

Interner Bericht

DLR-IB-FT-BS-2025-101

**LuFo VI-1 eTail
Abschlussbericht**

Interner Bericht

Susanne Seher-Weiß, Maximilian Mindt

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2025-101

LuFo VI-1 eTail Abschlussbericht

Susanne Seher-Weiß
Maximilian Mindt

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

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

Stufe der Zugänglichkeit: I, Allgemein zugänglich

Braunschweig, 30.06.2025

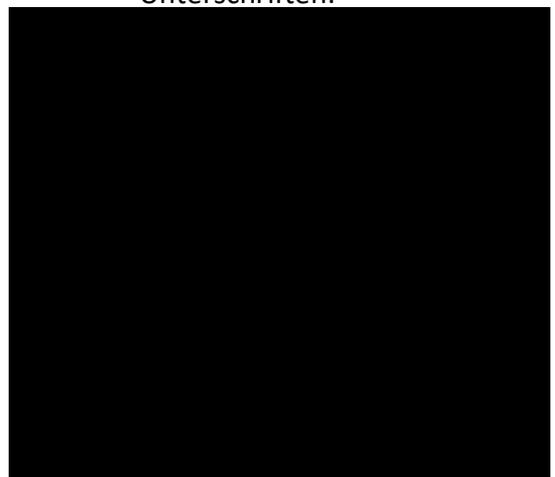
Unterschriften:

Institutsleiter: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag

Abteilungsleiter: Dr.-Ing. K. Pahlke

Verfasser: S. Seher-Weiß

M. Mindt



Dokumenteigenschaften

Titel	<u>LuFo VI-1 eTail Abschlussbericht</u>
Betreff	<u>Hubschrauber-Heckausleger mit elektrisch angetriebener Schuberzeugung und -steuerung</u>
Institut	<u>Flugsystemtechnik</u>
Erstellt von	<u>Susanne Seher-Weiß, Maximilian Mindt</u>
Beteiligte	<u>-</u>
Geprüft von	<u>-</u>
Freigabe von	<u>-</u>
Zugänglichkeit	<u>Stufe 1: Allgemein zugänglich (in elib ohne Zugangsbeschränkung)</u>
	<input type="checkbox"/>
Datum	<u>19.06.2025</u>
Version	<u>1.0</u>
Datei Info	<u>eTail_Abschlussbericht_2.docx</u>

LuFo VI-1 eTail Abschlussbericht

Zuwendungsempfänger (ZE): Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)	Förderkennzeichen: 20M1911E
Verbund-/Vorhabenbezeichnung: Auslegung und Optimierung eines Hubschrauber-Heckauslegers durch Integration von elektrischen Antrieben für Drehmomentausgleich und Giersteuerung (eTail)	
Laufzeit des Vorhabens (verlängert): 03.08.2020 – 31.12.2024	
Berichtszeitraum: 03.08.2020 – 31.12.2024	

Autoren: Susanne Seher-Weiß
Maximilian Mindt

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

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Braunschweig, 30.06.2025

Inhalt

Abbildungsverzeichnis	4
Abkürzungs- und Symbolverzeichnis	4
A Kurzdarstellung	5
1. Aufgabenstellung	5
2. Voraussetzungen	6
3. Planung und Ablauf des Vorhabens	7
4. Wissenschaftlich/Technischer Stand	9
5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen	9
B Eingehende Darstellung	10
6. Erzielte Ergebnisse	10
6.1. HAP 200 – Flugmechanische Optimierung	10
6.1.1. AP 210 – Aufbau Simulationstool	10
6.1.2. AP 220 – Auslegungsrechnungen	19
6.1.3. AP 230 – Simulation der Flugzustände ausgewählter Varianten	22
6.1.4. AP 240 – Spezifikation der Leistungsanforderungen	24
6.2. HAP 300 – Lösungskonzepte	31
6.3. HAP 400 – Safety Analysis, Zustandsüberwachung	31
6.4. HAP 500 – Entwurf, Fertigung	31
7. Nutzen und Verwertbarkeit	32

8. Relevante Ergebnisse Dritter	32
9. Veröffentlichungen und Dokumentationen	32
9.1. Eigene Veröffentlichungen.....	33
9.2. Erstellte Dokumente	33
Literaturverzeichnis	33

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 3-1 Finaler Zeitplan im Projekt eTail	8
Abbildung 6-1 Verlauf der Normalkraft über dem Radius bei Variation der Größe des Blattspitzenspalts D	11
Abbildung 6-2 Schub über Einstellwinkel des Rotors für offenen und ummantelte Rotoren	12
Abbildung 6-3 Vergleich Rotorschub – Gesamtschub für den ummantelten Rotor	13
Abbildung 6-4 Rotorschub und Gesamtkraft über Einstellwinkel	14
Abbildung 6-5 Trimmwerte für globales Heckrotormodell (durchgezogen) und MBS (gestrichelt)	15
Abbildung 6-6 Trimm über Heckrotor-Pitch	16
Abbildung 6-7 Trimm über Seitenruder	16
Abbildung 6-8 Simulink-Modell der Gierachse	18
Abbildung 6-9 Änderung der Gesamtleistung bei vertikaler Heckrotorneigung	19
Abbildung 6-10 Änderung der Gesamtleistung bei horizontaler Heckrotorneigung	20
Abbildung 6-11 Änderung der Gesamtleistung bei Variation von Drehzahl und Einstellwinkel der Finne	21
Abbildung 6-12 Änderung der Gesamtleistung als Funktion der Leitwerksgröße	22
Abbildung 6-13 Trimmwerte für verschiedene Konfigurationen	23
Abbildung 6-14 Leistungsänderung für verschiedene Konfigurationen	24
Abbildung 6-15 Trimmwinkel der Finne für verschiedene Geometrieparameter	25
Abbildung 6-16 Leistungsänderung im Geradeausflug	26
Abbildung 6-17 Leistungsänderung im Steig- und Sinkflug	26
Abbildung 6-18 Leistungsänderung im Seitwärtsflug	27
Abbildung 6-19 Trimbereiche bei Trimm über Einstellwinkel (links) bzw. Drehzahl (rechts) bei 0° Klappenausschlag des Seitenruders	28
Abbildung 6-20 Fehlerfall Seitenleitwerk -> Anschlag, Regelung über Einstellwinkel	29
Abbildung 6-21 Fehlerfall Seitenleitwerk -> Anschlag, Regelung über Drehzahl	29
Abbildung 6-22 Fehlerfall Pitchaktuator -> Anschlag, Regelung über Drehzahl	30
Abbildung 6-23 Fehlerfall im Schwebeflug: Pitchaktuator -> Anschlag, Regelung über Drehzahl	31

Abkürzungs- und Symbolverzeichnis

Abkürzungen

AHTech	Airbus Helicopters Technik GmbH
AP	Arbeitspaket
AW09	Hubschraubermodell für das Projekt eTail
BMWK	Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
HAP	Hauptarbeitspaket
Kopter	Kopter Germany GmbH
MACCON	MACCON GmbH, München
MBS	Mehrkörpersystem
TUHH	Technische Universität Hamburg
VAST	Versatile Aeromechanics Simulation Tool
ZFL	ZF Luftfahrttechnik GmbH

Symbole

b	Höhe des Seitenleitwerks, m
P	Leistung
V	Fluggeschwindigkeit, m/s
ζ_{SLW}	Einstellwinkel der Seitenruderklappe, deg
η_{fin}	Einstellwinkel der Finne, deg

η_{hor}, η_{vert}	horizontale bzw. vertikale Neigung des Heckrotors, deg
θ_0	kollektiver Steuerwinkel, deg
θ_C, θ_S	Quer- und Längssteuerwinkel, deg
θ_{TR}	Heckrotor-Kollektiv, deg
Φ, Θ, Ψ	Eulerwinkel (Roll-, Nick-, Gierwinkel), deg
MR, TR	(als Indizes) Hauptrotor (main rotor), Heckrotor (tail rotor)

A Kurzdarstellung

Das Projekt eTail (Hubschrauber-Heckausleger mit elektrisch angetriebener Schuberzeugung und -steuerung) ist ein Verbundprojekt des Verbundführers Airbus Helicopter Technik (AHTech, bis 31.12.2022 ZF Luftfahrttechnik GmbH, ZFL) und den Verbundpartnern Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Kopter Germany GmbH (Kopter), Technische Universität Hamburg (TUHH) und MACCON Elektroniksysteme GmbH (MACCON). Das Projekt eTail wurde im Rahmen des ersten Aufrufs des sechsten zivilen Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo VI-1) unter dem Förderkennzeichen 20M1911E vom Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) gefördert.

Der vorliegende Abschlussbericht beschreibt die vom DLR im Zeitraum 03.08.2020 bis 31.12.2024 durchgeführten Arbeiten. Die Inhalte der Arbeitspakete des DLR innerhalb des Vorhabens sind in Kapitel 1 aufgeführt. Detaillierte Informationen zu den erzielten Ergebnissen des DLR finden sich in Kapitel 6 dieses Abschlussberichtes.

1. Aufgabenstellung

Der Partnerantrag des DLR im Rahmen des LuFo VI-1 Verbundvorhabens eTail umfasste Arbeiten des Instituts für Flugsystemtechnik (FT) im Rahmen aller Hauptarbeitspakete (HAPs), wobei das DLR die Leitung des Hauptarbeitspakets 200 innehatte.

Im Folgenden sind die Aufgaben des DLRs im Projekt eTail in allen HAPs gemäß dem Antrag beschrieben. Es wird auf alle HAPs eingegangen und bei dem HAP, in dem das DLR die Leitung hatte, zudem auf die einzelnen Arbeitspakete (APs).

HAP 000 - Projektmanagement

Das Projektmanagement wurde vom Verbundführer AHTech geleitet und das DLR sollte die Projektleitung beim Kosten- und Leistungsvergleich sowie bei der kontinuierlichen Beurteilung der Projektrisiken unterstützen.

HAP 100 – Zieldefinition, Bewertung

Dieses HAP wurde von Kopter geleitet und umfasste die Definition der technischen und operationellen Anforderungen, die Schnittstellen zum Hubschrauber, die Energieversorgung sowie final die Bewertung der demonstrierten Lösung. Das DLR war an diesem HAP nicht beteiligt.

HAP 200 - Flugmechanische Optimierung

Dieses HAP wurde vom DLR geleitet und beschäftigte sich mit der flugmechanischen Modellierung des elektrisch betriebenen Drehmomentausgleichs. Hier sollten die nötigen Methoden und Werkzeuge bereitgestellt werden, um eine Abwägung der möglichen Konfigurationen durchzuführen.

AP 210 - Aufbau Simulationstool

In diesem AP sollte zunächst eine Adaption der vorhandenen Simulationsmodelle im Sinne der Problemstellung (z.B. zwei Heckrotoren, Ruderflächen an den Leitwerken etc.) erfolgen. Es sollte festgestellt werden, welche der erdenkbaren Konfigurationen in einem komplexen Simulationscode berechenbar sind. Die dabei entstehenden ersten Konfigurationen sollten anschließend mit Flugversuchsdaten einer konventionellen Konfiguration verglichen und validiert werden. Ergebnis dieses AP sollten Daten und Ergebnisse aus dem aufgebauten Simulationswerkzeug sein.

AP220 – Auslegungsrechnungen

Dieses AP hatte zum Ziel, erste Variationsrechnungen durchzuführen. Dabei mussten zunächst die zu untersuchenden Konfigurations- und Flugzustände festgelegt werden. Danach sollten Nachrechnungen der Lösungsoptionen zur groben Vorauslegung folgen. Anschließend sollten Vergleichsrechnungen zum Ausschluss ineffizienter Lösungsvarianten, Berücksichtigung von Nebeneffekten, zur Ermittlung der Betriebsgrenzen und zum Abgleich der Spezifikationen durchgeführt werden. Erste Konfigurationen und Entwurfsanforderungen aus dem vorangegangenen AP 210 waren vorhanden und wurden mit den Betriebsparametern des ummantelten Heckrotors des AW09 zur Sicherstellung der Skalierbarkeit kombiniert. Ziel dieses AP war eine Demonstration der Berechnungsfähigkeit mit abgewandelter Steuerung.

