

DLR-IB-FT-BS-2022-27

Lufo V-3 CORINNE - Schlussbericht

Interner Bericht

Johannes Wartmann und
Frederik Döring, Susanne Seher-Weiß,
Malte-Jörn Maibach, Philipp Kunze

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Hubschrauber
Braunschweig



**Deutsches Zentrum
DLR für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2022-27

LuFo V-3 CORINNE - Schlussbericht

Johannes Wartmann und
Frederik Döring, Susanne Seher-Weiß, Malte-Jörn Maibach, Philipp Kunze

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

096 Seiten
044 Abbildungen
008 Tabellen
069 Referenzen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Hubschrauber

Stufe der Zugänglichkeit: I, Allgemein zugänglich

Braunschweig, den 12.04.2022

Unterschriften:

Institutsdirektor: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag _____

Abteilungsleiter: M. Höfinger _____

Projektleiter: J. Wartmann _____

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Institut für Flugsystemtechnik

Hubschrauber

Dipl.-Ing. Marc Höfing und Dr.-Ing. Klausdieter Pahlke

Lilienthalplatz 7

38108 Braunschweig

Tel: +49 531 295-2691

Fax: +49 531 295-2641

Web: <http://www.dlr.de/ft/de/hub>

Johannes Wartmann und

Frederik Döring, Susanne Seher-Weiß,

Malte-Jörn Maibach, Philipp Kunze

Tel: +49 531 295-2616

Fax: +49 531 295-2641

Mail: johannes.wartmann@dlr.de**Dokument-Identifikation:**

Berichtsnummer	DLR-IB-FT-BS-2022-27
Titel	Lufo V-3 CORINNE - Schlussbericht
Thema	
Autor(en)	Johannes Wartmann und Frederik Döring, Susanne Seher-Weiß, Malte-Jörn Maibach, Philipp Kunze
Dateiname	CORINNE-Schlussbericht-DLR-2022.tex
Zuletzt gespeichert am .	12. April 2022

Dokument-Entwicklung:

Lufo V-3 CORINNE Schlussbericht

Zuwendungsempfänger (ZE): Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)	Förderkennzeichen: 20K1702B
Verbund-/Vorhabenbezeichnung: Comfort Of Ride Improved eNgiNEering - Komfortverbesserung im niederfrequenten Bereich für Hubschrauber	
Laufzeit des Vorhabens (verlängert): 01.01.2018 - 31.12.2021	
Berichtszeitraum: 01.01.2018 - 31.12.2021	

Autor(en): Johannes Wartmann und
Frederik Döring, Susanne Seher-Weiß, Malte-Jörn Maibach, Philipp Kunze

Ausführende Stelle:
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)
Institut für Flugsystemtechnik (FT)
Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Braunschweig, 12. April 2022

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	ix
Tabellenverzeichnis	xi
Abkürzungsverzeichnis	xii
I. Kurzdarstellung	1
1. Aufgabenstellung	2
2. Voraussetzungen	3
3. Planung und Ablauf des Vorhabens	5
4. Wissenschaftlich/Technischer Stand	7
5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen	10
II. Eingehende Darstellung	12
6. Erzielte Ergebnisse	13
6.1. AP 2.4 Fortschrittliche Turbulenzmodelle (CETI): Entwicklung, Validierung, Skalierung	13
6.1.1. AP 2.4.1 Erweiterung der CETI-Turbulenzmodelle (ACT/FHS)	14
6.1.2. AP 2.4.2 Bewertung der Skalierbarkeit auf andere Hubschraubermuster	20
6.2. AP 2.5 Integration der Turbulenzmodelle in den AVES Bewegungssimulator des DLR	23
6.2.1. AP 2.5.1 Flugdaten-Replay von AHD-Daten im AVES	23
6.2.2. AP 2.5.2 Implementierung von CETI-Turbulenzmodellen in den AVES	26
6.3. AP 3.3 Verbesserte Modellierung flugmechanischer Stabilitätseigenschaften	28
6.3.1. AP 3.3.1 Quasistationäre Modellierung der Aerodynamik	28
6.4. AP 4.3 Filtertechniken zur Schätzung äquivalenter Hauptrotorzustände	38
6.4.1. AP 4.3.1 Flugversuche im Schwebeflug und Vorwärtsflug mit dem ACT/FHS	38
6.4.2. AP 4.3.2 Physikbasierte Modellierung der Hauptrotorzustände	42
6.4.3. AP 4.3.3 Schätzung der Hauptrotorzustände	48

6.4.4. AP 4.3.4 Validierung und Tuning der Filter für die Schätzung der Haupttorzustände	58
6.4.5. Fazit und Ausblick	70
7. Erläuterung des zahlenmäßigen Nachweises	71
8. Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	72
9. Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit	73
10. Relevante Ergebnisse Dritter	75
11. Veröffentlichungen und Dokumentationen	76
11.1. Eigene Veröffentlichungen	76
11.2. Erstellte Dokumente	77
11.2.1. Halbjahresberichte	77
11.2.2. Dokumentationen	77
Literaturverzeichnis	78

Abbildungsverzeichnis

3.1. Geänderter Zeitplan der DLR Anteile in CORINNE	6
6.1. CETI-Methode	14
6.2. Leistungsdichtespektren der extrahierten CETIs (60 Knoten)	17
6.3. Gemittelte Spektren und extrahiertes Modell (60 Knoten)	18
6.4. CETI-Parameter des Gesamt-Turbulenzmodells	19
6.5. Turbulenzmodelle für H135 (durchgezogen) und CH-53 (gestrichelt) im Schwebeflug	22
6.6. Ablaufdiagramm der EC135ReplayTool-Applikation	24
6.7. Berechnete Beschleunigungen bei 3211-Eingaben im Kollektiv im Schwebeflug	25
6.8. Schematischer Aufbau der implementierten CETI-Modelle und Skalierungsfaktoren	26
6.9. Vergleich zwischen simulierter (durchgezogen) und extrahierter (gestrichelt) Turbulenz	27
6.10. Beispielhaft vorgegebene Bewegung eines spiralförmigen Steigfluges sowie die zugehörige Bewegungshierarchie	29
6.11. Prozess zur schwachen Kopplung von UPM und GenSim	30
6.12. Variante A zur quasistationären Manöversimulation	32
6.13. Variante B zur quasistationären Manöversimulation	33
6.14. Airbus Helicopters Bluecopter® Demonstrator	33
6.15. Differenz von berechneten Blattstellwinkeln und Werten aus Flugversuchen für vier ausgewählte Flugsegmente	34
6.16. Konvergenz des Kopplungsprozesses für Flugsegment 4	35
6.17. Berechneter Oberflächendruck und Zirkulation des Nachlaufs zum letzten Zeitschritt der letzten UPM-Iteration von Flugsegment 4	36
6.18. Steuereingaben und resultierende Lagewinkel, Translations- und Rotationsgeschwindigkeiten über der Zeit für die Beispielsimulation zur <i>Variante B</i> des Kopplungsprozesses	37
6.19. Der Forschungshubschrauber ACT/FHS sowie Teile der verbauten Rotormessanlage	39
6.20. Skizze des drehenden Rotors mit farbkodierten Rotorblättern des ACT/FHS in Draufsicht	40
6.21. Zweistufige Sensordatenfusion mit zwei Unscented Kalmanfiltern (UKF)	41
6.22. Umrechnung der Rotormastmomente vom drehenden in das körperfeste System	42
6.23. Visualisierung der Modellvalidierungsergebnisse aus Tabelle 6.7	46

6.24. Übertragungsfunktionen der Modelle im Vergleich zum gemessenen Frequenzgang	47
6.25. Schema zur Wirkungsweise des Beobachters	48
6.26. Optimierte und sortierte Kostenfunktionswerte des Modells n10cycl(BTRIA) für einen Turbulenzdatensatz mit 100 Startwerten	53
6.27. Vergleich von direkter Optimierung und ALS-Methode mit einem Startwert und 200 Wiederholungen	55
6.28. Vergleich von direkter Optimierung und ALS-Methode mit 200 Startwerten und einem Referenzdatensatz	56
6.29. Vergleich der mit direkter Optimierung bzw. der ALS-Methode erzielten Beobachterperformance für ACT/FHS-Daten	57
6.30. Übersicht zur Einteilung und Verwendung der Flugdaten für die Kreuzvalidierung	59
6.31. Kreuzvalidierungsergebnisse	61
6.32. Optimierte und sortierte mittlere MSE-Werte der Beobachterstrukturen n10cycl(TRIA) und n12full(TRIA) auf der Trainings- und Testmenge für 1000 Startwerte	62
6.33. Rotormastmomentschätzung für einen Turbulenzflug TS-Level 6 bei 60 Knoten	64
6.34. Rotormastmomentschätzung für einen koordinierten Kurvenflug bei 60 Knoten	64
6.35. Rotormastmomentschätzung bei fehlerhafter Sensordatenfusion für einen Turbulenzflug TS-Level 5 bei 60 Knoten	65
6.36. Rotormastmomentschätzung für einen Turbulenzflug TS-Level 5 im Hover	65
6.37. Rotormastmomentschätzung für einen Turbulenzflug TS-Level 5 bei 90 Knoten	66
6.38. Fehlerübertragungsfunktion für die Nickachse 60 Knoten, longitudinales Rotormastmoment	67
6.39. Fehlerübertragungsfunktion für die Rollachse 60 Knoten, laterales Rotormastmoment	68
6.40. Fehlerübertragungsfunktion für die Nickachse im Hover, longitudinales Rotormastmoment	68
6.41. Fehlerübertragungsfunktion für die Rollachse im Hover, laterales Rotormastmoment	68
6.42. Fehlerübertragungsfunktion für die Nickachse bei 90 Knoten, longitudinales Rotormastmoment	69
6.43. Fehlerübertragungsfunktion für die Rollachse bei 90 Knoten, laterales Rotormastmoment	69

Tabellenverzeichnis

6.1. Turbulent Air Scale (TS) zur Turbulenzbewertung	15
6.2. Ride Qualities Scale (RQ) zur Turbulenzbewertung	16
6.3. TS-Bewertungen der AVES Tests	20
6.4. RQ-Bewertungen der AVES Tests	20
6.5. Rotorparameter von H135 und CH-53	21
6.6. Anzahl der Systemidentifizierungsflüge je Geschwindigkeit und Steuerachse in CORINNE	40
6.7. Modellfehler der identifizierten Modelle für Validierungsdaten bei 60 Knoten Vor- wärtsflug	45
6.8. Zusammensetzung der für die Kreuzvalidierung erforderlichen Teilmengen des Trainingssets	60

Abkürzungsverzeichnis

ACT/FHS	Active Control Technology / Flying Helicopter Simulator
AD	Automatisches Differenzieren
AFCS	Automatic Flight Control System
AGL	Above Ground Level
ALS	Autocovariance Least-Squares (Method)
AHD	Airbus Helicopters Deutschland GmbH
AP	Arbeitspaket
AVES	Air Vehicle Simulator
CHARME	LuFo Projekt Challenges in Helicopter Aeromechanics
CETI	Control Equivalent Turbulence Input
CFD	Computational Fluid Dynamics
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
eVTOL	electric Vertical Take-Off and Landing
GenSim	Generic Simulation, Gesamthubschraubersimulationsverfahren von AHD
HAP	Hauptarbeitspaket
KI	Konfidenzintervall
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm
ML	Maximum Likelihood
MSE	Mean Squared Error
PBSIDopt	(optimized) Predictor-Based Subspace Identification
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RQ	Ride Qualities
TUM	Technische Universität München
TS	Turbulent Air Scale
UPM	Unsteady Panel Method
VAST	Versatile Aeromechanics Simulation Tool des DLR

Teil I.

Kurzdarstellung

1. Aufgabenstellung

Das Projekt CORINNE (Comfort of Ride Improved Engineering) ist ein Verbundprojekt des Verbundführers Airbus Helicopters Deutschland GmbH (AHD) und den Verbundpartnern Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), der Technischen Universität München und der Universität Stuttgart. Das Projekt CORINNE wurde im Rahmen des dritten Aufrufs des fünften zivilen Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo V-3) unter dem Förderkennzeichen 20K1702 vom Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) gefördert. Die (verlängerte) Laufzeit des Projektes war für das DLR vom 01. Januar 2018 bis zum 31. Dezember 2021.

Das übergeordnete Ziel des Verbundprojektes CORINNE liegt in der Komfortverbesserung im niederfrequenten Bereich für Hubschrauber und die Bereitstellung der Prädiktionsfähigkeit für niederfrequente Komfortbetrachtungen in der Simulation. Dabei ergänzen sich die Arbeiten der Projektpartner. Das DLR brachte in drei Hauptarbeitspakten (HAP) seine Kompetenzen ein. Die Ziele der DLR-Anteile gliedern sich wie folgt:

HAP2 Es wird ein allgemeingültiges und gleichzeitig einfaches Turbulenzmodell entwickelt, welches zu dem grundlegenden Verständnis der flugphysikalischen Effekte bei Turbulenz beitragen soll. Das Turbulenzmodell kann im Flugversuch angewandt werden und soll dazu dienen, das Komfortempfinden bei unterschiedlichen Einstellungen des Autopiloten zu untersuchen. Das Turbulenzmodell wird im Air Vehicle Simulator (AVES) des DLR implementiert und validiert.

HAP3 Ein schnelles aerodynamisches Simulationsverfahren wird vom DLR erweitert, sodass Hubschrauber in beliebigen quasistationären Flugzuständen inklusive der Interaktionen zwischen Rotor, Rumpf und Leitwerken mit guter Genauigkeit modelliert werden können. Durch Kopplung mit einem Flugmechanikverfahren wird die näherungsweise Simulation stabilitätsrelevanter Manöver ermöglicht.

HAP4 Methoden zur Rekonstruktion bzw. Schätzung von Hauptrotorzustände werden auf Basis von Flugversuchen mit dem Forschungshubschrauber ACT/FHS entwickelt und validiert. Die geschätzten Zustände sollen zukünftig im Automatic Flight Control System (AFCS) zur Komforterrhöhung in aktuellen Serienhubschraubern eingesetzt werden.

2. Voraussetzungen

Der Forschungshubschrauber ACT/FHS und der zugehörige Simulator AVES waren fundamentale Voraussetzungen für die Arbeiten des DLR in HAP2 und HAP4 in CORINNE. In HAP2 wurden Flugversuche mit dem ACT/FHS in Turbulenz durchgeführt, ohne die eine Erweiterung der CETI-Modelle auf den Vorwärtsflug nicht möglich gewesen wäre. Weitere Flugversuche im Hover dienten zur Überarbeitung und Validierung der bestehenden CETI-Modelle. Die entwickelten Modelle wurden im AVES durch Piloten bewertet. Dabei wurde auf die Bewegungsplattform des AVES zurückgegriffen. Für die in HAP2 erarbeiteten CETI-Modelle diente das CETI-Modell für den Schwebeflug aus [57] als Grundlage.

Auch für HAP4 waren umfangreiche Flugversuche mit dem ACT/FHS notwendig. Dafür war weiterhin die neue Rotormessanlage des ACT/FHS eine essentielle Voraussetzung, um auch die Hauptrotorzustände erfassen zu können. Aufgrund anfänglicher EMV-Probleme der Rotormessanlage in Kombination mit den Funkgeräten des ACT/FHS und aufgrund der allgemeinen Verfügbarkeit des Hubschraubers verschoben sich die geplanten Flugversuche in HAP4 um etwas mehr als ein Jahr auf Mitte 2019. Bis zu den Flugversuchen musste daher auf Simulationsergebnisse zurückgegriffen werden. Dabei muss erwähnt werden, dass ohne die notwendige Infrastruktur und Mitarbeiter, wie Mechaniker, Ingenieure und Piloten, der Forschungshubschrauber ACT/FHS ebenfalls nicht wissenschaftlich betrieben werden kann.

Die entwickelten Beobachter für die Hauptrotorzustände erfordern neben Flugversuchsdaten auch datenbasierte Modelle des Fluggerätes. Die identifizierten Hubschraubermodelle in CORINNE wurden mit Systemidentifizierungsmethoden erstellt, die in vergangenen (internen und externen) Projekten einen hohen Reifegrad erreicht haben. Beispielsweise wurde die PBSIDopt Methode (optimized Predictor-based Subspace Identification) im LuFo V-2 Projekt CHARME (Challenges in Helicopter Aeromechanics) industrialisiert und an den Verbundpartner AHD übergeben. In CORINNE wurde die Methode bei AHD eingesetzt und weiterer Wissenstransfer vom DLR zu AHD fand statt.

Die Arbeiten in HAP3 setzten ebenfalls auf Vorarbeiten aus dem Projekt CHARME auf. In CHARME wurde das instationäre Panelverfahren UPM modernisiert, erweitert und parallelisiert, sowie dem Verbundpartner AHD als schnelles Werkzeug zur aerodynamischen Analyse von Gesamthubschraubern zur Verfügung gestellt. Außerdem wurde in Kooperation mit AHD ein Prozess zur schwachen Kopplung von UPM mit dem AHD-Flugmechaniksimulationsverfahren GenSim entwickelt, welcher getrimmte Simulationen von Hubschraubern im Geradeaus-, Steig- und Sinkflug unter Berücksichtigung der genaueren induzierten Geschwindigkeiten und Lasten

aus UPM ermöglicht. In CORINNE wurde zum einen UPM um ein allgemeingültiges Bewegungsmodul erweitert, welches die hierarchische Definition beliebiger Bewegungen für alle aerodynamischen Komponenten ermöglicht. Zum anderen wurde der UPM-GenSim-Kopplungsprozess weiterentwickelt, um die Simulation beliebiger vorgeschriebener Manöver sowie Step-Input Simulationen unter Annahme abschnittsweiser quasistationärer Aerodynamik zu erlauben.

3. Planung und Ablauf des Vorhabens

Die Arbeitspakete und die erzielten Ergebnisse werden im Teil II des Schlussberichtes in Kapitel 6 ab Seite 13 detailliert beschrieben. Der Zeitplan der DLR Anteile in CORINNE ist in Abbildung 3.1 auf Seite 6 zusammengefasst. Die ursprünglich geplanten Laufzeiten der Arbeitspakete sind in grün dargestellt. Verschiebungen im Zeitplan sind durch rote sowie grüne Pfeile hervorgehoben. Abgeschlossene Arbeiten sind durch einen grünen Haken markiert.

Während der Laufzeit hat es die folgenden Ereignisse gegeben:

- ➔ Das Kick-Off fand am 01. März 2018 beim Verbundführer AHD in Donauwörth statt.
- ➔ Das erste jährliche Review Meeting fand am 25. März 2019 beim Verbundführer AHD in Donauwörth statt.
- ➔ Am 26. März 2019 wurde ein Arbeitstreffen zwischen dem Verbundführer AHD und dem DLR in Donauwörth durchgeführt.
- ➔ Seit dem 19. März 2020 arbeitet das DLR aufgrund der COVID-19 Pandemie hauptsächlich im Homeoffice. Dies hatte insbesondere bis Mitte 2020 starke Einschränkungen für den Flugbetrieb und für die Verfügbarkeit des AVES-Simulators zur Folge. Persönliche Arbeitstreffen zwischen Projektpartnern wurden massiv erschwert und mussten durch Videokonferenzen ersetzt werden.
- ➔ Das jährliche Review Meeting 2020 fand aufgrund der COVID-19 Pandemie nicht statt.
- ➔ Am 17. Dezember 2020 wurde in Abstimmung mit den Projektpartnern eine kostenneutrale Verlängerung der Projektlaufzeit vom 31. März 2021 auf den 31. Dezember 2021 beantragt. Die Laufzeitverlängerung wurde am 26. Februar 2021 bewilligt.
- ➔ Das zweite jährliche Review Meeting fand am 28. April 2021 in einer Video-/Telefonkonferenz statt.
- ➔ Am 25. Januar 2022 fand das Abschlussmeeting in einer Video-/Telefonkonferenz statt.

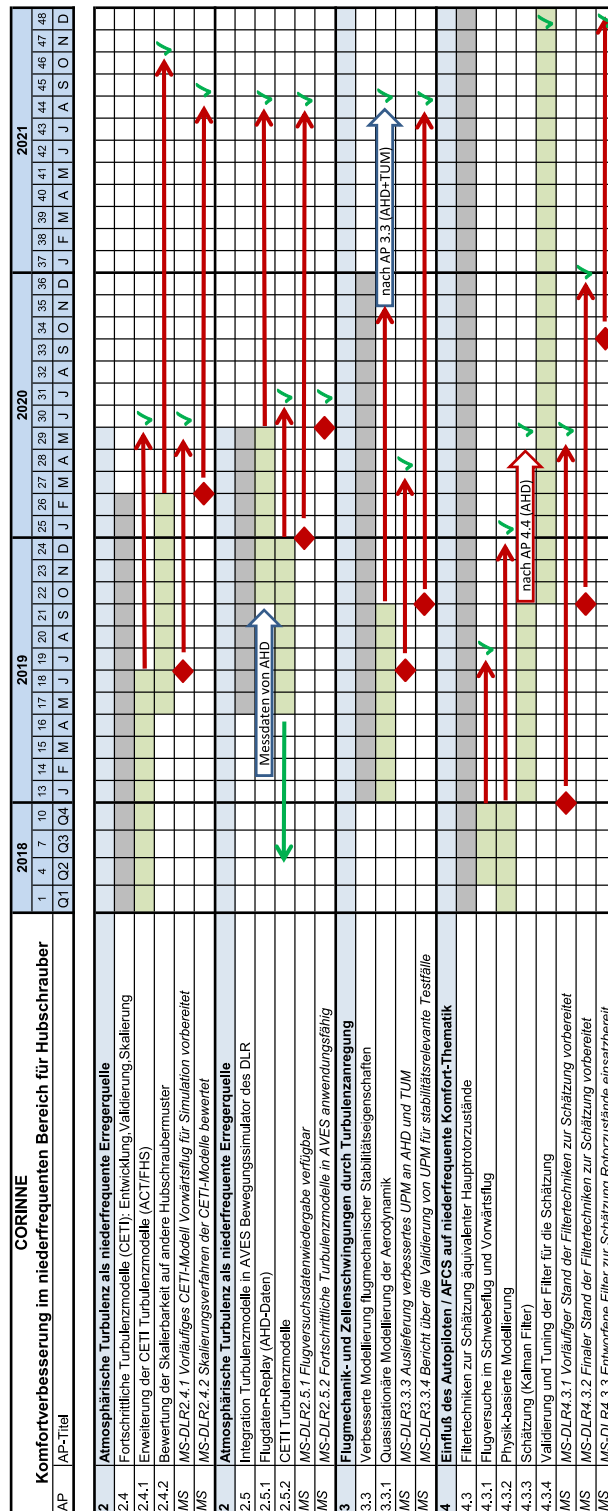


Abbildung 3.1.: Geänderter Zeitplan der DLR Anteile in CORINNE

4. Wissenschaftlich/Technischer Stand

Atmosphärische Bedingungen wie Wind und Turbulenz stellen einen großen Einflussfaktor für Hubschraubereinsätze dar. Insbesondere die durch Turbulenz induzierten Beschleunigungen erhöhen die Arbeitsbelastung des Piloten während des präzisen Fluges und belasten damit die Crew und auch die Passagiere. Zukünftige Einsatzanforderungen für Hubschrauber sehen eine Erweiterung des Einsatzspektrums vor. So sollen Hubschrauber rund um die Uhr betrieben werden und zunehmend in städtischem, dicht bebautem Gebieten operieren. Dadurch nehmen auch Operationen bei turbulenten Wind zu. Bisher wurde Turbulenz nicht als niederfrequenter Anteil des Komforts betrachtet, stellt aber einen nicht zu vernachlässigbaren Einflussfaktor auf Pilot und Passagiere dar. Dennoch ist noch nicht ausreichend verstanden, wie sich diese Einflussfaktoren zusammensetzen und auf Pilot und Passagiere wirken.

Es existieren verschiedene Methoden, um einen Hubschrauberflug bei Turbulenz in der Simulation abzubilden. In der Vergangenheit lag der Fokus der Wissenschaft auf dem Einsatz von Methoden zur direkten Modellierung von Turbulenz. Diese Methoden betrachten im Wesentlichen die stochastischen Geschwindigkeitsänderungen in der Atmosphäre und lassen diese je nach Detailgrad auf den Hubschrauber wirken. Solche Methoden existieren in verschiedenen Detailgraden ebenfalls für Flächenflugzeuge und sind für diese validiert und erprobt. Die Anwendung dieser Modellierungsmethoden auf Hubschrauber ist aufgrund der Interaktion zwischen Turbulenz und Hubschrauberzelle sowie Turbulenz und Rotor deutlich komplexer und ist daher nach wie vor Gegenstand der Forschung.

Die Methode der „Control Equivalent Turbulence Inputs“ (CETI) wurde entwickelt, um Turbulenz im Flug reproduzieren zu können. Dazu werden zusätzliche Steuereingaben generiert, die das Flugverhalten eines Fluggerätes so verändern, als würde eine echte, atmosphärische Turbulenz wirken. Damit ist die CETI-Methode ein indirekter Ansatz für die Modellierung der Turbulenz. Entscheidend für eine realistische Abbildung ist das Spektrum der zu generierenden Steuersignale. Dieses Spektrum ergibt sich aus einer Filterfunktion je Steuerachse, welche vom Hubschraubermuster und dem gewünschten Turbulenzlevel (bzw. der Intensität) abhängt. Auf Basis spezieller Flugversuche in echter Turbulenz werden entsprechende Filterfunktionen erstellt. Die CETI-Methode wurde erstmals durch das Canadian National Research Council (NRC) vorgestellt und getestet, [5]. Weitere wesentliche Entwicklungsschritte und Arbeiten wurden durch das United States Army Aeroflightdynamics Directorate durchgeführt, siehe [34]. Auch das DLR setzt CETI-Modelle zur Abbildung von Turbulenz auf dem Forschungshubschrauber ACT/FHS ein, [56, 35, 57]. Die CETI-Methode ist somit durch verschiedene Forschungseinrichtungen validiert und erprobt. Da die CETI-Modelle lediglich für ein Hubschraubermuster, ein Turbulenzlevel

und eine Fluggeschwindigkeit (häufig Hover) angepasst sind, gibt es Bestrebungen die CETI-Modelle auf Basis von Rotordurchmesser und Turbulenzstärke zu skalieren. Die im Vorhaben CORINNE geplanten Untersuchungen basieren auf dem beschriebenen CETI-Modellierungsansatz.

Neben der Turbulenz ist der Hauptrotor eine wesentliche Quelle für die Schwingungen und Vibrationen in einem Hubschrauber. Dabei prägt der Hauptrotor der Hubschrauberzelle Vibrationen in einem breiten Frequenzband auf, die den Komfort der Crew und der Passagiere erheblich mindert. Derzeit werden diese Schwingungen vor allem durch passive und aktive Schwingungstilger gedämpft. Niederfrequente Schwingungen sind hauptsächlich auf die Flugmechanik zurückzuführen. Sie werden zusätzlich durch die Flugsteuerung verstärkt und durch Turbulenz angeregt. Für die Auslegung von hochperformanten Flugregelungssystemen mit hohen Verstärkungen müssen diese niederfrequenten Schwingungen im Entwurf der Flugregelung berücksichtigt werden. Verschiedene Entwurfsmethoden, beispielsweise zur Unterdrückung der „Luftresonanz“, wurden bisher untersucht und implementiert, [40]. In [30] und [15] wurden zwei Verfahren zur Unterdrückung der „Luftresonanz“ auf dem stark verkoppelten und hochagilen DLR-Forschungshubschrauber ACT/FHS erfolgreich erprobt. Alle diese Methoden nutzen die Sensorik eines Serienhubschraubers.

In [18], [22] und [23] wurde gezeigt, dass die Nutzung einer Rotorzustandsrückführung eine signifikante Leistungsverbesserung der Flugregelung ermöglicht. Hierbei wird die Ausrichtung der Rotorkreisscheibe (longitudinaler und lateraler Schlagwinkel) in den Regelkreis zurückgeführt und so eine Verbesserung der Agilität und Störunterdrückung insbesondere bei viel Wind und Luftturbulenz erreicht. Die für eine Rotorzustandsrückführung notwendigen Rotorzustände werden bisher durch teure und komplexe Rotormessanlagen bereitgestellt. Damit sind Rotorzustandsrückführungen lediglich durch Forschungseinrichtungen und im militärischen Kontext erprobt worden. Zusätzlich sind die so gewonnenen Sensordaten je nach Sensortyp veräuscht und empfindlich gegenüber Umgebungsbedingungen sowie Zeitverzögerungen, [23]. Deswegen haben sich mehrere Studien mit der Filterung oder Schätzung der Rotorzustände beschäftigt. In [7] wurden dazu die Rotormessungen durch eine Fourier-Transformation und spezielle Kalmanfilter bearbeitet und anschließend im Flug erprobt. Zusätzlich wurde in theoretischen Studien gezeigt, dass die Rotorzustände durch die Sensorik eines Serienhubschraubers (Sensoren der Hubschrauberzelle) genau genug geschätzt werden können, siehe [16]. Dadurch wäre der Einsatz einer Rotorzustandsrückführung auch in Serienhubschraubern möglich, wenn die Übertragung der theoretischen Studienergebnisse anhand von vereinfachten Modellen in die Praxis gelingt. In [20] wurde eine Rotorzustandsrückführung mit regelungstechnischen Beobachtern an einem Rotorversuchstand in verkleinertem Maßstab umgesetzt. Es wurde gezeigt, dass eine beobachterbasierte Rotorzustandsrückführung nur leicht schlechtere Ergebnisse gegenüber einer sensorbasierten Rotorzustandsrückführung erreicht. Des Weiteren wurde ein explizites Schema mit der Rückführung vom gemessenen Rotorzustand und ein implizites Schema mit Rückführung von Zelldrehbeschleunigungen im Flug untersucht, [23]. Mit beiden Schemata konnte eine signifikante Leistungssteigerung erreicht werden, allerdings zeigen beide Ansätze auch jeweilige Schwächen. Die Leistung des expliziten Schemas war durch die Zeitverzögerung der notwendigen Tiefpass-Filter begrenzt und die Leistung des impliziten

Schemas wurde durch Wind verschlechtert. In [26] ist die Empfindlichkeit einer Rotorzustandsrückführung gegen Signalfehler und Zeitverzögerung durch die Anwendung eines Kalmanfilters reduziert worden.

Für die aerodynamische Simulation von Hubschraubern wurden in der Vergangenheit eine Vielzahl von Methoden entwickelt, [31]. Einfache Impulsmethoden mit analytischen Modellbeschreibungen liefern in kürzester Zeit Berechnungsergebnisse und werden daher standardmäßig für die Stabilitätsanalyse von Hubschraubern eingesetzt, [39]. Impulsmethoden vernachlässigen allerdings viele aerodynamische Effekte und müssen für die gegebene Anwendung anhand von Flugversuchsdaten kalibriert werden. Die Übertragbarkeit der Berechnungsergebnisse auf erweiterte Flugbereiche oder neue Hubschrauber ist daher nur eingeschränkt möglich. Genauer sind die ebenfalls in der Industrie für die Stabilitätsbewertung eingesetzten Methoden auf Basis der Blattelementtheorie. Aber auch bei diesen Ansätzen müssen Rotorabwindfelder und Interaktionen mit anderen Hubschrauberkomponenten modelliert und kalibriert werden. Sehr genaue Ergebnisse liefern dagegen CFD-Simulationen (Computational Fluid Dynamics). CFD-Simulationen für Hubschrauber sind allerdings extrem zeitaufwändig, so dass sich diese Methode nicht für das Studium des Stabilitätsverhaltens für viele verschiedene Flugzustände eignet. Die Lücke zwischen Blattelementverfahren und CFD-Simulationen schließen die Free-Wake Panel-Methoden. Diese Methoden erfassen alle Effekte einer reibungslosen, inkompressiblen Strömung einschließlich Interaktionen, so dass nur Effekte der Kompressibilität und der Reibung modelliert werden müssen. Free-Wake Panel-Methoden wurden in der Vergangenheit in Industrie und Forschung erfolgreich für die Simulation von Hubschraubern eingesetzt, in wenigen Anwendungen auch für Manöverflüge, [6]. Für Stabilitätsbetrachtungen sind aus der Literatur theoretische Untersuchungen bekannt, siehe [39] und [24]. Die Anwendung von Free-Wake Panel-Methoden für die Stabilitätsbetrachtung des Gesamthubschraubers wurde in Europa noch nicht untersucht.

5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Während des Projektes fand eine regelmäßige Abstimmung der Arbeiten und der (Zwischen-) Ergebnisse mit dem Verbundführer AHD statt. Mit den anderen Projektpartnern wurde sich zu spezifischen Themen abgestimmt. Mit weiteren Stellen wurde im Rahmen von CORINNE nicht zusammengearbeitet.

Die bereits bestehenden, alten CETI-Modelle des ACT/FHS im Hover aus [35, 57] wurden zu Projektbeginn von HAP2 dem Verbundführer AHD zur Verfügung gestellt. Anschließend wurden neue Turbulenzmodelle auf Basis der bereits verfügbaren Flugversuchsdaten, jedoch auf Grundlage neuerer ACT/FHS-Modelle berechnet und ebenfalls dem Verbundführer zur Verfügung gestellt. AHD konnte die verschiedenen CETI-Modelle in der AFCS-Software implementieren und durch Piloten im Flug bewerten lassen. Die Pilotenbewertungen flossen so direkt in die Entwicklung der neuen CETI-Modelle für den gesamten Flugbereich mit ein. Die in CORINNE erweiterten CETI-Modelle wurden zum Ende des Arbeitspaketes wiederum AHD zur Verfügung gestellt und bewertet. Eine quantitative Bewertung der erzeugten Beschleunigungen durch die erweiterten CETI-Modelle nach ISO 2631-1 war kein Bestandteil von CORINNE. Eine solche Bewertung mit dem ACT/FHS wird zu Vergleichszwecken nach CORINNE angestrebt.

Auch in HAP3 wurde intensiv mit AHD zusammengearbeitet. Aktuelle Versionen des von DLR-AS entwickelten instationären Panelverfahrens UPM wurden den beteiligten Partnern AHD und TUM regelmäßig bereitgestellt. Im Gegenzug wurde das Gesamthubschrauber-Simulationsprogramm GenSim von AHD dem DLR für die Arbeiten am gekoppelten UPM-GenSim Simulationsprozess zur Verfügung gestellt. Auch ein GenSim-Modell des BlueCopter Demonstrators sowie Flugversuchsdaten aus mehreren Messflügen dieses Hubschraubers übergab AHD dem DLR zur Validierung der UPM-GenSim-Kopplung. Der gekoppelte Simulationsprozess wurde parallel von DLR und AHD weiterentwickelt, die Änderungen wurden jeweils zwischen den Partnern ausgetauscht, um die Codebasis synchron zu halten. Auch fachlich und organisatorisch fand ein reger Austausch zwischen den beteiligten Partnern statt. Das weitere Vorgehen wurde immer wieder diskutiert und die nächsten Schritte gemeinsam abgestimmt. Am Ende wurde AHD eine Dokumentation [28] zum quasistationären UPM-GenSim Simulationsprozess inklusive Validierungsergebnissen übergeben.

