IBK ist jetzt auf einem guten Stand auch komplexe Simulationen für Kleinflugzeuge und UAVs anzubieten.
Auch die Identifikation aerodynamischer Parameter und die Korrektur des aerodynamischen Modells mittels Flugversuche konnte stark verbessert werden. Das in dem vorangegangen Projekt G-FLIGHTS entwickelte Tool zur Identifikation der aerodynamischen Parameter wurde im Verlauf dieses Projektes ausgiebig genutzt und darüber hinaus weiter verbessert. Dieses Ergebnis ist neben der primären Verwertung ein weiteres wichtiges Ergebnis für IBK.
Zusätzliche Kompetenzen in der Systemidentifikation für das Aktuatorik-Modell konnten aufgebaut werden und können für zukünftige Projekte genutzt werden. Dies kommt insbesondere dem IBK Windkanalmodell Bereich zugute, in dem IBK gerade für einen Partner im Bereich EVTOL komplexe Modelle mit Aktuatorik entwickelt. INFLIGHT und das durch die durchgeführten Versuche aufgebaute Know-How haben hier geholfen.
Insbesondere die gewonnene Expertise im Bereich der Modellprädiktiven Regelung ist für IBK von großer Bedeutung. Diese in der Luftfahrt noch neuere Art der Regelung birgt vielversprechendes Potential im Luftfahrtbereich. Informationen aus der Industrie zeigen das dies durchaus ein Alleinstellungsmerkmal ist. INFLIGHT hat es IBK daher ermöglicht seine Expertise im Bereich der Modellierung, Lastabminderung und Flugregelung zu stärken und damit auch seine Position am Markt zur Auftragsgewinnung von OEM’s zu verbessern.

Durch das INFLIGHT Projekt konnte IBK Sichtbarkeit für das MPC Thema generieren und hat bereits einen ersten Auftrag abgearbeitet, bei dem aus anderen Mitteln finanziert schon vor dem Flugversuch ein Windkanalversuch mit MPC Regelung durchgeführt wurde.

Beschreibung der erreichten Meilensteine

Die Meilensteine dieses AP wurden wie folgt erreicht:
Der Meilenstein MS7 „Gesamtsystem validiert und bewertet“ wurde dadurch erreicht, dass alle Teilsysteme im Flugversuchsträger integriert worden sind, im Zusammenspiel miteinander validiert wurden und abschließend eine Bewertung des Gesamtsystems vorgenommen wurde.
Das Deliverable D10 „Projektdokumentation“ wurde mit der Dokumentation der Gesamtprojektergebnisse abgeschlossen.

Zusammenfassung

In diesem Arbeitspaket hat eine Bewertung eines Modelprädiktiven Regelungsansatzes zur Abminderung struktureller Lasten in Form des vertikalen Lastfaktors stattgefunden. Aufgrund der Komplexität des Systems sind diese für unterschiedliche Anwendungsfälle geeignet. Gegenüber anderen Systemen zur Lastabminderung tut sich der prädiktive und nicht reaktive Charakter des MPC Systems hervor. Der rechnerische Mehraufwand ist dabei höher, aber überschaubar, sodass eine Implementierung auf einem Rechner, der der Leistungsfähigkeit zukünftiger Flugcomputer entspricht, möglich erscheint. Der MPC Ansatz ist gegenüber anderen Ansätzen zudem in der Lage, Last abmindernde Steuerflächenausschläge so zu kommandieren, dass es zu nur geringen Abweichungen der Flugbahn kommt. Durch den erhöhten rechnerischen Aufwand und zusätzlich benötigter LiDAR Hardware ist eine Anwendung für zukünftige Flugzeuge realistisch, als Re-Fit auf bestehende Flugzeuge aber vergleichsweise unrealistisch wegen des starken Eingriffs in die Flugsteuerung.