AP230 - Simulation der Flugzustände ausgewählter Varianten

In diesem AP sollten Nachrechnungen für die Ermittlung der Auswirkungen von Fehlerszenarien ggf. mit notwendiger Modifikation des Heckauslegers durchgeführt werden. Das beinhaltete die weitere flugmechanische Optimierung der Vorentwürfe, ebenso wie die Simulation der Fehlerfälle und die Betrachtung von degradiertem Betrieb.

AP240 - Spezifikation der Leistungsanforderungen

Der Fokus in diesem AP lag auf der Spezifikation der Leistungsanforderungen. Hierbei wurden technische Anforderungen und Skalierungsgrenzen für die ausgewählte(n) Lösung(en) abgeleitet. Weitergehend sollten zur Auslegung erforderliche Betriebsparameter ermittelt werden.

HAP 300 – Lösungskonzepte

In diesem HAP wurden unter Leitung von AHTEch die konkreten Lösungskonzepte zum elektrischen Heckausleger ausgearbeitet. Das DLR unterstützte hierbei durch Wissenstransfer zwischen HAP 200 und HAP 300.

HAP 400 -Safety Analysis, Zustandsüberwachung

In diesem HAP wurden unter Leitung der TUHH die weiterführenden Problemstellungen der sicheren Nutzung und Einhaltung der geforderten Betriebspunkte und Flugzustände bearbeitet. Das DLR unterstützt hierbei durch seine Kompetenz der Systemtechnik und Flugmechanik.

HAP 500 - Entwurf, Fertigung

Unter Leitung von AHTEch wurden die Ergebnisse der einzelnen Fachgebiete zu einem Entwurf zusammengefasst. Das DLR sorgt hierbei für die korrekte Berücksichtigung der Ergebnisse des HAP 200.

2. Voraussetzungen

Das Institut für Flugsystemtechnik des DLR betreibt seit Jahren Grundlagenforschung und angewandte Forschung auf dem Gebiet der Gesamtsystembewertung, zu denen die Bewertung der Flugleistung und Flugdynamik sowie Flugeigenschaften von Hubschraubern gehört. Im Fokus stehen dabei die Flugversuchsträger Bo105 und EC135 ACT/FHS, mit denen seit Jahrzehnten Flugversuche in allen Bereichen erfolgreich durchgeführt werden [1], [2].

Innerhalb der Abteilung Hubschrauber des DLR Institutes für Flugsystemtechnik hat sich in den vergangenen Jahren eine gewachsene Kompetenz auf dem Gebiet der flugmechanischen Modellierung und Beurteilung einer virtuellen Gesamtkonfiguration etabliert.

Im Rahmen dieser Tätigkeiten und der damit verknüpften Aufgaben wurden umfängliche Erkenntnisse zur Modellierung von noch nicht real existierenden Drehflüglern gewonnen. Insbesondere die Betrachtung von stark modifizierten Trimm- und Steuergesetzen ist eine immer größer werdende Kompetenz am DLR Institut für Flugsystemtechnik. Hierbei konnten für die Modifikation des Drehflüglers relevante Strategien hergeleitet werden, um im Sinne der Systemtechnik eine Konsistenz der Gesamtkonfiguration zu garantieren. In diesem Zusammenhang beschäftigte sich das interne DLR

Projekt TRIAD mit der Beurteilung des Einflusses von neuen Technologien auf die Gesamtkonfiguration in der Phase des konzeptionellen Entwurfes. Im Rahmen von TRIAD wurde die neue DLR Entwurfsumgebung für Drehflügler Integrated Rotorcraft Initial Sizing (IRIS) [3] aufgebaut.

Das am DLR entwickelte Simulationstool VAST [4] erlaubt Simulation beliebiger Drehflügler-Konfigurationen, so dass mit entsprechenden Konfigurationsdaten auch eine Simulation des AW09 möglich ist. Die Modellierung des ummantelten Heckrotors sollte dabei im Projekt eTail zunächst auf Basis von vorhandener Literatur erfolgen und dann mit Messdaten aus dem Demonstrationsversuch des Projekts validiert werden.

3. Planung und Ablauf des Vorhabens

In Abbildung 3-1 ist der finale Zeitplan des Projekts mit allen APs dargestellt. Innerhalb des Projekts gab es einige Verzögerungen im Zeitplan. Zunächst wurde aufgrund des verspäteten Eingangs der Bewilligungsbescheide unter den Projektpartnern der 03.08.2020 als tatsächlicher Startzeitpunkt festgelegt.

Bei den DLR Arbeiten wurde für das AP 210 in Absprache mit den Projektpartnern beschlossen, dass die Simulation von Konfigurationsvarianten parallel zu der weiteren Entwicklung der Modellierung von ummantelten Rotoren in VAST erfolgen kann. Der Meilenstein MS 200.1 wurde daher auf das Ende des Jahres 2021 verschoben und konnte dort erreicht werden. Im Jahr 2021 war im DLR-Tool VAST [4] ein Modell für einen ummantelten Heckrotor implementiert worden. Bei der Verwendung dieses Modells traten jedoch unerwartete Schwierigkeiten bei der Konvergenz der gekoppelten Teilmodelle des ummantelten Heckrotors auf. Diese Probleme mussten analysiert und gelöst werden, bevor das Modell für weitere Untersuchungen genutzt werden konnte. Deshalb konnten nicht alle für 2022 geplanten Untersuchungen durchgeführt werden und mussten zum Teil ins Folgejahr verschoben werden.

Auch in den anderen Arbeitspaketen des Projekts kam es aus unterschiedlichen Gründen zu Verzögerungen. Deshalb wurde von allen Projektpartnern beschlossen einen Antrag auf kostenneutrale Verlängerung bis 30.9.2024 zu stellen. Mit dieser Verlängerung konnten auf Seiten des DLR die noch fehlenden Untersuchungen bis zum Ende 2023 abgeschlossen werden.

Um die Abschlussversuche am Iron-Bird Demonstrator vollumfänglich durchführen zu können, wurde eine weitere kostenneutrale Verlängerung bis 31.12.2024 beantragt und genehmigt. Die Abschlussversuche konnten damit in KW 51 2024 durchgeführt werden. Eine Auswertung der erhobenen Daten auf Seiten des DLR konnte erst nach Projektende stattfinden.

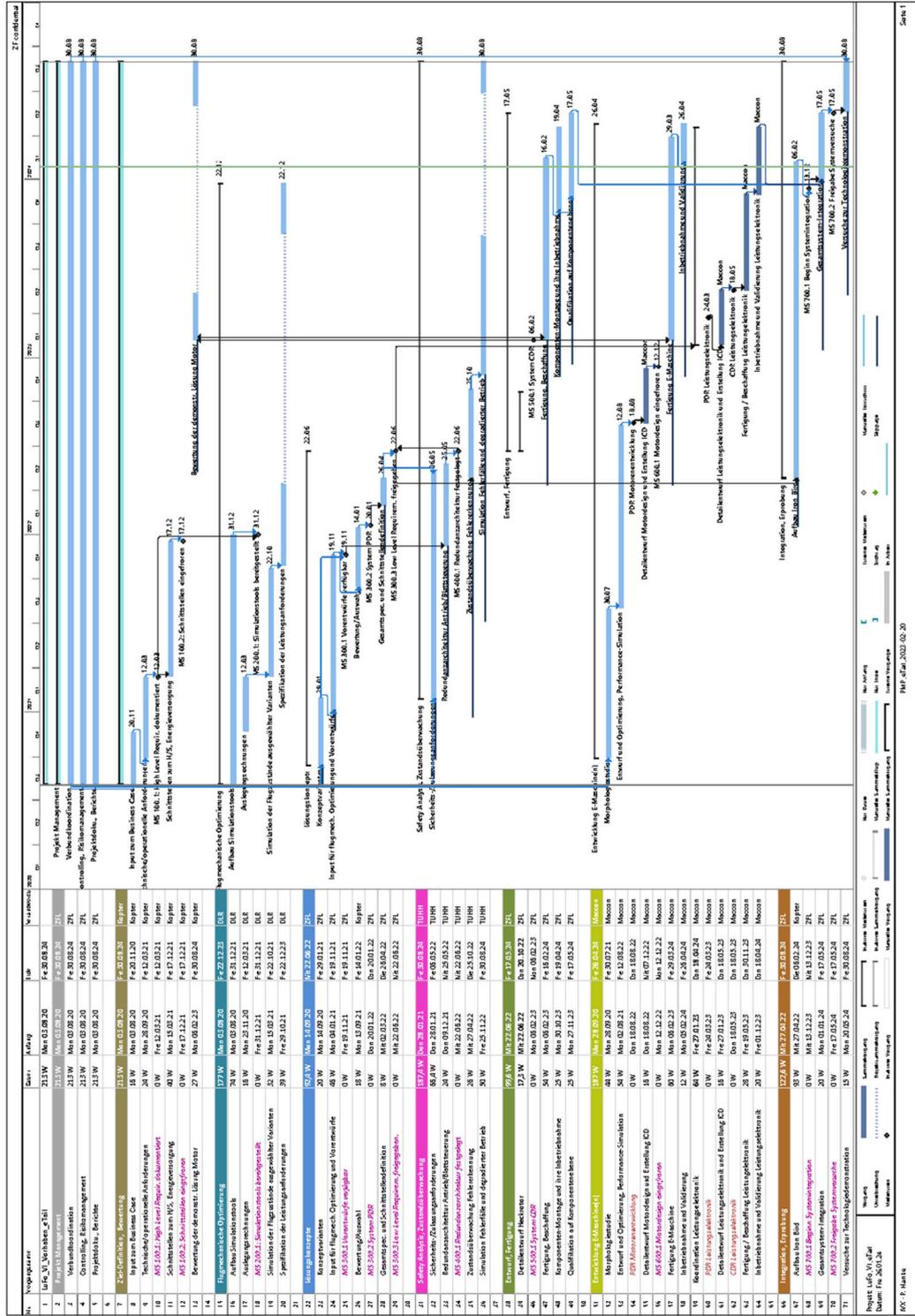


Abbildung 3-1 Finaler Zeitplan im Projekt eTail

4. Wissenschaftlich/Technischer Stand

Im Antriebsstrang derzeitiger Drehflügler in Haupt- und Heckrotorkonfiguration ist die Antriebswelle des Heckrotors direkt mit dem Hauptgetriebe verbunden. Somit ist das Drehzahlverhältnis zwischen Haupt- und Heckrotor bautechnisch bedingt konstant. Typische, vor allem für den Hauptrotor relevante, Schwingungsprobleme werden durch eine Unterdrückung der Resonanzbereiche vermieden. Die Steuerung des Schubes des Heckrotors erfolgt ausschließlich über eine kollektive Verstellung des Blatteinstellwinkels. Mit steigender Fluggeschwindigkeit und ausreichendem Staudruck übernimmt das gewölbte Seitenleitwerk einen Großteil der erforderlichen Kraft und entlastet den Drehmomentausgleich. Die Möglichkeiten den Drehmomentausgleich flexibel zu modellieren sind damit aufgrund der etablierten Bauart extrem eingeschränkt.

Die Verwendung von Ruderklappen, bzw. eine Gesamtverstellung der Leitwerksfläche ist beim Starrflügler technisch erprobt und etabliert, wurde jedoch bei Drehflüglern nur in absoluten Ausnahmen angewendet. Elektromotoren finden mehr und mehr Verwendung in der Luftfahrt, sind jedoch bislang bei VTOL-Flugsystemen nur im Rahmen von Technologiedemonstratoren eingesetzt worden. Eine gezielte Umverteilung des Drehmomentausgleiches mit einer potentiellen Stillsetzung des Heckrotors im Vorwärtsflug wurde bis heute nicht in Gesamtheit untersucht.