HAP4 wurde in enger Abstimmung mit dem Verbundführer AHD bearbeitet. Die einzelnen Schritte bei der Entwicklung einer Beobachterentwurfsmethodik wurden dabei stetig diskutiert. Dazu fand 26. März 2019 ein Arbeitstreffen zwischen dem Verbundführer AHD und dem DLR statt, alle weiteren Arbeitstreffen mussten aufgrund der COVID-19 Pandemie durch Telefonkonferenzen

ersetzt werden. Eine Zwischendokumentation wurde Anfang 2020 als Basis für Designabstimmungen erarbeitet und diskutiert. Zusätzlich wurden AHD Flugversuchsdaten vom ACT/FHS zur Systemidentifizierung für eine studentische Arbeit zur Verfügung gestellt. So konnte bei AHD ein alternativer Ansatz eines Beobachters für die Rotorzustandsgrößen untersucht werden und gegenüber Flugversuchsdaten validiert werden. Die gesamte Methode für den Entwurf des Hauptrotorzustandsbeobachters wurde in Form einer umfassenden Dokumentation an den Verbundführer AHD übergeben, siehe dazu [11].

Teil II.

Eingehende Darstellung

6. Erzielte Ergebnisse

6.1. AP 2.4 Fortschrittliche Turbulenzmodelle (CETI): Entwicklung, Validierung, Skalierung

Die CETI-Methode (Control Equivalent Turbulence Input) wurde entwickelt, um Turbulenz auch im Schwebeflug und bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten modellieren zu können, da die klassischen Methoden mit stationären Windfeldern dort nicht anwendbar sind. Die CETI-Methode hat dabei zwei Vorteile: Zum einen erlaubt sie die Simulation von Turbulenz während Flugversuchen in ruhiger Luft, zum anderen ist sie wegen des geringeren Rechenaufwands problemlos echtzeitfähig. Ein weiterer Vorteil der Methode ist die Tatsache, dass sie auch auf lineare Ersatzmodelle anwendbar ist, wo die Anwendung physikalisch-basierter Turbulenzmodelle nicht möglich ist, weil die einzelnen Teile des Hubschraubers nicht separat modelliert sind.

Die CETI-Methode ist keine direkte Simulation von Turbulenz. Stattdessen werden äquivalente Steuereingaben erzeugt, die den gleichen Effekt auf den Hubschrauber haben wie die Turbulenz. Die erzeugten Modelle gelten für den Hubschraubertyp, mit dem die Flugversuche durchgeführt wurden und sind damit automatisch für diesen validiert. In [17] wurde eine Methode vorgestellt, die es erlaubt CETI-Modelle auf andere Hubschrauber zu skalieren.

Die CETI-Methode besteht aus den drei Schritten Extraktion, Modellierung und Simulation, die in Abbildung 6.1 dargestellt sind. Für die **Extraktion** werden Flugversuche in Turbulenz durchgeführt. Die Stärke der Turbulenz bestimmt die Intensität des erzeugten CETI-Modells. Meist wird die Turbulenzstärke mit Hilfe von Pilotenbewertungen überprüft. Die gemessenen Reaktionen (üblicherweise Drehraten und Vertikalgeschwindigkeit) gehen an ein inverses Modell des Hubschraubers, das daraus die Steuereingänge von Pilot und Turbulenz berechnet. Subtraktion der gemessenen Pilotensteuer erzeugt dann Zeitverläufe der äquivalenten Zusatzsteuer (CETIs) für die Turbulenz. Die Qualität des finalen CETI-Modells ist dabei von der Qualität des verwendeten inversen Modells abhängig, weil alle Modellfehler als Turbulenz interpretiert werden.

Bei der **Modellierung** werden die Spektren der CETIs durch Übertragungsfunktionen modelliert, die eine ähnliche Form wie Dryden-Turbulenzspektren haben. Dazu werden zunächst die Leistungsdichtespektren der extrahierten CETIs für alle Steuer erzeugt. Diese Spektren werden dann durch Übertragungsfunktionen approximiert, welche die Charakteristik der Turbulenz

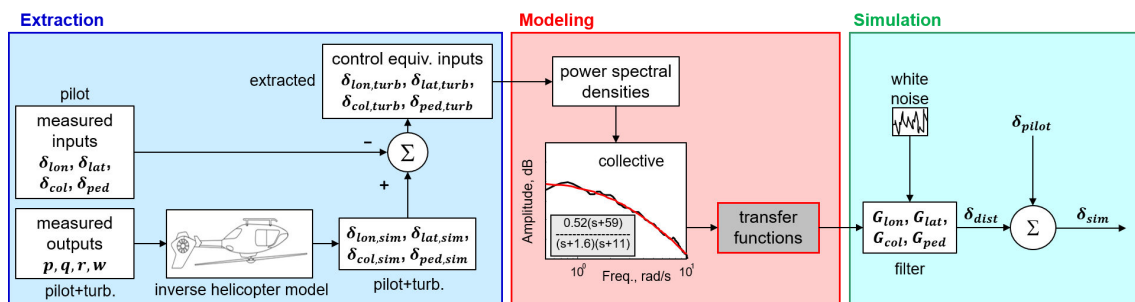


Abbildung 6.1.: CETI-Methode

in der jeweiligen Achse abbilden. Dieser Prozess liefert vier Übertragungsfunktionen, eine für jedes Steuer.

Um die CETI-Modelle in der **Simulation** zu benutzen, wird weißes Rauschen mit diesen Übertragungsfunktionen gefiltert. Daraus resultieren die CETI Zusatzsteuer, die auf die Pilotensteuer addiert werden. Die Summe der Steuer wird an die Taumelscheibe weitergeleitet und verursacht die Bewegung des Hubschraubers inklusive der gewünschten Turbulenz.

6.1.1. AP 2.4.1 Erweiterung der CETI-Turbulenzmodelle (ACT/FHS)

In vorangegangenen Forschungsarbeiten [56, 57] waren CETI-Modelle des ACT/FHS im Schwebeflug entwickelt und getestet worden. Im AP 2.4.1 sollten diese Modelle auf den Vorwärtsflug erweitert werden. Um die erstellten Modelle anschließend im Simulator AVES testen zu können, wurde die entsprechende Schnittstelle im AVES bereitgestellt (siehe dazu AP 2.5.2 in Kapitel 6.2.2).

Der Extraktion der CETIs (siehe Abbildung 6.1) mittels inverser Simulation liegt ein Modell des Hubschraubers zu Grunde, welches durch experimentelle Systemidentifizierung aus Flugversuchen in ruhiger Luft bestimmt wurde. Da sich die Qualität der identifizierten Modelle des ACT/FHS seit den vorherigen Forschungsarbeiten aus [56, 57] weiterentwickelt hat (siehe [58, 50, 51]), wurde die inverse Simulation für die Flugversuche bei Turbulenz im Schwebeflug mit den verbesserten Modellen erneut durchgeführt. Anschließend wurden die Parameter der CETI-Modelle für den Schwebeflug neu bestimmt. Die aktualisierten Turbulenzmodelle für den Schwebeflug unterscheiden sich insbesondere durch ihre Zeitkonstanten von den zuvor beschriebenen Turbulenzmodellen, da die nun angewandten Modelle des ACT/FHS auch im mittel- und hochfrequenten Bereich deutlich genauer sind.

Flugversuche

Zur Erweiterung der CETI-Modelle auf den Vorwärtsflug wurden 2019 Flugversuche bei 30, 60 und 90 Knoten sowie Vergleichspunkte im Schwebeflug durchgeführt. Um die Höhenabhängigkeit der Turbulenz zu untersuchen und ggf. zu modellieren wurden 2020 zusätzlich noch Versuche in unterschiedlichen Höhen (500, 1000 und 5000 ft AGL) durchgeführt. Der überwiegende Teil der Flugversuche wurde im Harz durchgeführt, um unterschiedliche Turbulenzniveaus anzutreffen. Die Versuchspunkte bestanden jeweils aus 60-90 s Geradeausflug bei der gewählten Geschwindigkeit mit minimalen Piloteneingaben.

Da es nicht möglich war, den während der Versuche im Harz herrschenden Wind zu messen, wurde die jeweils vorherrschende Turbulenz durch die Piloten gemäß der in Tabelle 6.1 gezeigten Turbulent Air Scale aus [3] bewertet. Es zeigte sich, dass bei allen Versuchen leichte und mittlere Turbulenz (Rating 2-6) vorlag. Flugversuche in schwerer Turbulenz (Rating 7-8) konnten nicht durchgeführt werden.

Tabelle 6.1.: Turbulent Air Scale (TS) zur Turbulenzbewertung

Scale	Definition	Air Condition
1	-	Flat calm
2	Light	Fairly smooth, occasional gentle displacement
3		Small movements requiring correction if in manual control
4	Moderate	Continuous small bumps
5		Continuous medium bumps
6		Medium bumps with occasional heavy ones
7	Severe	Continuous heavy bumps
8		Occasional negative "g"
9	Extreme	Rotorcraft difficult to control
10		Rotorcraft lifted bodily several hundreds of feet

Da die TS-Skala zuvor noch nicht verwendet worden war, wurde zunächst die Plausibilität der gegebenen Bewertungen dadurch überprüft, dass sie mit Messdaten verglichen wurden, welche ebenfalls eine Indikation über die Stärke der Turbulenz geben sollten. Dazu wurden zum einen der dynamische Druck und der Anstellwinkel vom Nasenmast sowie die beiden Biegemomente des Heckauslegers (horizontal und vertikal) verwendet. Die Ergebnisse zeigten, dass die Pilotenbewertungen z.B. eindeutig mit der Standardabweichung der gemessenen Flugeschwindigkeit korrelieren.

Die Piloten fanden die TS-Skala schwierig zu benutzen, weil zum einen die Terminologie nicht eindeutig ist und weil zum anderen vor allem während der Versuche bei den höheren Flugeschwindigkeiten die Turbulenz nicht immer konstant war. Dies lässt sich mit der TS-Skala nicht abbilden. Deshalb wurde alternativ die in Tabelle 6.2 gezeigte RQ-Skala entwickelt. Diese Skala erlaubt eine getrennte Beurteilung von Stärke und Häufigkeit der Turbulenz und es können

mehrere Bewertungen für einen Versuch gegeben werden. Die RQ-Skala wurde für die Flugversuche mit Höhenvariation sowie für die Simulatorversuche parallel zur TS-Skala verwendet.

Tabelle 6.2.: Ride Qualities Scale (RQ) zur Turbulenzbewertung

Ride Qualities		Frequency of Occurrence			
		Once	Sporadic	Frequent	Persistent
Aircraft Disturbance	None	0			
	Light	1-A	1-B	1-C	1-D
	Moderate	2-A	2-B	2-C	2-D
	Severe	3-A	3-B	3-C	3-D
	Extreme	4-A	4-B	4-C	4-D

Modellierung

Zeitverläufe für die CETIs wurden gemäß Abbildung 6.1 aus den Flugversuchsdaten extrahiert. Die Leistungsdichtespektren der CETIs wurden mit dem in [57] beschriebenen Vorgehen, das auf einer Chirp-z Transformation beruht, berechnet. In diesen ersten Auswertungen waren die Daten vor der Berechnung der Spektren Bandpass-gefiltert worden. Da die Piloten angegeben hatten, dass bei den resultierenden Turbulenzmodellen der niederfrequente Anteil der Turbulenz fehlte, wurden jetzt ungefilterte Daten verwendet.

Abbildung 6.2 zeigt die Leistungsdichtespektren der extrahierten CETIs aus allen Versuchen bei 60 Knoten. Nicht alle TS-Niveaus lassen sich separieren, aber es sind deutliche Unterschiede zwischen den Fällen TS 2, TS 3-4 und TS 5-6 zu erkennen. Deshalb wurden diese drei Gruppen von TS-Niveaus als niedrige, mittlere und starke Turbulenz ausgewählt. Alle Flugversuche wurden dementsprechend gruppiert und die Leistungsdichtespektren für die anschließende Modellierung jeweils gemittelt.

Für den Vorwärtsflug wurden prinzipiell die gleichen Modellgleichungen benutzt wie in [57] für

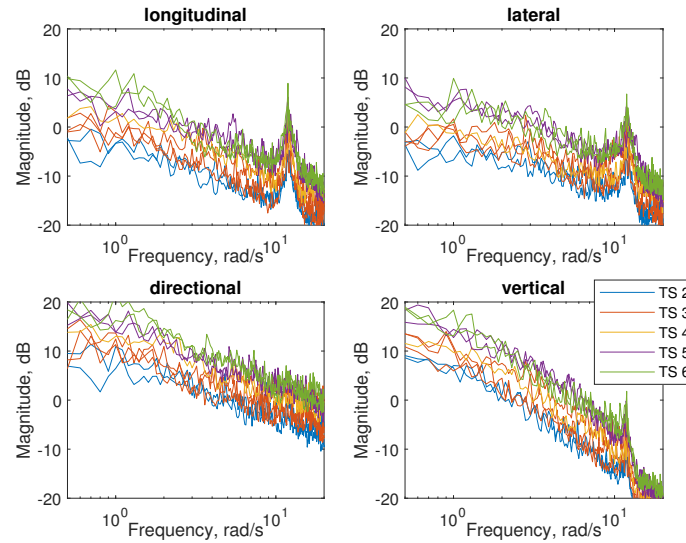


Abbildung 6.2.: Leistungsdichtespektren der extrahierten CETIs (60 Knoten)

den Schwebeflug

$$G_{lon} = \frac{\delta_{lon,CETI}}{W_{noise}} = A_{lon} \frac{1}{\left(s + \frac{U_0}{L_W}\right)}, \quad (6.1)$$

$$G_{lat} = \frac{\delta_{lat,CETI}}{W_{noise}} = A_{lat} \frac{1}{\left(s + \frac{U_0}{L_W}\right)}, \quad (6.2)$$

$$G_{ped} = \frac{\delta_{ped,CETI}}{W_{noise}} = A_{ped} \frac{1}{\left(s + \frac{U_0}{L_V}\right)}, \quad (6.3)$$

$$G_{col} = \frac{\delta_{col,CETI}}{W_{noise}} = A_{col} \frac{\left(s + 20 \frac{U_0}{L_W}\right)}{\left(s + f_{p1} \frac{U_0}{L_W}\right) \left(s + 5 \frac{U_0}{L_W}\right)}. \quad (6.4)$$

Das Modell besteht aus Übertragungsfunktionen erster Ordnung für die beiden zyklischen Steuer (*lon* und *lat*) und das Pedal (*ped*) sowie aus einer Übertragungsfunktion zweiter Ordnung für die Vertikalachse (Kollektiv *col*). Die beiden Übertragungsfunktionen für die zyklischen Steuer haben den gleichen Nenner und unterscheiden sich nur in der Amplitude. Die Übertragungsfunktion für das Kollektiv ist über $\frac{U_0}{L_W}$ an die zyklischen Steuer gekoppelt. Dabei musste für den Vorwärtsflug der Faktor f_{p1} mitgeschätzt werden, weil der in [57] verwendete Wert von 0,63 so nur für den Schwebeflug gilt.

Entsprechende Modelle wurden zunächst separat für jede Geschwindigkeit identifiziert. Abbildung 6.3 zeigt exemplarisch die gemittelten Spektren und das identifizierte Modell für 60 Knoten. Man kann sehen, dass die Daten aus Abbildung 6.2 in drei klar unterscheidbare Turbulenzniveaus gruppiert wurden und dass das identifizierte Modell die Daten gut beschreibt.

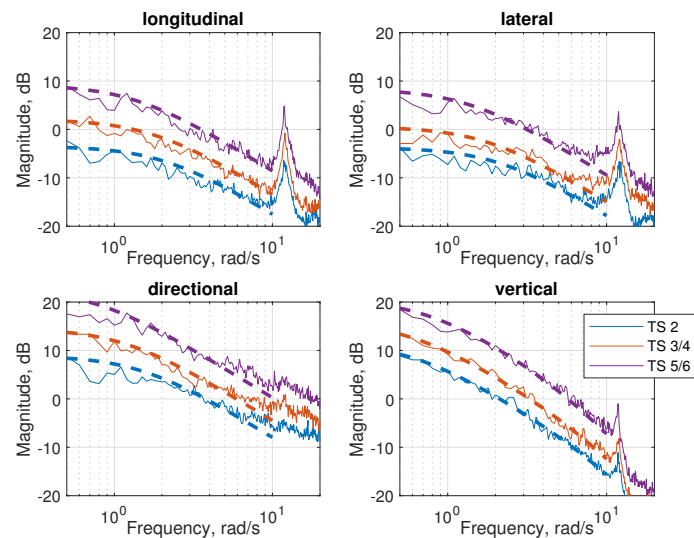


Abbildung 6.3.: Gemittelte Spektren und extrahiertes Modell (60 Knoten)

Mit der oben angegebenen Modellstruktur wurden zunächst separate Modelle für alle vier Geschwindigkeiten erstellt. Die identifizierten Modellparameter wurden anschließend als Funktion der Fluggeschwindigkeit und Turbulenzintensität aufgetragen. In einem zweiten Optimierungsschritt wurde daraus ein interpolierbares Modell mit glatten Übergängen erstellt. Dazu wurden die Parameter der Einzelidentifizierungen leicht modifiziert ohne die Anpassung der verschiedenen Spektren signifikant zu verschlechtern. Die Modellparameter dieses Gesamtmodells sind in Abbildung 6.4 grafisch dargestellt.

Man erkennt, dass alle Modellparameter einen glatten Verlauf über der Geschwindigkeit haben. Der Wert für den Faktor f_{p1} beträgt 0,63 im Schwebeflug und reduziert sich mit steigender Geschwindigkeit. Alle Amplituden außer A_{lat} steigen monoton mit der Geschwindigkeit an und die Amplituden des höchsten Turbulenzniveaus sind um den Faktor 2-3 größer als diejenigen für das niedrigste Niveau.

Dieses CETI-Turbulenzmodell für den gesamten Geschwindigkeitsbereich des ACT/FHS wurde Airbus Helicopters Deutschland für weitere Tests zur Verfügung gestellt.

Um die Abnahme der Turbulenz mit steigender Höhe zu untersuchen, wurden 2020 Flugversuche an gleicher Stelle wie zuvor aber in verschiedenen Höhen durchgeführt. Wie in [54] genauer gezeigt wird, bleibt die Form der Spektren in den unterschiedlichen Höhen gleich und nur die Amplitude ändert sich. Deshalb ließe sich eine Höhenskalierung vermutlich über einen einfachen Faktor erreichen. Da insgesamt aber nicht genug Versuche vorlagen, um entscheiden zu können, ob eine lineare Skalierung der Modelle mit der Höhe ausreicht, wurde auf eine Erweiterung der CETI-Modelle um die Höhenabhängigkeit verzichtet.

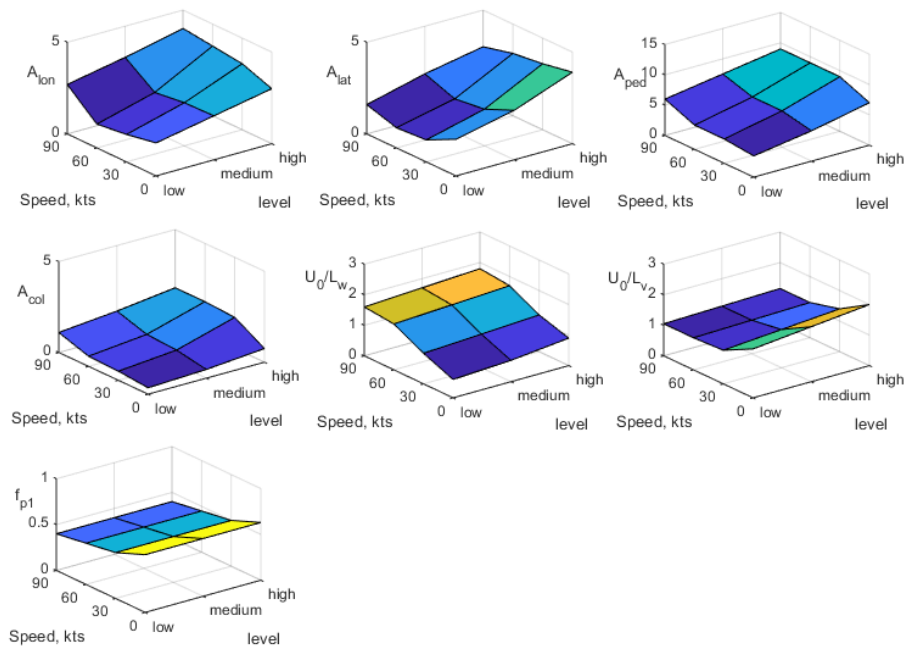


Abbildung 6.4.: CETI-Parameter des Gesamt-Turbulenzmodells

Bewertung

Das identifizierte CETI-Gesamtmodell wurde wie in AP 2.5.2 in Kapitel 6.2.2 beschrieben im AVES Simulator implementiert. Die abschließende Bewertung wurde auf der Bewegungsplattform durchgeführt. Bei früheren, in der Festsitz-Simulation durchgeführten Tests, hatten die Piloten bemängelt, dass eine Beurteilung der Turbulenz ohne Bewegungssimulation quasi unmöglich sei. Auf der Bewegungsplattform wurde die simulierte Turbulenz als deutlich realistischer eingeschätzt. Die Bewertungstests wurden mit dem gleichen Piloten durchgeführt, der auch die Turbulenzbewertung in den Flugversuchen vorgenommen hatte. Die Turbulenz wurde bei allen vier Geschwindigkeiten bewertet. Dabei wurden die Turbulenzniveaus in zufälliger Reihenfolge getestet und bewertet. Aus Zeitgründen war keine Wiederholung von Testpunkten möglich.

Die Ergebnisse der Pilotenbewertung mit der TS- und der RQ-Skala sind in Tabelle 6.3 und Tabelle 6.4 aufgetragen. In fast allen Fällen ergab sich ein korrekter Trend zwischen Turbulenzintensität und Pilotenbewertung. Bei niedrigen Geschwindigkeiten (Schwebeflug und 30 Knoten) wurde die Turbulenz in der Gierachse als deutlich zu stark beurteilt, im Vorwärtsflug bei 60 und 90 Knoten war das nicht der Fall. Insgesamt war die vom Piloten empfundene Turbulenz stärker als erwartet.

Eine mögliche Ursache für diese Diskrepanzen sind Defizite des ACT/FHS Modells im AVES. So ist z.B. der Heckrotor als konventioneller Rotor modelliert, obwohl der ACT/FHS einen Fe-

Tabelle 6.3.: TS-Bewertungen der AVES Tests

Turbulence Model	Hover	30 kts	60 kts	90 kts
LOW	4	4	4	6
MEDIUM	5	4	5	6
HIGH	7	9	6	6/7

Tabelle 6.4.: RQ-Bewertungen der AVES Tests

Turbulence Model	Hover	30 kts	60 kts	90 kts
LOW	2-C	1-D	2-B	3-B, 4-A
MEDIUM	2-D	2-B	2-C, 3-A	3-B
HIGH	3-C	4-B	3-B	3-C

neutron besitzt. Dieser Unterschied könnte die Defizite in der Gierachse erklären. Außerdem haben jegliche Fehler der Modelle, die für die Extraktion der CETIs mit der inversen Simulation benutzt werden, einen Einfluss auf die Qualität der erzeugten Turbulenzmodelle. Diese Modelle wurden über Systemidentifizierung ermittelt und haben Defizite im niedrigen Frequenzbereich. Dies kann die Qualität der erstellten Modelle ebenfalls negativ beeinflusst haben.

Für das Arbeitspaket 2.4.1 wurde die Modellierung im Berichtszeitraum 2020-I abgeschlossen. Die Bewertung der Modelle im Simulator konnte wegen der eingeschränkten Verfügbarkeit der Bewegungssimulation aufgrund der COVID-19 Pandemie und der daraus resultierenden Hygieneauflagen erst im Berichtszeitraum 2021-II abgeschlossen werden. Die Ergebnisse wurden in [53, 54] veröffentlicht.

6.1.2. AP 2.4.2 Bewertung der Skalierbarkeit auf andere Hubschraubermuster

Ursprünglich war für dieses Arbeitspaket geplant, dass AHD Flugversuche der BK117 bzw. H145 zur Verfügung stellt. Für eine Skalierung der CETI-Modelle sind Flugversuche in ruhiger Luft zur Systemidentifizierung und Modellvalidierung sowie Flugversuche in Turbulenz notwendig. AHD konnte dem DLR lediglich Flugversuche in ruhiger Luft zur Verfügung stellen. Damit konnte die Skalierung der CETI-Modelle auf einem anderen Hubschrauber nur theoretisch betrachtet werden.

Gemäß [17] sind für die Skalierung von Turbulenzmodellen auf andere Hubschraubermuster der Rotorradius und die Drehzahl die ausschlaggebenden Größen. Da sich die Rotorradien (5.1 m bzw. 5.5 m) und Drehzahlen (395 rpm bzw. 383 rpm) von H135 und BK117 nur unwesentlich unterscheiden, ist anzunehmen, dass sich die mit ACT/FHS Daten erstellten Turbulenzmodelle unverändert auf die BK117 übertragen lassen.

Als weiterer Schritt wurde die Skalierung auf einen deutlich größeren Hubschrauber betrach-

tet. Dazu wurde das CETI-Modell des ACT/FHS auf eine CH-53 skaliert und anschließend mit einem CH-53 Modell im AVES getestet.

Die Faktoren, mit denen die Turbulenzmodelle des ACT/FHS für die Skalierung multipliziert werden müssen, sind durch die folgenden Formeln aus [17] gegeben:

$$f_{\text{lon,lat}} = \frac{\Omega_{\text{MR,EC135}}}{\Omega_{\text{MR,CH-53}}} \cdot \frac{s + \frac{\pi U_0}{8R_{\text{MR,EC135}}}}{s + \frac{\pi U_0}{8R_{\text{MR,CH-53}}}}, \quad (6.5)$$

$$f_{\text{ped}} = \frac{R_{\text{TR,EC135}} \cdot \Omega_{\text{TR,EC135}}}{R_{\text{TR,CH-53}} \cdot \Omega_{\text{TR,CH-53}}}, \quad (6.6)$$

$$f_{\text{col}} = \frac{R_{\text{MR,EC135}} \cdot \Omega_{\text{MR,EC135}}}{R_{\text{MR,CH-53}} \cdot \Omega_{\text{MR,CH-53}}} \cdot \frac{s + \frac{\pi U_0}{8R_{\text{MR,EC135}}}}{s + \frac{\pi U_0}{8R_{\text{MR,CH-53}}}}. \quad (6.7)$$

Bei den beiden zyklischen Steuern und dem Kollektiv wird mit einer Übertragungsfunktion skaliert, die aus einem Faktor und einem Dipol besteht. Der Faktor ist für die zyklischen Steuer das Verhältnis der Drehgeschwindigkeiten, für das Kollektiv ist es das Produkt aus Drehzahl und Radius. Der Dipol hängt von der Referenzgeschwindigkeit U_0 ab, die im Schwebeflug der Windgeschwindigkeit und im Vorwärtsflug der Fluggeschwindigkeit entspricht. Beim Pedal wird mit dem Produkt aus Drehzahl und Radius des Heckrotors skaliert. Diese Skalierung ist unabhängig von der Fluggeschwindigkeit und auch vom Turbulenzniveau.

Die ausschlaggebenden Größen für die Skalierung sind die Radien und die Drehzahlen von Haupt- und Heckrotor. In Tabelle 6.5 sind die entsprechenden Zahlenwerte für ACT/FHS (H135) und CH-53 aufgeführt. Gemäß [17] ist die Skalierung von Turbulenzmodellen nur zwischen Hubschraubern gleicher Konfiguration möglich. Dies ist problematisch, da es sich bei der CH-53 um einen Hubschrauber mit konventionellem Heckrotor handelt während die H135 einen Fenestron besitzt. In [61, 60] wird jedoch eine Methode angegeben, um Radius und Drehzahl eines äquivalenten offenen Rotors aus den entsprechenden Größen eines ummantelten Heckrotors zu berechnen. In Tabelle 6.5 sind deshalb auch die Zahlenwerte für einen zum Fenestron der H135 äquivalenten offenen Rotor angegeben und diese Werte wurden für die Skalierung der Turbulenzmodelle des ACT/FHS auf die CH-53 verwendet.

Tabelle 6.5.: Rotorparameter von H135 und CH-53

Hubschrauber			H135	CH-53
Hauptrotor	Radius	R_{MR}	5,1 m	11,01 m
	Drehzahl	Ω_{MR}	41,36 rad/s	19,37 rad/s
Heckrotor	Radius	R_{TR}	0,5 m	2,44 m
	Drehzahl	Ω_{TR}	376 rad/s	82,9 rad/s
äquiv. offener Rotor	Radius	R_{oTR}	0,8 m	
	Drehzahl	Ω_{oTR}	265 rad/s	

Abbildung 6.5 zeigt exemplarisch den Vergleich der Turbulenzmodelle für den Schwebeflug. Für die zyklischen Steuer ergibt sich wegen $\Omega_{MR,135}/\Omega_{MR,CH-53} \approx 2$ eine Erhöhung der Amplitude und der Dipol verschiebt die Kurven zu niedrigeren Frequenzen. Für das Kollektiv ist der Faktor etwa 1, so dass nur der Effekt des Dipols wirksam wird. Beim Pedal ist der Faktor etwa 0.9, was zu einer Verringerung der Amplituden führt.

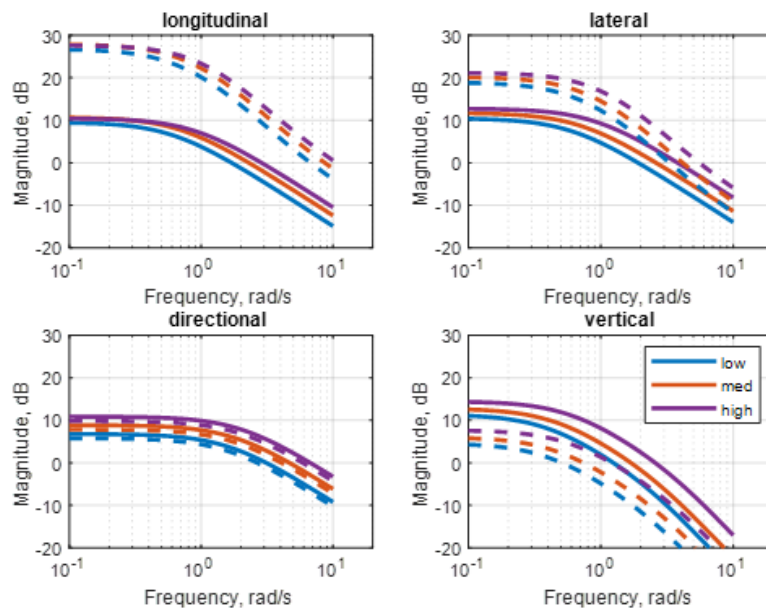


Abbildung 6.5.: Turbulenzmodelle für H135 (durchgezogen) und CH-53 (gestrichelt) im Schwebeflug

Da die oben angegebenen Skalierungsformeln für die Steuerwinkel an der Taumelscheibe gelten, müssen außerdem noch die Übersetzungsverhältnisse zwischen Pilotensteuer und Taumelscheibe für beide Hubschrauber berücksichtigt werden. Dies ist in Abbildung 6.5 noch nicht erfolgt, da nur die Effekte der Skalierung gezeigt werden sollen.

Die skalierten Turbulenzmodelle für die CH-53 wurden im AVES implementiert und im Herbst 2021 evaluiert. Aus Zeitgründen konnten nur zwei Geschwindigkeiten (Schwebeflug und Vorwärtsflug bei 60 Knoten) getestet werden. Ähnlich wie bei der Validierung mit dem ACT/FHS Modell (siehe AP 2.4.1 in Kapitel 6.1.1) wurde die Turbulenz in der Gierachse als zu stark empfunden. In Kombination mit einer starken Asymmetrie der Gierautorität des implementierten CH-53 Modells konnte im Schwebeflug z.T. die Position nicht gehalten werden. Auf Grund dieser Problematik, die ein Defizit des implementierten Modells der CH-53 darstellt, war keine Aussage über die Qualität des Turbulenzmodells in den anderen Achsen möglich.

Dieses Arbeitspaket wurde im Berichtszeitraum 2021-II abgeschlossen.

6.2. AP 2.5 Integration der Turbulenzmodelle in den AVES Bewegungssimulator des DLR

Zur Bewertung der in AP 2.4.1 erstellten Turbulenzmodelle mussten diese im AVES Simulator implementiert werden. Die Bewertung erfolgte dann durch die Piloten, die auch die entsprechenden Flugversuche in Turbulenz mit dem ACT/FHS durchgeführt hatten.

Zusätzlich dazu sollte die Simulationsgüte durch ein Flugdaten-Replay – einer datengetriebenen 1:1 Abbildung eines realen Flugversuchs - bewertet werden. Gemessene Vibrationsdaten aus dem Simulator sollten dabei mit von AHD zur Verfügung gestellten Vibrationsdaten aus dem Flugversuch verglichen werden.

6.2.1. AP 2.5.1 Flugdaten-Replay von AHD-Daten im AVES

Die Grundlage für das Flugdaten-Replay bilden Flugversuchsdaten von AHD, welche durch eine Flight Path Reconstruction (FPR) des DLR aufbereitet wurden. Dafür wurde die FPR vom ACT/FHS für generische Datenformate erweitert und anschließend auf die Flugversuche von AHD angepasst. Die FPR stellt so konsistente Hubschrauberzustände mit einer einheitlichen Frequenz von 25 Hz auch für fehlende Messgrößen wie beispielsweise den Drehbeschleunigungen für das Replay zur Verfügung.