7. Veröffentlichungen

7.1 Veröffentlichungen / Vorträge im Berichtszeitraum

Durch IBK wurden bis zum Zeitpunkt des Abschlusses dieses Berichts keine Veröffentlichungen zu den in INFLIGHT durchgeführten Arbeiten vorgenommen. Nach der Laufzeit des Vorhabens ist eine Veröffentlichung der Ergebnisse mit den anderen Partnern geplant.

7.2 Diplomarbeiten / Studienarbeiten

Es wurden bei IBK keine Diplom- oder Studienarbeiten im Rahmen dieses Projektes durchgeführt.

7.3 Erfindungsmeldungen / Patente

Seitens IBK wurden keine Patentmeldungen eingereicht.

8. Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur

[1] J. Johnston, „Accelerated Development and Flight Evaluation of Active Controls Concept for Subsonic Transport Aircraft," Lockheed-California Co. Burbank, California, 1979.

[2] R. Brockhaus, W. Alles und R. Lucker, Flugregelung, Bd. 3 neu bearb. Aufl., Berlin: Springer, 2011.

[3] N. Fabre-Raimbault, M. Adurno, M. Berthereau und S. Cote, „Method and device for dynamically alleviating loads generated on an airplane". US Patent 2008.

[4] K.-U. Hahn, „Verfahren zur Reduzierung der Turbulenz- und Böeneinflüsse auf das Flugverhalten von Luftfahrzeugen und Steuerungseinrichtung". DE Patent 2007.

[5] K.-U. Hahn und R. Koenig, „ATTAS flight test and simulation results of the advanced gust management system LARS," in *Navigation and Control Conference*, 1992.

[6] J. Rawlings und D. Mayne, Model predictive control: Theory and design, Nob Hill Pub., 2009.

[7] E. Hartley, J. Jerez, A. Suardi, J. Maciejowski, E. Kerrigan und G. Constantinides, „Predictive control of a Boeing 747 aircraft using an FPGA," in *In Proceedings of 4th IFAC Nonlinear Model Predictive Control Conference*, Noordwijkerhout, 2012.

[8] S. Haghighat, H. Liu und J. Martins, „Application of model predictive control to gust load alleviation systems," in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2009.

[9] S. Haghighat, H. Liu, J. Martins und R. Joaquim, „Model-predictive gust load alleviation controller for a highly flexible aircraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* Bd. 35, Nr. 6, pp. 1751-1766, 2012.

[10] M. Kopf, H.-G. Giesseler, P. Varutti, T. Faulwasser und R. Findeisen, „On the effect of enforcing stability in model predictive control for gust load alleviation," in *In Proc. Amer. Contr. Conf., ACC'14*, Chicago, USA, 2015.

[11] H.-G. Giesseler, M. Kopf, T. Faulwasser, P. Varutti und R. Findeisen, „Gust load alleviation based on model predictive control," in *In Proc. of Int. Forum on Aeroelasticity& Structural Dynamics, IFASD'13*, Bristol, GB, 2013.

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

[13] G. Jenaro Rabadan, N. Schmitt, T. Pistner und W. Rehm, „Airborne lidar for automatic feedforward control of turbulent in-flight phenomena," *Journal of Aircraft,* Bd. 47, Nr. 2, 2010.

[14] A. Woodfield und J. Vaughan, „Using an Airborne CO2 Laser for Free Stream Airspeed and Windshear Measurements," *Advances in Sensors and Their Integration into Aircraft Guidance and Control Systems,* p. 7, 1983.

[15] A. Smart, „Optical velocity sensor for air data applications," *Opt. Eng.,* Bd. 31, Nr. 1, pp. 166-173, 1992.

[16] R. Bogue und H. Jentink, „Optical Air Flow Measurements in Flight," *Flight Test Instrumentation Series,* Bd. 20.

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

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

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

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

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

[22] H.-G. Giesseler, „Flight Test Identification Methods for Loads Models and Applications," in *Society of Amerian Engineers* , Toulouse, FR, 2011.

[23] J. Brink-Spalink und J. Bruns, „Correction of unsteady aerodynamic influence coefficients using experimental or CFD data," *41st Structures, Structural Dynamics, an Materials Conference and Exhibit,* 2000.

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

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