Die Möglichkeiten der flugmechanischen Beurteilung sind so weiträumig, wie der Begriff Flugmechanik definiert ist. Beginnend bei einfachen Leistungsrechnungen über fortgeschrittene Trimmrechnungen bis hin zu Zeitsimulationen der Reaktion auf Steuereingaben stehen eine Vielzahl an Berechnungsmöglichkeiten mit unterschiedlichen Anforderungen an Rechenzeit, Modellkomplexität und erforderlichen Daten zur Verfügung.

5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Während des Projektes fand eine regelmäßige Abstimmung der Arbeiten und der (Zwischen-) Ergebnisse mit allen Projektpartnern über zweiwöchentliche Telefonkonferenzen statt. Mit einzelnen Projektpartnern wurde sich zu spezifischen Themen detaillierter abgestimmt.

Im Rahmen der AP 220, 230 und 240 kam es zum bilateralen Austausch mit AHTech bezüglich konkreter Fragestellungen für die flugmechanischen Untersuchungen. Im Rahmen des Arbeitspakets 210 wurden mit Kopter die Modellierung ummantelter Rotoren diskutiert und es wurden Konfigurations- und Validierungsdaten für das Modell des AW09 ausgetauscht.

Für flugmechanische Untersuchungen zu Fehlerszenarien wurde dem DLR von AHTech ein Simulink-Modell der Gierdynamik der Bo105 als Basis für eigene Arbeiten zur Verfügung gestellt. MACCON stellte ein vereinfachtes Simulink-Modell der Motordynamik zur Integration in diese flugmechanische Simulation zur Verfügung. Das vom DLR erstellte Simulink-Modell der Gierdynamik des AW09 inklusive Regelung wurde der TUHH für den Aufbau der dortigen Fehlersimulation zur Verfügung gestellt.

Parallel zum Projekt eTail wurde die Entwicklung des Aeromechanik-Codes VAST vorangetrieben, beispielsweise im Rahmen des DLR-internen Projekts CHASER. Durch den Zugriff auf die jeweils im anderen Projekt erstellten Routinen und Funktionalitäten konnten Synergien genutzt werden. So trug die in CHASER umgesetzte Optimierung des MBS zu einer erheblichen Verringerung der in VAST nötigen Rechenzeiten bei.

B Eingehende Darstellung

6. Erzielte Ergebnisse

6.1. HAP 200 – Flugmechanische Optimierung

6.1.1. AP 210 – Aufbau Simulationstool

VAST

a) Erweiterung der Modellierungsfähigkeiten

Für die Simulation der Hubschrauberflugdynamik steht das im Institut momentan in Entwicklung befindliche Tool VAST [4] zur Verfügung. Den Schwerpunkt der Erweiterungen stellt die Abbildung ummantelter Rotoren dar, wie sie beispielsweise beim AW09 des Verbundpartners Kopter zum Ausgleich des Hauptrotordrehmoments zum Einsatz kommen.

Nach einer ersten Literaturrecherche wurde der in der Dissertation von Krämer [5] vorgestellte Modellierungsansatz als am vielversprechendsten angesehen. Der Vorteil dieses Modells ist, dass explizit auch auf die Abbildung des dynamischen Verhaltens Wert gelegt wird. Bei der intensiven Beschäftigung mit der Modellierung konnten allerdings einige fehlerhafte Formeln identifiziert werden. Außerdem unterscheiden sich die beiden – mit verschiedenen EC135-Varianten und auf Grundlage unterschiedlicher Flugversuche – in der Dissertation vorgestellten Parametersätze für das Modell derart voneinander, dass die Rückschlüsse auf die relevanten physikalischen Effekte diametral sind. Für die Umsetzung des Modells blieben somit zwei Varianten, die beide als nicht lohnenswert eingeschätzt wurden:

1. Implementierung des Modells wie veröffentlicht; Nutzung desjenigen Parametersatzes, der in der Verifizierungsphase qualitativ plausible Vorhersagen trifft. Der Nachteil an dieser Variante ist, dass man bewusst auf ein komplexes, aber fehlerhaftes Modell setzt. Der dem Ansatz zugrundeliegende Vorteil, auf physikalische Zusammenhänge rückschließen zu können, wäre verloren. Wie gut die Abbildung des Verhaltens außerhalb der für die Identifizierung des Modells genutzten Flugzustände ist, wäre außerdem unklar.
2. Implementierung des Modells mit korrigierten Formeln. Dabei müsste allerdings die komplette der Parameteridentifizierung vorgelagerte Sensitivitätsanalyse sowie anschließend die eigentliche Parameteridentifizierung neu durchgeführt werden. Der dafür nötige Aufwand übersteigt den Budgetrahmen nicht nur finanziell, sondern vor allem auch zeitlich, da die Ergebnisse dieses Arbeitspakets in den nachgelagerten Untersuchungen benötigt wurden.

Als Alternativlösung wurde daher nach einer weiteren Literaturrecherche ein 3-Komponenten-Ansatz für die Implementierung des ummantelten Rotors in VAST gewählt:

1. Zur Abbildung des Einflusses der Ummantelung auf die Blattspitzenumströmung wird das Modell nach Goodman [6] genutzt. Dadurch kommt es mit zunehmender Nähe einer Ummantelung zu den Blattspitzen zu geringeren Blattspitzen-Verlusten. Dieser Modell-Teil wurde erfolgreich verifiziert, sowohl bezüglich des Verhaltens bei Variation des Blattspitzenpals, als auch für den Grenzfall sehr großen Abstands, bei dem die Formulierung in das Modell von Prandtl [7] übergeht. Der geringere Einfluss der Blattspitze auf den Kraftverlauf über dem Radius für kleinere Blattspitzenpalte D ist in Abbildung 6-1 gezeigt

2. Die Berechnung der vom Rotor erzeugten Abwindgeschwindigkeiten soll über ein neu zu implementierendes Strahltheorie-Modell dargestellt werden, das für die Nutzung für ummantelte Rotoren angepasst wird.
3. Um den unterstützenden Einfluss der Ummantelung auf die Erzeugung einer Seitenkraft abzubilden, wird ein „Duct Augmentation Factor“ eingeführt, der die zusätzliche Kraftkomponente in Abhängigkeit der Flugbedingung liefert.

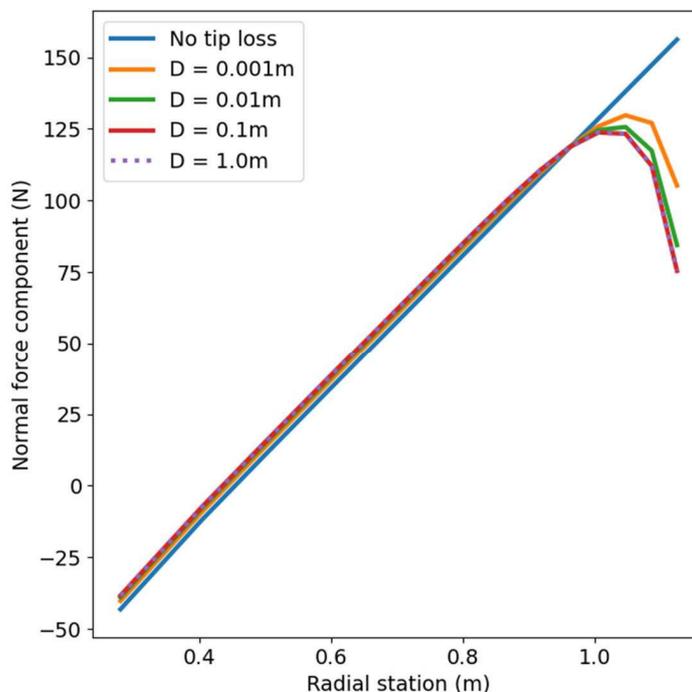


Abbildung 6-1 Verlauf der Normalkraft über dem Radius bei Variation der Größe des Blattspitzenspalts D

Für die Umsetzung des oben genannten zweiten Punktes wurde ein Blattelementen-Strahltheoriemodell für die Berechnung der Abwindgeschwindigkeiten des Heckrotors implementiert. Da der Heckrotor einen weiten Betriebsbereich abdecken muss – eine große Varianz im erzeugten Schub und der Anströmbedingungen ist nötig, für einige Manöver kann sogar Gegenschub notwendig sein – konnte nicht ein einfaches Modell für den „normalen Hubschrauberzustand“ genutzt werden. Es sind die drei Betriebsbereiche Schwebeflug, langsamer Sinkflug und schneller Sinkflug (relativ zum Rotorkoordinatensystem) abgebildet. Außerdem kann die Umkehr der Schubrichtung berücksichtigt werden. Der Einfluss der Ummantelung des Rotors auf den induzierten Luftstrom ist ebenfalls modelliert und vom Nutzer einstellbar.

Die Ummantelung trägt durch ihre Umströmung zur Erzeugung der Seitenkraft des Heckauslegers bei. Diesem Effekt kann durch ein neu implementiertes generisches Modell Rechnung getragen werden, das die freie Konfiguration von Einflussparametern, Kennlinien und Ausgabevektoren erlaubt. Im Falle der Ummantelung werden der erzeugte Schub des Rotors und die Geschwindigkeit des Rotors als Einflussparameter gesetzt. Der Ausgabevektor des Modells stellt einen Kraftvektor dar. Die Kennlinie, um die erzeugte Seitenkraft proportional zum erzeugten Schub in Abhängigkeit der Vorwärtsgeschwindigkeit zu bestimmen wurde in einem ersten Schritt aus [10] entnommen. Das Modell war Ende 2021 fertig implementiert und Verifizierungsrechnungen hatten plausible Ergebnisse produziert.

Um eine möglichst genaue Vorhersage der Leistungsanforderungen zu ermöglichen, wurde generische Modell des ummantelten Heckrotors auf das Verhalten des AW09 Heckrotors angepasst. Dazu wurde

der ummantelte Heckrotor als fest eingespannt betrachtet, unterschiedlichen Betriebsbedingungen ausgesetzt und das Verhalten mit Simulationsergebnissen, die von Kopter zur Verfügung gestellt wurden, verglichen. Beispielhaft wird im Folgenden der Einfluss der Modellparameter auf den Schwebeflug gezeigt.

In **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** ist zu sehen, dass für einen offenen Rotor bei Einstellwinkeln $> 20^\circ$ Strömungsablösung auftritt und daher der erzeugte Schub einbricht (rote Kurve). Außerdem ist der Anstieg des Schubs viel stärker, als dies in den Daten des Rotors von Kopter (blau gestrichelte Kurve) der Fall ist. Die gelbe Kurve zeigt, dass bei Verringerung der Strahleinschnürung des Rotorabwinds – gekennzeichnet durch kleinere AreaRatios als 2 – der Schub auch noch bei größeren Einstellwinkeln ansteigt, wobei der Anstieg mit dem Einstellwinkel sinkt. Mit einer leichten Strahlaufweitung – AreaRatio < 1 – kann der Schubverlauf in die Nähe der Ergebnisse von Kopter gebracht werden. Durch die Berücksichtigung des Blattspitzenverlustes durch das Modell nach Goodman [6], das für ummantelte Rotoren anwendbar ist, kommt es bei gleichem Abstromverhältnis zu einer weiteren Verringerung des erzeugten Schubs. Eine weitere Verringerung des AreaRatios $< 0,8$ könnte zwar zu einer weiteren Verbesserung der Übereinstimmung mit den Referenzdaten führen, wird aber als unrealistisch angesehen, da die Ummantelung des Rotors am AW09 nicht sehr lang ausgeführt ist.