Zur Wiedergabe der Flugversuchsdaten wurde eine Software auf Basis des Simulationsframeworks 2simulate im AVES entwickelt. Die Software liest zuvor aufbereitete Flugversuchsdaten aus einer kommaseparierten Datei aus und gibt diese passend zur globalen Zeit in der AVES-Simulation wieder. Der Ablauf der Software ist in Abbildung 6.6 dargestellt. Nachdem die Kommandozeilenoptionen eingelesen und die Datei mit den Flugversuchsdaten eingelesen wurde, wird in der Applikation ein TSML-Modell (Two-Simulate Modelling Language) erstellt, welches die Daten synchron zu den restlichen Simulatorapplikationen abspielt. Über die Verbindung zur Instructor Operator Station (IOS) kann die Wiedergabe bedient werden und über den Interface Computer (IC) werden die abgespielten Daten in das Simulatornetzwerk verteilt.

Für die Wiedergabe eines Flugversuchs in den verschiedenen Systemen des AVES werden die nachfolgend aufgeführten Datenfelder in den Flugversuchsdaten benötigt. Für eine minimale Darstellung des Flugversuchs in der Sichtsimulation sind die unter „Sicht“ aufgeführten Daten notwendig.

1. Sicht: Zur Darstellung des Fluges im Sichtsystem werden die Euler-Winkel des Hubschraubers sowie die geografische Länge, Breite und Höhe benötigt.
2. Cockpitinstrumente: Die Standard Cockpitinstrumente zeigen neben den Winkeln, die Ge-

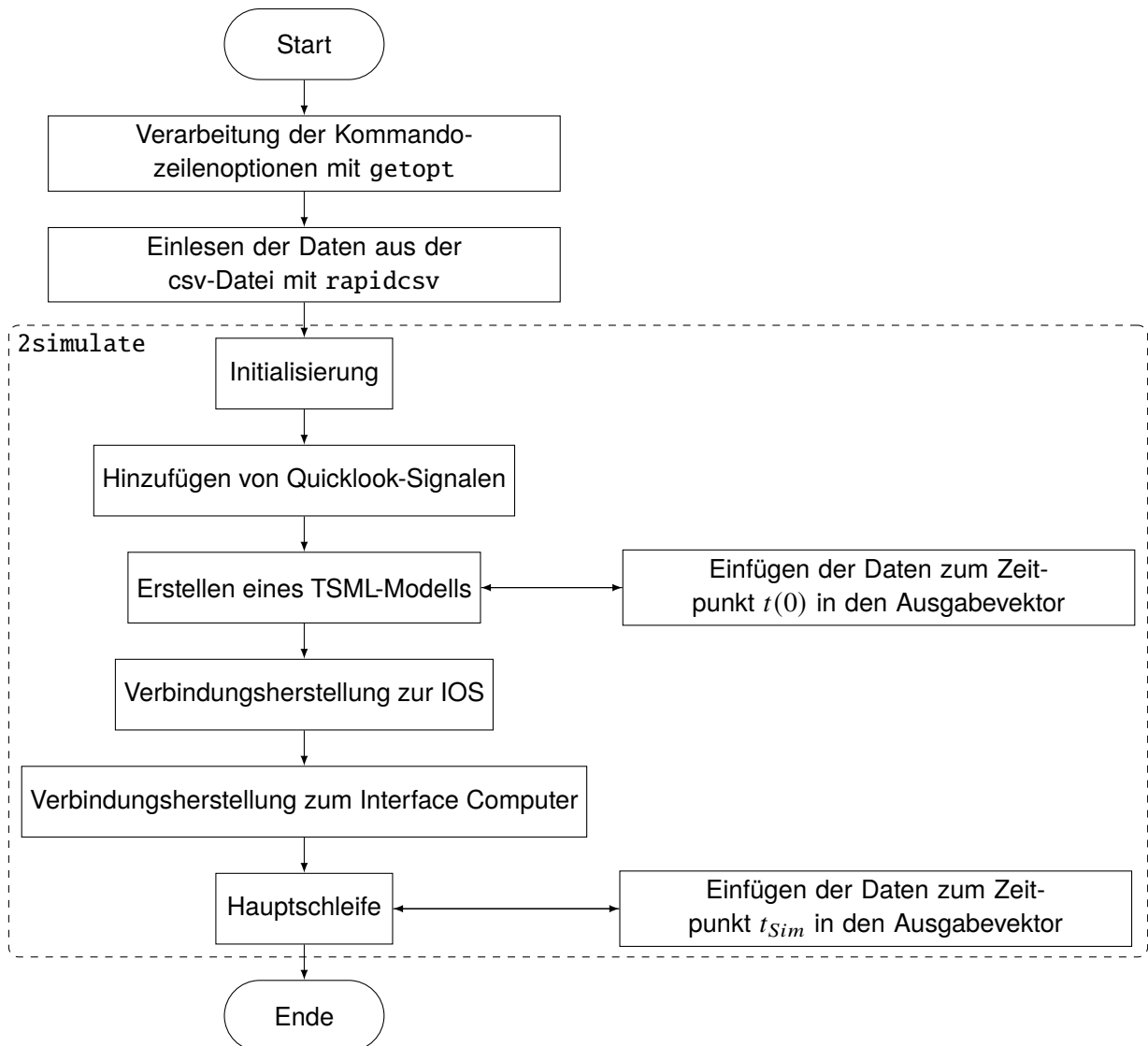


Abbildung 6.6.: Ablaufdiagramm der EC135ReplayTool-Applikation

schwindigkeit (Airspeed sowie Groundspeed), die Höhe und Radarhöhe und auch Triebwerksparameter, z.B. den First Limit Indicator FLI, an. Die genannten Daten standen für eine Wiedergabe zur Verfügung.

3. Motion: Die Bewegungsplattform des AVES benötigt grundsätzlich die wirkenden Kräfte am Pilotenkopf für eine korrekte Abbildung des Flugversuches. In aller Regel werden solche Kräfte nicht aufgezeichnet und müssen durch andere Messgrößen rekonstruiert werden. Dazu werden die Beschleunigungen an einem Referenzpunkt des Hubschraubers sowie die Drehraten, Drehbeschleunigungen und die translatorischen Geschwindigkeiten des Hubschraubers benötigt. Anschließend werden alle Messungen am Referenzpunkt

in eine Kraft am Pilotenkopf transformiert und können durch das Bewegungssystem wiedergegeben werden.

Im März 2021 konnte ein Flugversuch von AHD erfolgreich in der AVES Sichtsimulation und durch die Cockpitinstrumente wiedergegeben werden. Dazu waren die aufbereiteten Daten mit einer Frequenz von 25 Hz nicht ausreichend, weshalb das Wiedergabemodell in der Applikation um einen Algorithmus mit einer linearen Interpolation der Datenpunkte erweitert wurde. Durch die lineare Interpolation konnte eine ruckelfreie Wiedergabe der Flugversuchsdaten mit 100 Hz erreicht werden. Für die berechneten Beschleunigungen am Pilotenkopf, welche als Eingabe für die Bewegungssimulation notwendig sind, wurde eine Desktopverifikation durchgeführt. Die spezifischen Kräfte bzw. Beschleunigungen durch 3211-Eingaben im Kollektivhebel während eines Schwebeflugs auf 1300 ft sind beispielsweise in Abbildung 6.7 dargestellt. Da bis zum Ende des Projekts von AHD keine Flugversuchsdaten mit Vibrationsdaten zur Verfügung gestellt wurden, wurde auf einen Test mit der Bewegungsplattform verzichtet.

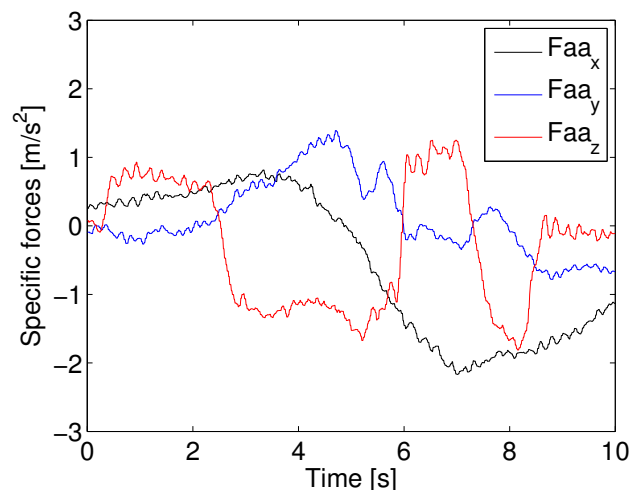


Abbildung 6.7.: Berechnete Beschleunigungen bei 3211-Eingaben im Kollektiv im Schwebeflug

Grundsätzlich steht die Software für das Flugdaten-Replay nicht nur für Flugversuche von AHD zur Verfügung. Es können in einem identischen Prozess auch Flugversuchsdaten von anderen Flugversuchen aufbereitet und wiedergegeben werden.

Eine vollständige Beschreibung der Flugdaten-Replay-Applikation ist in Referenz [36] zu finden.

Dieses Arbeitspaket wurde im Berichtszeitraum 2021-II abgeschlossen.

6.2.2. AP 2.5.2 Implementierung von CETI-Turbulenzmodellen in den AVES

Die CETI-Modelle wurden in die HeliWorX Simulationsumgebung im AVES für weitere Studien implementiert, siehe dazu auch [14]. Anders als in einigen High-Level Modellierungssprachen wird die direkte Implementierung von Übertragungsfunktionen nicht von HeliWorX unterstützt. Deshalb wurden im ersten Schritt die Übertragungsfunktionen der CETI-Modelle (siehe Gleichungen (6.1)) in Differentialgleichungen erster Ordnung überführt. Diese wurden dann in das Aktuator-Submodell von HeliWorX implementiert.

Wie zuvor beschrieben, nutzen die CETI-Modelle einen normalverteilten Rauschgenerator als Erregerquelle. Die implementierten Rauschgeneratoren zeigen dabei eine Abhängigkeit von der genutzten Abtastzeit der Simulation. Mit erhöhter Abtastzeit t_s (d.h. mit einer geringeren Anzahl von erzeugten Werten je Sekunde) steigt dabei die Amplitude des erzeugten CETI-Steuersignals. Um eine korrekte Amplitude der CETI-Steuersignale, wie in [35] beschrieben, unabhängig der genutzten Abtastzeit zu erhalten, muss das Rauschsignal entsprechend mit dem Faktor $\sqrt{\frac{1}{t_s}}$ skaliert werden. Die Implementierung der CETI-Modelle sowie der Skalierung ist schematisch für die longitudinale Steuerachse in Abbildung 6.8 dargestellt.

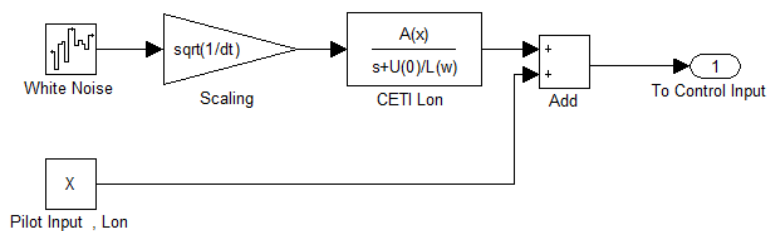


Abbildung 6.8.: Schematischer Aufbau der implementierten CETI-Modelle und Skalierungsfaktoren

Die veränderlichen Modellparameter aus Abbildung 6.4 (siehe dazu AP 2.4.1 in Kapitel 6.1.1) wurden in Form von Lookup-Tables im Simulator AVES implementiert. Um die Intensität der Turbulenz zu modifizieren, wurde ein entsprechender Schalter konfiguriert. Damit kann der Flugversuchingenieur die Stärke der Turbulenz während der Simulation ändern.

Um die korrekte Implementierung der CETI-Modelle in der HeliWorX Simulationsumgebung zu überprüfen, wurden aus Versuchen mit simulierter Turbulenz CETI-Zeitverläufe gemäß dem linken Teil von Abbildung 6.1 extrahiert. Von diesen CETIs wurde dann die Leistungsdichtespektren berechnet und mit dem zu Grunde liegenden Modell verglichen. Abbildung 6.9 zeigt den Vergleich zwischen den Spektren und dem zugehörigen Modell für 60 Knoten. Man erkennt eine gute Übereinstimmung zwischen simulierter und extrahierter Turbulenz, obwohl das Modell aus Flugversuchsdaten erstellt wurde und die Spektren aus Simulationsdaten stammen.

Die Ergebnisse der Pilotenbewertung der implementierten CETI-Modelle ist aus Gründen der Übersichtlichkeit in AP 2.4.1 in Kapitel 6.1.1 beschrieben.

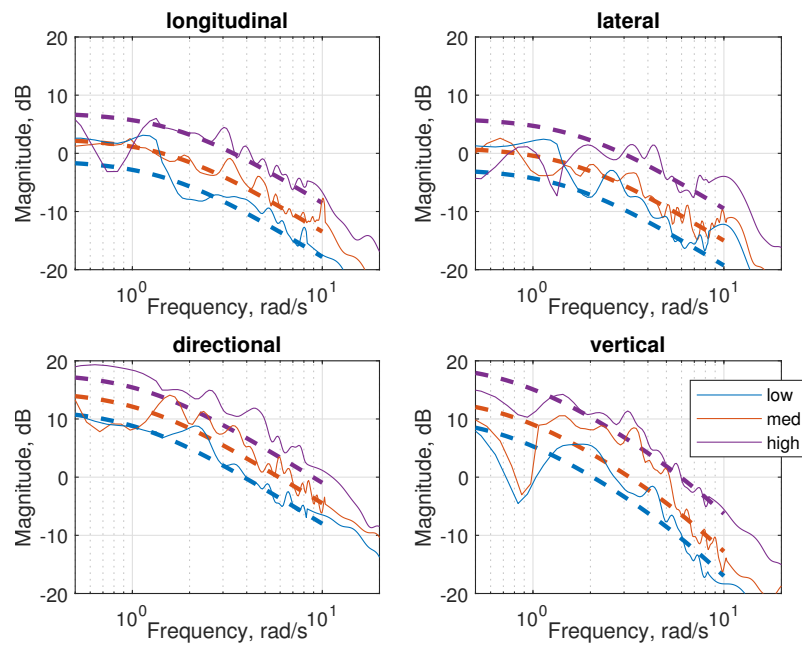


Abbildung 6.9.: Vergleich zwischen simulierter (durchgezogen) und extrahierter (gestrichelt) Turbulenz

Dieses Arbeitspaket wurde im Berichtszeitraum 2020-I abgeschlossen.

6.3. AP 3.3 Verbesserte Modellierung flugmechanischer Stabilitätseigenschaften

Zur Vorhersage flugmechanischer Stabilitätseigenschaften von Hubschraubern werden bislang i.d.R. Gesamthubschraubersimulationsverfahren (sog. „Comprehensive Codes“) verwendet, beispielsweise GenSim oder CAMRAD (Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics) bei AHD. Diese nutzen nur vereinfachte Aerodynamikmodelle, welche weitestgehend auf 2D-Profilpolaren basieren. Rotornachlauf und Interferenzeffekte, z.B. zwischen Rotoren und Leitwerken, werden, wenn überhaupt, durch sehr einfache Modelle abgebildet. Solche Interferenzeffekte können jedoch einen erheblichen Einfluss auf die Stabilitätseigenschaften von Hubschraubern haben.

Im Projekt CHARME wurde das 3D-Panelverfahren UPM zu einem modernen Werkzeug zur schnellen Vorhersage der Gesamthubschrauberaerodynamik weiterentwickelt, welches viele dieser Interferenzeffekte modellieren kann, aber nur einen Bruchteil der Rechenzeiten von höherwertigen aerodynamischen Verfahren, wie z.B. RANS-basierte CFD-Verfahren, benötigt (siehe [27] und [45]). Um getrimmte Gesamthubschraubersimulationen für stationäre Flugzustände durchführen zu können wurde UPM in CHARME außerdem mit dem Comprehensive Code GenSim von AHD gekoppelt [21, 49]. Die Kopplung wurde jedoch nur für stationäre Flugzustände ohne Drehraten implementiert.

In CORINNE AP 3.3.1 wurde der Kopplungsprozess für beliebige quasistationäre Flugzustände erweitert sowie ein übergeordneter Prozess zur approximativen Simulation von Manövern durch eine Sequenz quasistationärer, gekoppelter Einzelrechnungen implementiert und validiert. Dadurch sollte mit geringem Entwicklungsaufwand eine Möglichkeit zur genaueren Vorhersage stabilitätsrelevanter Manöver geschaffen werden. Dafür wurden Einschränkungen bei der Anwendbarkeit des Verfahrens auf Fälle mit niedrigen translatorischen und rotatorischen Beschleunigungen von Hubschrauber und Rotorblättern in Kauf genommen. Die diesbezüglich durchgeführten Arbeiten und ihre Ergebnisse werden im folgenden Abschnitt beschrieben.

6.3.1. AP 3.3.1 Quasistationäre Modellierung der Aerodynamik

Erweiterung des instationären Panelverfahrens UPM

Um die Simulation beliebiger quasistationärer Flugzustände mit zeitlich konstanten Drehraten (z.B. koordinierte Kurvenflüge) in UPM zu ermöglichen, wurde zunächst ein neues, allgemeingültiges Bewegungsmodul implementiert und in UPM integriert. Es basiert auf einer frei definierbaren Bewegungshierarchie. Jedem Knoten der Bewegungshierarchie kann ein Elternknoten sowie eine Sequenz aus elementaren Bewegungen zugewiesen werden. Derzeit verfügbar sind die folgenden elementaren Bewegungen:

- translation_const – Translation in Richtung eines vorgegebenen Richtungsvektors d , der mit einem zeitlich konstanten Vorfaktor c multipliziert wird (zur Positionierung von Komponenten im Raum),
- translation_poly – Translation in Richtung eines vorgegebenen Richtungsvektors d , der mit einem zeitabhängigen Vorfaktor in Form eines Polynoms $p(t)$ multipliziert wird,
- translation_fourier – Translation in Richtung eines vorgegebenen Richtungsvektors d , der mit einem zeitabhängigen Vorfaktor in Form einer Fourierreihe $f(t)$ multipliziert wird,
- rotation_const – Rotation um einen zeitlich konstanten Winkel α um eine durch einen Vektor a definierte Achse (zur Ausrichtung von Komponenten im Raum),
- rotation_poly – Rotation um einen zeitabhängigen, durch ein Polynom $p(t)$ definierten Winkel α um eine durch einen Vektor a definierte Achse (z.B. zur Definition von Rotationen mit konstanter Drehrate),
- rotation_fourier – Rotation um einen zeitabhängigen, durch eine Fourierreihe $f(t)$ definierten Winkel α um eine durch einen Vektor a definierte Achse (z.B. zur Definition zyklischer Blattbewegungen).

Abbildung 6.10 zeigt beispielhaft einen vorgegebenen Bewegungspfad für eine Gesamthubschrauberkonfiguration sowie die zugehörige Bewegungshierarchie.

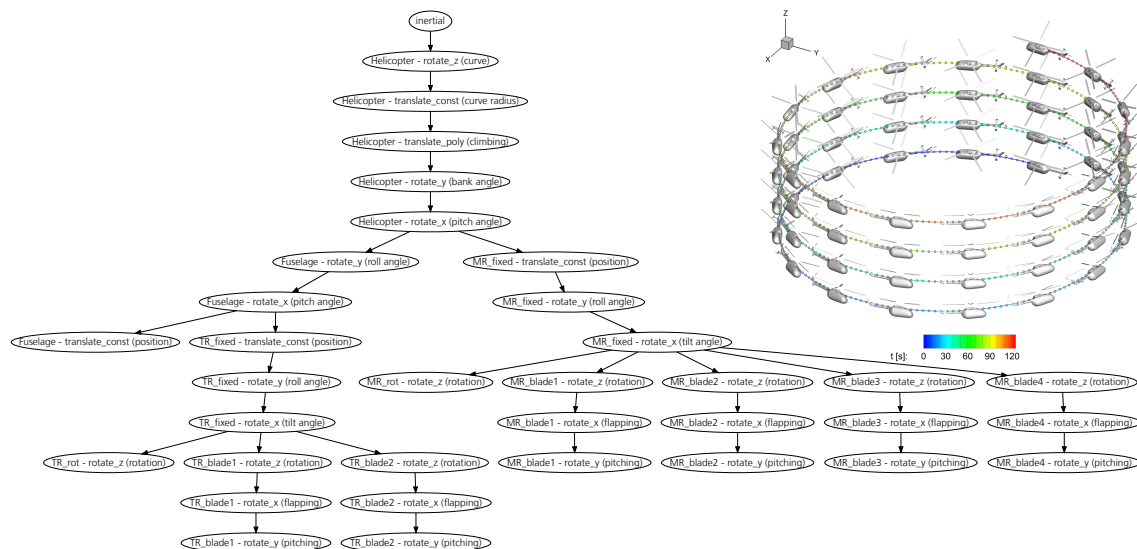


Abbildung 6.10.: Beispielhaft vorgegebene Bewegung eines spiralförmigen Steigfluges sowie die zugehörige Bewegungshierarchie

Eine UPM-Version mit dem neuen Bewegungsmodul wurde Mitte Januar 2020 an AHD und

TUM ausgeliefert und der Meilenstein MS-DLR 3.3.3 „Auslieferung verbessertes UPM an AHD und TUM“ wurde erfolgreich abgeschlossen.

Prozess zur schwachen Kopplung von UPM und GenSim

Bei der Kopplung von UPM Aerodynamik und GenSim Flugmechanik werden Rotoren und Leitwerke in beiden Codes für beliebige quasistationäre Flugzustände gekoppelt und das Gesamthubschraubermodell getrimmt. Es stehen zwei Varianten der Kopplung in Form eines Pythonskriptes zur Verfügung. Bei der ersten Variante wird das GenSim-interne Blattelementverfahren zur Modellierung der Blattaerodynamik verwendet und die resultierende Zirkulation einer 3D-Traglinie in UPM aufgeprägt. Die induzierten Geschwindigkeiten des Freewake-Nachlaufmodells werden in UPM an den Aufpunkten der Traglinie ausgewertet und an GenSim zurückgegeben. Bei der zweiten Variante werden die Rotorblätter und Leitwerke durch das 3D-Panelverfahren in UPM modelliert und über induzierte Geschwindigkeiten und Deltalasten mit dem GenSim-Modell gekoppelt. Abbildung 6.11 zeigt die pro Kopplungsiteration ausgetauschten Daten für beide Varianten. Es wird der Ansatz der schwachen (periodischen) Kopplung verwendet, d.h. Blattbewegungen, Lasten und induzierte Geschwindigkeiten auf der Rotorkreisfläche werden jeweils für eine vollständige Umdrehung einer konvergierten periodischen Lösung ausgetauscht. Der Kopplungsprozess konvergiert i.d.R. nach 4-8 Iterationen soweit, dass das geforderte Trimmziel hinreichend genau erreicht wird (z.B. hinsichtlich Steuer- und Lagewinkel sowie Schub) und sich die ausgetauschten Lasten und induzierten Geschwindigkeiten nicht mehr nennenswert ändern.

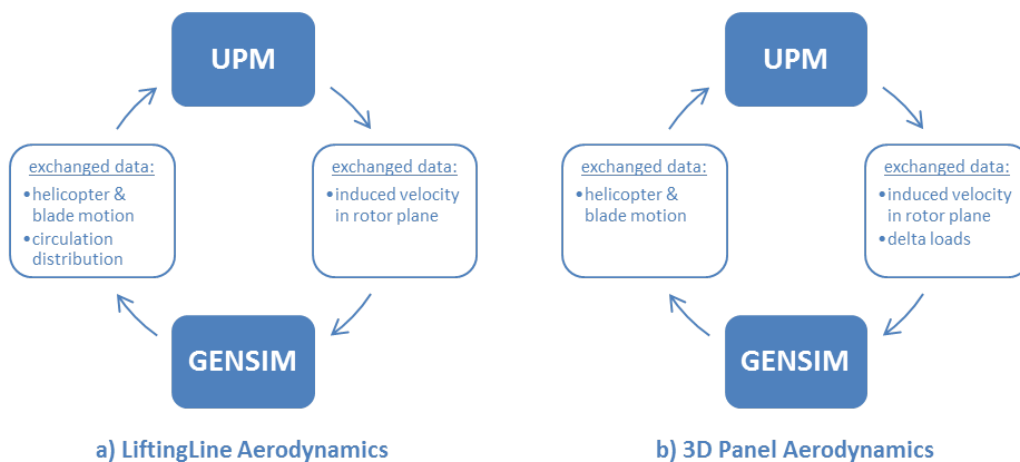


Abbildung 6.11.: Prozess zur schwachen Kopplung von UPM und GenSim: Pro Iteration ausgetauschte Daten bei Verwendung von Lifting-Line bzw. 3D-Panel Blattaerodynamik

Eine erste Version des UPM-GenSim-Kopplungsprozesses wurde im Rahmen der Kooperation von DLR und AHD im Projekt CHARME entwickelt. Diese basierte allerdings auf der unflexiblen, hartkodierten Bewegungsdefinition alter UPM-Versionen und ermöglichte nur die Simulation

von Geradeaus-, Steig- und Sinkflug ohne Drehraten. Für die Simulation beliebiger quasistationärer Flugzustände wurde der Prozess zur Verwendung des neuen UPM-Bewegungsmoduls angepasst und erweitert. Die UPM-Bewegungseingabedateien werden nun automatisch erzeugt und berücksichtigen auch Schwerpunktlage, Fluglage und Drehraten des Hubschraubers, sowie die Blattbewegung inklusive aller Knoten der GenSim Blattbewegungshierarchie (z.B. virtuelle Gelenke und Blatttorsion) mit beliebiger Anzahl harmonischer Moden. Neben der Ausgabe des periodischen Trimmzustands kann nun auch die instationäre Ausgabe von GenSim verwendet werden, um die Bewegungsdatei für UPM zu erzeugen.

Quasistationäre gekoppelte Manöversimulation

Basierend auf dem im vorigen Abschnitt beschriebenen Grundprozess zur schwachen Kopplung von UPM und GenSim für einzelne quasistationäre Flugzustände wurden zwei Varianten für übergeordnete Prozesse zur Simulation von Manövern in Pythonskripten implementiert.

Variante A: Vorgegebene Flugbahn + Lagewinkel → Steuereingaben Bei Variante A werden Flugbahn und Lagewinkel des Hubschraubers für das Manöver vorgegeben (sogenannte „inverse Manöversimulation“) und dieses dann näherungsweise durch eine Abfolge getrimmter quasistationärer Flugzustände simuliert, siehe Abbildung 6.12 für eine beispielhafte Unterteilung eines Manövers. Der Prozess besteht aus den folgenden Schritten:

1. Preprocessing: Laden transienter Flugdaten (Hubschrauberposition, Lagewinkel, Translations- und Rotationsgeschwindigkeiten über Zeit).
2. Unterteilung des Flugpfades in Segmente.
3. Bestimmung eines gemittelten quasistationären Flugzustandes für jedes Segment des Flugpfades.
4. (Parallele) Simulation der gemittelten Flugzustände durch gekoppelte quasistationäre UPM-GenSim-Trimrechnungen.
5. Postprocessing: Zusammenführung der Ergebnisse aller Flugsegmente.

Variante B: Vorgegebener Anfangszustand + Steuereingaben → Flugbahn Bei Variante B werden ein quasistationärer Anfangszustand sowie die Steuereingaben des Piloten über die Zeit vorgegeben, Flugbahn und Flugzustand über die Zeit werden als Ergebnis zurückgegeben. Die transiente Rechnung wird dafür in viele Simulationsintervalle unterteilt. In GenSim werden für jedes Simulationsintervall transiente Simulationen durchgeführt, während UPM die

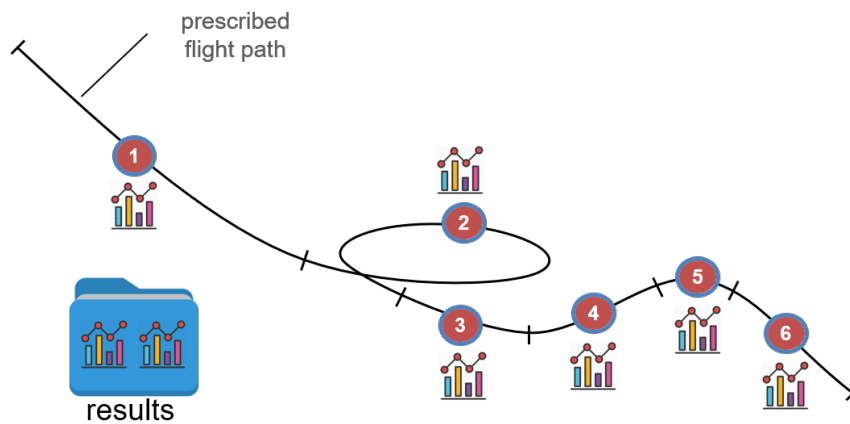


Abbildung 6.12.: Variante A zur quasistationären Manöversimulation

Aerodynamik für einen für das jeweilige Simulationsintervall approximierten quasistationären Flugzustand ausgewertet. Dadurch soll beispielsweise die Antwort des Hubschraubers auf Sprungeingaben simuliert werden können, analog zur Bestimmung verschiedener flugmechanischer Stabilitätsparameter im Flugversuch (z.B. Phygoide für Längsstabilität). Im Einzelnen werden folgende Schritte ausgeführt (siehe Abbildung 6.13):

1. Durchführung einer gekoppelten UPM-GenSim-Simulation zur Trimmung für den quasistationären Anfangszustand.
2. Initialisierung von Deltalasten und induzierten Geschwindigkeiten mit den Ergebnissen der letzten UPM-Iteration.
3. Für jedes Simulationsintervall $[t_{i-1}, t_i]$:
 - a) Führe transiente GenSim-Simulation durch.
 - b) Führe UPM-Simulation mit gemitteltem quasistationären Flugzustand aus Ergebnissen der GenSim-Simulation durch.
 - c) Aktualisierung von Deltalasten und induzierten Geschwindigkeiten für GenSim.
 - d) Lösung konvergiert (gemittelter Flugzustand, Deltalasten)?
 - Ja: Fahre mit nächstem Simulationsintervall fort, verwende Flugzustand bei t_i als Initialzustand für das nächste Intervall.
 - Nein: Gehe zu 3(a), verwende aktualisierte Deltalasten und induzierte Geschwindigkeiten bei GenSim-Simulation.

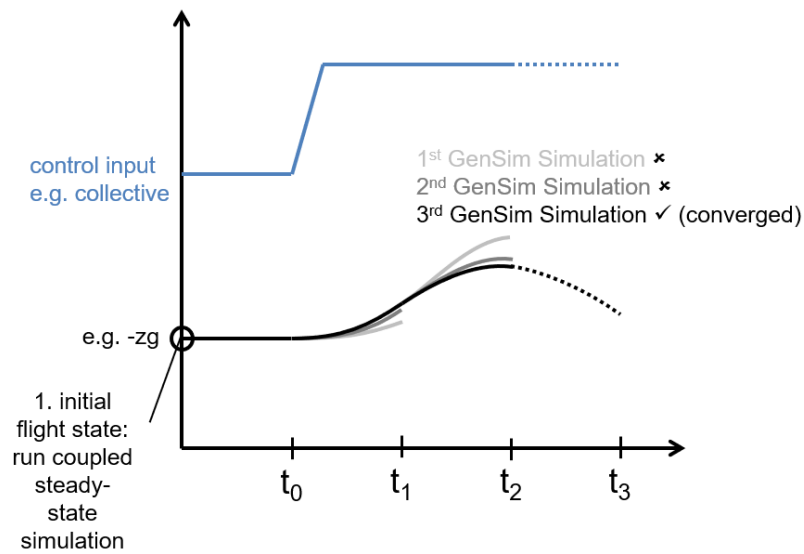


Abbildung 6.13.: Variante B zur quasistationären Manöversimulation

Validierung

Zur Validierung des implementierten gekoppelten Simulationsprozesses wurden dem DLR Flugversuchsdaten sowie ein UPM- und GenSim-Modell des Bluecopter® Demonstrators (siehe Abbildung 6.14) von AHD zur Verfügung gestellt.



Abbildung 6.14.: Airbus Helicopters Bluecopter® Demonstrator (© Airbus Helicopters Deutschland GmbH)

Variante A Die Flugversuchsdaten enthielten Ausschnitte aus Zeitschrieben, bei denen der Pilot jeweils angehalten war einen vorgegebenen quasistationären Flugzustand über einen län-

geren Zeitraum zu halten, um aussagekräftige, gemittelte Daten zu erhalten. Vier dieser Flugzustände wurden zur Validierung der Variante A des implementierten Kopplungsprozesses ausgewählt, u.a. Steigflug, Sinkflug und Geradeausflug in Kombination mit koordiniertem Kurvenflug und wurden mit dem gekoppelten Simulationsprozess nachgerechnet. Abbildung 6.15 zeigt die Differenzen der Blattstellwinkel aus den gekoppelten UPM-GenSim-Simulationen im Vergleich zu den im Flugversuch gemessenen Winkeln. Zusätzlich werden die Ergebnisse von isolierten GenSim-Rechnungen als Referenz gezeigt. Insgesamt ist bei Verwendung der genaueren UPM-Aerodynamik eine bessere Übereinstimmung mit den experimentellen Werten zu beobachten. Genauere Einblicke in die Ergebnisse für Flugsegment 4 werden in den Abbildungen 6.16 und 6.17 gezeigt. Abbildung 6.16 zeigt die Konvergenz der gekoppelten Simulation am Beispiel der Blattstellwinkel. In Abbildung 6.17 ist der instantane Oberflächendruck aus der UPM-Simulation zusammen mit der Zirkulation des Nachlaufs und dem Flugpfad des Rotorzentrums zum letzten Zeitschritt der letzten UPM-Iteration dargestellt.