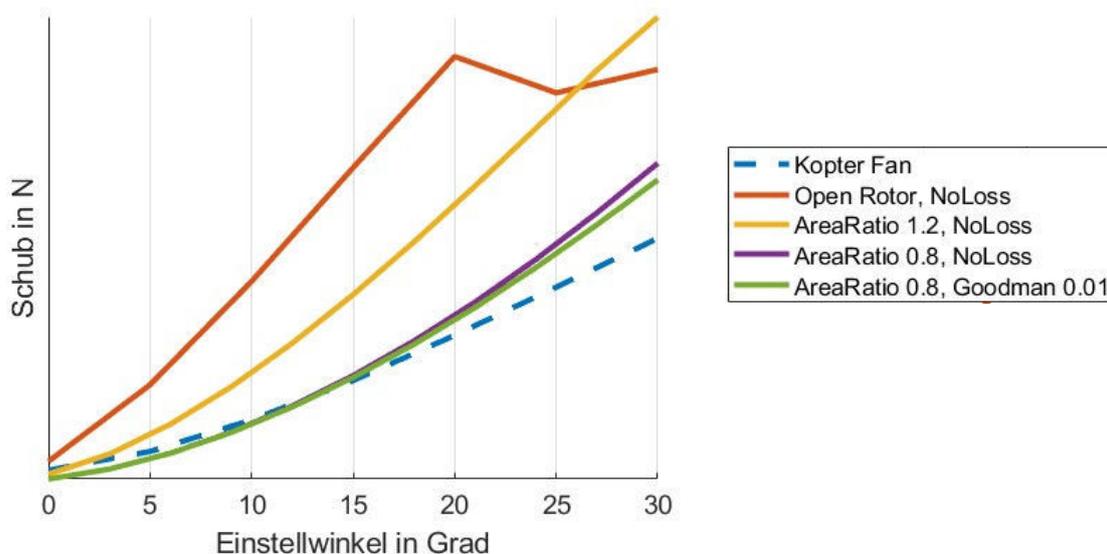


Abbildung 6-2 Schub über Einstellwinkel des Rotors für offenen und ummantelte Rotoren

Im letzten Abschnitt wurde der Einfluss der Ummantelung auf den Schub des Rotors betrachtet. Im nächsten Schritt wird auf den Beitrag des an der Ummantelung selbst erzeugten Schubs eingegangen. Beim Vergleich von rot gestrichelter und blau gestrichelter Kurve in Abbildung 6-3 zeigt sich, dass der Gesamtschub mehr als doppelt so groß ist wie der Schub am Rotor. In gelb ist der Schubverlauf des Rotors für ideal ummantelten Rotor ohne Strahlkontraktion (AreaRatio = 1) gezeigt. In lila ist der Gesamtschub auf Grundlage der gelben Kurve und einem Einflussfaktor der Ummantelung, die aus [10] identifiziert wurde, dargestellt. Bis auf einen leicht zu niedrigen Schub bei geringen Einstellwinkeln stimmt der Schub sehr gut mit den Daten von Kopter überein. In grün ist der Schub für einen Rotor mit leichter Strahlaufweitung und Blattspitzenverlust nach Goodman gezeigt, der wie im letzten Abschnitt motiviert den Kompromiss zwischen Abbildung der physikalischen Gegebenheiten und Wiedergabe der Referenzdaten bildet. Aufbauend auf dieser Kurve wurde der Gesamtschub der hellblauen Kurve erzeugt, indem das Verhältnis zwischen Rotor- und Gesamtschub aus der Kopter-Simulation in Abhängigkeit des Einstellwinkels und der Fluggeschwindigkeit identifiziert und als Faktor aufgebracht wurde. Durch den zu hohen Schub des Rotormodells in VAST folgt auch ein zu hoher Gesamtschub. Für

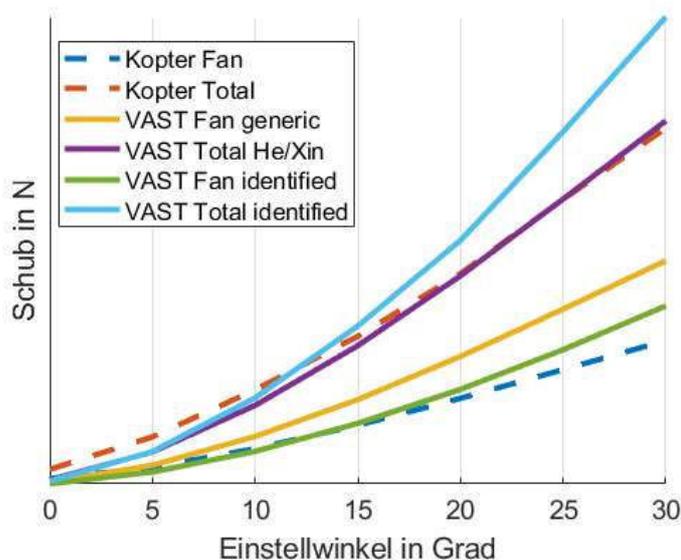


Abbildung 6-3 Vergleich Rotorschub – Gesamtschub für den ummantelten Rotor

den Vorwärtsflug zeigte sich mit zunehmender Geschwindigkeit eine zunehmende Abweichung der aerodynamischen Vorhersage des Rotormodells zu den Daten von Kopter.

Nach der Anpassung des generischen Modells für den ummantelten Rotor an das Verhalten des AW09 Heckrotors wurde das Modell in das bestehende Simulationsmodell für den AW09 eingefügt. Danach traten unerwartete Konvergenzprobleme in Trimmrechnungen auf, die mit dem Heckrotormodell alleine nicht beobachtet worden waren. Es zeigte sich, dass das Problem in einem unstetigen Übergang des Modells zwischen dem Schwebeflugzustand und dem langsamen Sinkflug (im Heckrotorsystem, d.h. bei Drehung des Hubschraubers um die Hochachse) liegt. Durch die feste Einspannung des Rotors in den Simulationen des isolierten Heckrotors war dieses Problem dort nicht aufgetreten. Durch die Implementierung der von Leishman in [13] vorgeschlagenen Formel für den langsamen Sinkflug konnten die Konvergenzprobleme gelöst werden.

Durch den auf dem European Rotorcraft Forum 2022 aufgebauten Kontakt zum Mutterkonzern von Kopter konnten neue Validierungsdaten zum Heckrotor aus einem Prüfstandsversuch erlangt werden. Da der Schubverlauf des Prüfstands über den Einstellwinkel stark von den bisher zur Verfügung gestellten Simulationsdaten abwich, wurde eine Neu-Identifikation des Modells in VAST angestoßen. Außerdem konnte auf Grundlage der Prüfstandsdaten durch weiteren Austausch mit Kopter ein Fehler in der Verwindungsbeschreibung des Heckrotors in VAST behoben werden.

Auf dem Prüfstand wurde nur der Schwebeflug untersucht, sodass keine neuen Validierungsdaten für den Vorwärtsflug zur Verfügung standen. Allerdings zeigte sich, dass bei den vorher zur Verfügung gestellten Simulationsdaten keine Berechnung der Kraft auf die Ummantelung stattgefunden hatte, sondern nur die Kraft auf die Ummantelung aus dem Prüfstandsversuch für alle Vorwärtsgeschwindigkeiten übernommen wurde. Aufgrund mangelnder physikalischer Basis wurden diese Simulationsdaten daher nicht weiter für den Modellaufbau berücksichtigt.

Die Berechnung der Kraft auf die Ummantelung im Schwebeflug wurde weiter verfeinert. Statt eines einfachen Faktors zwischen Rotorschub und Kraft auf die Ummantelung wird eine Kraft proportional zum Quadrat der induzierten Geschwindigkeit des Rotors aufgeprägt. Für die Entwicklung des Einflusses über die Vorwärtsgeschwindigkeit wurde die mittlere Änderung über die Vorwärtsgeschwindigkeit aus dem Modell von He und Xin [10] abgeleitet. In **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** ist zu sehen, dass nach der Neuidentifikation das Modell in VAST die Prüfstandsdaten sehr gut abbildet.

Außerdem ist aufgrund des Unterschieds der Prüfstandsdaten zu den Simulationsdaten die Notwendigkeit der durchgeführten Neuidentifikation nachvollziehbar.

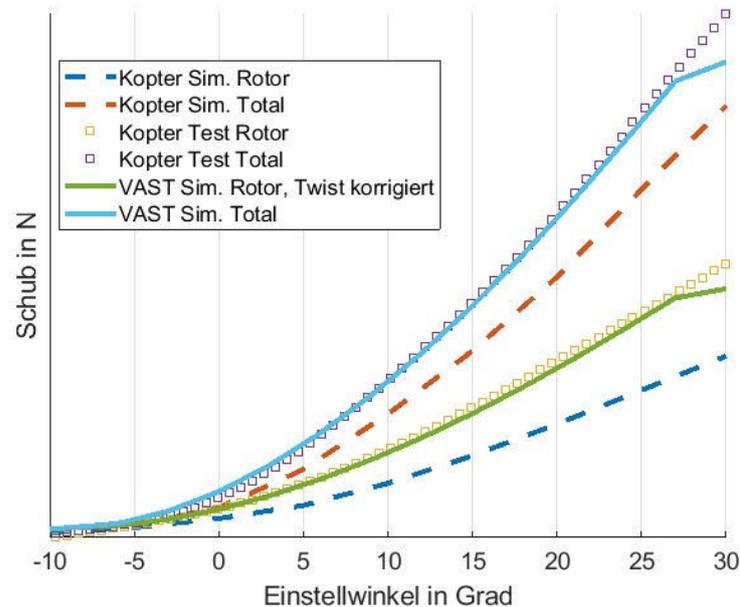


Abbildung 6-4 Rotorschub und Gesamtkraft über Einstellwinkel

Um die Untersuchung von Fehlerfällen beziehungsweise der Reaktion auf diese in VAST zu ermöglichen, wurde prototypisch die Konfiguration kaskadierter Regler in VAST umgesetzt. Da es sich um eine prototypische Entwicklung handelt, soll auf die Umsetzung nicht weiter eingegangen werden und für Ergebnisse wird auf Abschnitt 6.1.4 zum AP 240 verwiesen.

b) Aufbau des Flugmechanikmodells des AW09

Die Strukturdynamik des AW09 wird durch ein Mehrkörpersystem (MBS) abgebildet. Dieses besteht zunächst aus der Zelle, dem Hauptrotorkopf und den fünf Hauptrotorblättern. Die Zelle besitzt Anschlusspunkte für den Hauptrotorkopf, den Heckrotormast und die aerodynamischen Kräfte von Zelle, Höhenleitwerk und Seitenleitwerk. Der Hauptrotorkopf ist mit der Zelle über ein Gelenk verbunden, an dem eine konstante Drehzahl aufgeprägt wird und besitzt Anschlusspunkte für die Blattgelenke der Hauptrotorblätter. Die fünf Rotorblätter sind über je ein Schlag- und Schwenkgelenk mit dem Rotorkopf verbunden und besitzen 10 Anschlusspunkte für die Rotor-aerodynamik. Die Taumelscheibe ist funktional abgebildet, d.h. die Blatteinstellwinkel werden direkt aus den Steuerwinkeln berechnet und an das MBS übergeben.

Für den Heckrotor wurden zwei Varianten verwendet, ein Mehrkörpersystem und ein globales Heckrotormodell. Das MBS besteht aus dem Heckrotormast, einem Heckrotorkopf und zehn Heckrotorblättern. Die Rotorblätter besitzen jeweils ein Gelenk zur Vorgabe des Einstellwinkels und vier Anschlusspunkte für die Rotor-aerodynamik. Zur Verringerung der benötigten Rechenzeiten wurde alternativ ein globales Heckrotormodell aus Padfield [8] eingesetzt.

Abbildung 6-5 zeigt einen Vergleich der Trimmwerte des vereinfachten Heckrotormodells mit dem Voll-MBS-Ansatz. Beide Modelle stimmen gut überein, nur im Einstellwinkel des Heckrotors ergibt sich ein Offset zwischen den beiden Modellvarianten. Dieser Offset führt zu einem entsprechenden Offset in der Heckrotorleistung, der Leistungsverlauf über der Geschwindigkeit stimmt jedoch gut überein. Eine detaillierte Beschreibung der Modellierung des AW09 in VAST findet sich in [9].

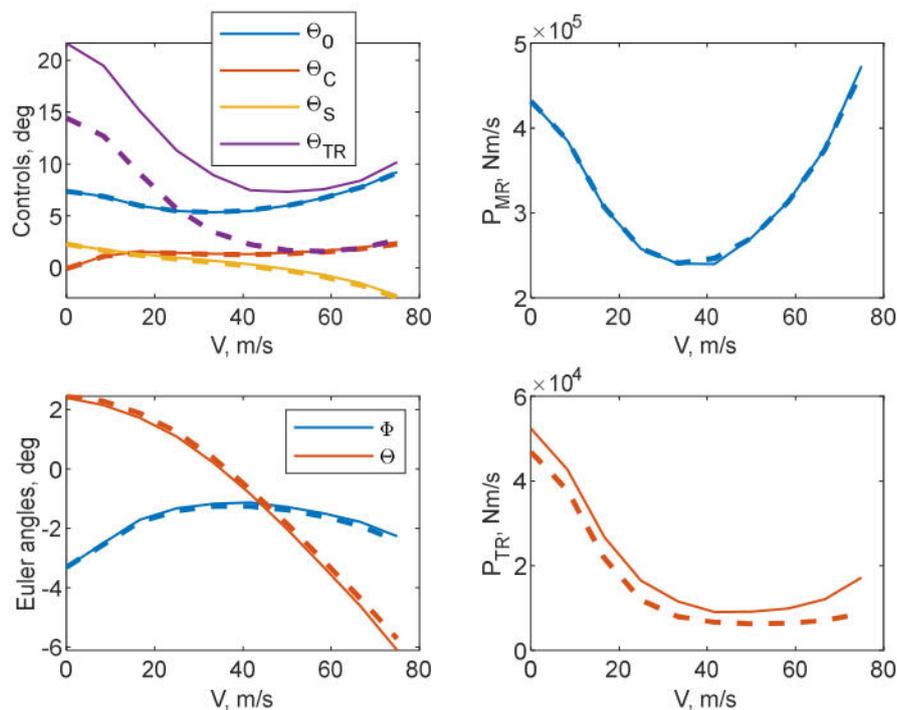


Abbildung 6-5 Trimmwerte für globales Heckrotormodell (durchgezogen) und MBS (gestrichelt)

Um verschiedene Betriebskonzepte untersuchen zu können, wurden die Modelle dahingehend erweitert, dass statt der Trimmung des Hubschraubers über den Einstellwinkel der Heckrotorblätter auch eine Trimmung über die Drehzahl möglich ist. Außerdem wurde das Seitenleitwerk über ein steuerbares Gelenk an die Zelle angebunden, sodass die erzeugte Seitenkraft am Heckausleger auch über die Steuerung des Finnenwinkels verändert werden kann.

Bei der Untersuchung des Seitwärtsfluges zeigte sich ein unstetiges Verhalten beim Übergang vom Schwebeflug in den Flug nach links bzw. nach rechts, zusätzlich nahm zum Beispiel der Rollwinkel des Hubschraubers in beide Richtungen zu. Die Ursache des Problems wurde im Abwindmodell des Hauptrotors gefunden, dass den Einfluss des Seitenwindes nicht korrekt berücksichtigte. Dies wurde für die Abwindmodelle nach Glauert, Drees und Pitt-Peters behoben. Die Ergebnisse der Untersuchungen zum Seitwärtsflug sind in Abschnitt 6.1.4 zu finden.

Simulink-Modell

Da Ende 2022 wegen fehlender Regelungsalgorithmen in VAST noch keine sinnvollen dynamischen Simulationen möglich waren, wurde von AHTEch vorgeschlagen, ein Modell der reinen Gierdynamik in Simulink aufzubauen und damit Untersuchungen zu Steuerstrategie und Fehlerfällen durchzuführen. Dem DLR wurde dazu von AHTEch ein Simulink-Modell der Gierachse auf Basis von Bo105-Daten zur Verfügung gestellt.

Dieses Modell wurde zunächst auf den AW09 umgestellt. Dabei zeigten sich Schwingungen in der Seitenkraft bei Fluggeschwindigkeiten unterhalb von 17 m/s. Diese Schwingungen wurden durch eine fehlende Iteration in der Berechnung des induzierten Abwinds erzeugt und konnten durch eine verbesserte Implementierung der Abwindberechnung beseitigt werden.

Anschließend wurden mit dem Modell Trimmrechnungen durchgeführt und mit den Ergebnissen aus VAST für ein Modell mit offenem Heckrotor verglichen. Abbildung 6-6 zeigt den Vergleich der Trimmwerte für den Heckrotoreinstellwinkel bei einer Drehzahl von knapp 300 rad/s. Der Offset der beiden Kurven von etwa 10° ist auf die unterschiedliche Definition der Verwindung (twist) in den beiden Simulationsmodellen zurückzuführen. Beim Simulink-Modell wird der Winkel an der Blattwurzel benutzt und bei VAST der Winkel bei 75% Rotorradius. Bei einer Verwindung von 13° ergibt sich ein Unterschied von $0.75 \cdot 13^\circ = 9.75^\circ$.

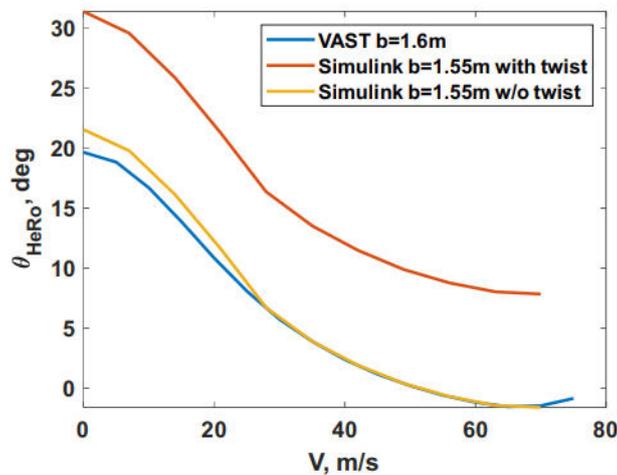


Abbildung 6-6 Trimm über Heckrotor-Pitch

Abbildung 6-7 zeigt den Trimmwinkel bei alleiniger Trimmung über die Klappe des Seitenruders (abgeschalteter Heckrotor). Ein Vergleich mit VAST-Ergebnissen war hier nicht möglich, da eine Wölbklappe in VAST bisher nicht implementiert ist und sich für das in VAST verwendete Pendelruder andere Trimmwinkel ergeben.

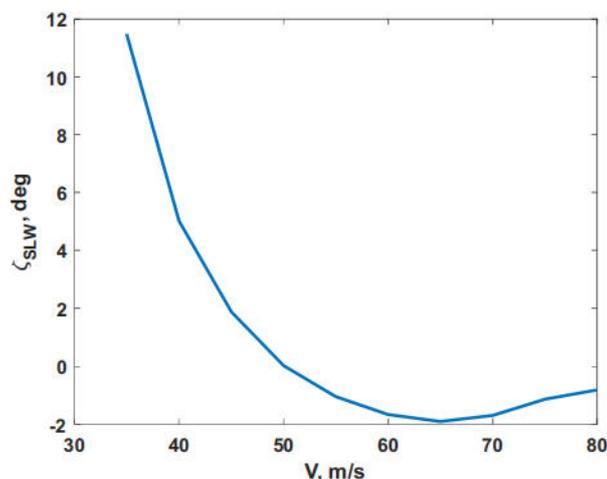


Abbildung 6-7 Trimm über Seitenruder

Bei weiteren Untersuchungen zeigte sich, dass das Simulink-Modell mit der originalen Reglerstruktur numerische Probleme aufwies. Daraufhin wurde ein neues Modell der Gierachse auf Basis der vorhandenen Bausteine erstellt.

In der eigentlichen Gierdynamik befinden sich die Anteile von

- Hauptrotor
Das ausgleichende Drehmoment des Hauptrotors wurde tabellarisch als Funktion der Vorwärtsgeschwindigkeit formuliert und aus VAST-Trimmrechnungen bestimmt.
- Seitenleitwerk
Das vom Seitenleitwerk erzeugte Moment in Abhängigkeit vom Ausschlag des Seitenruders wird über die Polare des Seitenleitwerks sowie die Formel aus [14] für eine Wölbklappe bestimmt. Hier wurde die Formulierung aus dem AHTech-Modell beibehalten und nur mit AW09-Werten für das auf 1 m² Fläche vergrößerte Leitwerk aktualisiert.
- Heckrotoraerodynamik
Das Modell basiert auf der von AHTech gelieferten Formulierung für einen offenen Rotor mit linearer Aerodynamik. Es wurde eine iterative Berechnung des dynamischen Abwinds eingeführt und das Modell auf negative Drehzahlen (einschließlich Nulldurchgang) erweitert. Alternativ können Seitenkraft und aerodynamisches Moment des Heckrotors als Funktion von Einstellwinkel, Drehzahl und Anströmung (aus Vorwärtsgeschwindigkeit und Gierrate) aus einer mehrdimensionalen Tabelle entnommen werden. Diese Version wurde vorgesehen, um VAST-Ergebnisse für den ummantelten Heckrotor in dem Simulink-Modell nutzen zu können. Da das VAST-Modell für den Vorwärtsflug noch nicht validiert werden konnte, wurde diese Option nicht genutzt.
- Heckrotorträgheit
Hier wurde die Formulierung aus dem AHTech-Modell beibehalten und nur mit AW09-Werten aktualisiert.

Für das Gesamtmodell der Gierachse wurde die Gierdynamik noch um folgende Anteile ergänzt:

- Aktuatordynamik
Die Aktuatoren für den Einstellwinkel des Heckrotors und des Seitenruders wurden jeweils als PT1-Glieder modelliert und die Stellgrenzen berücksichtigt.
- Motordynamik
Hier wurde das von MACCON zur Verfügung gestellte Simulink-Modell der Motordynamik in das Gesamtmodell integriert.
- Regelung
Die Regelung erfolgt wahlweise über den Einstellwinkel des Heckrotors, die Drehzahl oder den Einstellwinkel des Seitenruders. Für jeden Reglermodus wurde ein separater PI-Regler erstellt. Die innere Regelschleife minimiert den Gierratenfehler und eine äußere Regelschleife die Kursabweichung.

Die oberste Ebene des erstellten Simulink-Modells ist in Abbildung 6-8 zu sehen. Ergebnisse aus Untersuchungen mit diesem Modell finden sich unter AP 240 in Abschnitt 6.1.4.