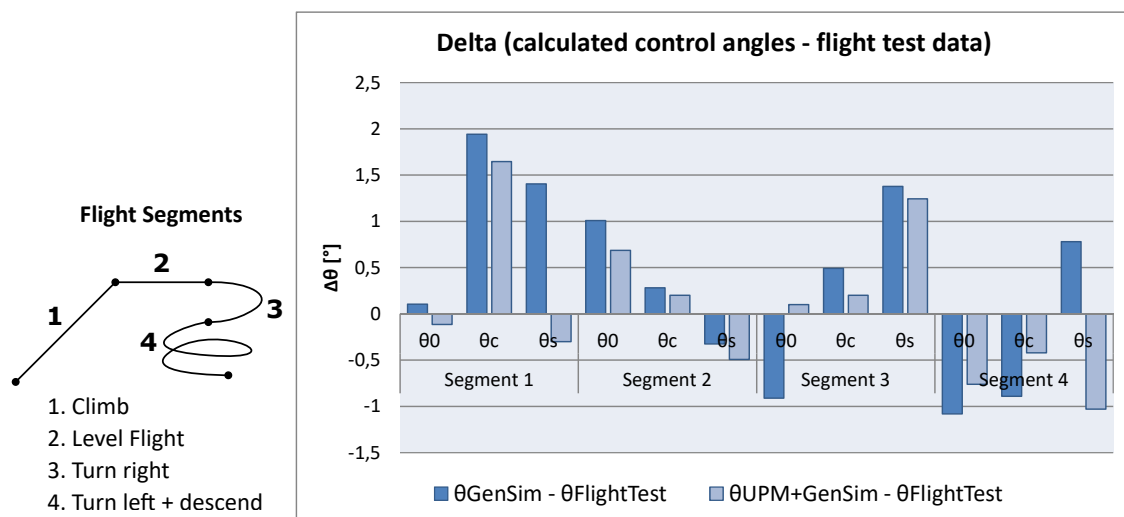


Abbildung 6.15.: Differenz von berechneten Blattstellwinkeln und Werten aus Flugversuchen für vier ausgewählte Flugsegmente

Variante B Auch mit der zweiten Variante der Kopplung wurden Testrechnungen mit dem Bluecopter® UPM+GenSim-Modell durchgeführt. Durch Verifikationsrechnungen, z.B. für den Weiterflug im ausgetrimmten Zustand ohne Änderung der Steuereingaben, wurden zunächst die ausgetauschten Daten beim Übergang von der quasistationären zur transienten GenSim-Simulation überprüft. Leider beinhalteten die im Rahmen des Projekts von AHD zur Verfügung gestellten Flugversuchsdaten keine Fälle mit veränderlichen Steuereingaben, wie beispielsweise Sprungeingaben. Daher konnte für diese Variante der Kopplung keine Validierungsrechnung durchgeführt werden, stattdessen wurde beispielhaft eine Testrechnung für eine generische Sprungeingabe durchgeführt. Als Anfangszustand wurde ein Horizontalflug mit 61,7 m/s (120 Knoten) gewählt, dann wurde der laterale zyklische Blattstellwinkel im Laufe einer Sekunde linear um $0,5^\circ$ geändert und über den gleichen Zeitraum wieder zurückgestellt (siehe

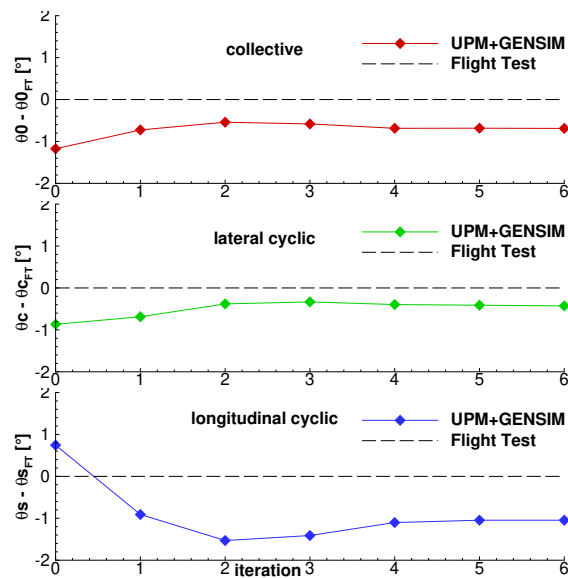


Abbildung 6.16.: Konvergenz des Kopplungsprozesses für Flugsegment 4

Abbildung 6.18 a). Die transiente Simulation über insgesamt 10 Sekunden wurde in Kopplungsintervalle von 0,2s unterteilt, pro Kopplungsintervall wurden 3 Kopplungsiterationen durchgeführt. Die in Abbildung 6.18 gezeigten Lagewinkel änderten sich von Kopplungsiteration 2 auf 3 jeweils um weniger als $0,1^\circ$, sind also in jedem Kopplungsintervall ausreichend konvergiert. Abbildung 6.18 zeigt außerdem Ergebnisse für GenSim ohne UPM-Kopplung zum Vergleich. Die Ergebnisse der gekoppelten Simulation weisen einen qualitativ sehr ähnlichen Verlauf auf, die initiale Amplitude der Hubschrauberreaktion wird etwas größer vorhergesagt, die Schwingung weist eine minimal niedrigere Frequenz bei einer stärkeren Dämpfung auf. Bei der gekoppelten Simulation ist ein glatter Verlauf der Kurven ohne Diskontinuitäten an den Kopplungsintervallgrenzen zu erkennen. All dies weist darauf hin, dass die Kopplung korrekt implementiert wurde.

Zusammenfassung und Ausblick

Das schnelle Aerodynamikverfahren UPM wurde um ein allgemeingültiges, hierarchisches Bewegungsmodul erweitert. Dadurch konnte das Anwendungsspektrum des Verfahrens erheblich vergrößert werden. Mit der quasistationären Kopplung von UPM und GenSim wurden erstmals am Institut Aerodynamik und Strömungstechnik flugmechanisch gekoppelte Simulationen von Manövern bzw. zum Stabilitätsverhalten von Hubschraubern durchgeführt. Die begrenzten Arbeitspaketressourcen erlaubten nur die Erweiterung der vorhandenen „schwachen“ Kopplung unter Annahme quasistationärer Aerodynamik. Es konnte gezeigt werden, dass dieser Ansatz valide ist, jedoch nur zur Simulation von Manövern mit kleinen translatorischen und rotatorischen Beschleunigungen sowie langsamen Steuereingaben. Validierungsergebnisse des neu-

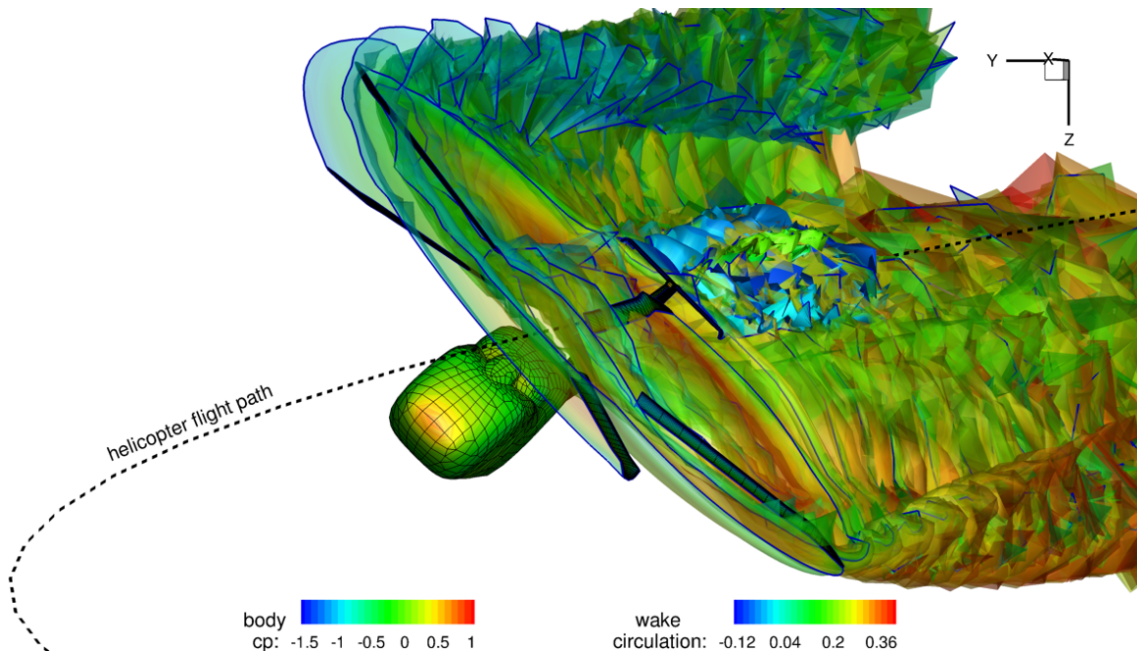


Abbildung 6.17.: Berechneter Oberflächendruck und Zirkulation des Nachlaufs zum letzten Zeitschritt der letzten UPM-Iteration von Flugsegment 4

en gekoppelten UPM-GenSim-Prozesses haben gezeigt, dass die Vorhersage durch Verwendung der UPM-Aerodynamik in den meisten Fällen verbessert werden kann. Die Verbesserung war jedoch weniger deutlich als erwartet. Insbesondere bei stabilitätsrelevanten Testfällen, bei denen plötzliche Steuereingaben simuliert werden (z.B. Step-Input Manöver) und bei Manövern mit nicht vernachlässigbaren translatorischen und rotatorischen Beschleunigungen können die Ergebnisse voraussichtlich durch vollständig instationäre, stark gekoppelte Simulationen, wie sie in den Projekten eVolve und NANNY geplant sind, deutlich verbessert werden.

Ein ausführlicherer Bericht zur Implementierung und Validierung des quasistationären Koppelungsprozesses [28] wurde erstellt und im Dezember 2021 an AHD übergeben. Damit wurde dieses Arbeitspaket im Berichtszeitraum 2021-II erfolgreich abgeschlossen.

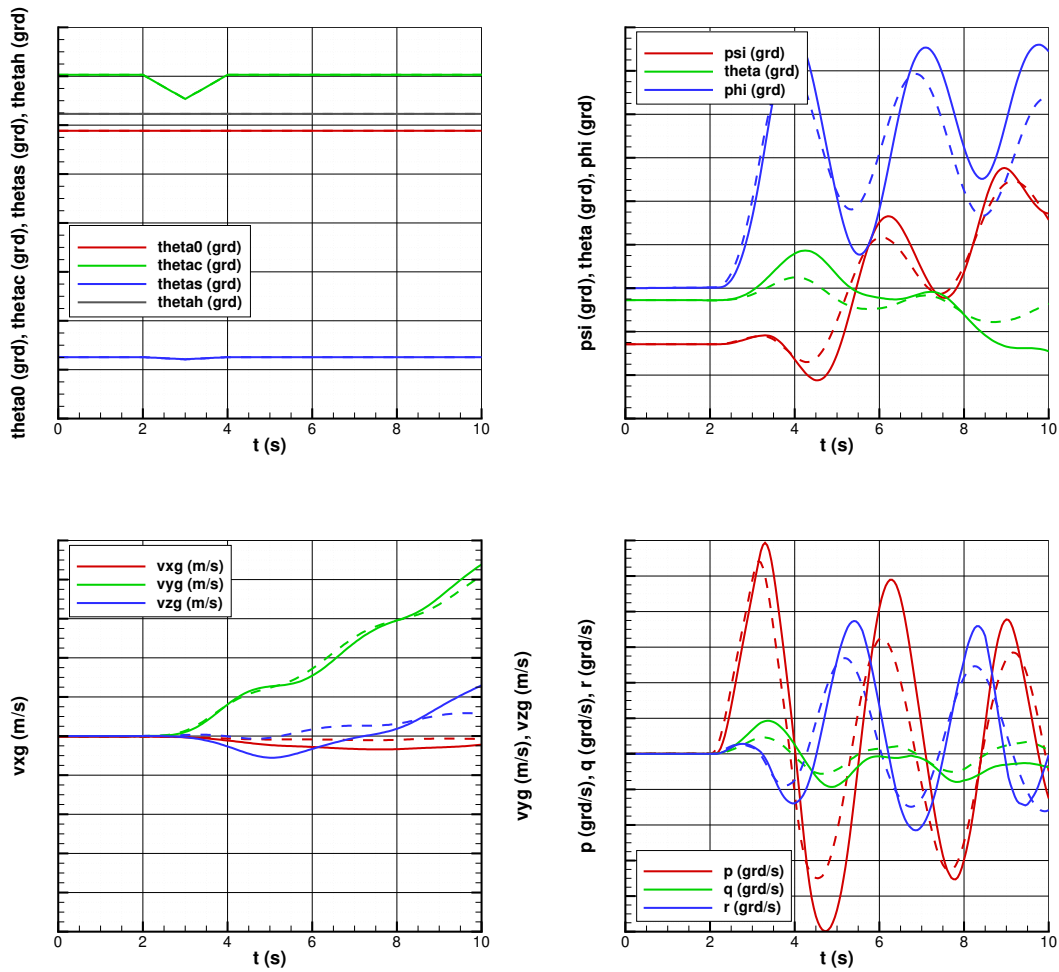


Abbildung 6.18.: Steuereingaben (l. o.) und resultierende Lagewinkel (r. o.), Translations- (l. u.) und Rotationsgeschwindigkeiten (r. u.) über der Zeit für die Beispielsimulation zur Variante B des Kopplungsprozesses. Gestrichelte Linien: nur GenSim, durchgezogene Linien: UPM+GenSim.

6.4. AP 4.3 Filtertechniken zur Schätzung äquivalenter Hauptrotorzustände

Die Nutzung von Rotorzuständen in der Flugregelung ermöglicht eine signifikante Leistungsverbesserung, insbesondere bei starkem Wind und Turbulenz, siehe dazu u.a. [18], [22] und [23]. Dazu wird i.d.R. der gemessene Schlagwinkel der Rotorkreisscheibe in die Regelung mit aufgenommen, was eine technisch anspruchsvolle Rotormessanlage voraussetzt. In CORINNE liegt der Fokus auf einer Komfortverbesserung durch die Berücksichtigung von geschätzten Rotorgrößen in der Flugregelung. Dabei soll ein Schätzer basierend auf Flugversuchsdaten entwickelt werden, der eine explizite Messung der Rotorgrößen überflüssig macht und damit zukünftig auch als Retrofit-Lösung für Serienhubschrauber ohne Rotormessanlage eingesetzt werden kann. In den folgenden vier Unterkapiteln werden die Ergebnisse der Flugversuche mit dem ACT/FHS, der Modellbildung, der Entwicklung eines Schätzers sowie der Validierung des entwickelten Schätzers dargestellt.

6.4.1. AP 4.3.1 Flugversuche im Schwebeflug und Vorwärtsflug mit dem ACT/FHS

Der Forschungshubschrauber ACT/FHS

Der Forschungshubschrauber ACT/FHS (Active Control Technology / Flying Helicopter Simulator) ist der primäre Flugversuchsträger zur Erprobung von neuen Technologien, darunter beispielsweise neue Regelungskonzepte und Assistenzsysteme, am DLR, siehe dazu auch [25]. Der ACT/FHS basiert auf einem Airbus Helicopters H135, ist folglich ein Hubschrauber mit zwei Triebwerken, einem gelenk- und lagerlosen Hauptrotor sowie einem Fenestron-Heckrotor. Das maximale Startgewicht des ACT/FHS beträgt etwa 2,9 t.

Der ACT/FHS wurde für den Einsatz als Forschungshubschrauber massiv modifiziert. Das mechanische Steuergestänge der Serienmaschine wurde durch eine Fly-By-Wire/Fly-By-Light Flugsteuerung mit voller Autorität ersetzt und erlaubt so den Eingriff in die Flugsteuerung. Dies ist ein Grund, weshalb die in diesem Bericht gezeigten Messungen des ACT/FHS nicht direkt mit einer Serien H135 vergleichbar sind. Zusätzlich verfügt der ACT/FHS über eine Vielzahl von Sensoren: Neben der Standardinstrumentierung wurde eine Flight Test Instrumentation (u.a. für Triebwerksdaten), ein Nasenmast, zwei GPS/SBAS Empfänger und eine hochwertige Honeywell INS (Inertial Navigation System) verbaut. Seit der Wartungsphase 2017/2018 verfügt der ACT/FHS über eine Rotormessanlage, die essentiell für das Projekt CORINNE ist. In Abbildung 6.19(a) ist der ACT/FHS während einer Landung dargestellt, Abbildung 6.19(b) zeigt die Signalverarbeitungseinheit der Rotormessanlage, welche im Rotorkopf verbaut ist.

Im Projektzeitraum von CORINNE wurden u.a. der Rotorazimut ψ sowie die Mastmomente m_x und m_y des Hauptrotors im drehenden System des ACT/FHS gemessen und durch die Rotor-



(a) Forschungshubschrauber ACT/FHS des DLR (b) Signalverarbeitungseinheit der Rotormessanlage
Abbildung 6.19.: Der Forschungshubschrauber ACT/FHS sowie Teile der verbauten Rotormessanlage

messanlage zur Verfügung gestellt. Die Messungen im drehenden System werden über eine HF-Antenne in das stehende Hubschraubersystem übertragen und dort vom Experimentalsystem mit einer Frequenz von 1000 Hz zeitsynchron zu den anderen Messgrößen aufgezeichnet. Bis zum Projektende verfügte der ACT/FHS über keine instrumentierten Rotorblätter, Rotor Schlagwinkel konnten daher nicht gemessen werden.

Zur Definition der Rotormastmomente ist in Abbildung 6.20 eine Skizze des Rotors mit seinen farbkodierten Rotorblättern in einer Draufsicht dargestellt. Die Rotormastmomente sind wie folgt definiert:

- $m_x > 0$: entspricht einer nach unten gerichteten Kraft am blauen Blatt (B) oder entsprechend einer nach oben gerichteten Kraft am gelben Blatt (Y),
- $m_y > 0$: entspricht einer nach unten gerichteten Kraft am roten Blatt (R) oder entsprechend einer nach oben gerichteten Kraft am grünen Blatt (G).

„Nach oben“ entspricht hierbei in der negativen Richtung von z_{gui} im Hubschrauberkoordinatensystem, siehe auch [2].

Bemerkung 1 Seit November 2021, kurz vor dem Ende der Projektlaufzeit von CORINNE, wurden die Dehnmessstreifen u.a. für die Mastmomente m_x und m_y neu durch Airbus Helicopters geklebt. Daraus resultierte ein Vorzeichenwechsel im Mastmoment m_x . Die oben dargestellte Definition änderte sich danach. Davon waren keine Flüge in CORINNE betroffen.

Die Flugversuchskampagnen

Der Projektplan von CORINNE sah Flugversuche im ersten Halbjahr 2018 vor. Aufgrund von EMV-Problemen zwischen der Rotormessanlage und den Funkgeräten konnten die Flugversu-

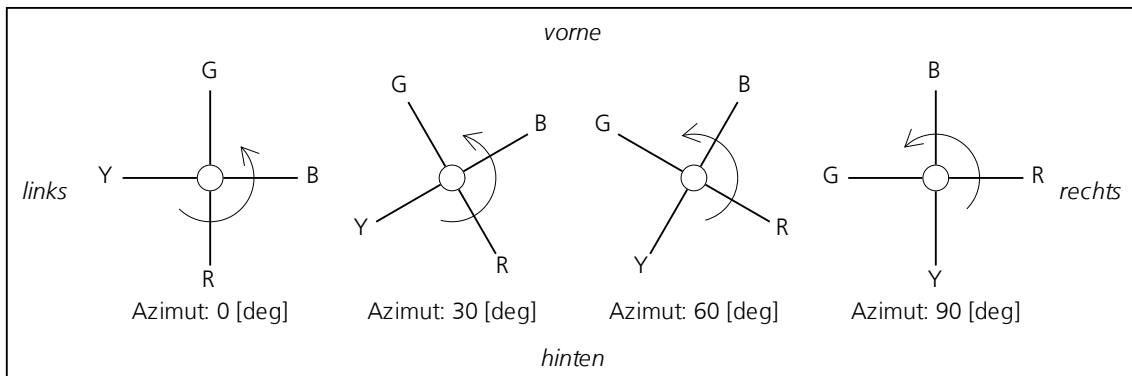


Abbildung 6.20.: Skizze des drehenden Rotors mit farbkodierten Rotorblättern des ACT/FHS in Draufsicht

che nicht wie geplant bereits 2018 stattfinden, sondern mussten bis zur Behebung der EMV-Probleme verschoben werden. Die ersten wissenschaftlichen Flugversuche mit eingerüsteter Rotormessanlage wurden so erst im Juli 2019 durchgeführt. Die Flugversuche zur Modellierung der Hauptrotorzustände umfassen klassische Systemidentifizierungsflüge in ruhiger Atmosphäre. Während der Flugversuche wurde manuell ein Gleitsinus (Sweep) mit ansteigender Frequenz auf einer ausgewählten Steuerachse durch den Experimentalpiloten eingesteuert. Auf den Nebenachsen wurden lediglich impulsartige Korrekturen vorgenommen, um den Hubschrauber nahe der Trimmlage zu stabilisieren. Weitere Manöver zur Modellvalidierung umfassten einachsige 3211-Mehrfachsprüngeingaben und Sprünge/Impulse. Die Flugversuchskampagne von 2019 konzentrierte sich auf 60 Knoten Vorwärtsflug, womit das AP 4.3.1 offiziell abgeschlossen wurde. 2020 fanden weitere Flugversuche im schnellen Vorwärtsflug bei 90 Knoten sowie im Hover statt. Diese Flüge wurden durch interne Projektmittel des DLR finanziert. In Tabelle 6.6 findet sich eine Zusammenstellung der Systemidentifizierungsflüge mit Rotormessanlage, die im Rahmen von CORINNE erfolgen wurden und zur Verfügung standen. Es wurde angestrebt mindestens drei Flugversuche je Geschwindigkeit und Steuerachse zur Verfügung zu haben. Im Hover war dies insbesondere für Sweeps nicht möglich, da Sweeps in Bodennähe besondere Sicherheitsanforderungen erfordern. So mussten für die Hoverversuche ein leeres Flugfeld und eine bereitstehende Feuerwehr zur Verfügung stehen, was die mögliche Flugzeit deutlich reduzierte.

Tabelle 6.6.: Anzahl der Systemidentifizierungsflüge je Geschwindigkeit und Steuerachse in CORINNE

Geschwindigkeit Steuer	60 Knoten				90 Knoten				Hover			
	δ_x	δ_y	δ_p	δ_0	δ_x	δ_y	δ_p	δ_0	δ_x	δ_y	δ_p	δ_0
Sprünge	5	5	5	6	26	25	25	19	5	5	5	5
3211-Mehrfachsprünge	5	6	5	5	5	5	5	5	5	5	5	2
Sweeps	3	3	3	3	5	8	4	4	2	2	2	1

Zusätzlich stehen weitere Flugversuche mit aktiver Rotormessanlage aus den Jahren 2019 und 2020 zur Verfügung. Diese Flüge umfassen Flüge zur Modellierung von Turbulenz und eine

Vielzahl von anderen Versuchsflügen bzw. Routineflügen.

Neben den Flugversuchen zur Modellierung der Hauptrotorzustände wurde ein Training des Experimentalpiloten und des zuständigen Flugversuchingenieurs im ACT/FHS-Simulator AVES durchgeführt. Dafür waren vier Trainingseinheiten mit jeweils etwa zwei Stunden Dauer in 2019 notwendig. Eine weitere Trainingseinheit wurde im Jahr 2020 zur Auffrischung durchgeführt.

Vorverarbeitung der Messdaten

Die im Flugversuch aufgezeichneten Messdaten wurden durch eine Offlinesensordatenfusion so miteinander verrechnet, dass ein konsistenter Datenstrom entsteht und Sensorfehler sowie -rauschen minimiert werden. Abbildung 6.21 zeigt die prinzipielle Vorgehensweise der Sensordatenfusion. Im Detail wurde die Sensordatenfusion in [68] beschrieben. Um die Daten für die Systemidentifizierung aufzubereiten, wurden sie zusätzlich durch einen Unscented Rauch-Tung-Striebel Smoother statistisch optimal geglättet, siehe auch [48]. Die resultierenden Signale besitzen daher keinen Phasenverzug. So ist sichergestellt, dass durch die Offlinefilterung induzierte Verzögerungen keinen Einfluss auf die Modellbildung haben.

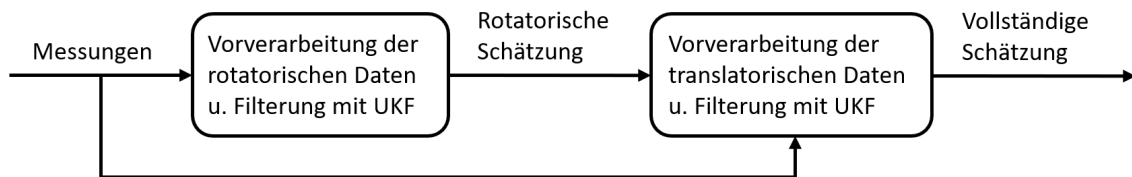


Abbildung 6.21.: Zweistufige Sensordatenfusion mit zwei Unscented Kalmanfiltern (UKF)

Die Aufbereitung und Schätzung der Rotormastmomente ist kein Teil der Datenfusion und wird separat behandelt. Die Rotormessanlage zeichnet den Rotorazimut ψ und die Biegemomente des Hauptrotormasts, m_x und m_y , im drehenden System auf. Sie werden in das körperfeste Koordinatensystem wie folgt umgerechnet (vergleiche auch Abbildung 6.22):

$$\begin{aligned} m_c &= m_x \cos\left(\psi + \frac{\pi}{2}\right) + m_y \cos(\psi) \\ m_s &= m_x \sin\left(\psi + \frac{\pi}{2}\right) + m_y \sin(\psi). \end{aligned} \quad (6.8)$$

Im Folgenden wird m_c als longitudinales und m_s als laterales Rotormastmoment bezeichnet. Die Mastmomente werden anschließend mit einem Tiefpass mit einer Grenzfrequenz von 5,5 Hz vorwärts und rückwärts in der Zeit gefiltert, um die erste Harmonische des Hauptrotors und hochfrequentes Rauschen ohne Phasenverzug zu entfernen.

Schließlich werden alle notwendigen Messgrößen auf 40 ms heruntergetaktet, um die Rechenlast bei der Systemidentifizierung und der Beobachteroptimierung zu reduzieren. Die so aufbereiteten Daten werden anschließend für die Systemidentifizierung und die Modellvalidierung

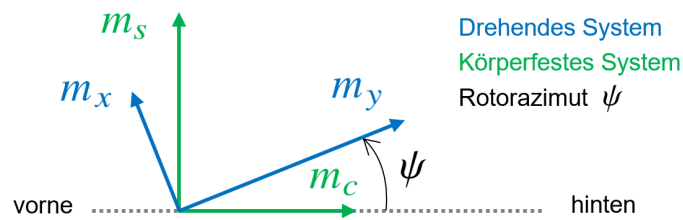


Abbildung 6.22.: Umrechnung der Rotormastmomente vom drehenden in das körperfeste System

verwendet. Es sei erwähnt, dass die Pilotensteuer dimensionslose, auf Werte zwischen 0 und 100 Prozent skalierte Signale sind, deren neutrale Position bei 50 Prozent liegt.

Wie zuvor erwähnt, wurde dieses Arbeitspaket im Berichtszeitraum 2019-I abgeschlossen. Dennoch fanden ergänzend im Jahr 2020 weitere Flugversuche statt, die diesem AP zugeordnet werden können.

6.4.2. AP 4.3.2 Physikbasierte Modellierung der Hauptrotorzustände

Im Rahmen von CORINNE wurde die Modellbildung lediglich mit Daten der Referenzgeschwindigkeit von 60 Knoten Vorwärtsflug durchgeführt. Für die Optimierung und Validierung der Beobachter in Abschnitt 6.4.4 finden auch einfache Sprungeingaben sowie Aufzeichnungen aus Turbulenz- und Routineflügen die Referenzgeschwindigkeit sowie andere Geschwindigkeiten Verwendung. Im Folgenden werden die Modellgleichungen erläutert und die Identifizierung eines physikalischen Modells im Frequenzbereich sowie mehrerer nicht-physikalischer Modelle im Zeitbereich dargestellt. Ein Vergleich der beiden genutzten Systemidentifizierungsmethoden und weitere Details finden sich in [59].

Modellgleichungen

Bei den identifizierten Modellen handelt es sich um lineare, zeitinvariante, gewöhnliche Differentialgleichungen (ggf. mit Totzeiten im Eingang). Im Hinblick auf die spätere Beobachteroptimierung ist es günstig, bei den Ausgangsgrößen zwischen den zu beobachteten Größen, den Rotormastmomenten, und den übrigen Größen zu unterscheiden. Die zeitdiskreten Modellgleichungen lauten allgemein wie folgt

$$\begin{aligned}
 x_{k+1} &= Ax_k + B_1 u_k \\
 y_k &= C_1 x_k + D_1 u_k \\
 z_k &= C_2 x_k + D_2 u_k
 \end{aligned} \tag{6.9}$$

mit dem Zustandsvektor $x_k \in \mathbb{R}^{n_x}$, dem Eingangsvektor $u_k \in \mathbb{R}^u$, dem Ausgangsvektor $y_k \in \mathbb{R}^{n_y}$ und den zu schätzenden Größen, den Rotormastmomenten, $z_k \in \mathbb{R}^2$. Dabei bezeichnen

n_x , n_u , und n_y jeweils die Anzahl der Variablen in den entsprechenden Vektoren. Diese wurden für die unterschiedlichen Modelle in den Bereichen $n_x \in \{8, 10, 12, 14\}$, $n_u \in \{2, 4\}$ und $n_y \in \{2, 8, 14\}$ variiert. Die Matrizen haben jeweils passende Dimensionen und es gilt, dass (A, B_1) steuerbar und (A, C_1) beobachtbar ist. Es sei an dieser Stelle darauf hingewiesen, dass es sich bei den Größen in x_k , u_k , y_k und z_k in Gleichungen (6.9) nicht um absolute Werte, sondern um Abweichungen vom Trimmwert¹ bei 60 Knoten Vorwärtsflug handelt. Das gilt es bei der Interpretation der Ergebnisse von Systemidentifizierung und Beobachter tuning zu berücksichtigen.

Identifiziertes physikalisches Modell Das physikalische Modell („n10phy“) umfasst acht Zustände für die üblichen Starrkörpergrößen u , v , w , p , q , r , ϕ und θ und zwei Zustände für die longitudinalen und lateralen Schlagwinkel β_{1c} und β_{1s} als weitere Zustandsgrößen des Rotors. Der Eingang umfasst hier alle vier Pilotensteuer δ_x , δ_y , δ_p und δ_0 und der Ausgang neben den Zustandsgrößen zusätzlich die translatorischen und rotatorischen Beschleunigungsgrößen a_x , a_y , a_z bzw. \dot{p} , \dot{q} , \dot{r} sowie die Rotormastmomente m_c und m_s

$$\begin{aligned} u &= (\delta_x \quad \delta_y \quad \delta_p \quad \delta_0)^T \\ x &= (u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta \quad \beta_{1c} \quad \beta_{1s})^T \\ y &= (u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta \quad a_x \quad a_y \quad a_z \quad \dot{p} \quad \dot{q} \quad \dot{r})^T \\ z &= (m_c \quad m_s)^T. \end{aligned} \tag{6.10}$$

Die Identifikation erfolgt anhand der zeitkontinuierlichen Darstellung im Frequenzbereich, daher werden die folgenden Zusammenhänge als Differentialgleichungen formuliert. Die Starrkörpergrößen genügen den klassischen, um den Trimpunkt linearisierten, Bewegungsgleichungen (mit $p_0 = q_0 = r_0 = 0$)

$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u u + X_w w - w_0 q + (X_r + v_0) r + g \beta_{1c} + X_{\delta_x} \delta_x + X_{\delta_y} \delta_y + X_{\delta_p} \delta_p - g \cos \theta_0 \theta \\ \dot{v} &= Y_v v + w_0 p - u_0 r - g \beta_{1s} + Y_{\delta_p} \delta_p + g \cos \phi_0 \cos \theta_0 \phi - g \sin \phi_0 \sin \theta_0 \theta \\ \dot{w} &= Z_u u + Z_w w + (Z_p - v_0) p + u_0 q + Z_{\delta_x} \delta_x + Z_{\delta_0} \delta_0 - g \sin \phi_0 \cos \theta_0 \phi - g \cos \phi_0 \sin \theta_0 \theta \\ \dot{p} &= L_r r + L_{\beta_{1s}} \beta_{1s} \\ \dot{q} &= M_r r + M_{\beta_{1c}} \beta_{1c} + M_{\delta_p} \delta_p \\ \dot{r} &= N_u u + N_v v + N_p p + N_q q + N_r r + N_{\delta_x} \delta_x + N_{\delta_y} \delta_y + N_{\delta_0} \delta_0 + N_{\delta_p} \delta_p \\ \dot{\phi} &= p + \sin \phi_0 \tan \theta_0 q + \cos \phi_0 \tan \theta_0 r \\ \dot{\theta} &= \cos \phi_0 q - \sin \phi_0 r. \end{aligned} \tag{6.11}$$

Die Schlagwinkeldynamik weicht von der klassischen Formulierung aus [62, Kapitel 15] ab, da mit ihr keine zufriedenstellende Anpassung an die Flugdaten möglich war. Für eine bessere

¹Als Trimmwerte wurden die Mittelwerte der jeweiligen Zeitreihen verwendet.

Anpassung wurde der Schlagwinkeldynamik die Geschwindigkeitskomponenten v und w sowie das Kollektivsteuer δ_0 hinzugefügt

$$\begin{aligned}\tau_f \dot{\beta}_{1c} &= -\beta_{1c} + Mf_{\beta_{1s}} \beta_{1s} + \tau_f q + Mf_v v + Mf_{\delta_x} \delta_x + Mf_{\delta_y} \delta_y + Mf_{\delta_0} \delta_0 \\ \tau_f \dot{\beta}_{1s} &= -\beta_{1s} + Lf_{\beta_{1c}} \beta_{1c} + \tau_f p + Lf_v v + Lf_w w + Lf_{\delta_x} \delta_x + Lf_{\delta_y} \delta_y + Lf_{\delta_0} \delta_0.\end{aligned}\quad (6.12)$$

Schließlich ergeben sich die Mastmomente durch einen proportionalen Zusammenhang direkt aus den Schlagwinkeln

$$\begin{aligned}m_c &= f_c \beta_{1c} \\ m_s &= f_s \beta_{1s}.\end{aligned}\quad (6.13)$$

Dieser Zusammenhang wurde zuvor in [55] anhand von Messdaten einer Bo 105 hergestellt. Die Anpassung der Modellparameter erfolgt mit der Maximum Likelihood (ML) Methode im Frequenzbereich für Frequenzen zwischen 0,5 rad/s und 15 rad/s. Abschließend wird das identifizierte zeitkontinuierliche Modell mit einem Halteglied nullter Ordnung abgetastet (diskretisiert). Dabei werden auch die identifizierten Totzeiten entsprechend konvertiert.