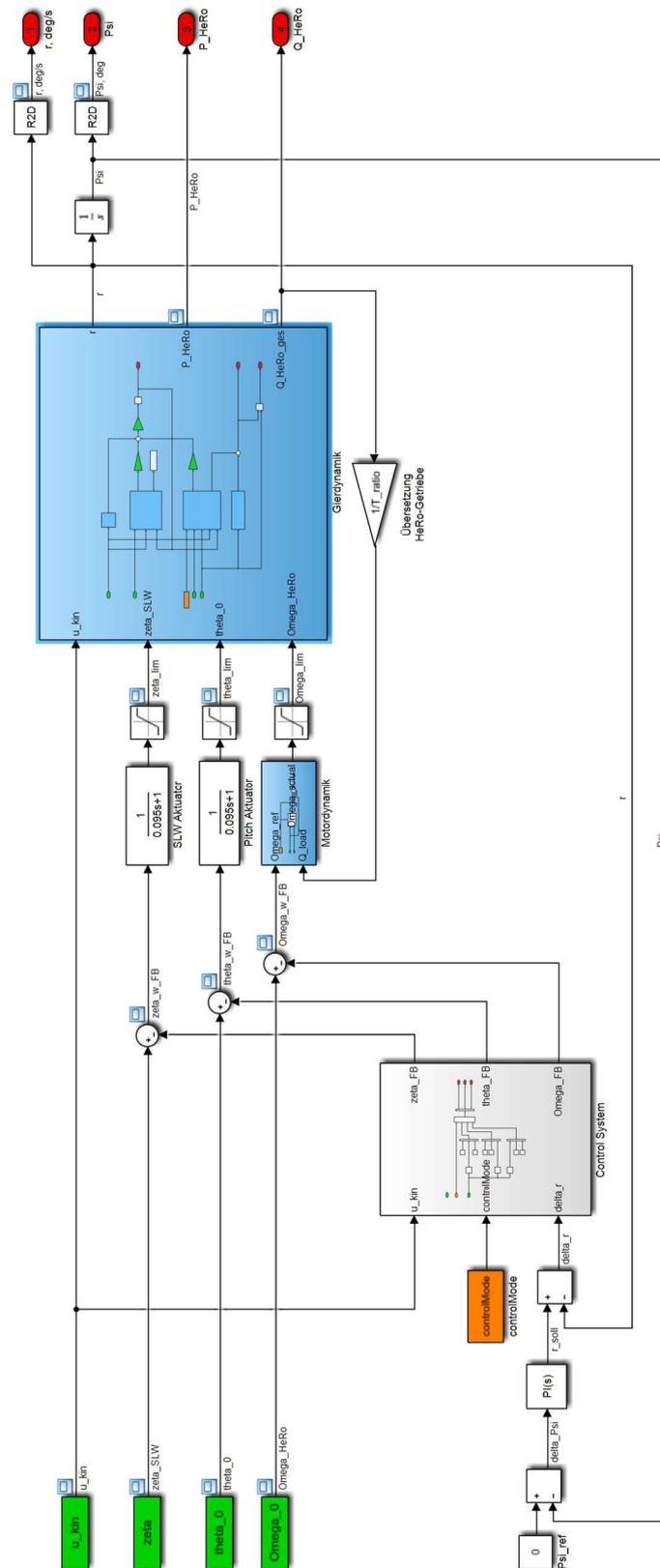


Abbildung 6-8 Simulink-Modell der Gierachse

6.1.2. AP 220 – Auslegungsrechnungen

Im Rahmen der Auslegungsrechnungen wurden die Vektorisierung des Heckrotorschubs, die Variation der Heckrotordrehzahl, die Variation des Einstellwinkels der Finne sowie die Größenvariation des Seitenleitwerks jeweils separat und zum Teil auch in Kombination untersucht. Der Fokus lag bei allen Untersuchungen auf der potentiellen Reduzierung der Gesamtleistung. Im Folgenden werden exemplarisch einige Ergebnisse präsentiert, eine ausführliche Beschreibung der zu AP 220 durchgeführten Rechnungen findet sich in [9].

Vektorisierung des Heckrotorschubs

Der Heckrotorschub wirkt üblicherweise als reine Seitenkraft auf den Hubschrauber. Durch eine Neigung des Heckrotors in vertikaler Richtung kann der Auftrieb des Hubschraubers gesteigert werden, während durch eine Neigung in horizontaler Richtung Vortrieb erzeugt werden kann.

Zunächst wurde die vertikale Neigung im Bereich von 0° bis 35° variiert. Mit steigender Heckrotorneigung sinkt die Leistung des Hauptrotors während die Heckrotorleistung und der Einstellwinkel am Heckrotor zunehmen. Abbildung 6-9 zeigt die resultierende Änderung der Gesamtleistung als Funktion des Heckrotorwinkels für verschiedene Geschwindigkeiten. Im Schwebeflug lässt sich mit einem Winkel von 20° ungefähr 1% Leistung einsparen. Bei einer leichten Vorwärtsgeschwindigkeit ergibt sich mit 25° Schwenkwinkel eine Ersparnis von 1.8%. Bei höheren Vorwärtsgeschwindigkeiten (ab 25 m/s) wird bei schräggestelltem Heckrotor mehr Gesamtleistung benötigt.

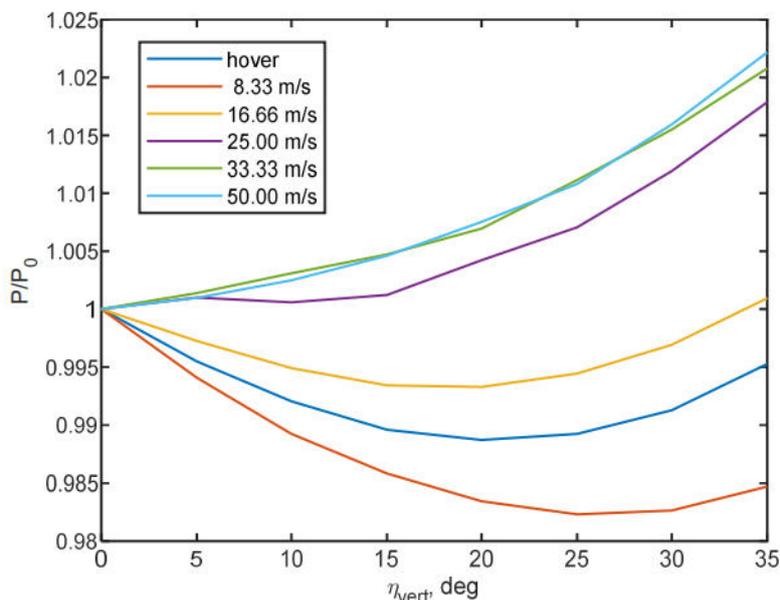


Abbildung 6-9 Änderung der Gesamtleistung bei vertikaler Heckrotorneigung

Durch eine Neigung des Heckrotors in horizontaler Richtung kann eine Vortriebskomponente erzeugt werden. Für die Untersuchungen wurde die horizontale Neigung im Bereich 0° bis 90° variiert und wieder Trimmrechnungen über den gesamten Geschwindigkeitsbereich durchgeführt. Mit steigendem Neigungswinkel nimmt die Hauptrotorleistung ab und die Heckrotorleistung zu. Im Zusammenspiel kommt es also darauf an, welcher der beobachteten Effekte stärker ist.

Abbildung 6-10 zeigt die Änderung der Gesamtleistung als Funktion der horizontalen Schubausrichtung mit Fokus auf die höchsten untersuchten Fluggeschwindigkeiten. Man erkennt, dass sich nur bei der höchsten Geschwindigkeit (75 m/s) eine geringe Leistungseinsparnis von 0.5% bei einem Schwenkwinkel

von 50-55° ergibt. Für alle anderen Geschwindigkeiten führt eine horizontale Neigung des Heckrotors zu einer Erhöhung des Leistungsbedarfs.

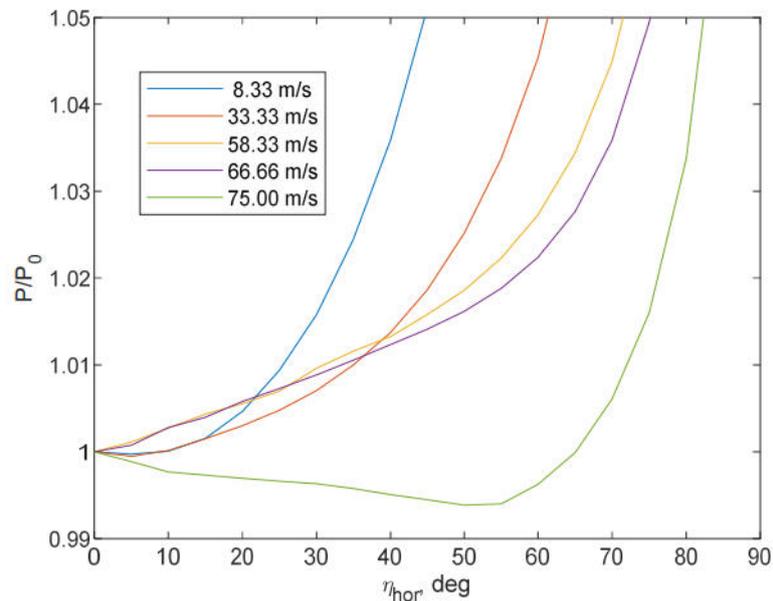


Abbildung 6-10 Änderung der Gesamtleistung bei horizontaler Heckrotorneigung

Da sich für die Vektorisierung in horizontaler Richtung keine Leistungsersparnis ergibt, wurde auf die Untersuchung der kombinierten Vektorisierung in beiden Richtungen verzichtet. Außerdem ist zu bedenken, dass die technische Realisierung eines schwenkbaren Heckrotors für einen ummantelten Rotor schwieriger ist, da die Ummantelung eines geschwenkten Heckrotors aerodynamisch optimiert werden müsste.

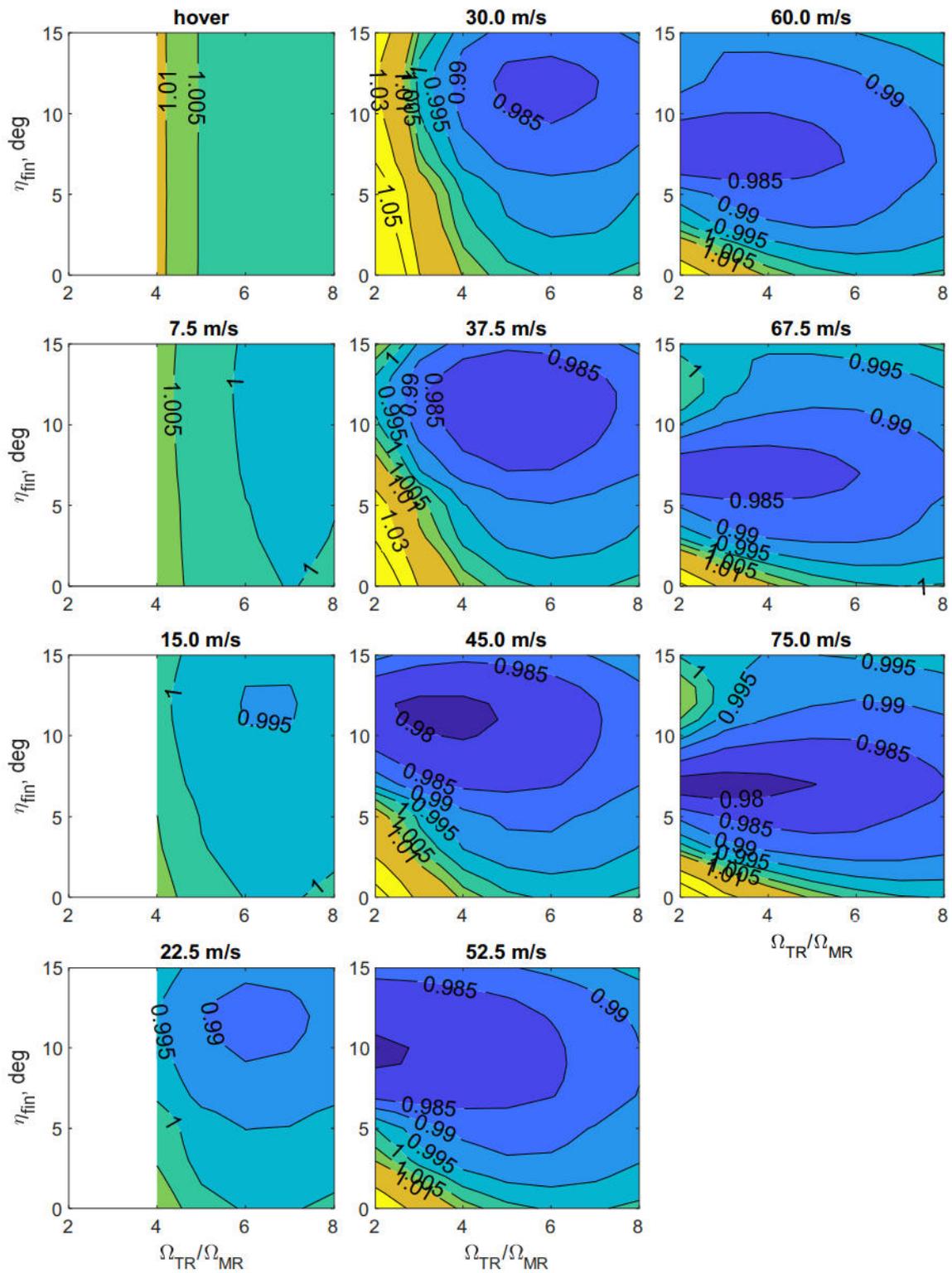
Variation von Heckrotordrehzahl und Einstellwinkel der Finne

Bei einem elektrischen Antrieb des Heckrotors ist dessen Drehzahl nicht mehr durch ein festes Übersetzungsverhältnis an die Hauptrotordrehzahl gekoppelt. Deshalb sollte untersucht werden, ob sich die Gesamtleistung des Hubschraubers über eine dem Flugzustand angepasste Heckrotordrehzahl verringern lässt.