Identifizierte nicht-physikalische Modelle Neben dem zuvor beschriebenen physikalischen Ersatzmodell „n10phy“ wurden auch eine Reihe von linearen, zeitdiskreten, nicht-physikalischen Modellen verschiedener Ordnung mithilfe der PBSIDopt-Methode identifiziert. Im Gegensatz zur Systemidentifizierung im Frequenzbereich mit der ML-Methode arbeitet PBSIDopt mit Zeitbereichsdaten und resultiert in linearen, zeitdiskreten Black-Box Zustandsraummodellen. Black-Box Zustandsraummodelle weisen unstrukturierte, voll besetzte Systemmatrizen auf und die Zustandsvariablen haben keine physikalische Bedeutung. PBSIDopt stellt weniger restriktive Anforderungen an die Modellanregung, also die geflogenen Systemidentifizierungsmanöver: Für PBSIDopt müssen keine einachsigen Frequenzsweeps genutzt werden, die Modellanregung kann auch mehrachsig mit aktiver Regelung erfolgen. PBSIDopt benötigt keine vordefinierte Modellstruktur und auch keine Anfangswerte der Modellparameter, wie bei dem physikalischen Modell erforderlich; es werden im Gegensatz eine Vielzahl von Modellen identifiziert und aus der Modellschar ein oder mehrere gute Modelle ausgewählt. In der Vergangenheit konnte die PBSIDopt Methode sehr gute Modellgüte und Anwendbarkeit für den ACT/FHS und u.a. die Bell 412 nachweisen, siehe dazu u.a. [67, 63, 64, 66, 52]. Eingeführt und ausführlich beschrieben wurde die PBSIDopt Systemidentifizierungsmethode in [9, 8, 10].

Mit der PBSIDopt Methode wurden zwei Modellvarianten identifiziert, die sich in der Anzahl ihrer Ein- und Ausgänge unterscheiden: Reduzierte Modelle („cycl“), die nur die zyklischen Steuer als Eingang und neben den Mastmomenten nur die Nick- und Rollrate als Ausgang besitzen

$$\begin{aligned}u_{k,cycl} &= (\delta_x \quad \delta_y)^T \\ y_{k,cycl} &= (p \quad q)^T \\ z_{k,cycl} &= (m_c \quad m_s)^T.\end{aligned}\quad (6.14)$$

Die zyklischen Ersatzmodelle berücksichtigen folglich nur die signifikanten Hauptachsen der Hauptrotorgrößen. Die zyklischen Modelle wurden mit Modellordnungen von $n_x = 8$ und $n_x = 10$ erstellt. Daneben wurden auch komplexere Modelle („full“) mit $n_x \in \{ 8, 10, 12, 14 \}$ identifiziert, die ähnlich wie das physikalische Modell sämtliche zur Verfügung stehenden Ein- und Ausgänge berücksichtigen

$$\begin{aligned} u_k &= (\delta_x \quad \delta_y \quad \delta_p \quad \delta_0)^T \\ y_k &= (u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta)^T \\ z_k &= (m_c \quad m_s)^T. \end{aligned} \quad (6.15)$$

Die Bezeichnungen der verschiedenen identifizierten Modelle, die im folgenden weiter untersucht werden, setzt sich aus der Modellordnung gefolgt von „phy“, „cycl“ bzw. „full“ zur Kennzeichnung der Modellart bzw. -komplexität zusammen.

Bewertung der identifizierten Modelle

Tabelle 6.7 gibt einen Überblick über die im weiteren Verlauf verwendeten Modellvarianten. Neben den Modellnamen und -dimensionen sind zentrale Metriken aus der Modellvalidierung aufgelistet: der Root-Mean-Square Fehler (rms-Fehler, J_{rms}), der Index-of-Agreement (d_1) und die Kosten im Frequenzbereich (J_{ave} , auch „Tischlerkosten“) jeweils separat für die Starrkörpergrößen (RB) und die Rotormastmomente (MM). Die Definitionen der Fehlermaße und weiterführende Informationen finden sich u.a. in [65]. Zu beachten ist, dass rms-Fehler und Tischlerkosten möglichst klein, der Index-of-Agreement hingegen für gute Performance möglichst nahe bei 1 liegen soll. Einen visuellen Eindruck der normierten Modellfehlerwerte vermittelt Abbildung 6.23, dabei bezeichnen kleine Modellfehler eine höhere Modellgüte. Entsprechend ist in Abbildung 6.23 nicht d_1 , sondern $1 - d_1$ aufgetragen.

Tabelle 6.7.: Modellfehler der identifizierten Modelle für Validierungsdaten bei 60 Knoten Vorwärtsflug

Modell	n_u	n_y	n_x	$J_{\text{rms,RB}}$	$J_{\text{rms,MM}}$	$d_{1,\text{RB}}$	$d_{1,\text{MM}}$	$J_{\text{ave,RB}}$	$J_{\text{ave,MM}}$
n8cycl	2	4	8	2,54	307,4	0,854	0,735	171,0	123,4
n10cycl	2	4	10	2,21	233,6	0,886	0,755	87,3	70,2
n8full	4	10	8	2,52	199,6	0,814	0,700	277,3	506,4
n10full	4	10	10	2,43	175,1	0,826	0,747	196,5	111,5
n12full	4	10	12	2,56	168,2	0,827	0,755	200,7	83,5
n14full	4	10	14	2,57	180,2	0,796	0,713	329,6	61,8
n10phy	4	10	10	2,02	254,6	0,829	0,644	134,2	388,1

In der Bewertung muss man die zyklischen Modelle von den vollständigen Modellen bzw. dem physikalischen Ersatzmodell unterscheiden. Erstere wurden nur auf einem reduzierten Datensatz validiert, da hier weniger Ausgänge zur Verfügung stehen. Hier ergibt sich ein erwartbares



Abbildung 6.23.: Visualisierung der Modellvalidierungsergebnisse aus Tabelle 6.7

Resultat: Das Modell n10cycl mit zehn internen Zuständen schneidet in jeder Hinsicht besser ab als das Modell n8cycl mit nur acht internen Zuständen.

Weniger eindeutig fällt die Beurteilung der vollständigen Modelle aus. Zunächst lässt sich feststellen, dass das physikalische Modell n10phy die Starrkörperdynamik am besten vorhersagt ($J_{rms,RB}$ bzw. $1 - d_{1,RB}$ sind klein). Die Mastmomentendynamik hingegen wird am besten durch die nicht-physikalischen Modelle n10full, n12full und n14full modelliert (siehe $J_{rms,MM}$ bzw. $1 - d_{1,MM}$). Hier schneidet das physikalische Modell neben n8full am schlechtesten ab. Die Bodediagramme in Abbildung 6.24 bestätigen diesen Eindruck: Das Modell n8full zeigt auf allen Achsen deutliche Abweichungen zu dem gemessenen Verhalten. Das physikalische Modell n10phy zeigt insbesondere auf der Nebenachse lateral-zyklisches Steuer δ_y auf longitudinales Mastmoment m_c deutliche Schwächen. Auch im niederfrequenten Bereich weist n10phy meist größere Defizite auf. Im Anbetracht der geringen Anzahl von freien Parametern im physikalischen Modell (39 Parameter) gegenüber den nicht-physikalischen Modellen (n10full mit 158 Parametern) ist dies nicht überraschend.

Eine solche Modellbewertung kann nur erste Hinweise geben, von welchen Modellen nach einem Beobachterentwurf die besten Ergebnisse zu erwarten sind. Folgendes gilt es dabei zu bedenken: Der Beobachter soll die Mastmomente auf der Basis der Starrkörpergrößen vorhersagen. Zwar ist dafür voraussichtlich eine gute Modellierung der Mastmomente vorteilhaft, allerdings kann eine exakt modellierte Starrkörperdynamik nützlich sein, da sie beeinflusst, wie die Messwerte für die Schätzung verrechnet werden. Auch ist nicht klar, welche Modellordnung notwendig ist, zumal der Beobachter für einen möglichst großen Flugbereich gültig sein soll. Kleinere Modelle weisen häufig eine höhere Robustheit auf, allerdings oftmals auf Kosten der Modellgüte. Möglicherweise sind daher bereits die rein zyklischen Modelle eine gute Wahl für

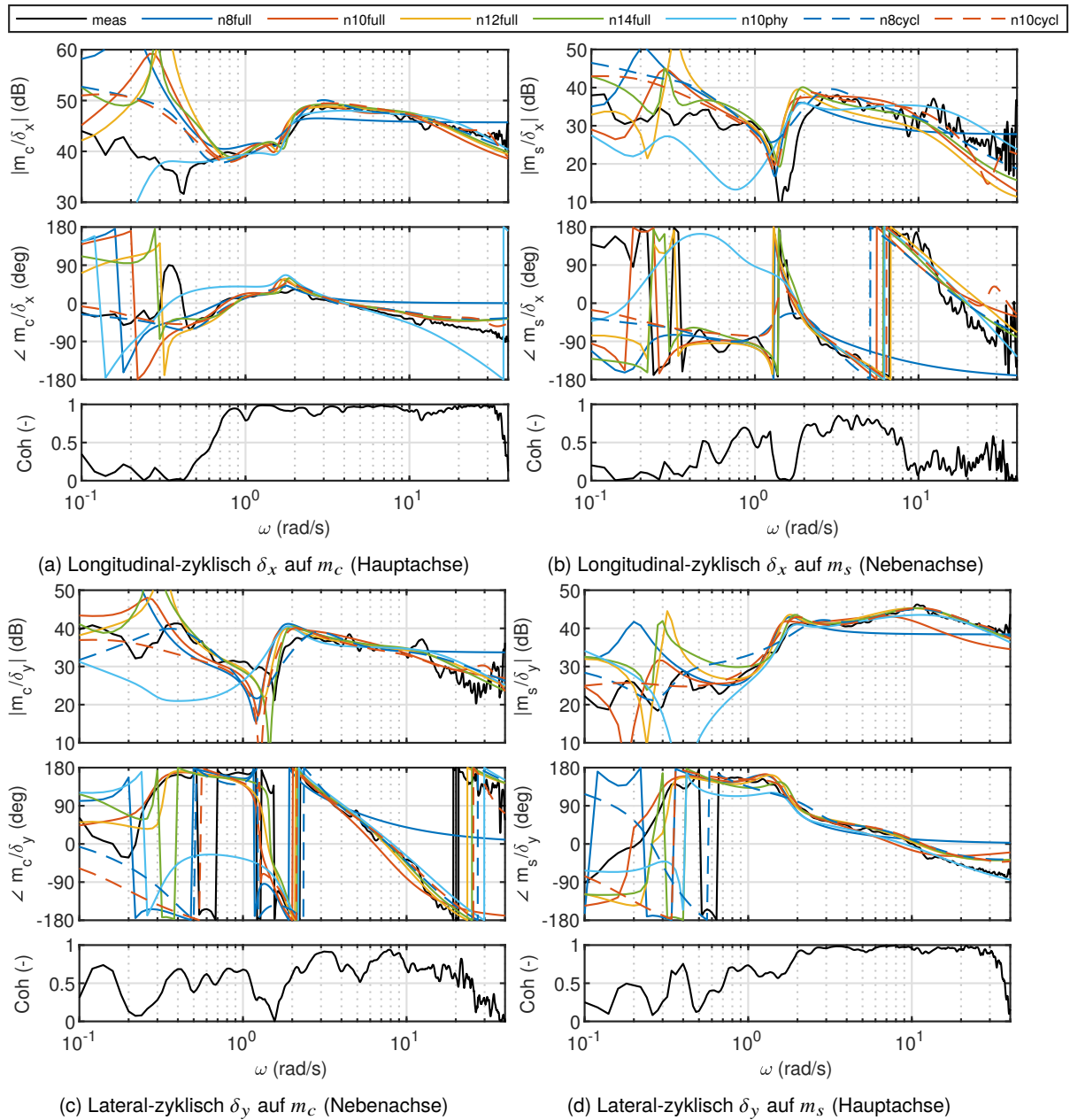


Abbildung 6.24.: Übertragungsfunktionen der Modelle im Vergleich zum gemessenen Frequenzgang („meas“)

den Beobachterentwurf. Abschließend kann also auf Basis der hier gezeigten Modellbewertung nicht sicher das „beste“ Modell für den Beobachterentwurf in AP 4.3.3 ausgewählt werden. Aus diesem Grund wird in AP 4.3.4 eine Kreuzvalidierung für die Beobachter aus allen identifizierten Modelle durchgeführt und darauf basierend ein Beobachter ausgewählt.

Dieses Arbeitspaket wurde im Berichtszeitraum 2019-II abgeschlossen. Nach der ersten Bewertung der damit entworfenen Beobachter wurden im späteren Verlauf auch die identifizierten Modelle aktualisiert, um neuen Erkenntnissen Rechnung zu tragen. Der hier aufgezeigte Stand spiegelt dabei die finalen Modelle wieder.

6.4.3. AP 4.3.3 Schätzung der Hauptrotorzustände

Das Ziel dieses Arbeitspakets ist es, einen Schätzalgorithmus zu entwickeln, der es erlaubt die Rotormastmomente, die derzeit über eine teure und aufwendig installierte Rotormessanlage gemessen werden, anhand von herkömmlichen Messgrößen aus der Hubschrauberzelle zu schätzen (siehe Abbildung 6.25). Der Schätzalgorithmus wird als Beobachter entworfen. Beobachter benötigen im Gegensatz zu den identifizierten Modellen aus vorigem Abschnitt keine Startwerte, die in der Praxis im Allgemeinen und insbesondere für nicht-physikalische Modelle nur sehr schwer oder gar nicht zu ermitteln sind. Ferner bieten Beobachter mehr Flexibilität im Umgang mit Störeinflüssen und können diese sowie Modellfehler in gewissem Rahmen kompensieren oder abmildern. Ein Beobachter besteht im Wesentlichen aus einer Kopie des Systems bzw. der Modellgleichungen zuzüglich eines Korrekturterms, der die Schätzung auf der Grundlage von Messungen ggf. anpasst. Der Beobachter ist damit ein dynamisches System mit einer eigenen Dynamik.

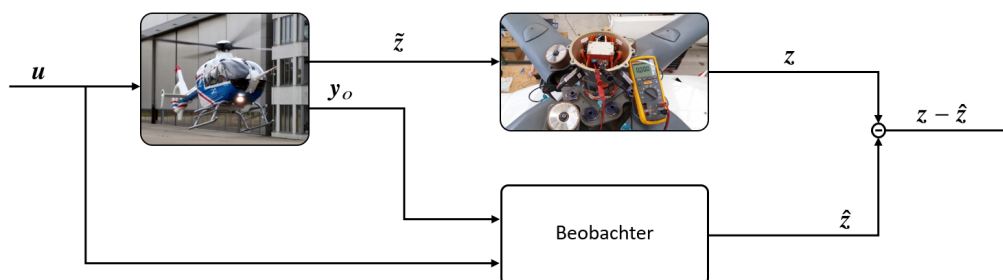


Abbildung 6.25.: Schema zur Wirkungsweise des Beobachters

Für den Entwickler stellt sich nun die Frage, wie die Beobachterdynamik ausgelegt werden soll und welche Entwurfsmethode dafür am geeignetsten ist. Die verbreitetsten drei Entwurfsmethoden sind die Polvorgabe, die H_2 -Optimierung bzw. der Kalmanfilterentwurf und die H_∞ -Optimierung. Wäre die gewünschte Beobachterdynamik bereits bekannt, wäre die Polvorgabe ein probates Mittel, um den Beobachter auszulegen. Allerdings ist die Wunschkennlinie hier nicht

bekannt und daher ist man auf eine Optimierung angewiesen, um sie zu bestimmen. In einem solchen Rahmen ist das Polvorgabeverfahren ungeeignet, da es auf komplizierte, nichtlineare Nebenbedingungen für die Optimierung führt. Beim H_∞ -Entwurf handelt es sich selbst um ein komplexes Optimierungsverfahren, das eine übergeordnete Optimierung der zugehörigen Entwurfsparameter ebenfalls nicht sinnvoll erscheinen lässt.² Damit kommt nur der Beobach-
terentwurf als Kalmanfilter in Frage.

Kalmanfilter sind weit verbreitet. Neben der reinen Rekonstruktion von nicht messbaren Zustandsgrößen kommen sie auch beim Reglerentwurf und bei der Sensordatenfusion zum Einsatz. Es gibt zahlreiche Erweiterungen des Kalmanfilterdesigns. In seiner einfachsten Form lässt sich die Problemstellung wie folgt beschreiben: Gegeben sind lineare Modellgleichungen in der Form (6.9). Es wird davon ausgegangen, dass die Systemdynamik aufgrund von Modellierungsfehlern und nicht modellierbarer Störeinflüsse nur ungenau bekannt ist und berücksichtigt dies in den Entwurfsgleichungen für das Kalmanfilter durch die Größe w_k , die weißes, mittelwertfreies Prozessrauschen mit Kovarianzmatrix $\mathbb{E}(w_k w_k^T) = W \in \mathbb{R}^{n_x \times n_x}$ modelliert und über die Matrix B_2 auf die Änderung der Zustandsgrößen wirkt. Daneben wird angenommen, dass die zur Schätzung (online) verfügbaren Messgrößen $y_{o,k}$ mit Messrauschen v_k behaftet sind, das ebenfalls als weißes, mittelwertfreies Messrauschen mit Kovarianzmatrix $\mathbb{E}(v_k v_k^T) = V \in \mathbb{R}^{n_{y_o} \times n_{y_o}}$ modelliert wird. Ferner wird im Folgenden angenommen, dass die Rauschprozesse voneinander unabhängig sind, dass also $\mathbb{E}(w_k v_k^T) = 0$ gilt. Die Entwurfsgleichungen für das Kalmanfilter lauten demnach

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= Ax_k + B_1 u_k + B_2 w_k \\ y_{o,k} &= C_1 x_k + D_1 u_k + v_k \\ z_k &= C_2 x_k + D_2 u_k. \end{aligned} \quad (6.16)$$

Abhängig vom betrachteten Modelltyp umfasst der Eingang u_k entweder nur die zyklischen Steuer nach Gleichung (6.14) oder alle vier Pilotensteuer nach Gleichung (6.10) bzw. (6.15). Um diejenigen Ausgangsgrößen zu kennzeichnen, die tatsächlich für die Onlineschätzung verwendet werden, wird die Notation $y_{o,k}$ eingeführt. Für die reduzierten, zyklischen Modelle sind das nur die Nick- und Rollrate

$$y_{o,k,cylc} = (p \quad q)^T, \quad (6.17)$$

für alle übrigen Modelle die Hauptachsengrößen sowie die Lagewinkel

$$y_{o,k} = (w \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta)^T. \quad (6.18)$$

Zu den Mastmomenten im Ausgang wird kein Rauschterm addiert, da das Ziel darin besteht, die Messungen der Rotormessanlage samt Messfehlern durch den Beobachter zu schätzen. Der Ausgang z_k umfasst für alle Modelltypen stets das longitudinale und laterale Mastmoment.

Für die zeitdiskrete Implementierung des Beobachters wird hier die a-posteriori Formulierung gewählt. Sie gewährleistet, dass die Ausgangsschätzung bereits vom aktuellen Messwert Ge-

²Genauer gesagt: Beim H_∞ -Entwurf werden Matrixungleichungen gelöst, die im Gegensatz zum H_2 -Entwurf, wo nur Matrixgleichungen gelöst werden, ein Ableiten und Auflösen nach Differentialen nicht mehr erlauben.

brauch macht, und liest sich wie folgt

$$\begin{aligned}
 \hat{x}_{k+1|k} &= A\hat{x}_{k|k} + B_1 u_k, \quad \hat{x}_0 = 0 \\
 \hat{x}_{k|k} &= \hat{x}_{k|k-1} + L(y_{o,k} - C_1 \hat{x}_{k|k-1} - D_1 u_k) \\
 \hat{y}_{o,k|k} &= C_1 \hat{x}_{k|k} + D_1 u_k \\
 \hat{z}_{k|k} &= C_2 \hat{x}_{k|k} + D_2 u_k.
 \end{aligned} \tag{6.19}$$

Wie bereits erwähnt, handelt es sich bei den Beobachtergleichungen um eine Kopie der Modellgleichungen zuzüglich eines Korrekturterms, der die Schätzung im Falle von Abweichungen zwischen Messung und geschätztem Ausgang korrigiert. Die Entwurfsaufgabe besteht nun darin, die für den Korrekturterm notwendige Beobachterverstärkungsmatrix $L \in \mathbb{R}^{n_x \times n_{y_o}}$ passend zu bestimmen. Das Ziel ist dabei einzig und allein den Ausgang z_k , d.h. die Mastmomente, möglichst gut zu rekonstruieren - die Qualität der Rekonstruktion der übrigen Zustände und Ausgänge spielt für die Lösung der hier betrachteten Problemstellung keine Rolle. Für eine Referenzzeitreihe z_k mit $k = 0, \dots, N$ lässt sich das Optimierungsproblem also wie folgt formulieren

$$\min_L F(\hat{z}(L)) = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^N \|z_k - \hat{z}_{k|k}\|^2 \tag{6.20}$$

sodass $A - ALC_1$ asymptotisch stabil ist.

Minimiert wird also der quadratische Fehler zwischen Referenz- und Schätzsignal. Bei der Matrix $A - ALC_1$ handelt es sich um die Dynamikmatrix des Beobachters; man erhält sie durch Einsetzen von $\hat{x}_{k|k}$ in die Gleichung für $\hat{x}_{k+1|k}$.

Die Suche nach geeigneten Kovarianzmatrizen bzw. Tuningparametern bleibt im Rahmen dieser Arbeit auf folgende Strukturen beschränkt.

Annahme 1 Die Matrix W sei positiv definit und werde durch eine invertierbare Matrix S gemäß $W = SS^T$ parametrisiert. Folgende Fälle werden unterschieden

- *DIAG*: $B_2 = I$ und $S \in \mathbb{R}^{n_x \times n_x}$ ist diagonal,
- *BTRIA*: $B_2 = B_1$ und $S \in \mathbb{R}^{n_u \times n_u}$ als obere Dreiecksmatrix,
- *TRIA*: $B_2 = I$ und $S \in \mathbb{R}^{n_x \times n_x}$ als obere Dreiecksmatrix.

Darüber hinaus sei V stets diagonal und positiv definit.

Die Wahl von W wird durch die Cholesky-Faktorisierung motiviert und garantiert so Symmetrie und positive Definitheit. Im Fall BTRIA wird das Prozessrauschen als Eingangsstörung modelliert und die für den Beobachterentwurf relevante Kovarianzmatrix $B_2 S (B_2 S)^T$ ist für die hier

betrachteten Modelle singular. Die Kovarianzmatrix P des Zustandsschätzfehlers $x_k - \hat{x}_{k|k}$ wird über die Lösung der Riccati-Gleichung

$$P = APA^T - APC_1^T (C_1 PC_1^T + V)^{-1} (APC_1^T)^T + B_2 WB_2^T \quad (6.21)$$

beschrieben. Für eine Lösung $P = P^T > 0$ wird die gesuchte Beobacherverstärkung L durch

$$L = PC_1^T (C_1 PC_1^T + V)^{-1} \quad (6.22)$$

bestimmt. Das klassische Resultat kann wie folgt wiedergegeben werden, siehe [32]:

Satz 1 Gleichung (6.21) ist eindeutig lösbar genau dann, wenn (A, C_1) entdeckbar ist, $V > 0$, $B_2 WB_2^T \geq 0$ und $(A, B_2 S)$ keine nichtsteuerbaren Eigenwerte auf dem Einheitskreis besitzt. Falls dann $P > 0$ eine Lösung der Riccati-Gleichung ist, so ist $A - ALC_1$ stabil.

Alle Bedingungen des Satzes werden durch die getroffenen Annahmen erfüllt. Sofern die Kovarianzmatrizen in Gleichung (6.16) exakt bekannt sind, ermöglicht das Kalmanfilter die Schätzung des Systemzustands x_k mit minimaler Varianz. Diese Eigenschaft überträgt sich auf die Systemausgänge, sodass in diesem Fall auch Problem (6.20) gelöst wäre, wenn die Prozessmittelwerte \bar{z} und \tilde{z} identisch wären. In der Praxis sind die genauen Statistiken der Rauschprozesse oftmals nicht bekannt. Damit geht auch die Optimalität des Schätzers verloren. Dennoch liefert ein solcher Entwurfsansatz gute und brauchbare Ergebnisse. Das übliche Vorgehen ist dann, dass die Kovarianzmatrizen W und V eher als Tuningparameter aufgefasst werden, die geeignet zu wählen sind. Wie genau das geschehen kann, hängt auch vom Anwendungsfall ab; hier gibt es kein allgemeingültiges Vorgehen. So ist man bspw. bei der Verwendung für eine Reglerauslegung eher an der Reglerperformance interessiert und weniger an der physikalisch korrekten Rekonstruktion der internen Modellzustände. Für den klassischen Fall der Zustandsrekonstruktion auf Basis von Onlinemessungen gibt es Heuristiken, die versuchen, die jeweiligen Kovarianzmatrizen zu schätzen. Solche Heuristiken basieren ihrerseits jedoch oftmals auf Voraussetzungen, die in der Praxis nur schwer zu überprüfen oder nicht zutreffend sind. Im nächsten Abschnitt wird ein Verfahren zur direkten Optimierung der Beobacherverstärkung vorgestellt. Im darauf folgenden Abschnitt wird zu Vergleichszwecken ein anderes heuristisches Verfahren kurz vorgestellt und anhand zweier Beispiele im letzten Abschnitt dieses Kapitels mit dem ersten Verfahren verglichen.

Direkte Optimierung

Das Problem (6.20) kann auch durch eine direkte Optimierung gelöst werden. In diesem Fall werden die Matrizen W und V als schlichte Tuningparameter aufgefasst, verlieren so aber ihre stochastische Bedeutung. Dies ist hier unkritisch, ist doch die Modellierung von Modelldefiziten

als weiße Rauschprozesse ohnehin fraglich. Trotzdem vereinfacht die Formulierung des Beobachters als Kalmanfilter das quadratische Optimierungsproblem aus Gleichung (6.20), da die Stabilität des Beobachters durch obigen Satz (samt getroffener Annahmen) bereits garantiert wird.

Für eine gute Performance der Optimierung ist wesentlich, dass Ableitungen der Zielfunktion dem Optimierer mit hoher Genauigkeit zur Verfügung gestellt werden können. Für die Berechnung der Ableitungswerte ist lediglich der Funktionswert sowie die bekannten Ketten- und Produktregeln für Matrizen notwendig, siehe dazu auch [41]. Eine solche Vorgehensweise wird allgemein als automatisches Differenzieren (AD) bezeichnet. Sie kombiniert die Auswertungsschnelligkeit des Differenzenquotienten mit der Präzision symbolischer Ableitungen. Die relevanten Ausdrücke und Formeln wurden explizit für CORINNE hergeleitet und in [11] ausführlich dokumentiert, sodass deren Implementierung keine zusätzliche AD-Software erforderlich macht und gleichzeitig von der Auswertungsschnelligkeit profitiert werden kann.

Die Optimierungsvariablen ξ_i sind die Elemente von S und V , d.h.

$$\xi := (\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n) := (s_{11}, s_{12}, \dots, s_{n_S, n_S}, v_{11}, \dots, v_{n_{y_o}, n_{y_o}}), \quad (6.23)$$

wobei n die Anzahl der Optimierungsvariablen und $n_S \in \{n_x, n_u\}$ die Dimension der Zeilen bzw. Spalten von S ist, d.h. $n = n_x + n_{y_o}$ im Fall DIAG, $n = \frac{1}{2}(n_u + 1)n_u + n_{y_o}$ im Fall BTRIA und $n = \frac{1}{2}(n_x + 1)n_x + n_{y_o}$ im Fall TRIA.

Für Probleme dieser Art, in deren Lösungsprozess Differentialgleichungen wiederholt ausgewertet werden müssen, ist es ratsam, den Gradienten der Zielfunktion mit analytischer Genauigkeit zur Verfügung zu stellen [44]. Das ist hier dank der Riccati-Gleichung auch möglich. Die Berechnung des Gradienten der Kostenfunktion $F(\hat{z}(\xi)) = F(\hat{z}(\xi_1, \dots, \xi_n))$ wurde in [11] für die Herleitung komponentenweise ausgeführt.

Durch geeignete Nebenbedingungen in der Optimierung (s.u.) ist zu gewährleisten, dass S und V stets invertierbar sind. Dann erfüllen die Matrizen W und V in jedem Iterationsschritt die Voraussetzungen zur Berechnung der eindeutigen Lösung P der algebraischen Riccati-Gleichung. In jedem Schritt steht somit eine eindeutig bestimmbare Verstärkung L zur Verfügung, die die Beobachterdynamik stabilisiert. Die stabile Beobachterdynamik ihrerseits erlaubt die eindeutige Lösung der zeitdiskreten Lyapunov-Gleichung und ermöglicht folglich, zusammen mit P , L und den partiellen Ableitungen von W und V , die Berechnung sämtlicher Ableitungen bis hin zum Gradienten der eigentlichen Zielfunktion. Das heißt, die Ableitung der Riccati-Gleichung kann in ihrer Lösung P mit analytischer Genauigkeit bestimmt werden (Kenntnis von P vorausgesetzt), ohne über einen geschlossenen analytischen Ausdruck der Lösung P bzw. ihrer Ableitung zu verfügen.

Nichtsdestotrotz handelt es sich bei der direkten Optimierung von Gleichung (6.20) immer noch um ein nicht-konvexes Optimierungsproblem. Das heißt, im Allgemeinen werden nur lokale Optima gefunden. Neben der expliziten Berechnung des Gradienten gibt es weitere Aspekte, die auf die praktische Lösbarkeit des Problems Einfluss haben. Auf diese wird in [11] im Detail eingegangen.

Auch wenn im Allgemeinen nur lokale Optima gefunden werden können, so geschieht dies mit der oben vorgestellten Implementierung doch auf konsistente und reproduzierbare Weise. Um das zu illustrieren, wurde beispielhaft das Modell $n10cycl(BTRIA)$ auf einem Turbulenzdatensatz für 100 verschiedene Startwerte optimiert. Abbildung 6.26 zeigt die dabei erzielten, mittleren quadratischen Fehlerwerte (Mean Squared Error, MSE) der Kostenfunktion aufsteigend sortiert und aufgetragen über dem Index der Startwerte. Man erkennt deutlich die vier lokalen Optima, wobei das kleinste darunter - mangels besserer Alternativen - hier als globales Optimum aufgefasst werden kann. Das Modell $n10cycl(BTRIA)$ besitzt nur fünf Tuningparameter. Es ist jedoch klar, dass bei wachsender Anzahl von Tuningparametern und Datensätzen die lokalen Optima nicht mehr so klar und eindeutig voneinander abgegrenzt werden können.

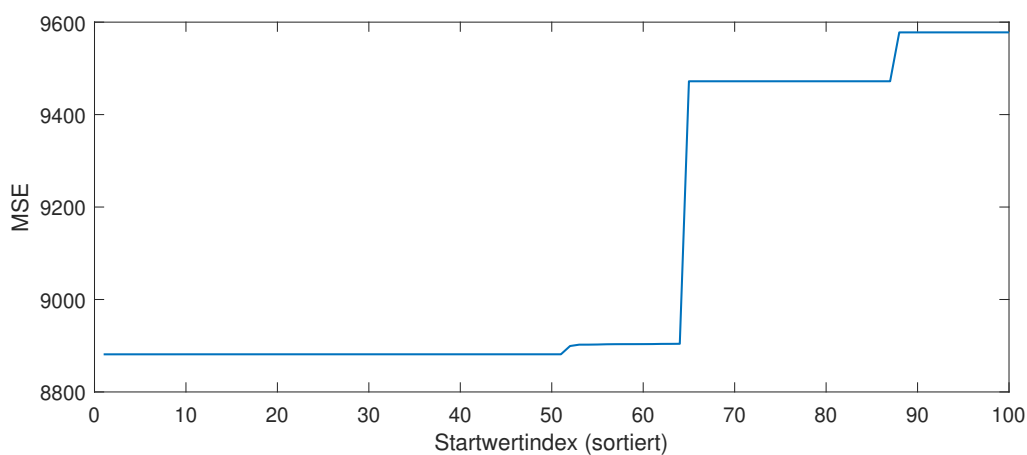


Abbildung 6.26.: Optimierte und sortierte Kostenfunktionswerte des Modells $n10cycl(BTRIA)$ für einen Turbulenzdatensatz mit 100 Startwerten

Autocovariance-Least-Squares-Tuning als alternativer Ansatz

Klassische Tuningmethoden beruhen darauf, die i.d.R. unbekanntes Kovarianzmatrizen W und V anhand der Messdaten genauer zu bestimmen. Das Kalkül dahinter: Sind für eine lineare Systemdynamik die Kovarianzmatrizen genauer bekannt, verbessern sich auch die Zustands- und Ausgangsschätzungen des linearen Kalmanfilters. Die statistische Optimalität des Kalmanfilters und die zugrunde liegenden Zusammenhänge machen sich dabei viele Methoden zunutze. Sie lassen sich grob in vier Kategorien unterteilen: Bayes-Methoden, Maximum-Likelihood-Methoden, Covariance-Matching-Methoden und Korrelationsmethoden, siehe [38, 12]. Methoden der ersten beiden Kategorien können zu sehr großen Rechenzeiten führen und sind deshalb oftmals uninteressant. Covariance-Matching-Methoden können zu verzerrten Schätzungen der tatsächlichen Kovarianzmatrizen führen, was häufig nicht erwünscht ist. Bei Korrelationsmethoden sind beide Aspekte weniger problematisch. All diesen Methoden ist jedoch gemein, dass der Tuningmechanismus nicht ohne Weiteres zusätzliche, nur offline zur Verfügung stehende

Daten berücksichtigen kann.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde als ein Vertreter der Korrelationsmethoden das Autocovariance-Least-Squares-Tuning (ALS) näher untersucht. Ausschlaggebend hierfür waren zahlreiche Publikationen [38, 1, 42, 69, 4], darunter auch zwei Dissertationen [37, 43], in denen dieses Verfahren erweitert und an chemischen Reaktoren getestet wurde, sowie eine von den Autoren zur Verfügung gestellte Toolbox [33], in die die vorgeschlagenen Erweiterungen fortwährend eingearbeitet wurden.

Die Methode sei im Folgenden kurz skizziert. Das Autocovariance-Least-Squares-Tuning geht davon aus, dass für einen initialen Kalmanfilterentwurf bereits initiale, aber suboptimale Schätzungen für W und V zur Verfügung stehen. Damit ist der Schätzfehler stabil und erlaubt so die Berechnung der Autokovarianz des Ausgangsfehlers bzw. Messfehlers auf zwei verschiedene Arten: einmal theoretisch über die bekannten Prozesskovarianzen und einmal signalbasiert über einen Autokovarianzschätzer. Der Fehler zwischen beiden Berechnungsarten kann für eine Neubestimmung der Kovarianzmatrizen über ein Least-Squares-Problem genutzt werden. Dabei garantiert eine Nebenbedingung die positive (Semi-)Definitheit der beiden gesuchten Matrizen. Das resultierende Problem ist konvex und kann somit effizient gelöst werden. Die so bestimmten Kovarianzmatrizen können dann für einen erneuten, verbesserten Kalmanfilterentwurf verwendet werden. Man kann ferner zeigen, dass die ALS-Lösung unter gewissen Voraussetzungen gegen die tatsächlichen Rauschkovarianzen konvergiert. In [11] wurde die ALS-Methode für die Nutzung in CORINNE im Detail angepasst und dokumentiert. Im Folgenden soll lediglich der Vergleich zwischen der gewählten direkten Optimierung und der ALS-Methode gezeigt werden.