Für den Referenzfall des unmodifizierten AW09 liegt das Verhältnis der Drehzahlen von Heckrotor zu Hauptrotor bei 7.4. Für die Untersuchungen wurde $\Omega_{TR} / \Omega_{MR}$ im Bereich zwischen 2 und 14 variiert. Es zeigte sich, dass die Drehzahl der Referenzkonfiguration für geringe und mittlere Geschwindigkeiten optimal ist. Für hohe Geschwindigkeiten ($V > 60$ m/s) ergibt sich eine kleine Leistungsersparnis bei leicht erhöhter Drehzahl (maximal 1% bei 75 m/s).

Der Einstellwinkel der (gesamten) Finne η_{fin} wurde im Bereich 0-15° variiert. Es zeigte sich, dass für Geschwindigkeiten ab 25 m/s ein Finnenwinkel im Bereich 7-12° eine Leistungsersparnis von 1-1.5% liefert.

Anschließend wurden Heckrotordrehzahl und Einstellwinkel der Finne in Kombination variiert. Die Änderung der Gesamtleistung gegenüber der Referenzkonfiguration ($\Omega_{TR} / \Omega_{MR} = 7.4$, $\eta_{fin} = 0^\circ$) ist in Abbildung 6-11 für alle Vorwärtsgeschwindigkeiten aufgetragen. Für Geschwindigkeiten unter 30 m/s liegt die optimale Drehzahl in der Nähe des Referenzwerts und der optimale Finnenwinkel bei 12°. Mit steigender Fluggeschwindigkeit verschiebt sich das Optimum zu niedrigeren Drehzahlen und einem Finnenwinkel von 7°. Die insgesamt maximal erreichbare Leistungsersparnis liegt bei 2.2%.



Größenvariation des Seitenleitwerks

Durch eine Vergrößerung der Leitwerksfläche kann das Drehmoment im Vorwärtsflug ganz oder teilweise ausgeglichen werden. Für die Untersuchungen wurde die Leitwerksfläche im Bereich 100-170% variiert. Die zugehörige Leistungsänderung ist in Abbildung 6-12 aufgetragen. Für die maximale Fluggeschwindigkeit von 75 m/s kann mit einer Leitwerksfläche von 150-160% ca. 1% Leistung eingespart werden.

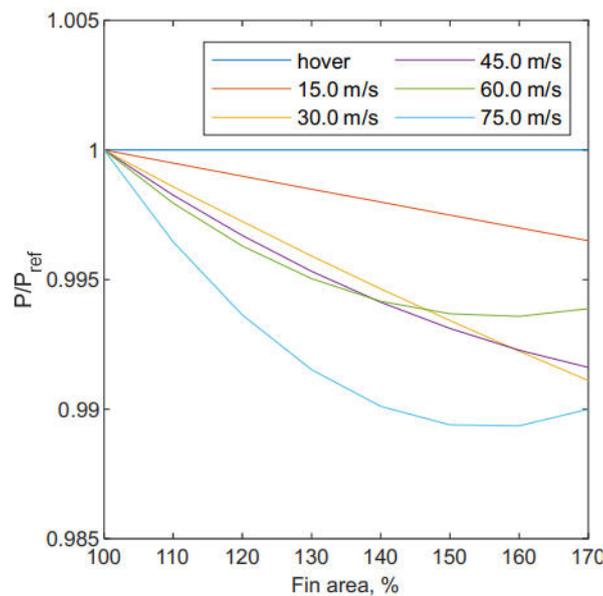


Abbildung 6-12 Änderung der Gesamtleistung als Funktion der Leitwerksgröße

6.1.3. AP 230 – Simulation der Flugzustände ausgewählter Varianten

Wie die Rechnungen aus AP 220 gezeigt haben, kann im Vorwärtsflug der Drehmomentenausgleich durch ein Seitenleitwerk und/oder eine vergrößerte Finne erzeugt werden. Deshalb wurden diverse Rechnungen ohne Heckrotor durchgeführt und mit der Referenzkonfiguration sowie einigen ausgewählten Varianten verglichen. Für die Rechnungen wurde dabei davon ausgegangen, dass die Ummantelung des Heckrotors verschlossen wird, beispielsweise mit einer Jalousie. Der stillgelegte Heckrotor wird dadurch nicht mehr der Anströmung ausgesetzt und erzeugt daher auch keinerlei Kräfte mehr.

Für die Rechnungen ohne Heckrotor wurden folgende Konfigurationen verglichen:

- Referenzkonfiguration ($\Omega_{TR} = \Omega_{ref}$, Trimmung über θ_{TR})
- Reduzierte Drehzahl ($\Omega_{TR} = 0.27 \Omega_{ref}$, Trimmung über θ_{TR})
- Fester Finnenwinkel ($\Omega_{TR} = \Omega_{ref}$, $\eta_{fin} = 6^\circ$, Trimmung über θ_{TR})
- Kein Heckrotor (Trimmung über η_{fin})
- Kein Heckrotor, 160% Leitwerksfläche (Trimmung über η_{fin})

Die reduzierte Drehzahl von $\Omega_{TR} = 0.27 \Omega_{ref}$ hatte sich in den Untersuchungen zu AP 220 in Kombination mit einem Finnenwinkel von 7° als optimal für den schnellen Vorwärtsflug ergeben. Der Finnenwinkel von $\eta_{fin} = 6^\circ$ sowie die Vergrößerung der Leitwerksfläche auf 160% sind die Werte, die in den Rechnungen zu AP 220 zu einer Entlastung des Heckrotors im Vorwärtsflug geführt hatten.

Abbildung 6-13 zeigt den Vergleich der Trimmwerte der verschiedenen Konfigurationen für Geschwindigkeiten ab 30 m/s. Die Konfiguration ohne Heckrotor und unveränderter Finnengröße konnte erst ab 45 m/s getrimmt werden, die Konfiguration mit vergrößerter Finne ab 37.5 m/s. Bei den Hauptrotorgrößen und Lagewinkeln ergeben sich nur geringe Unterschiede. Von den drei Konfigurationen mit Heckrotor benötigt die Version mit einem festen Finnenwinkel den kleinsten Einstellwinkel am Heckrotor. Die Konfiguration ohne Heckrotor benötigt im schnellen Vorwärtsflug einen Finnenwinkel von 6° zur Trimmung, bei Vergrößerung der Fläche auf 160% reduziert sich dieser von 6° bei 37.5 m/s auf 0° bei 75 m/s.

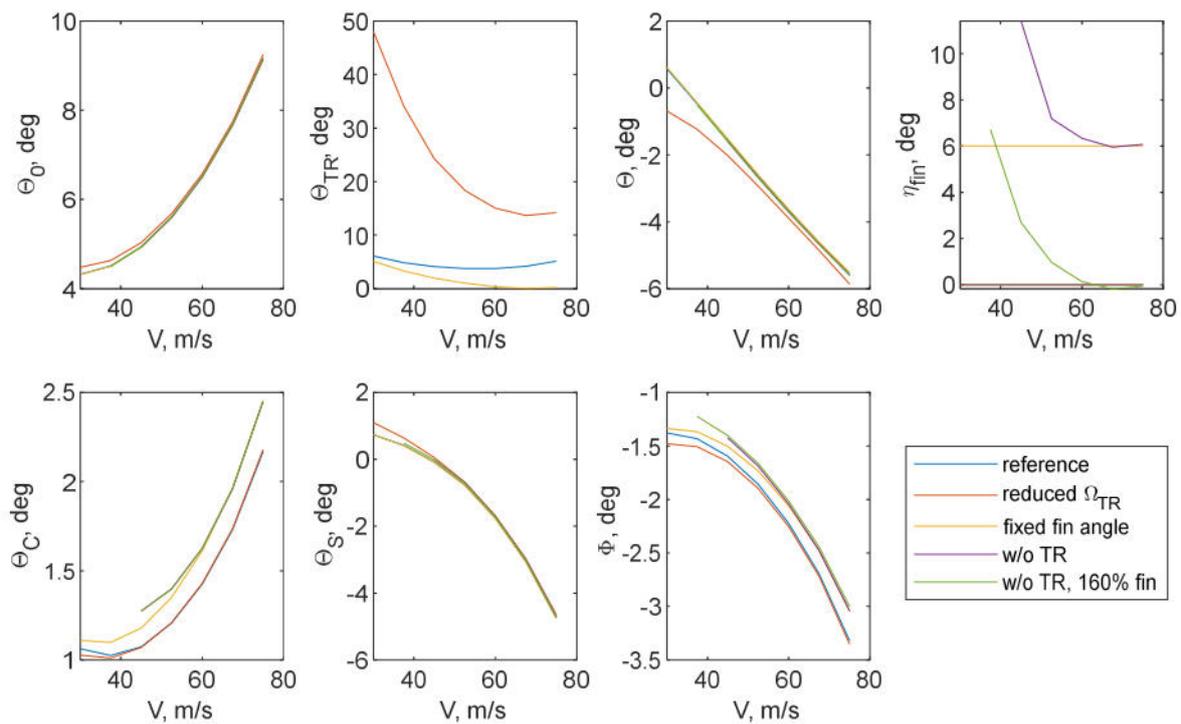


Abbildung 6-13 Trimmwerte für verschiedene Konfigurationen

Die Leistungsänderung gegenüber der Referenzkonfiguration ist in Abbildung 6-14 aufgetragen. Die Konfiguration mit verringerter Drehzahl aber ohne Anstellung der Finne benötigt mehr Leistung als die Referenz. Durch einen festen Finnenwinkel von $\eta_{fin} = 6^\circ$ lässt sich ca. 1% Leistung einsparen. Bei stillgelegtem Heckrotor wird ca. 2% Leistung eingespart. Eine zusätzliche Vergrößerung der Leitwerksfläche reduziert zwar den zur Trimmung nötigen Einstellwinkel der Finne, führt jedoch zu keiner weiteren Leistungsersparnis.