Vergleich von direkter Optimierung und ALS-Methode

Dieser Abschnitt dient dazu, einige Aspekte der oben beschriebenen Methoden an zwei Beispielen zu veranschaulichen. Das erste Beispiel ist eine leicht abgewandelte Variante des Beispiels aus [38]. Die Systemdynamik ist hierfür wie folgt gegeben:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \begin{pmatrix} 0.1 & 0 & 0.1 \\ 0 & 0.2 & 0 \\ 0 & 0 & 0.3 \end{pmatrix} x_k + \begin{pmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \end{pmatrix} w_k, \quad x_0 = \begin{pmatrix} 10 \\ 10 \\ 10 \end{pmatrix} \\ y_{o,k} &= (0.1 \quad 0.2 \quad 0) x_k + v_k \\ z_k &= (0 \quad 0 \quad 0.1) x_k. \end{aligned} \tag{6.24}$$

Hierbei bezeichnet y_o wieder den für den Beobachter online zur Verfügung stehenden, messbaren Systemausgang und z den Ausgang, dessen Schätzperformance (mithilfe von gemessenen Referenzdaten) optimiert werden soll. Die mittelwertfreien, weißen Rauschprozesse w und v sind hier skalare Größen mit den Varianzen $W = 0.5$ und $V = 0.1$. Sie werden zur Erzeugung

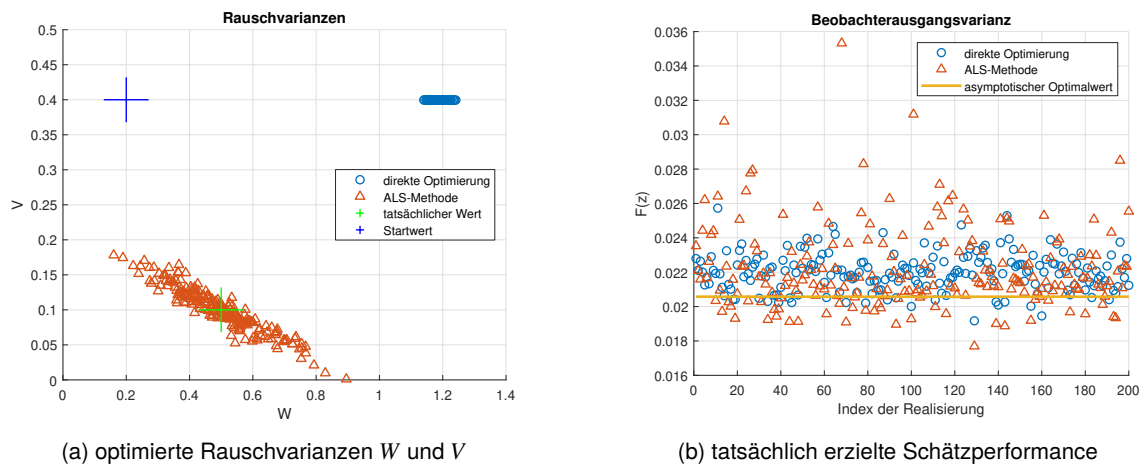


Abbildung 6.27.: Vergleich von direkter Optimierung und ALS-Methode für System (6.24) mit einem Startwert und 200 Wiederholungen

von Referenzdaten genutzt, sind aber natürlich für die Schätzalgorithmen unbekannt. Die theoretisch bestmögliche Schätzperformance bzw. -varianz, die für den Ausgang z asymptotisch erreicht werden kann, liegt bei $J_z = 0.0206$.

Im ersten Beispiel besteht der Referenzdatensatz aus 200 Simulationsdurchläufen mit einer Länge von jeweils 1000 Datenpunkten und es wird angenommen, dass für die unbekanntenen Varianzen die Schätzwerte $W = 0.2$ und $V = 0.4$ zur Verfügung stehen. Abbildung 6.27 zeigt die Ergebnisse. Wie man anhand der linken Grafik erkennt, ist die ALS-Methode in der Lage die Rauschvarianzen im Rahmen gewisser Streuungen korrekt zu bestimmen. Die Streuung ist bei der direkten Optimierung wesentlich geringer, der Wert für V verharrt beim Startwert und insgesamt werden die Varianzen nicht richtig geschätzt. Beim Blick auf die rechte Grafik stellt man allerdings fest, dass die direkte Optimierung dennoch eine vergleichbare Performance wie die ALS-Methode liefert und tendenziell eine etwas geringere Streuung aufweist.³

Als eine Variante dieses Beispiels soll nun mit *nur einem* Simulationsdurchlauf (wieder mit einer Länge von 1000 Datenpunkten), dafür aber mit 200 zufällig über dem Intervall $[0.01, 10]$ logarithmisch gleichverteilt (siehe Ende Abschnitt 6.4.3 unter 6.) gezogenen Startwerten für W und V gerechnet werden. Abbildung 6.28 zeigt die Ergebnisse. Wie man an der linken Grafik erkennt, variieren die durch die ALS-Methode bestimmten Varianzwerte kaum, die direkte Optimierung findet hingegen fast für jeden Startwert ein neues, lokales Optimum. Für die Beobachterperformance in der rechten Grafik bedeutet das, dass die Ergebnisse der direkten Optimierung

³Die Tatsache, dass unter Umständen sogar vereinzelt eine bessere als die theoretisch bestmögliche Performance erreicht werden kann, erklärt sich wie folgt: Der theoretische Optimalwert gibt den Grenzwert der Fehlervarianz für unendlich viele Wiederholungen des obigen Zufallsexperiments (bei bekannten Rauschvarianzen) an. D.h. mit steigender Anzahl an Wiederholungen konvergiert der Mittelwert der Beobachteraussgangsvarianzen allmählich gegen den theoretischen Optimalwert. Selbst beim für dieses Problem optimalen Kalmanfilter können die Beobachterfehler für einzelne Realisierungen also auch etwas über oder unter dem Optimalwert liegen.

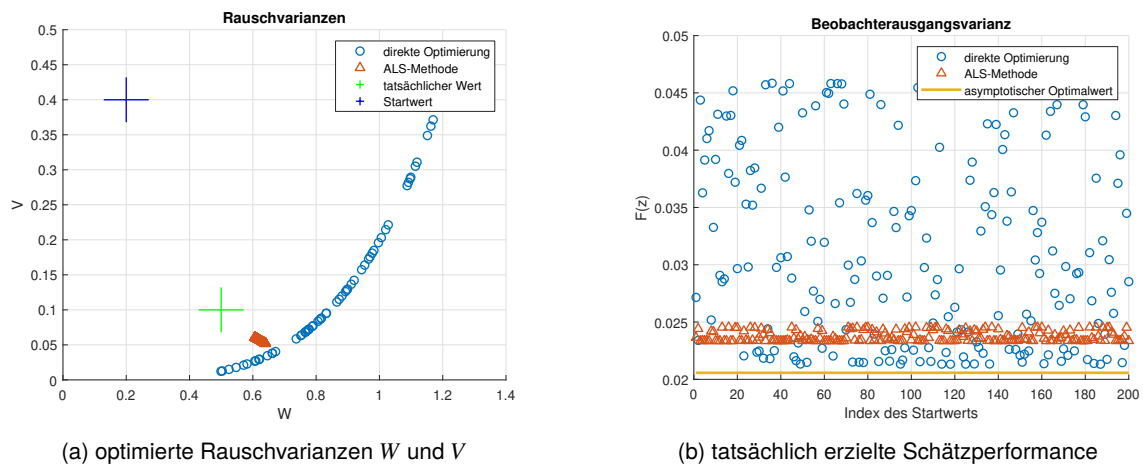


Abbildung 6.28.: Vergleich von direkter Optimierung und ALS-Methode für System (6.24) mit 200 Startwerten und einem Referenzdatensatz

stärker streuen, aber potentiell so auch das theoretische Optimum besser erreichen können. Die Schätzergebnisse, die mit der ALS-Methode erzielt werden, weisen eine geringere Varianz auf, bleiben aber etwas weiter vom Optimum entfernt.

Im zweiten Beispiel sollen die Methoden mit Daten des ACT/FHS mit dem Ziel der Mastmomentenschätzung erprobt und verglichen werden. Als Beobachterentwurfsmodell wird hierfür das nicht-physikalische Modell n12full verwendet. Die Referenzdaten bestehen aus insgesamt fünf Runs, darunter 3211-Manöver in der Roll- und der Gierachse, Sprünge in der Nick- und Kollektivachse und ein Turbulenzflug (das entspricht der dritten Spalte in Tabelle 6.8). Die Kovarianzmatrizen werden als diagonal angesetzt und die Optimierung wird insgesamt 200 Mal für verschiedene Startwerte dieser Matrizen wiederholt. Abbildung 6.29 zeigt die Schätzperformance der optimierten Beobachter für beide Methoden. Mit der direkten Optimierung lassen sich konsistent niedrige Performancewerte erzielen, die Varianz in den Schätzergebnissen ist vergleichsweise gering. Die Ergebnisse der ALS-Methode wirken im Vergleich dazu recht willkürlich, die Performancewerte liegen oft um ein bis zwei Größenordnungen über denen der direkten Optimierung, auch wenn vereinzelt ähnlich gute Ergebnisse erzielt werden können.

Fazit der Beobachterausslegung

Für theoretische Probleme geringer Komplexität kann die ALS-Methode sehr gut funktionieren, wie die obigen Beispiele zeigen. In günstigen Fällen können die unbekanntenen Rauschvarianzen aus den Daten mit hoher Genauigkeit rekonstruiert bzw. geschätzt werden. Für kompliziertere Systeme können allerdings auch hier die Kovarianzmatrizen nicht mehr eindeutig bestimmt werden. Die ALS-Methode sieht leider, wie auch andere Tuningmethoden, keinen Mechanismus vor, um mit offline zur Verfügung stehenden Daten die Schätzung weiter zu verbessern. Für lineare

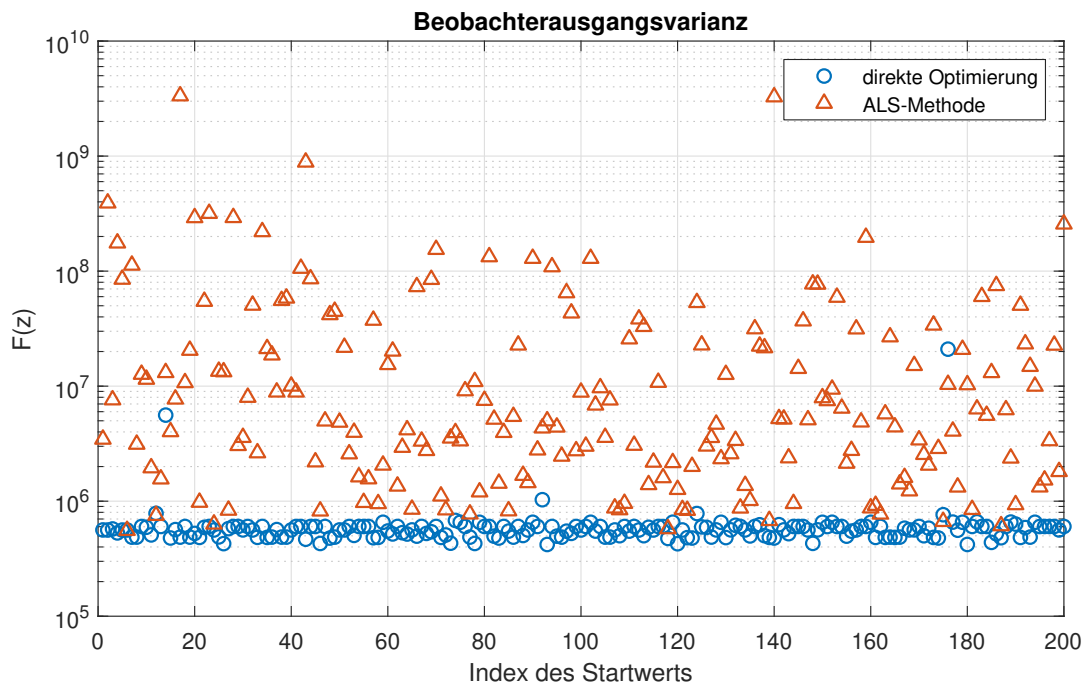


Abbildung 6.29.: Vergleich der mit direkter Optimierung bzw. der ALS-Methode erzielten Beobachterperformance für ACT/FHS-Daten

Systemdynamiken ist das auch theoretisch nicht erforderlich. Bei der direkten Optimierung ist es hingegen leicht möglich, zusätzlich zur Verfügung stehende Daten in die Berechnung eines optimierten Beobachters einfließen zu lassen. Dieser Ansatz lässt die hinter dem Kalmanfilter stehenden stochastischen Zusammenhänge allerdings ungenutzt und man darf daher selbst für einfachste Beispiele nicht erwarten, dass die optimierten Tuningparameter gegen die tatsächlichen Rauschmatrizen konvergieren. Bei dem oben diskutierten, linearen Beispielsystem kann mit dieser Methode dennoch eine ähnliche Performance wie mit der ALS-Methode erzielt werden, auch wenn in solchen Fällen aus theoretischer Sicht letzterer der Vorzug zu geben wäre.

Angewendet auf echte Flugversuchsdaten tritt jedoch ein deutlicher Unterschied zwischen beiden Methoden zutage. Die theoretischen Voraussetzungen, auf denen die ALS-Methode fußt, brechen hier weg: das Systemmodell ist zwar linear, die (Mess-) Daten mögen aber nichtlineare Dynamiken enthalten, die Systemverläufe können instationär sein und/oder die Ergodizität der Signale ist nicht mehr gewährleistet. Der einzig sinnvolle Weg mit der ALS-Methode brauchbare Ergebnisse zu erzielen, scheint möglichst viele Startwerte zu testen und einen „Glückstreffer“ zu landen, auch wenn dies durch die Methodik selbst nicht motiviert wird. Ferner ist die ALS-Methode in der hier verwendeten Implementierung aus [33] auf die Optimierung von diagonalen Kovarianzmatrizen beschränkt. Optimierungsdurchläufe mit anderen Matrixstrukturen lieferten keine brauchbaren Ergebnisse (Matrixelemente werden zu NaN oder Inf) oder mussten vorzeitig abgebrochen werden.

Im Gegensatz dazu basiert die direkte Optimierung auf weniger Voraussetzungen und ist losgelöst von jeglicher stochastischer Interpretation für sich betrachtet immer sinnvoll und möglich. Hier sind prinzipiell beliebige Kovarianzmatrixstrukturen optimierbar und auf den ACT/FHS-Daten liefert diese Methode konsistent gute Schätzergebnisse für die Rotormastmomente. Einschränkung sei hier noch erwähnt, dass die bisher gezeigten Ergebnisse eher der bestmöglichen Performance entsprechen, da die Bewertung auf den zur Optimierung verwendeten Daten beruht. In der Praxis wird die Performance etwas schlechter sein. Das wird genauer im nächsten Kapitel 6.4.4 zu AP 4.3.4 beleuchtet.

Mit der theoretischen Grundlage für die Beobachterausslegung wurde dieses Arbeitspaket im Berichtszeitraum 2020-I mit einem beispielhaften Beobachter abgeschlossen. Der finale Entwurf und die Validierung eines Beobachters fand in AP 4.3.4 statt, siehe folgenden Abschnitt.

6.4.4. AP 4.3.4 Validierung und Tuning der Filter für die Schätzung der Hauptrotorzustände

Datenauswahl, Kreuzvalidierung und Modellauswahl

Für die Beobachterausslegung stehen mehrere Modelle verschiedener Güte und Komplexität zur Verfügung. In Kombination mit den vorgestellten Rauschmodellstrukturen *DIAG*, *BTRIA* und *TRIA* ergeben sich daraus eine Vielzahl von möglichen Beobachterstrukturen unter denen eine Struktur sinnvoll ausgewählt werden muss. Ein möglicher Lösungsansatz für ein solches Modellauswahlproblem besteht in der Durchführung einer Kreuzvalidierung, um eine Beobachterstruktur mit einer möglichst performanten und gleichzeitig robusten Vorhersage der Mastmomente auszuwählen. Das Schema in Abbildung 6.30 zeigt, welche Datenmengen für die Kreuzvalidierung und nachgelagerten Validierungen benutzt und unterschieden werden. Die bisherigen Untersuchungen zur Modellauswahl beschränken sich auf den Vorwärtsflug bei 60 Knoten, daher ist die Grundmenge an Daten, aus denen geschöpft werden kann, vergleichsweise überschaubar. Es stehen ca. 2 h von insgesamt knapp 13,5 h an Flugdatenaufzeichnung zur Verfügung, von denen jedoch etwa eine Stunde aufgrund von Redundanz aussortiert werden muss.

Die Flugdaten werden zunächst - unabhängig von der beabsichtigten Kreuzvalidierung - in drei Mengen unterteilt: ein Trainingsset (links) und zwei Testsets (Mitte und rechts in Abbildung 6.30). Das Trainingsset bezeichnet diejenigen Daten, die während der Optimierung zur Bestimmung der Matrizen W und V als Referenzdaten verwendet werden. Es umfasst unterschiedliche Manöver, wie z.B. Sprünge und 3211-Mehrfachsprungeingaben in allen Achsen, Ausschnitte aus ruhigem und turbulentem Vorwärtsflug, von variabler Dauer (von ca. 6 s bis ca. 45 s Länge). Diese Daten wurden manuell selektiert. Dabei wurde darauf geachtet, dass sie die ganze Bandbreite möglicher Flugzustände möglichst gut widerspiegeln. Um den Rechenaufwand für die Beobachteroptimierung (insbesondere bei vollbesetzter Tuningmatrix W) in Grenzen zu halten, sollte die Gesamtlänge dieser Aufzeichnungen nicht zu groß sein. Hier beträgt sie etwa 15 min.

Das Testset 1 wird hier eingeführt, um einen zusätzlichen Auswahlprozess im Hinblick auf die verschiedenen Startwerte der Optimierung zu ermöglichen. D.h. welcher der vielen geschilderte Multi-Start-Strategie erzeugten, lokal optimalen Beobachter die beste Performance erzielt, entscheidet sich nicht anhand des Trainingssets, sondern anhand des bis dahin für die Beobachter unbekanntes Testsets 1. Es umfasst ähnliche Manöver wie die Trainingsmenge (mit größerem Anteil an Routineflugdaten) und ist mit einer Gesamtlänge von ca. 10 min etwas kleiner als das Trainingsset.

Das Testset 2 umfasst Sweepdaten für alle Steuerachsen sowie ruhigen und turbulenten Vorwärtsflug, spielt aber für die Optimierungen und den Modellauswahlprozess keine Rolle. Es wird ausschließlich für die Evaluation genutzt. Mit einer Gesamtdauer von etwa 35 min ist es der größte Datensatz.

In Kapitel 6.4.3 wurde die Beobachteroptimierung nur für einen einzigen Datensatz behandelt. Um der Situation in diesem Kapitel Rechnung zu tragen, wird die Notation wie folgt erweitert. Der Wert der Kostenfunktion in Gleichung (6.20) hängt genau genommen vom ausgewählten Referenzdatensatz z_{ref} ab. Um die einzelnen Datensätze ausgleichend gegeneinander zu gewichten, wird die Kostenfunktion ferner mit der Länge des Datensatzes skaliert, de facto also der sogenannte MSE (Mean Squared Error) berechnet. Es sei

$$F(\hat{z}(L); z_{ref}) := \frac{1}{N_{ref} + 1} \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{N_{ref}} \|z_{ref,k} - \hat{z}_{k|k}\|^2. \quad (6.25)$$

Die Kostenfunktion für eine Referenzdatenmenge T wird über den Mittelwert der MSEs bestimmt

$$\frac{1}{|T|} \sum_{z_{ref} \in T} F(\hat{z}(L); z_{ref}). \quad (6.26)$$

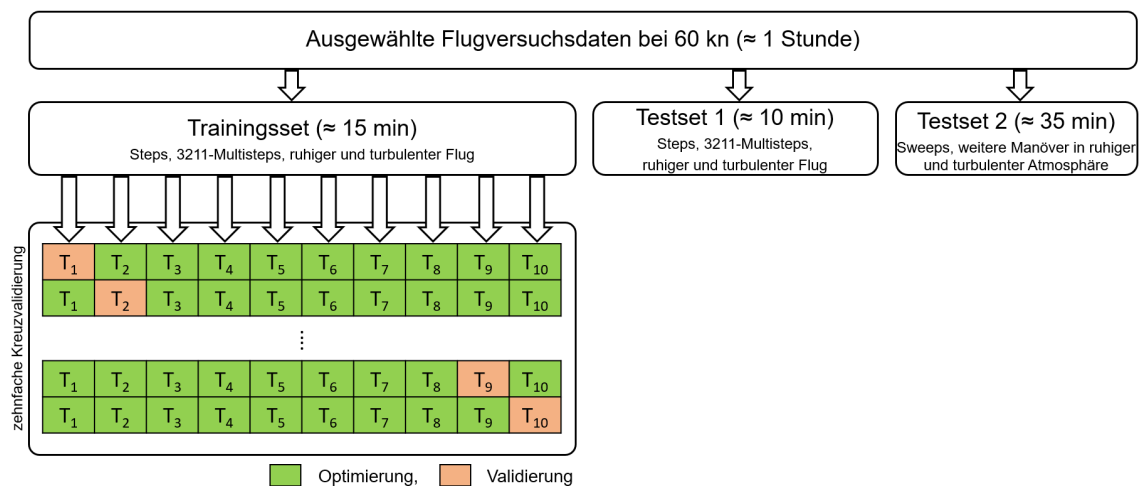


Abbildung 6.30.: Übersicht zur Einteilung und Verwendung der Flugdaten für die Kreuzvalidierung

Wie in Abbildung 6.30 angedeutet, wird das Trainingsset für die Kreuzvalidierung in zehn Teilmengen von jeweils ca. 90 s Länge T_1, \dots, T_{10} eingeteilt. Diese Teilmengen bestehen aus mehreren, kuratierten Datenausschnitten. Tabelle 6.8 liefert einen genaueren Einblick in die konkrete Zusammenstellung der Teilmengen. Es handelt sich hier um eine zehnfache Kreuzvalidierung, d.h. es gibt insgesamt zehn Durchläufe, wobei im i -ten Durchlauf auf der Menge $\{T_1, \dots, T_{10}\} \setminus T_i$ optimiert und auf der Menge T_i validiert wird. Der Optimierungs- und Validierungsprozess wird pro Durchlauf im Rahmen der Multi-Start-Strategie 100 Mal mit jeweils unterschiedlichen Startwerten für den Optimierer wiederholt, um die Chancen auf ein „möglichst gutes“ lokales Optimum zu erhöhen. Um der Tatsache, dass man mit dieser Strategie i.d.R. das *globale* Optimum nicht finden wird, etwas besser gerecht zu werden, wird zur Evaluierung eines Durchlaufs nicht der beste unter den 100 Validierungswerten gewertet, sondern stattdessen der Mittelwert über die besten 10 % der 100 Validierungswerte gebildet. Dieser Wert ist ein Maß dafür, welche optimale Performance mit der Multi-Start-Strategie erwartet werden kann. Jeder dieser Mittelwerte entspricht einem Kreuz in Abbildung 6.31. Der Mittelwert dieser Kreuze über alle zehn Durchläufe der Kreuzvalidierung kann als erwartbarer Prädiktionsfehler der jeweiligen Modellstruktur interpretiert werden.

Tabelle 6.8.: Zusammensetzung der für die Kreuzvalidierung erforderlichen Teilmengen des Trainingssets (Datensätze unterscheiden sich, trotz teilweiser identischer Manöverbeschreibungen)

T_1	T_2	T_3	T_4	T_5
3211, δ_x , (rechts)	3211, δ_x , (links)	3211, δ_x , (links)	3211, δ_x , (rechts)	Sprung, δ_x , (links)
3211, δ_y , (hoch)	3211, δ_y , (runter)	Sprung, δ_y , (hoch)	Sprung, δ_y , (runter)	3211, δ_y , (hoch)
3211, δ_p , (links)	3211, δ_p , (rechts)	3211, δ_p , (rechts)	Sprung, δ_p , (rechts)	3211, δ_p , (links)
3211, δ_0 , (runter)	3211, δ_0 , (hoch)	Sprung, δ_0 , (runter)	3211, δ_0 , (runter)	Sprung, δ_0 , (hoch)
Turbulenz, Lvl. 2	Turbulenz, Lvl. 2	Turbulenz, Lvl. 2	Turbulenz, Lvl. 3	Turbulenz, Lvl. 4
Turbulenz, Lvl. 3	Turbulenz, Lvl. 3			
T_6	T_7	T_8	T_9	T_{10}
Sprung, δ_x , (rechts)	Sprung, δ_x , (links)	Sprung, δ_x , (rechts)	Sprung, δ_y , (runter)	Sprung, δ_y , (hoch)
3211, δ_y , (runter)	Sprung, δ_0 , (runter)	Sprung, δ_p , (links)	Sprung, δ_0 , (hoch)	Sprung, δ_p , (rechts)
Sprung, δ_p , (links)	Routineflug	Routineflug	Routineflug	Routineflug
3211, δ_0 , (hoch)	Turbulenz, Lvl. 4	Turbulenz, Lvl. 5	Turbulenz, Lvl. 5	Turbulenz, Lvl. 6
Turbulenz, Lvl. 5	Turbulenz, Lvl. 4	Turbulenz, Lvl. 4	Turbulenz, Lvl. 3	Turbulenz, Lvl. 3

Im Allgemeinen kann festgehalten werden, dass die Kreuzvalidierungsergebnisse, dargestellt in Abbildung 6.31, einen ähnlichen Trend aufweisen wie die Modellvalidierungsmetriken $J_{\text{rms,MM}}$ und $d_{1,\text{MM}}$ in Abbildung 6.23 auf Seite 46. Das ist plausibel, da $J_{\text{rms,MM}}$ und die Kostenfunktion in Gleichung (6.20) recht ähnlich sind. Die Starrkörpervalidierungsmetriken hingegen scheinen keine guten Indikatoren für die erwartbare Beobachterperformance zu sein. Die beste Beobachterperformance wird von den PBSIDopt-Modellen höherer Ordnung n12full und n14full erreicht. Sie erzielen nicht nur die geringsten Mittelwerte, sondern auch die geringsten Varianzen in ihren Schätzungen. Man darf daher annehmen, dass sie ihre mittlere Performance regelmäßiger und robuster erreichen können. Etwas überraschend ist, dass selbst die reduzierten, zyklischen Modelle in ihrer Performance das physikalische Modell übertreffen. Das schlechte Abschneiden des physikalischen Modells hängt vermutlich von den bereits in Abschnitt 6.4.2 erwähnten, unzureichend genau modellierten Nebenachsenantworten ab. Auch die Struktur der Tuning-

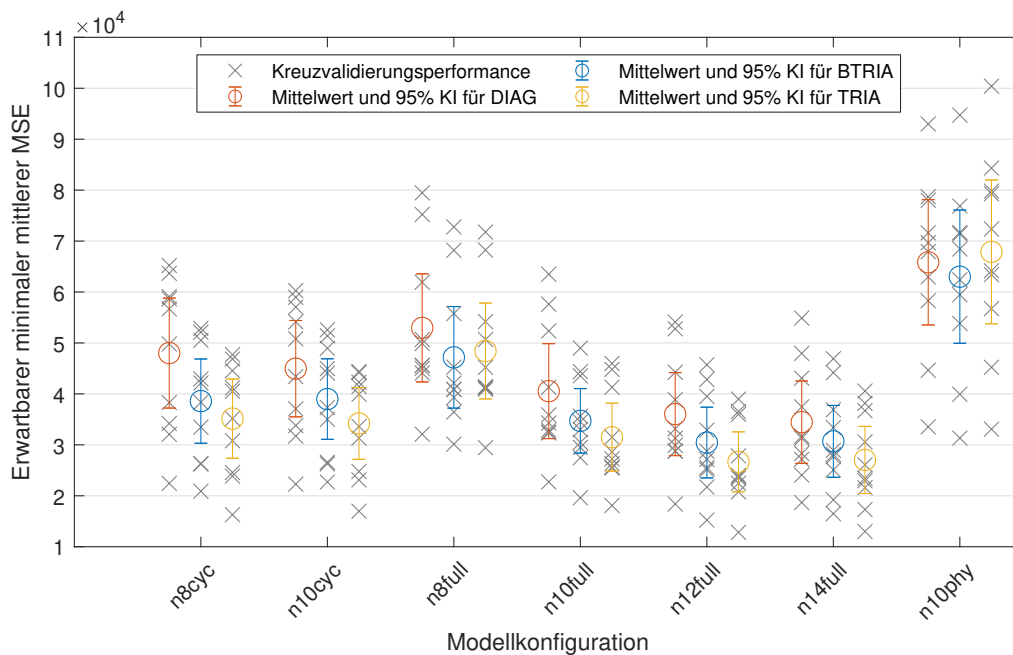


Abbildung 6.31.: Kreuzvalidierungsergebnisse

matrizen trägt ihren Teil zur Beobachterperformance bei. Wie sich zeigt, ist die häufig verwendete, da strukturell einfache, diagonale Tuningmatrix die schlechteste Wahl unter den drei hier betrachteten Strukturen. So wird mit n10cycl(BTRIA) immer noch eine bessere Performance erzielt als mit n12full(DIAG), obwohl ersterer Beobachter nur über fünf Tuningparameter und vier Eingänge (δ_x , δ_y , p , q), letzterer hingegen über 15 Tuningparameter und zehn Eingänge (δ_x , δ_y , δ_p , δ_0 , w , p , q , r , ϕ , θ) verfügt. Bemerkenswert ist außerdem, dass die Struktur BTRIA trotz ihrer wenigen Parameter sehr gute Performanzerwerte erzielt. Das ist ein Hinweis darauf, dass genauere Untersuchungen von zum Beobachtertuning geeigneten Strukturen durchaus lohnenswert sein können. Insgesamt lässt sich aber festhalten, dass die Güte der Entwurfsmodelle bereits gute Anhaltspunkte für die Trends bei der Beobachterperformance liefert.

Auf Basis der Kreuzvalidierungsergebnisse werden zwei Modellstrukturen für die weitere Auswertung in den folgenden zwei Abschnitten ausgewählt: n10cycl(TRIA) und n14full(TRIA). Die Optimierung der final gewählten Beobachterstruktur läuft nun wie folgt ab: Die Matrizen W und V werden für 1000 verschiedene Startwerte auf dem gesamten Trainingsset wiederholt optimiert. Unter diesen 1000 so entworfenen Beobachtern wird nun derjenige ausgewählt, der auf dem Testset 1 das beste Ergebnis gemäß Gleichung (6.26) erzielt.

Abbildung 6.32 beleuchtet diese Vorgehensweise genauer. Hier sind die im Training erzielten mittleren MSE-Werte über den Startwertindex aufsteigend aufgetragen. Die Sortierungen für die Beobachter n10cycl(TRIA) und n12full(TRIA) sind verschieden, aber für die Auswertung des jeweiligen Testsets 1 mit der des entsprechenden Trainingssets identisch. Es lassen sich

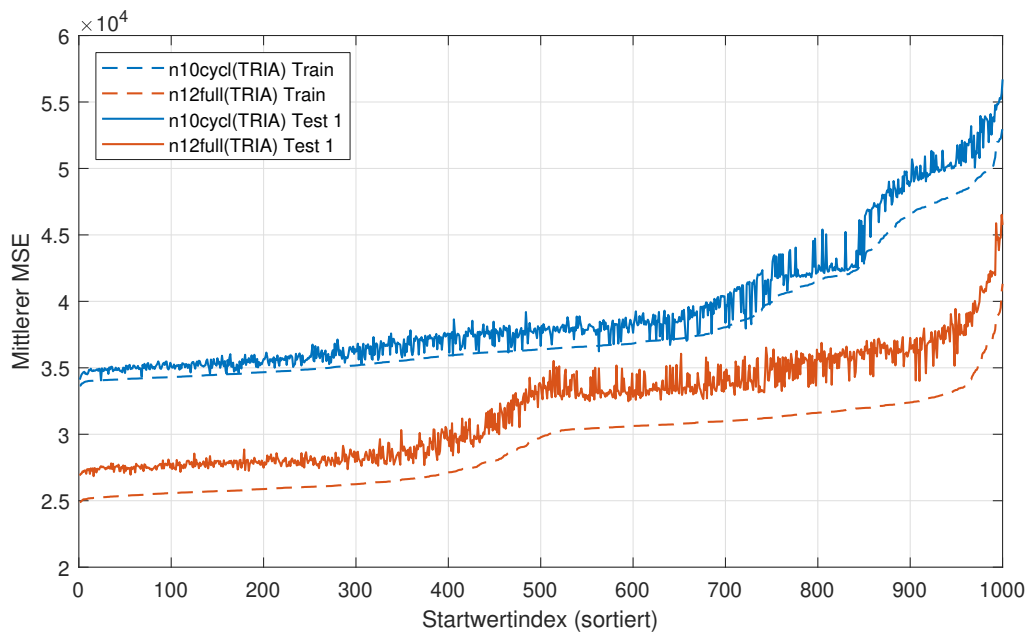


Abbildung 6.32.: Optimierte und sortierte mittlere MSE-Werte der Beobachterstrukturen n10cycl(TRIA) und n12full(TRIA) auf der Trainings- und Testmenge für 1000 Startwerte

folgende Beobachtungen festhalten: Für beide Beobachterstrukturen sind die Ergebnisse auf dem direkt optimierten Trainingsdatensatz besser als auf dem Testset 1. Das war zu erwarten, da das Testset 1 bisher nicht für die Optimierung verwendet wurde. Die Performance auf dem Testset 1 folgt dem Trend der Trainingsdaten, allerdings mit einem Offset und auch etwas „verrauschter“. Es fällt auf, dass dieser Offset bei n12full(TRIA) größer ist als bei n10cycl(TRIA). Das kann ein Hinweis auf eine Überanpassung (Overfitting) sein. Dass die Performancekurve auf dem Testset 1 nicht so glatt verläuft wie auf dem Trainingsset, kann auf die mangelhafte Identifizierbarkeit der Tuningparameter hindeuten. Auf dem Trainingsdatensatz können mehrere Parameterwerte zum selben Optimum führen. Sie liefern zwar dasselbe Ergebnis, sind aber nicht eindeutig bestimmbar. Auf dem Testset 1 können sich solche Parametervariationen innerhalb gewisser Grenzen stärker auswirken. Überraschend, aber erfreulich ist, dass die Performancevarianz auf dem Testset 1 gerade für die ersten Startwertindizes am geringsten ist. Das legt den Schluss nahe, dass es durchaus zulässig wäre, das Trainingsset und das Testset 1 für die Optimierung zusammenzulegen und den besten Beobachter nur auf Grundlage dieser Gesamtmenge auszuwählen. Damit würde sich der Gesamtprozess zur Beobachteroptimierung vereinfachen. Schließlich sei noch erwähnt, dass der Mittelwert der besten 10% der Performancewerte auf dem Testset 1 sehr gut zu den erwarteten minimalen Performancewerten aus der Kreuzvalidierung aus Abbildung 6.31 passt: die erwarteten minimalen Mittelwerte liegen laut Kreuzvalidierung bei $3.42 \cdot 10^4$ für n10cycl(TRIA) und bei $2.67 \cdot 10^4$ für n12full(TRIA), die berechneten minimalen Mittelwerte liegen bei $3.48 \cdot 10^4$ für n10cycl(TRIA) und bei $2.74 \cdot 10^4$ für n12full(TRIA). Das spricht grundsätzlich für die Ausgewogenheit der Trainings- und Validierungsdaten.

Auswertungen im Zeitbereich

Die Abbildung 6.33 zeigt die gemessenen (*meas*) und geschätzten Rotormastmomente für einen Ausschnitt von Flugversuchsdaten in turbulenter Atmosphäre bei 60 Knoten Vorwärtsflug. Beide Beobachter funktionieren hier ähnlich gut. Es gibt keine wahrnehmbaren Verzögerungen und auch große Signalamplituden werden mit den Beobachtern korrekt prädiert. Trotz der relativ großen äußeren Störungen durch das hohe Turbulenzlevel 6 nach der Turbulent Air Scale (vergleiche mit Tabelle 6.1 in Kapitel 6.1.1) werden gute Ergebnisse erzielt.

Die Abbildung 6.34 zeigt die gemessenen und geschätzten Mastmomente bei 60 Knoten im Kurvenflug. Zunächst ist auch hier die Schätzperformance gut, doch sobald die Kurve ab Sekunde 22 eingeleitet wird, beginnen Messungen und Schätzungen zu divergieren. Ein solches Verhalten ist erwartbar, da sich im Kurvenflug die Trimmbedingungen ändern und Modelle wie Beobachter bislang nur für den Vorwärtsflug entwickelt und optimiert wurden. Davon abgesehen wird der mittelfrequente Anteil der Dynamik von beiden Beobachtern immer noch gut vorhergesagt. Die Auswirkungen der veränderten Trimmelage auf die Rotormastmomentschätzung ist für $n10cycl(TRIA)$ weniger ausgeprägt als für $n12full(TRIA)$.

Die Abbildung 6.35 zeigt die Auswirkungen einer fehlerhaften Sensordatenfusion auf die Schätzung der Rotormastmomente. Ein Fehler in der Sensordatenverarbeitung führt in diesem Beispiel kurzzeitig zu einer falschen Berechnung von w . In der Folge kommt es bei $n12full(TRIA)$ zu einer falschen Schätzung insbesondere des longitudinalen Mastmoments m_c . Der Fehler wird über die folgenden 10 s langsam wieder abgebaut. Die Performance von $n10cycl(TRIA)$ bleibt davon hingegen gänzlich unberührt, da in die Schätzung hier neben den zyklischen Steuergrößen nur die gemessene Nick- und Rollrate einfließen. Solche Fehlerbetrachtungen können für die Auswahl eines Beobachters in der Flugregelung eine wichtige Rolle spielen.

Schließlich zeigen Abbildung 6.36 und Abbildung 6.37 die Signalverläufe der Rotormastmomente in turbulenter Atmosphäre für den Hover und für den Vorwärtsflug bei 90 Knoten. Insgesamt funktionieren beide Beobachter hier etwas schlechter als bei 60 Knoten und im Hover schlechter als bei 90 Knoten. Im Schnitt liefert der einfachere $n10cycl(TRIA)$ -Beobachter im Hover bessere Schätzwerte, der kompliziertere $n12full(TRIA)$ -Beobachter bei 90 Knoten. Ähnlich verhält es sich für andere Turbulenzdatensätze als die hier gezeigten. Diese Beobachtungen sind plausibel, wenn man bedenkt, dass Modelle wie Beobachter nur für 60 Knoten identifiziert und optimiert wurden. Der Flugzustand bei 90 Knoten ist demjenigen bei 60 Knoten noch recht ähnlich, die Dynamik im Hover unterscheidet sich jedoch deutlich von derjenigen im Vorwärtsflug.

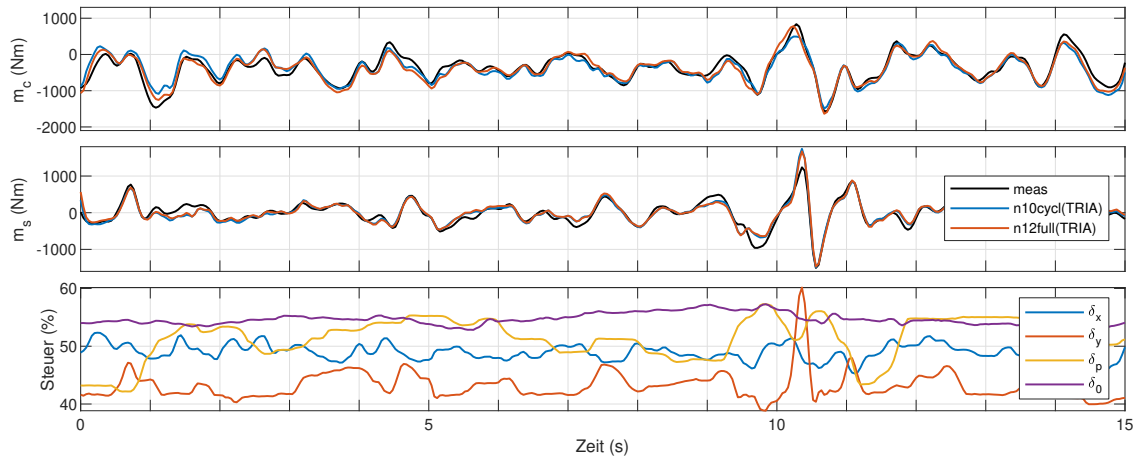


Abbildung 6.33.: Rotormastmomentschätzung für einen Turbulenzflug TS-Level 6 bei 60 Knoten

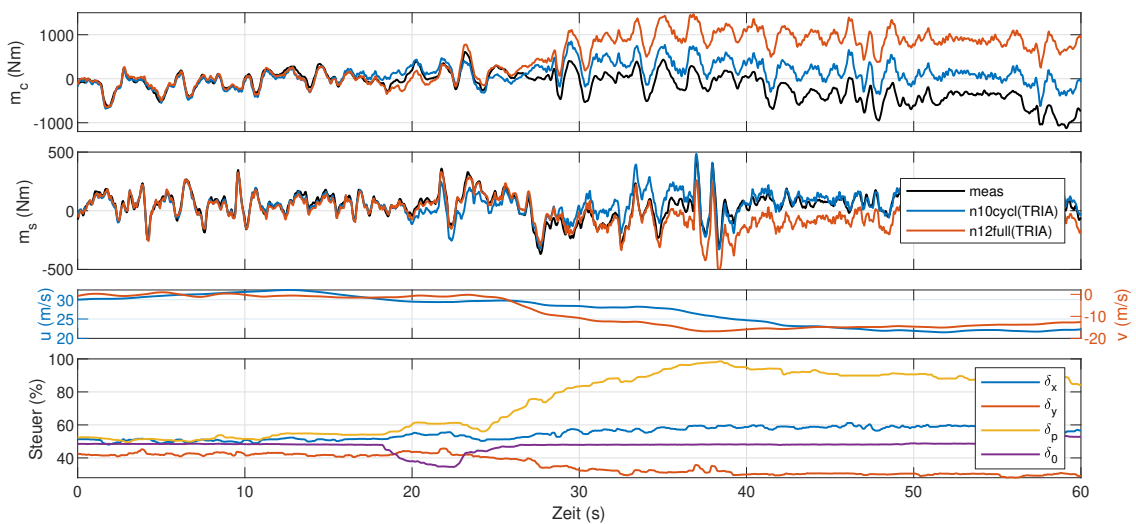


Abbildung 6.34.: Rotormastmomentschätzung für einen koordinierten Kurvenflug bei 60 Knoten

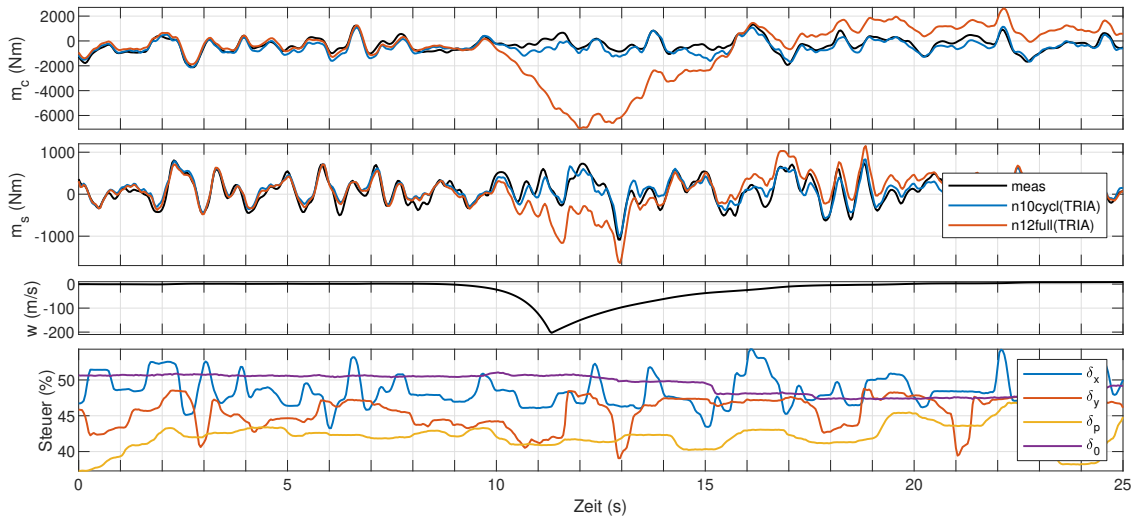


Abbildung 6.35.: Rotormastmomentschätzung bei fehlerhafter Sensordatenfusion für einen Turbulenzflug TS-Level 5 bei 60 Knoten

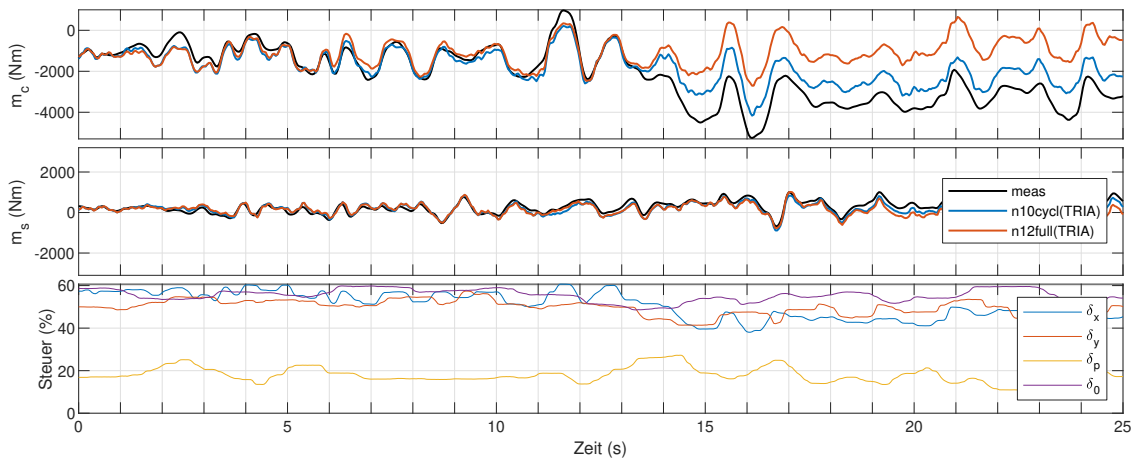


Abbildung 6.36.: Rotormastmomentschätzung für einen Turbulenzflug TS-Level 5 im Hover

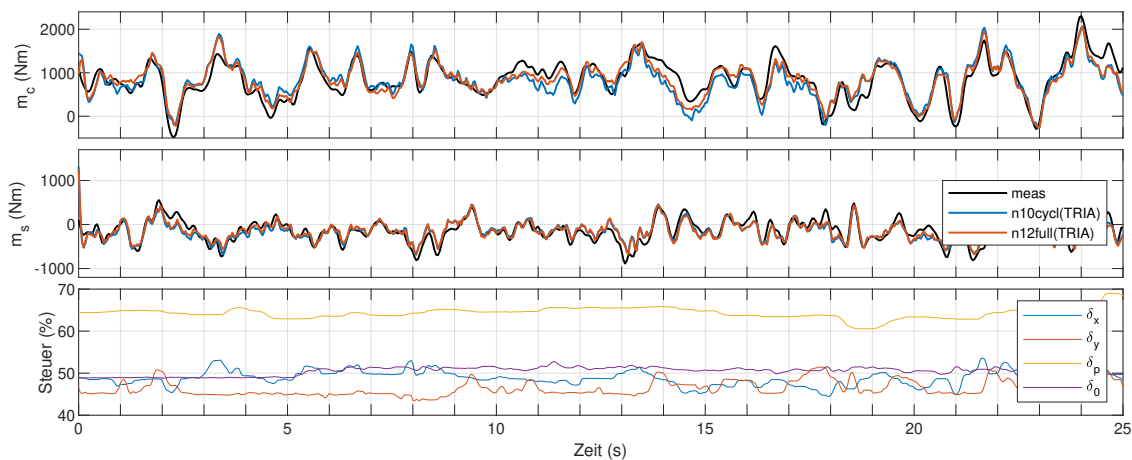


Abbildung 6.37.: Rotormastmomentschätzung für einen Turbulenzflug TS-Level 5 bei 90 Knoten

Auswertungen im Frequenzbereich

Für die Auswertung im Frequenzbereich wird die sogenannte Fehlerübertragungsfunktion von gemessenem auf geschätztes Signal

$$\epsilon_i(\omega) = \frac{\hat{z}_i(\omega)}{z_i(\omega)}, \quad i = 1, 2 \quad (6.27)$$

berechnet und im Bodediagramm aufgetragen. Im Idealfall hätte eine solche Fehlerübertragungsfunktion eine Amplitude von 0 dB und eine Phase von 0° . Die Fehlerübertragungsfunktion wird für sämtliche Manöver aus dem Testset 2 ermittelt. Für die Aussagekraft von Frequenzgängen ist die Kohärenz ein wichtiges Maß. Um die nachfolgenden Bodediagramme nicht zu überfrachten, wird die Kohärenzinformation in die Farbverläufe der Frequenzgänge kodiert: je schlechter die Kohärenz an einer bestimmten Frequenz, desto schwächer die Aussagekraft des Frequenzgangs und umso blasser die genutzte Farbe.

Abbildung 6.38 und Abbildung 6.39 zeigen die Fehlerübertragungsfunktionen der Beobachter bei 60 Knoten. In allen Fällen wird das Antwortverhalten auf den Hauptachsen im Bereich von 0,6 rad/s bis etwa 15 rad/s richtig geschätzt. Der größte Unterschied zwischen beiden Beobachtern kann im Bezug auf die Kollektivachse (in blau dargestellt) festgestellt werden. Gerade bei der Prädiktion des longitudinalen Mastmoments macht sich die Inklusion des Kollektivsteuers im n12full(TRIA)-Beobachter bemerkbar. Bei Sweeps im Kollektiv wird hier das Mastmoment mit einer ähnlichen Güte wie die Hauptachsenantwort geschätzt, wohingegen beim n10cycl(TRIA)-Beobachter die Amplitude stets unterschätzt wird und die Frequenzgänge allgemein eine etwas schlechtere Kohärenz für diese Anregung aufweisen. Für allen übrigen Manöver verhalten sich beide Beobachter ähnlich: tendenziell wird die Amplitude eher unterschätzt und die Phase eher überschätzt.

Abbildung 6.40 und Abbildung 6.41 zeigen die Fehlerübertragungsfunktionen der Beobach-

ter (optimiert bei 60 Knoten) für den Hover. Der Frequenzbereich, in dem die Schätzung des longitudinalen Mastmoments gut abgebildet wird, beginnt hier erst bei etwa 3 rad/s und damit etwas später als im Vorwärtsflug. Generell ist die Schätzung von n10cycl(TRIA) im niedrigen Frequenzbereich bis 2 rad/s derjenigen von n12full(TRIA) überlegen: die Kohärenz ist höher, Amplitude sowie Phase werden besser geschätzt. Bemerkenswert ist, dass der n12full(TRIA)-Beobachter den Kollektivsweep erkennbar schlechter schätzt als der n10cycl(TRIA)-Beobachter – ein Hinweis darauf, dass sich die Kollektivdynamik im Hover deutlich ändert.

Wie Abbildung 6.41 zu entnehmen ist, ähneln sich die Vorhersagen des lateralen Rotormastmoments im Hover bei beiden Beobachtern sehr stark. Im niedrigen Frequenzbereich bis 1 rad/s sind die Schätzungen sehr schlecht. Auffällig sind hier die sieben Frequenzgänge, darunter die Hauptachsensweeps in rot und der Kollektivsweep in blau, die auch im mittleren Frequenzbereich von 1 rad/s bis 7 rad/s eine größere Phasenabweichung aufweisen. Diese Daten stammen aus einer anderen Flugversuchskampagne, in der das Honeywell INS defekt war, was trotz einer Kompensation in der Sensordatenfusion ein möglicher Grund für das abweichende Verhalten sein könnte.

Schließlich zeigen Abbildung 6.42 und Abbildung 6.43 die Bodediagramme für den Vorwärtsflug bei 90 Knoten. Insgesamt ist hier die Streuung der Frequenzgänge, vor allem die der Hauptachsenantworten, deutlich größer als bei 60 Knoten. Bei der Schätzung des longitudinalen Rotormastmoments in Abbildung 6.42 macht sich die Berücksichtigung der Kollektivsteuereingaben in der Modellierung wieder positiv bemerkbar. Im niederfrequenten Bereich bis 0,7 rad/s funktioniert die Schätzung von n12full(TRIA) etwas besser. Davon abgesehen verhalten sich beide Beobachter wieder recht ähnlich. Die Schätzerperformance für das laterale Mastmoment ist bei beiden Beobachtern sehr ähnlich.

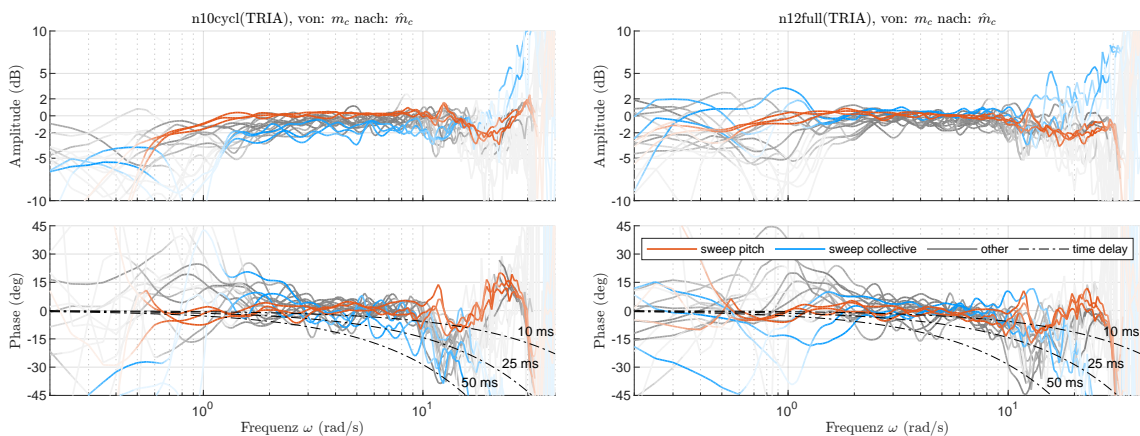


Abbildung 6.38.: Fehlerübertragungsfunktion für die Nickachse 60 Knoten, longitudinales Rotormastmoment

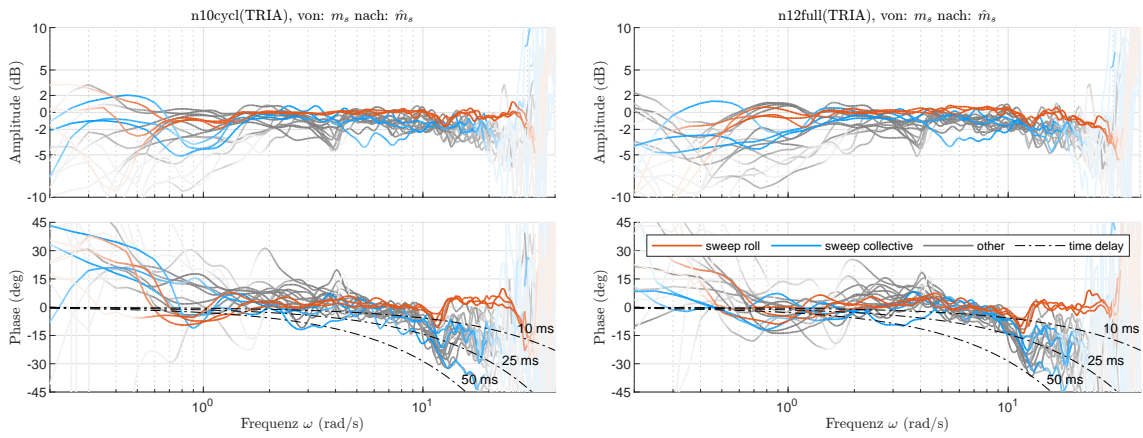


Abbildung 6.39.: Fehlerübertragungsfunktion für die Rollachse 60 Knoten, laterales Rotormastmoment

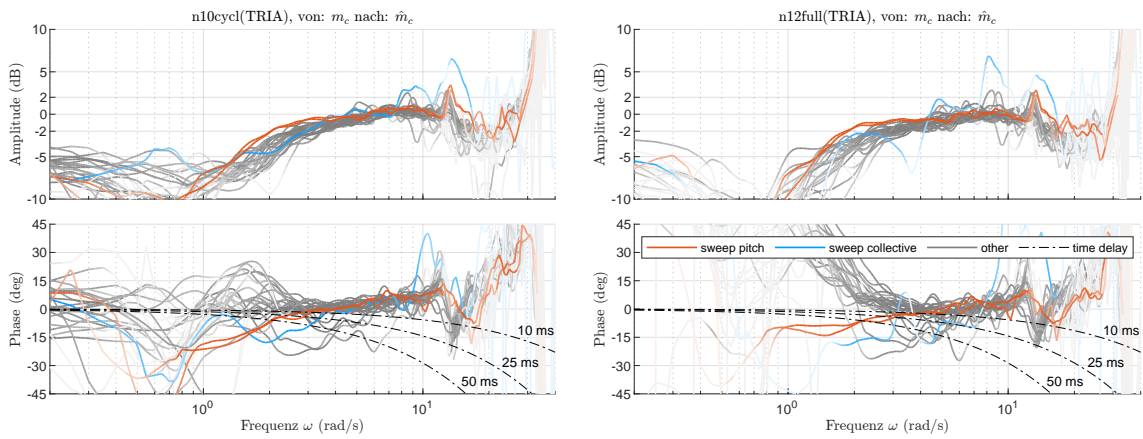


Abbildung 6.40.: Fehlerübertragungsfunktion für die Nickachse im Hover, longitudinales Rotormastmoment

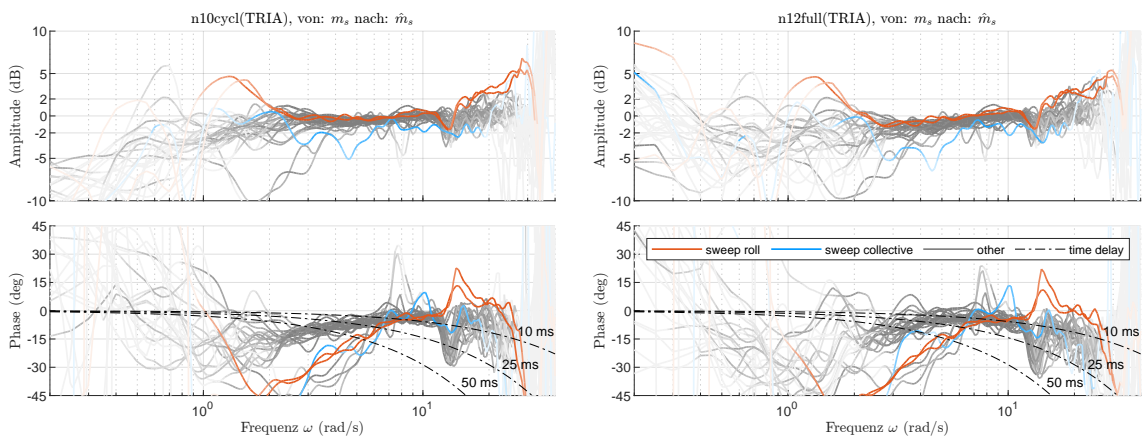


Abbildung 6.41.: Fehlerübertragungsfunktion für die Rollachse im Hover, laterales Rotormastmoment

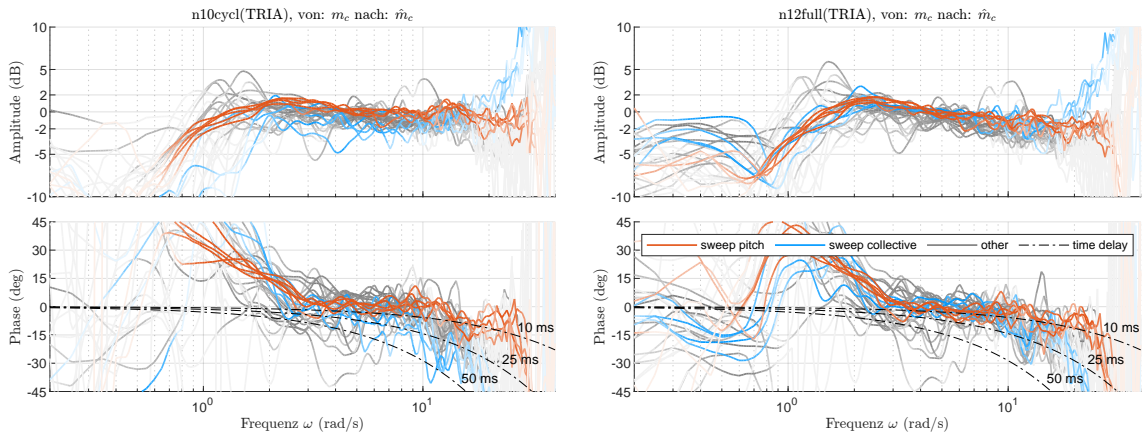


Abbildung 6.42.: Fehlerübertragungsfunktion für die Nickachse bei 90 Knoten, longitudinales Rotormastmoment

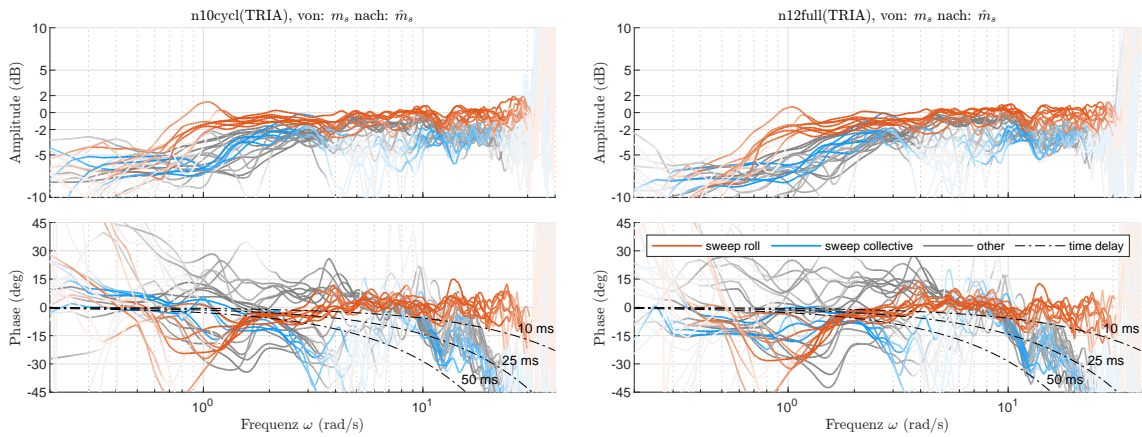


Abbildung 6.43.: Fehlerübertragungsfunktion für die Rollachse bei 90 Knoten, laterales Rotormastmoment

6.4.5. Fazit und Ausblick

Es wurde eine Methodik entwickelt, um Sensordaten durch Schätzwerte von Beobachtern zu ersetzen. Diese Methodik wurde anhand der Rotormastmomente des ACT/FHS erprobt. Die Methodik beginnt mit der Identifizierung von Systemmodellen anhand bereits gesammelter Messdaten. Es scheint sinnvoll, dabei zunächst mehrere Modelle verschiedener Ordnung und Güte zu identifizieren. In einem mehrstufigen Modellauswahlprozesses wird dann das für die Rekonstruktion der Sensordaten geeignetste Modell bestimmt. Dazu wird in dieser Arbeit eine Kreuzvalidierung vorgeschlagen und am Beispiel von Flugversuchsdaten für 60 Knoten ausführlich illustriert. Das so bestimmte Modell wird zum Beobachterentwurf verwendet. Ein wesentlicher Bestandteil dieser Arbeit war die Entwicklung und Implementierung einer Optimierungsroutine zum Beobachtertuning, die den gemessenen Daten des zu ersetzenden Sensors explizit Gebrauch macht. Das unterscheidet diese Tuningmethode von anderen Tuningverfahren in der Literatur, die auf eine korrekte Zustandsrekonstruktion abzielen. Die hier entwickelte Methode scheint für Mehrgrößensysteme mit schneller Dynamik, wie z.B. einem Hubschrauber, für den Zweck der Sensordatenrekonstruktion in der Praxis besser geeignet zu sein.

Hauptfokus dieser Arbeit war die Flugdynamik bei 60 Knoten. Die linearen Modelle wurden nur für diese Geschwindigkeit identifiziert, die Beobachter nur für diese Geschwindigkeit optimiert. Für diese Auslegungsgeschwindigkeit erreichen die Beobachter hohe Güten im Frequenzbereich von 0,6 rad/s bis etwa 15 rad/s, der Frequenzbereich der für eine Flugregelung von Interesse ist. Dabei wird nur eine reduzierte Anzahl von Messgrößen aus der Hubschrauberzelle genutzt, die auch in Serienhubschraubern verfügbar sind, um die Rotormastmomente zu schätzen. Bei anderen Geschwindigkeiten, wie z.B. im Hover, werden Einbußen in der Performance vor allem im niederfrequenten Bereich sichtbar. Andere Geschwindigkeiten könnten in Zukunft sowohl bereits der Systemidentifizierung als auch bei der Beobachterausswahl und -optimierung einbezogen werden. Im niederen Frequenzbereich kann wahrscheinlich die zusätzliche Modellierung der Trimmwerte zu einer Verbesserung der langsamen Mastmomentendynamik führen. Die vorgestellte Methodik für das Beobachtertuning kann dabei weiterhin mit geringen Anpassungen verwendet werden.

In der Hubschrauberregelung bedeutet explizites Rotor State Feedback, dass in die Berechnung der Stellgrößen(korrektur) bestimmte Rotorzustandsgrößen wie z.B. die Rotormastmomente explizit einfließen. Sie verbessern die Reaktionsgeschwindigkeit des Reglers, da sie zusätzliche Beschleunigungsinformationen über den Hubschrauber enthalten. Tatsächlich verhalten sich die Rotormastmomente für mittlere und hohe Frequenzen in etwa proportional zu den Nick- und Rollwinkelbeschleunigungen der Hubschrauberzelle. Stehen wie im hier betrachteten Anwendungsfall keine direkt messbaren Rotorzustände für die Regelung zur Verfügung, kann auch auf (gefilterte) Winkelgeschwindigkeiten zur Verbesserung der Flugregelung zurückgegriffen werden. Eine Optimierung zur verbesserten Schätzung der Drehbeschleunigungen wird dann nicht durch Referenzdaten im Zeitbereich, sondern direkt durch die Performancekriterien der Flugregelung getrieben. Solche Konzepte liegen jedoch jenseits der Arbeiten von AP 4.3. Dieses Arbeitspaket wurde im Berichtszeitraum 2021-II abgeschlossen.

7. Erläuterung des zahlenmäßigen Nachweises

Im Projektverlauf sind hauptsächlich Kosten für Personal, Reisen und innerbetriebliche Leistungen angefallen. Dabei wurden die genehmigten, vorkalkulierten Kosten in keiner Kostenart überschritten. Die Kosten setzen sich wie folgt zusammen:

- Etwa 552 500 € an Personalkosten, mit denen die dargestellten wissenschaftlich/technischen Ergebnisse erzielt wurden.
- Etwa 1300 € an Reisemitteln für die Teilnahme am Kick-Off Meeting Anfang 2018 und für das erste Review Meeting im Jahr 2019 in Donauwörth für mehrere Mitarbeiter. Weitere Reisen fanden aufgrund der COVID-19 Pandemie nicht statt.
- Etwa 41 700 € für innerbetriebliche Leistungen, wobei davon etwa 28 900 € auf die AVES Simulationsversuche in AP 2.5.2 und etwa 12 600 € auf die Flugversuche aus AP 4.3.1 entfielen. Die Flugversuche in Turbulenz wurden mit DLR-Grundfinanz durchgeführt.

Die exakten Zahlen sind bitte dem Schlussverwendungsnachweis zu entnehmen.

8. Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Es wurden Arbeiten in den drei Hauptarbeitspaketen HAP2, HAP3 sowie HAP4 durchgeführt. Die Arbeiten verteilten sich dabei auf vier Arbeitspakete mit diversen Unterarbeitspaketen. Die geleisteten Arbeiten waren notwendig zur Erreichung der in Kapitel 6 dargestellten Ergebnisse. Insbesondere in die Unterarbeitspakete AP 2.4.1, AP 4.3.2, AP 4.3.3, AP 4.3.4 sowie AP 3.3.1 flossen viele Personalstunden, wie zuvor dargestellt. Flugversuche mit dem Forschungshubschrauber ACT/FHS wurden u.a. in AP 4.3.1 durchgeführt, die nur teilweise durch CORINNE finanziert wurden. Im Rahmen von AP 2.5.2 fanden umfangreiche Versuche im AVES zur Bewertung der CETI-Modelle mit Piloten statt.

9. Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit

Die Arbeiten und Ergebnisse aus dem Projekt CORINNE wurden bereits zu großen Teilen in Form von Veröffentlichungen verwertet bzw. werden aktuell verwertet. Während der Projektlaufzeit wurden drei Veröffentlichungen zu den Arbeiten und den Ergebnisse aus CORINNE der Öffentlichkeit präsentiert. Dabei wurden zwei Konferenzbeiträgen auf dem 47th European Rotorcraft Forum 2021 zu den Themen Turbulenzmodellierung, siehe [54], und Rotormastmomentenschätzung, siehe [65] vorgestellt. Ein weiterer Beitrag zum Thema Turbulenzmodellierung wurde in dem Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2021 herausgebracht, siehe [53]. Mit den drei Veröffentlichungen wurde nur ein Teil der Verwertungsaufgabe erfüllt. Dies ist insbesondere durch den Ausfall der meisten Konferenzen im Jahr 2020 aufgrund der COVID-19 Pandemie begründet. Beide zuvor dargestellten Konferenzbeiträge waren ursprünglich für das Jahr 2020 geplant, konnten jedoch erst 2021 tatsächlich virtuell gehalten werden. Zum Thema Rotormastmomentenschätzung konnte im Jahr 2021 kein Beitrag in einem Fachjournal veröffentlicht werden, auch weil das Arbeitspaket 4.3.4 kostenneutral bis zum Ende des Jahres 2021 bearbeitet wurde. Derzeit ist ein Fachjournal-Beitrag dazu in Arbeit, es wird angestrebt, diesen im ersten Halbjahr 2022 bei einem Journal zum Review einzureichen. Zusätzlich werden Ergebnisse aus HAP 3 auf dem Vertical Flight Society's 78th Annual Forum & Technology Display im Mai 2022 vorgestellt, siehe [29]. Aufgrund der COVID-19 Pandemie wurde seit März 2020 hauptsächlich im Homeoffice gearbeitet. Dies hat die Anwerbung und Betreuung von Studenten massiv erschwert. Durch die Aufbereitung eines Flugdatensatzes des ACT/FHS und deren Übergabe an AHD wurde bei dem Projektpartner allerdings direkt eine studentische Arbeit unterstützt.

Weiterhin verbessern die erzielten Ergebnisse, die entwickelten Methoden und erstellten Modelle die Wettbewerbsposition des DLR. Die erstellten Turbulenzmodelle für den Vorwärtsflug aus HAP 2 sind derzeit die einzig verfügbaren, validierten CETI-Modelle für Hubschrauber im Vorwärtsflug. Zusätzlich wurde auch eine Höhenabhängigkeit ermittelt. Die Modelle wurden in den AVES Simulator und den Forschungshubschrauber ACT/FHS integriert und können dort in nachfolgenden Projekten und im Pilotentraining eingesetzt werden. Die Nutzung der Turbulenzmodelle auf dem ACT/FHS wird mit der Wiederverfügbarkeit der experimentellen Flugsteuerung die Analysemöglichkeiten von neuartigen Flugregelungen erweitern.

Die in HAP3 entwickelten Werkzeuge und Fähigkeiten eröffnen ebenfalls zahlreiche Möglichkeiten zur wissenschaftlichen und wirtschaftlichen Verwertung. Durch das neue allgemeine hier-

archische Bewegungsmodul ist das schnelle Aerodynamikverfahren UPM nicht mehr auf die Analyse konventioneller Hubschrauberkonfigurationen in linearer Bewegung beschränkt. Vielmehr können nahezu beliebige Luftfahrzeuge (z.B. neuartige eVTOL-Fluggeräte) in beliebigen Flugzuständen simuliert werden. Auch die Simulation mehrerer Luftfahrzeuge oder Windkraftanlagen und ihrer aerodynamischen Interaktionen ist möglich. Die neue Funktionalität wurde beispielsweise schon bei AHD zur Flugunfalluntersuchung genutzt. Im Projekt eVolve wendet Airbus Defense and Space UPM bei der Optimierung von Flugbahnen eines eVTOLS zur Lärmreduktion an. Durch die neu implementierte quasistationäre Kopplung mit dem Flugmechanikverfahren GenSim sind getrimmte Simulationen des Gesamthubschraubers in beliebigen quasistationären Flugzuständen möglich, auch Simulationen von Manövern mit kleinen Beschleunigungen können durchgeführt werden. Die Validierungsrechnungen haben dazu beigetragen, das Vertrauen in das Verfahren weiter aufzubauen. Durch das gewachsene Anwendungsspektrum konnte sich UPM weiter im industriellen Hubschrauberentwicklungsprozess etablieren, eine langfristige Lizenzierung des UPM-Verfahrens für AHD ist daher wahrscheinlich. Gleichzeitig eröffnen die Weiterentwicklungen dem DLR selbst die Bearbeitung zahlreicher aktueller Themen mit UPM. Im Projekt CHASER wird UPM z.B. zur aerodynamischen Bewertung neuartiger Drehflüglerkonfigurationen verwendet, in anderen Projekten und internationalen Arbeitsgruppen (z. B. GARTEUR) findet UPM ebenfalls Anwendung. Dadurch trägt es zur Generierung von neuem Wissen und Publikationen, aber auch zur Akquise neuer Projekte und Industrieaufträge bei. Beispielsweise sind wesentliche Arbeitsanteile im LuFo-Vorhaben NANNY geplant, in denen u. a. die physikalische Modellierung in UPM weiter verbessert wird und die starke Kopplung von UPM mit dem Flugmechanikverfahren VAST und der Multi-Body-Simulationssoftware Simpack implementiert wird. In einem Unterauftrag für das Projekt IDEAL-H wird UPM für die Kopplung mit einem modalen Rumpfstrukturmodell vorbereitet. Dabei wird die enge Kooperation mit AHD und Universitäten fortgeführt und weiter vertieft. Schließlich unterstützen die entwickelten Simulationsmethoden die langfristig angelegten Forschungsarbeiten des DLR zum „virtuellen Produkt“ als computergestützte Abbildung der Entwicklung und Produktion des realen Fluggeräts und der „virtuellen Zertifizierung“ von Fluggeräten im Vorfeld der realen Flugerprobung. Mit diesen Tätigkeiten treibt das DLR das nationale Ziel der „Industrie 4.0“ voran.

Die Ergebnisse aus HAP 4 resultierten in einer neuartigen Methodik zum Entwurf von Schätzern, die Sensoren ersetzen oder ergänzen können. Im ersten Schritt soll die Flugregelung des ACT/FHS um die gemessenen Rotormastmomente erweitert werden, um dann im Anschluss die Performance derartiger Schätzer bewerten zu können. Der entworfene Schätzer steht danach für zukünftige Flugregelungen zur Verfügung. Die eingesetzte Systemidentifizierungsmethode PBSIDopt konnte im Rahmen von CORINNE weiter für den Einsatz auf Hubschrauberdatensätze optimiert werden und wurde in [52] für die Bell 412 ASRA vom National Research Council Canada (NRC) in der NATO AVT-296 Working Group on „Rotorcraft Flight Simulation Model Fidelity Improvement and Assessment“ erfolgreich mit anderen Systemidentifizierungsmethoden verglichen. Im Bereich der physikalischen Modellierung von Hubschraubern wurde gleichzeitig das internationale Renommée des DLR gestärkt. Im DLR flossen die Erkenntnisse direkt das DLR Vorhaben „SALVARE“ und damit verbunden in die Umsetzung des DLR Leitkonzeptes „Rettungshubschrauber 2030“ ein.

10. Relevante Ergebnisse Dritter

Während der Laufzeit des Projektes wurden zwei Beiträge veröffentlicht, die sich mit der Skalierung von CETI-Turbulenzmodellen beschäftigen und damit für das AP 2.4.2 relevant sind. In [61, 60] wird die Skalierung des in [57] erstellten CETI-Modells für den ACT/FHS im Schwebeflug auf einen PUMA 330 beschrieben. Dabei wird für den Fenestron des ACT/FHS zunächst ein äquivalenter offener Heckrotor bestimmt und die Skalierung dann mit diesem äquivalenten offenen Rotor durchgeführt. Die beiden Veröffentlichungen enthalten nur Simulationsergebnisse und keine Validierung mit Flugversuchsdaten. Trotzdem wurde diese Methode eines äquivalenten offenen Heckrotors in AP 2.4.2 bei der Skalierung des CETI-Modells auf die CH-53 angewendet.

Während der Laufzeit des Projektes wurden mehrere Konferenz- und Journalbeiträge veröffentlicht, die dem Themengebiet Schätzung und Nutzung von Hauptrotormastmomenten und damit AP 4.3 zugeordnet werden können. Die Nutzung der Mastmomente in der Flugregelung wird unter der Bezeichnung „Carefree Maneuvering“ voran getrieben. Dabei stehen Methoden im Fokus, die das Überschreiten u.a. von Rotormastmomenten und anderen begrenzenden Lasten im hochagilen Flug verhindern. Bereits vor dem Projektstart wurden aktive Steuerorgane eingesetzt, die dem Piloten solche Grenzen durch ein taktiles Feedback melden, siehe u.a. [19] und [47]. Während der Projektlaufzeit wurde in [46] eine Methodik zur Begrenzung von Lasten in der Flugregelung für einen herkömmlichen Hubschrauber und einen Compound Helicopter vorgestellt. Die Lasten wurden in [46] direkt gemessen und in der Flugregelung verarbeitet. Die Schätzung von Rotorlasten des Tiltrotors AW609 wurde in [13] vorgestellt. Dabei wurde ein neuronales Netz mit verschiedenen Größen aus dem Flug trainiert, um Rotorlasten auch bei Telemetrieüberwachung mit reduzierter Bandbreite abschätzen zu können. In das neuronale Netz gingen dabei auch Messgrößen aus den drehenden Systemen ein, der Fokus unterscheidet sich daher deutlich von den Arbeiten in CORINNE.

11. Veröffentlichungen und Dokumentationen

Die Forschungsergebnisse dem Projekt CORINNE wurden während der Projektlaufzeit auf Fachkonferenzen oder Journalen veröffentlicht bzw. befinden sich im Veröffentlichungsprozess. Die Veröffentlichungen des DLR sind im Abschnitt 11.1 aufgelistet. Alle im Projekt erstellten Arbeitsdokumente sind unter Abschnitt 11.2 zusammengetragen.

11.1. Eigene Veröffentlichungen

- ➔ Journalbeitrag von Susanne Seher-Weiß und Michael Jones: *Control Equivalent Turbulence Input Models for Rotorcraft in Hover and Forward Flight* in Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2021, [53]
- ➔ Konferenzbeitrag von Susanne Seher-Weiß und Michael Jones: *Evaluation of Control Equivalent Turbulence Input (CETI) Models for Hover and Forward Flight* in 47th European Rotorcraft Forum, 2021, [54]
- ➔ Konferenzbeitrag von Johannes Wartmann, Frederik Döring und Susanne Seher-Weiß: *Estimation of Rotor Mast Moments using a Data-Driven Observer Tuning* in 47th European Rotorcraft Forum, 2021, [65]
- ➔ Geplanter Konferenzbeitrag von Philipp Kunze und Tobias Ries (AHD): *Quasi-Steady Aeromechanic Helicopter Simulations Using Mid-Fidelity Aerodynamics* in Vertical Flight Society 78th Annual Forum, 2022, [29]
- ➔ Geplanter Journalbeitrag von Frederik Döring, Johannes Wartmann und Susanne Seher-Weiß zum Thema Rotormastmomentenschätzung, Einreichung im 1. Halbjahr 2022 geplant

11.2. Erstellte Dokumente

11.2.1. Halbjahresberichte

- ➔ Zwischenbericht 2018-I - Berichtszeitraum 01.01.2018 bis 30.06.2018
- ➔ Zwischenbericht 2018-II - Berichtszeitraum 01.07.2018 bis 31.12.2018
- ➔ Zwischenbericht 2019-I - Berichtszeitraum 01.01.2019 bis 31.07.2019¹
- ➔ Zwischenbericht 2019-II - Berichtszeitraum 01.07.2019 bis 31.12.2019
- ➔ Zwischenbericht 2020-I - Berichtszeitraum 01.01.2020 bis 30.06.2020
- ➔ Zwischenbericht 2020-II - Berichtszeitraum 01.07.2020 bis 31.12.2020
- ➔ Zwischenbericht 2021-I - Berichtszeitraum 01.01.2021 bis 30.06.2021

11.2.2. Dokumentationen

- ➔ Frederik Döring, Johannes Wartmann: *CORINNE Projektbericht zu AP 4.3: Filtertechniken zur Schätzung äquivalenter Hauptrotorzustände*, 17. Februar 2020 (1. Version), finalisiert im April 2022 als Institutsbericht DLR-IB-FT-BS-2022-44, [11]
- ➔ Philipp Kunze: *Projektbericht zu CORINNE MS-DLR 3.3.4: Quasistationäre Kopplung von UPM und GenSim – Implementierung und Validierung*, 21. Dezember 2021, [28]
- ➔ Malte-Jörn Maibach: *CORINNE – Beschreibung EC135 ReplayTool - Eine Applikation zur Wiedergabe von Flugversuchsdaten in der AVES Simulation*, Institutsbericht DLR-IB-FT-BS-2022-28, April 2022, [36]

¹Verlängerter Berichtszeitraum aufgrund Terminverschiebung

Literaturverzeichnis

- [1] ÅKESSON, B. M. ; JØRGENSEN, J. B. ; POULSEN, N. K. ; JØRGENSEN, S. B.: A Generalized Autocovariance Least-Squares Method for Kalman Filter Tuning. In: *Journal of Process Control* 18 (2008), Aug., Nr. 7, S. 769–779. <http://dx.doi.org/10.1016/j.jprocont.2007.11.003>. – DOI 10.1016/j.jprocont.2007.11.003. – ISSN 0959–1524
- [2] ALVERMANN, K. ; GRAEBER, S. ; OERTEL, H. : ACT/FHS: Coordinate Systems / Institut für Flugsystemtechnik, DLR. Braunschweig, Germany, Febr. 2022 (SWE L 220R0421 D01 V005). – Forschungsbericht
- [3] ANON: *Defence Standard 00-970, Design and Airworthiness Requirements for Service Aircraft, Part 7 - Rotorcraft, Section 9*. Glasgow, Scotland, U.K. : Ministry of Defence, 2010
- [4] ARNOLD, T. J. ; RAWLINGS, J. B.: Uniqueness Conditions for ALS Problems. In: *IFAC-PapersOnLine* 51 (2018), Jan., Nr. 20, S. 469–474. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ifacol.2018.11.045>. – DOI 10.1016/j.ifacol.2018.11.045. – ISSN 2405–8963
- [5] BAILLIE, S. W. ; MORGAN, J. M.: An In-Flight Investigation into the Relationships Among Control Sensitivity, Control Bandwidth and Disturbance Rejection Bandwidth Using a Variable Stability Helicopter. In: *15th European Rotorcraft Forum*. Amsterdam, The Netherlands, Sept. 1989
- [6] BHAGWAT, M. J. ; LEISHMAN, J. G.: Rotor Aerodynamics During Maneuvering Flight Using a Time-Accurate Free-Vortex Wake. In: *Journal of the American Helicopter Society* 48 (2003), Jul., Nr. 3, S. 143–158. <http://dx.doi.org/10.4050/JAHS.48.143>. – DOI 10.4050/JAHS.48.143. – ISSN 21616027
- [7] BRICZINSKI, S. J. ; COOPER, D. E.: Flight Investigation of Rotor/Vehicle State Feedback / NASA. Stratford, Connecticut, USA, 1975 (CR-132546). – NASA Contractor Report
- [8] CHIUSO, A. : On the Relation Between CCA and Predictor-Based Subspace Identification. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 52 (2007), Okt., Nr. 10, S. 1795–1812. <http://dx.doi.org/10.1109/TAC.2007.906159>. – DOI 10.1109/TAC.2007.906159. – ISSN 0018–9286
- [9] CHIUSO, A. : The Role of Vector Autoregressive Modeling in Predictor-Based Subspace

- Identification. In: *Automatica* 43 (2007), Jun., Nr. 6, S. 1034–1048. <http://dx.doi.org/10.1016/j.automatica.2006.12.009>. – DOI 10.1016/j.automatica.2006.12.009
- [10] CHIUSO, A. : On the Asymptotic Properties of Closed-Loop CCA-Type Subspace Algorithms: Equivalence Results and Role of the Future Horizon. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 55 (2010), März, Nr. 3, S. 634–649. <http://dx.doi.org/10.1109/TAC.2009.2039239>. – DOI 10.1109/TAC.2009.2039239
- [11] DÖRING, F. A. ; WARTMANN, J. : CORINNE Projektbericht zu AP 4.3 - Filtertechniken zur Schätzung Äquivalenter Hauptrotorzustände / Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. Braunschweig, Germany, Apr. 2022 (DLR-IB-FT-BS-2022-44). – Institutsbericht
- [12] DUNÍK, J. ; STRAKA, O. ; KOST, O. ; HAVLÍK, J. : Noise Covariance Matrices in State-Space Models: A Survey and Comparison of Estimation Methods—Part I. In: *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing* 31 (2017), Nr. 11, S. 1505–1543. <http://dx.doi.org/10.1002/acs.2783>. – DOI 10.1002/acs.2783. – ISSN 1099–1115
- [13] FAVALE, M. ; PREDERI, D. ; TREZZINI, A. A.: Prediction of AW609 Rotor Loads by Means of Neural Networks. In: *Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display*. Philadelphia, PA, USA, Mai 2019
- [14] GOTSCHLICH, J. ; JONES, M. : Online Trimming of Flight Dynamics Models Using the 2Simulate Realtime Simulation Framework. In: *AIAA SciTech*. Kissimmee, FL, USA, Jan. 2018
- [15] GREISER, S. ; LANTZSCH, R. : Equivalent Modelling and Suppression of Air Resonance for the ACT/FHS in Flight. In: *39th European Rotorcraft Forum*. Moscow, Russia, 2013
- [16] HALL JR., W. E. ; BRYSON JR., A. E.: Inclusion of Rotor Dynamics in Controller Design for Helicopters. In: *Journal of Aircraft* 10 (1973), Apr., Nr. 4, S. 200–206. <http://dx.doi.org/10.2514/3.60214>. – DOI 10.2514/3.60214. – ISSN 0021–8669, 1533–3868
- [17] HESS, R. A.: A Simplified and Approximate Technique for Scaling Rotorcraft Control Inputs for Turbulence Modeling. In: *Journal of the American Helicopter Society* 49 (2004), Jul., Nr. 3. <http://dx.doi.org/10.4050/JAHS.49.36>. – DOI 10.4050/JAHS.49.36
- [18] HORN, J. F. ; GUO, W. ; OZDEMIR, G. T.: Use of Rotor State Feedback to Improve Closed-Loop Stability and Handling Qualities. In: *Journal of the American Helicopter Society* 57 (2012). <http://dx.doi.org/10.4050/JAHS.57.022001>. – DOI 10.4050/JAHS.57.022001. – ISSN 21616027
- [19] HORN, J. F. ; SAHANI, N. : Detection and Avoidance of Main Rotor Hub Moment Limits on Rotorcraft. In: *Journal of Aircraft* 41 (2004), März, Nr. 2, S. 372–379. <http://dx.doi.org/10.2514/1.301>. – DOI 10.2514/1.301. – ISSN 0021–8669, 1533–3868

- [20] HOWITT, J. ; HOWELL, S. ; MCCALLUM, A. ; BRINSON, P. : Experimental Evaluation of Flight Control System Designs Exploiting Rotor State Feedback. In: *American Helicopter Society 57th Annual Forum*. Washington D.C., USA, Mai 2001
- [21] ILIAS, L. : *Fast Virtual Helicopter Flight Test - Improvement and Validation of a Trim-Simulation Toolchain by Advantages of a New Boundary Layer Model*. Braunschweig, Germany, Technische Universität Braunschweig, Diplomarbeit, Nov. 2020
- [22] IVLER, C. M.: Development and Comparison of Explicit and Implicit Rotor-State Feedback Control Systems for a Fly-by-Wire UH-60. In: *American Helicopter Society Rotorcraft Handling Qualities Specialists' Meeting*. Huntsville, AL, USA, Febr. 2014
- [23] IVLER, C. M. ; MANSUR, M. H. ; MORFORD, M. Z. G. ; KALINOWSKI, K. ; KNAPP, M. E.: Flight Test of Explicit and Implicit Rotor-State Feedback Fly-By-Wire Control Laws. In: *American Helicopter Society 72nd Annual Forum*. West Palm Beach, Florida, USA, Mai 2016
- [24] JOHNSON, W. : *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge University Press, 2013
- [25] KALETKA, J. ; KURSCHEID, H. ; BUTTER, U. : FHS, the New Research Helicopter: Ready for Service. In: *Aerospace Science and Technology* 9 (2005), Jul., Nr. 5, S. 456–467. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2005.02.003>. – DOI 10.1016/j.ast.2005.02.003
- [26] KNAPP, M. E. ; IVLER, C. M. ; BERRIOS, M. G. ; BERGER, T. ; TISCHLER, M. B.: Kalman Filter Estimation of Rotor-State Flapping: An Optimization-based Approach with UH-60 Flight Test Data. In: *American Helicopter Society International 73rd Annual Forum & Technology Display*. Fort Worth, Texas, USA, Mai 2017
- [27] KUNZE, P. : A Panel Free-Wake Code with Boundary Layer Method for Helicopter Simulations. In: *45th European Rotorcraft Forum*. Warsaw, Poland, Sept. 2019, S. 16
- [28] KUNZE, P. : Quasistationäre Kopplung von UPM Und GenSim - Implementierung und Validierung / Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. Braunschweig, Germany, Dez. 2021 (CORINNE MS-DLR 3.3.4). – Projektbericht
- [29] KUNZE, P. ; RIES, T. : Quasi-Steady Aeromechanic Helicopter Simulations Using Mid-Fidelity Aerodynamics. In: *Vertical Flight Society's (VFS) 78th Annual Forum & Technology Display*. Fort Worth, Texas, USA, Mai 2022
- [30] LANTZSCH, R. ; WOLFRAM, J. ; HAMERS, M. : Increasing Handling Qualities and Flight Control Performance Using an Air Resonance Controller. In: *American Helicopter Society 64th Annual Forum*. Montréal, Canada, 2008
- [31] LEISHMAN, J. G.: *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Second. New York, USA : Cambridge University Press, 2006

- [32] LEWIS, F. L. ; XIE, L. ; POPA, D. : *Optimal and Robust Estimation: With an Introduction to Stochastic Control Theory*. Second. Boca Raton : CRC Press, 2017. <http://dx.doi.org/10.1201/9781315221656>. <http://dx.doi.org/10.1201/9781315221656>. – ISBN 978–1–315–22165–6
- [33] LIMA, F. ; RAJAMANI, M. ; RAWLINGS, J. ; EATON, J. : *Autocovariance Least-Squares (ALS) Package*. Dez. 2014
- [34] LUSARDI, J. A. ; TISCHLER, M. B. ; BLANKEN, C. L. ; LABOWS, S. J.: Empirically Derived Helicopter Response Model and Control System Requirements for Flight in Turbulence. In: *Journal of the American Helicopter Society* 49 (2004), Nr. 3, S. 340–349. <http://dx.doi.org/10.4050/JAHS.49.340>. – DOI 10.4050/JAHS.49.340
- [35] LUSARDI, J. A. ; VON GRÜNHAGEN, W. ; SEHER-WEISS, S. : Parametric Turbulence Modeling for Rotorcraft Applications: Approach, Flight Tests and Verification. In: *Royal Aeronautical Society Conference on Rotorcraft Handling Qualities*. Liverpool, UK, Nov. 2008
- [36] MAIBACH, M.-J. : CORINNE - Beschreibung EC135 ReplayTool - Eine Applikation zur Wiedergabe von Flugversuchsdaten in der AVES Simulation / Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. Braunschweig, Germany, Apr. 2022 (DLR-IB-FT-BS-2022-28). – Institutsbericht
- [37] ODELSON, B. J.: *Estimating Disturbance Covariances From Data For Improved Control Performance*, University of Wisconsin-Madison, Diss., 2003
- [38] ODELSON, B. J. ; RAJAMANI, M. R. ; RAWLINGS, J. B.: A New Autocovariance Least-Squares Method for Estimating Noise Covariances. In: *Automatica* 42 (2006), Febr., Nr. 2, S. 303–308. <http://dx.doi.org/10.1016/j.automatica.2005.09.006>. – DOI 10.1016/j.automatica.2005.09.006. – ISSN 0005–1098
- [39] PADFIELD, G. D. (Hrsg.): *Helicopter Flight Dynamics: Including a Treatment of Tiltrotor Aircraft*. Chichester, UK : John Wiley & Sons, Ltd, 2018. <http://dx.doi.org/10.1002/9781119401087>. <http://dx.doi.org/10.1002/9781119401087>. – ISBN 978–1–119–40108–7 978–1–119–40105–6
- [40] PANDA, B. : Active Controller For Comanche Air Resonance Stability Augmentation. In: *American Helicopter Society 60th Annual Forum*. Baltimore, USA, 2004
- [41] PETERSEN, K. B. ; PEDERSEN, M. S.: *The Matrix Cookbook*. 2012
- [42] RAJAMANI, M. R. ; RAWLINGS, J. B.: Estimation of the Disturbance Structure from Data Using Semidefinite Programming and Optimal Weighting. In: *Automatica* 45 (2009), Jan., Nr. 1, S. 142–148. <http://dx.doi.org/10.1016/j.automatica.2008.05.032>. – DOI 10.1016/j.automatica.2008.05.032. – ISSN 0005–1098

- [43] RAJAMANI, M. R.: *Data-Based Techniques to Improve State Estimation in Model Predictive Control*, University of Wisconsin-Madison, Diss., 2007
- [44] RAUE, A. ; SCHILLING, M. ; BACHMANN, J. ; MATTESON, A. ; SCHELKE, M. ; KASCHEK, D. ; HUG, S. ; KREUTZ, C. ; HARMS, B. D. ; THEIS, F. J. ; KLINGMÜLLER, U. ; TIMMER, J. : Lessons Learned from Quantitative Dynamical Modeling in Systems Biology. In: *PLoS ONE* 8 (2013), Sept., Nr. 9, S. e74335. <http://dx.doi.org/10.1371/journal.pone.0074335>. – DOI 10.1371/journal.pone.0074335. – ISSN 1932–6203
- [45] RINKER, M. ; RIES, T. ; PLATZER, S. ; UHL, G. ; EMBACHER, M. ; HAJEK, M. : Simulation of Rotor - Empennage Interactional Aerodynamics in Comparison to Experimental Data. In: *Vertical Flight Society 75th Annual Forum & Technology Display*. Philadelphia, PA, USA, Mai 2019
- [46] SAETTI, U. ; HORN, J. F. ; BERGER, T. ; TISCHLER, M. B.: Handling-Qualities Perspective on Rotorcraft Load Alleviation Control. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 43 (2020), Okt., Nr. 10, S. 1792–1804. <http://dx.doi.org/10.2514/1.G004965>. – DOI 10.2514/1.G004965. – ISSN 1533–3884
- [47] SAHANI, N. A. ; HORN, J. F. ; JERAM, G. J. J. ; PRASAD, J. V. R.: Hub Moment Limit Protection Using Neural Network Prediction. In: *Journal of the American Helicopter Society* 51 (2006), Nr. 4. <http://dx.doi.org/10.4050/JAHS.51.331>. – DOI 10.4050/JAHS.51.331. – ISSN 00028711
- [48] SÄRKKÄ, S. : Unscented Rauch-Tung-Striebel Smoother. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 53 (2008), Apr., Nr. 3
- [49] SCHWARZ, T. : CHARME-DLR: Numerische Simulationsmethoden für die Aeromechanische Risikominimierung. Teilvorhaben im Verbundprojekt CHARME - Challenges in Helicopter Aeromechanics. / Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. Braunschweig, Germany, Jun. 2020. – Schlussbericht
- [50] SEHER-WEISS, S. : Comparing Different Approaches for Modeling the Vertical Motion of the EC 135. In: *CEAS Aeronautical Journal* 6 (2015), Sept., Nr. 3, S. 395–406. <http://dx.doi.org/10.1007/s13272-015-0150-7>. – DOI 10.1007/s13272-015-0150-7. – ISSN 1869–5582, 1869–5590
- [51] SEHER-WEISS, S. : ACT/FHS System Identification Including Rotor and Engine Dynamics. In: *American Helicopter Society International 73rd Annual Forum & Technology Display*. Fort Worth, Texas, USA, Mai 2017
- [52] SEHER-WEISS, S. ; GREISER, S. ; WARTMANN, J. ; MYRAND-LAPIERRE, V. ; GUBBELS, A. ; RICCIARDI, J. ; HUI, K. : Bell 412 System Identification: Comparing Methods and Tools. In:

- Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display*. Philadelphia, PA, USA, Mai 2019, S. 17
- [53] SEHER-WEISS, S. ; JONES, M. : Control Equivalent Turbulence Input Models for Rotorcraft in Hover and Forward Flight. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* (2021), Mai, S. 1–8. <http://dx.doi.org/10.2514/1.G005931>. – DOI 10.2514/1.G005931. – ISSN 1533–3884
- [54] SEHER-WEISS, S. ; JONES, M. : Evaluation of Control Equivalent Turbulence Input (CETI) Models for Hover and Forward Flight. In: *47th European Rotorcraft Forum*. Virtual, United Kingdom, Sept. 2021
- [55] SEHER-WEISS, S. ; VON GRUENHAGEN, W. : Comparing Explicit and Implicit Modeling of Rotor Flapping Dynamics for the EC135. In: *Deutscher Luft- Und Raumfahrtkongress*. Berlin, Germany, Sept. 2012
- [56] SEHER-WEISS, S. ; VON GRÜNHAGEN, W. : EC135 System Identification for Model Following Control and Turbulence Modeling. In: *Proc. of the 1st CEAS European Air and Space Conference*, 2007, S. 2439–2447
- [57] SEHER-WEISS, S. ; VON GRÜNHAGEN, W. : Development of EC 135 Turbulence Models via System Identification. In: *Aerospace Science and Technology* 23 (2012), Dez., Nr. 1, S. 43–52. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2011.09.008>. – DOI 10.1016/j.ast.2011.09.008. – ISSN 12709638
- [58] SEHER-WEISS, S. ; VON GRÜNHAGEN, W. : Comparing Explicit and Implicit Modeling of Rotor Flapping Dynamics for the EC 135. In: *CEAS Aeronautical Journal* 5 (2014), Sept., Nr. 3, S. 319–332. <http://dx.doi.org/10.1007/s13272-014-0109-0>. – DOI 10.1007/s13272-014-0109-0. – ISSN 1869–5582, 1869–5590
- [59] SEHER-WEISS, S. ; WARTMANN, J. : Initial Investigation into the Complementary Use of Black Box and Physics-Based Techniques in Rotorcraft System Identification. In: *CEAS Aeronautical Journal* 11 (2020), Jun., Nr. 2, S. 501–513. <http://dx.doi.org/10.1007/s13272-019-00431-z>. – DOI 10.1007/s13272-019-00431-z. – ISSN 1869–5582, 1869–5590
- [60] STEFANESCU, I.-B. ; AFLOARE, A.-I. ; IONITA, A. : Validation of a Helicopter Turbulence Model on PUMA 330 Dynamics. In: *INCAS BULLETIN* 11 (2019), März, Nr. 1, S. 179–187. <http://dx.doi.org/10.13111/2066-8201.2019.11.1.14>. – DOI 10.13111/2066–8201.2019.11.1.14. – ISSN 22474528, 20668201
- [61] STEFANESCU, I.-B. ; STOICA, A.-M. : An Atmospheric Turbulence Model for the PUMA SA 330 Helicopter. In: *UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering* 90 (2018), Nr. 4, S. 13. – ISSN 1454–2358

- [62] TISCHLER, M. B. ; REMPLE, R. K.: *Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples*. Second. Reston, Virginia, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012. – ISBN 978–1–60086–820–7
- [63] WARTMANN, J. : ACT/FHS System Identification Including Engine Torque and Main Rotor Speed Using the PBSIDopt Method. In: *41st European Rotorcraft Forum*. Munich, Germany, Sept. 2015
- [64] WARTMANN, J. : Closed-Loop Rotorcraft System Identification Using Generalized Binary Noise. In: *American Helicopter Society International 73rd Annual Forum & Technology Display*. Fort Worth, Texas, USA, Mai 2017
- [65] WARTMANN, J. ; DÖRING, F. A. ; SEHER-WEISS, S. : Estimation of Rotor Mast Moments Using a Data-Driven Observer Tuning. In: *47th European Rotorcraft Forum*. Virtual, United Kingdom, Sept. 2021
- [66] WARTMANN, J. ; GREISER, S. : Identification and Selection of Rotorcraft Candidate Models to Predict Handling Qualities and Dynamic Stability. In: *44th European Rotorcraft Forum*. Delft, The Netherlands, Sept. 2018
- [67] WARTMANN, J. ; SEHER-WEISS, S. : Application of the Predictor-Based Subspace Identification Method to Rotorcraft System Identification. In: *39th European Rotorcraft Forum*. Moscow, Russia, Sept. 2013
- [68] WARTMANN, J. ; WOLFRAM, J. ; GESTWA, M. : Sensor Fusion and Flight Path Reconstruction of the ACT/FHS Rotorcraft. In: *CEAS Aeronautical Journal* 6 (2015), Dez., Nr. 4, S. 529–539. <http://dx.doi.org/10.1007/s13272-015-0162-3>. – DOI 10.1007/s13272-015-0162-3. – ISSN 1869–5582, 1869–5590
- [69] ZAGROBELNY, M. A. ; RAWLINGS, J. B.: Practical Improvements to Autocovariance Least-Squares. In: *AICHE Journal* 61 (2015), Nr. 6, S. 1840–1855. <http://dx.doi.org/10.1002/aic.14771>. – DOI 10.1002/aic.14771. – ISSN 1547–5905