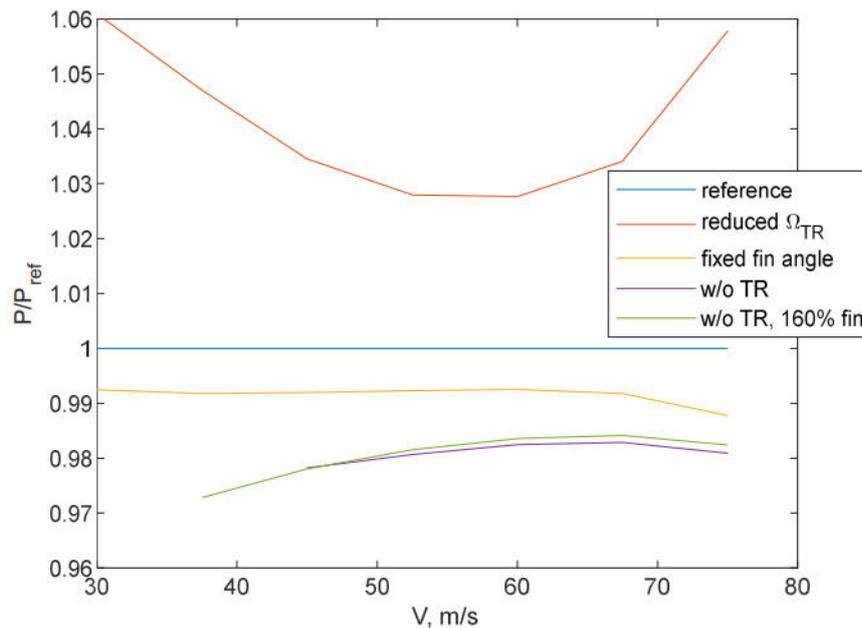


Abbildung 6-14 Leistungsänderung für verschiedene Konfigurationen

6.1.4. AP 240 – Spezifikation der Leistungsanforderungen

Es wurde eine Sensitivitätsanalyse der Geometrieparameter des Seitenleitwerks durchgeführt. Dazu wurden zunächst die Höhe b und Tiefe (MAC, mean aerodynamic chord) des Seitenleitwerks ausgehend von einer Referenzkonfiguration ($b = 1.6$ m, MAC = 0.65 m) variiert und der Einfluss auf die Leistung und den zur Trimmung ohne Heckrotor nötigen Ruderwinkel bestimmt. Dazu wurde die gesamte Finne als Pendelruder betrachtet, da in VAST keine Modellierung eines separaten Ruders zur Verfügung stand.

Es ergab sich ein nur sehr geringer Einfluss der Rudergeometrie auf die Gesamtleistung. Wie man in Abbildung 6-15 sehen kann, ist der Trimmwinkel zum Giermomentenausgleich im Vorwärtsflug quasi nur von der Ruderfläche abhängig. Eine sehr große Ruderfläche führt dazu, dass zu viel Gegenmoment erzeugt wird, welches durch einen negativen Ruderausschlag ausgeglichen werden muss.

Vergleichsrechnungen mit einem NACA 65-3-618 Profil zeigten keine nennenswerten Unterschiede zum aktuellen Profil der Finne des AW09.

Für die weiteren Untersuchungen wurde deshalb eine Finne mit einer Fläche von 1 m^2 ausgewählt und nur noch die Streckung variiert.

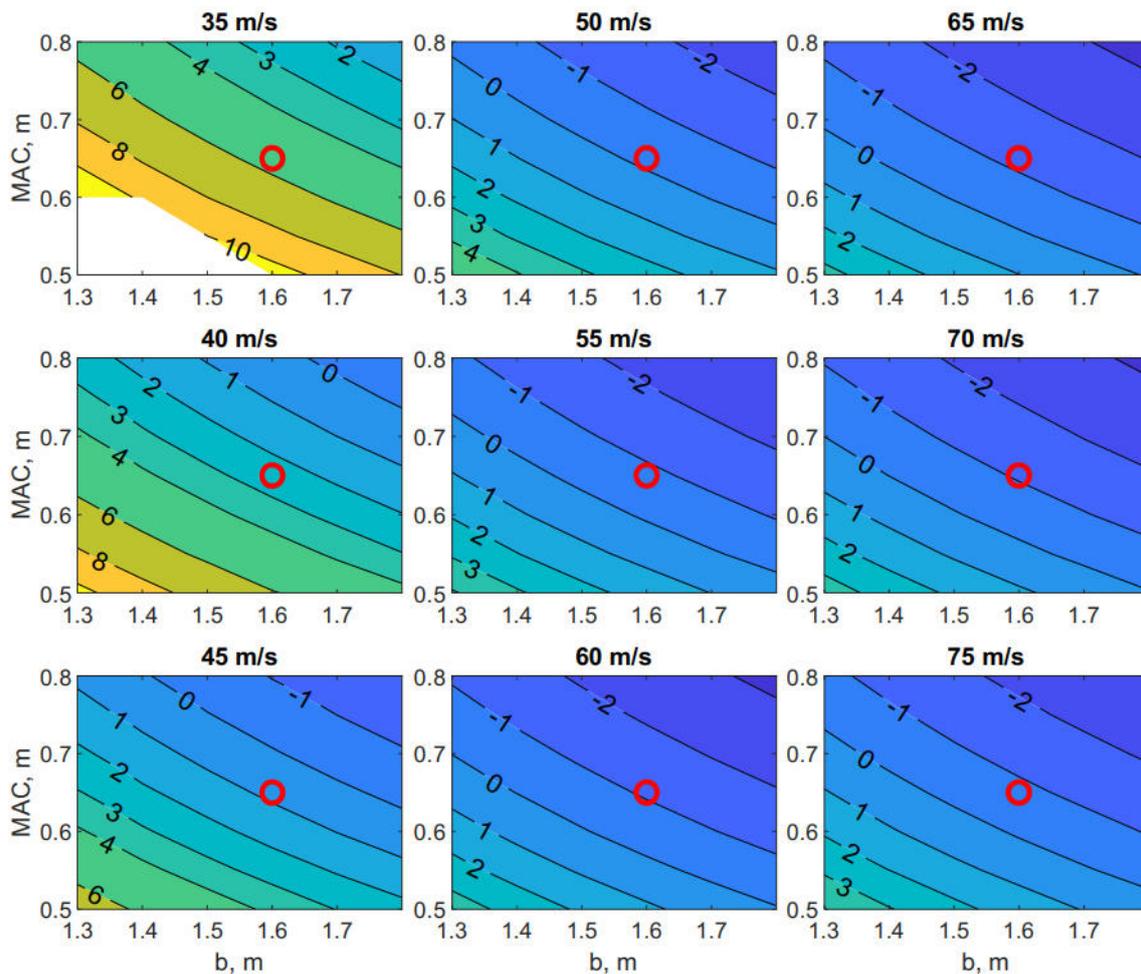


Abbildung 6-15 Trimmwinkel der Finne für verschiedene Geometrieparameter

Für die Konfigurationsvariante mit einem auf 1 m^2 vergrößerten Leitwerk wurde der Einfluss des größeren Leitwerks auf den Normalbetrieb des Hubschraubers untersucht. Dabei sollten mögliche negative Einflüsse dieser Änderung aufgedeckt werden, z.B. ein eingeschränkter Betrieb im Seitwärtsflug, wie er für alpine Rettungseinsätze erforderlich ist.

Abbildung 6-16 zeigt die Leistungsänderung (P/P_0) gegenüber dem aktuellen AW09 im Geradeausflug. Die Leistungsreduktion ist für das schlankere Leitwerk ($b = 1.6 \text{ m}$) größer, weil das größere Streckungsverhältnis zu einem geringeren induzierten Widerstand führt. Für Vorwärtsgeschwindigkeiten V oberhalb von 35 m/s kann der Heckrotor stillgelegt werden, was zu einer zusätzlichen Leistungsreduktion von 1% gegenüber der Konfiguration mit laufendem Heckrotor führt.

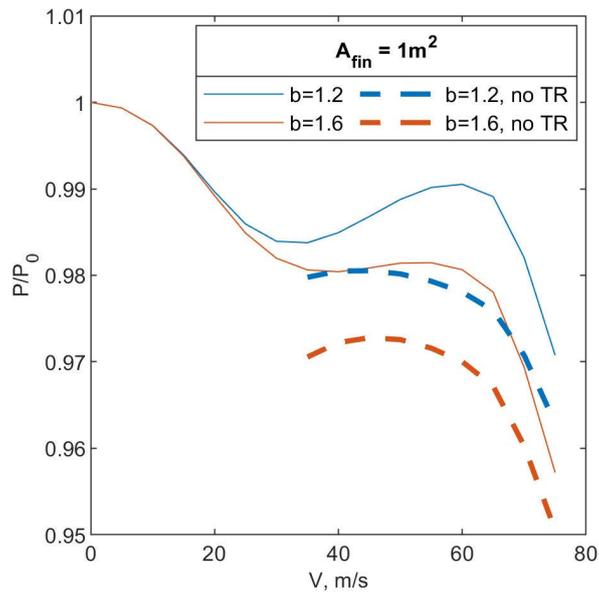


Abbildung 6-16 Leistungsänderung im Geradeausflug

Im Steigflug bei der Geschwindigkeit größter Ausdauer führt das größere Leitwerk zu einer Leistungsersparnis von 1.5% bzw. 1.8%, wie dem Bereich positiver Flugpfadwinkel γ in Abbildung 6-17 zu entnehmen ist. Im Sinkflug (negatives γ) reduziert sich die Leistungsersparnis mit steigendem Sinkwinkel und im steilen Sinkflug ($\gamma < -10^\circ$) benötigt die Konfiguration mit vergrößertem Leitwerk sogar mehr Leistung als die Basiskonfiguration des heutigen AW09. Obwohl der relative Leistungsanstieg mit 6% recht hoch ist, liegt der absolute Leistungsbedarf im Sinkflug weit unter den Werten des Geradeausflugs, so dass diese Erhöhung des Leistungsbedarfs im steilen Sinkflug insgesamt nicht ins Gewicht fällt.

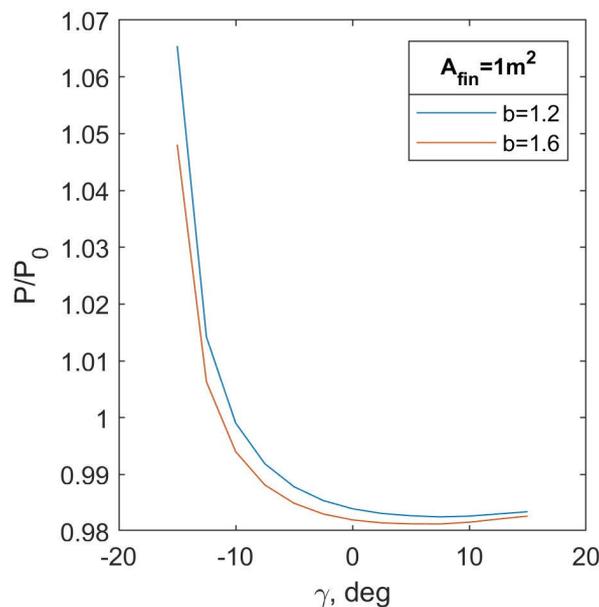


Abbildung 6-17 Leistungsänderung im Steig- und Sinkflug

Im Seitwärtsflug nach rechts (positive Seitwärtsgeschwindigkeit) führt der hohe Widerstand der Finne bei Queranströmung zu einer Seitenkraft, die dem Drehmoment des Hauptrotors entgegenwirkt und damit den Heckrotor entlastet. Wie Abbildung 6-18 zu entnehmen ist, ergibt sich daher eine Leistungsreduzierung für die Konfigurationen mit vergrößertem Leitwerk gegenüber der Referenzkonfiguration mit einer Leitwerksfläche von 0.7 m^2 . Die Leitwerksstreckung hat quasi keinen Einfluss.

Für den Seitwärtsflug nach links muss der Widerstand der Finne vom Heckrotor zusätzlich zum Hauptrotordrehmoment ausgeglichen werden, was zu erhöhter Leistung in diesem Bereich führt. Trotzdem ist ein Seitwärtsflug in diese Richtung für Geschwindigkeiten bis 15 m/s weiterhin möglich, so dass keine Einschränkung der Flugenveloppe besteht.

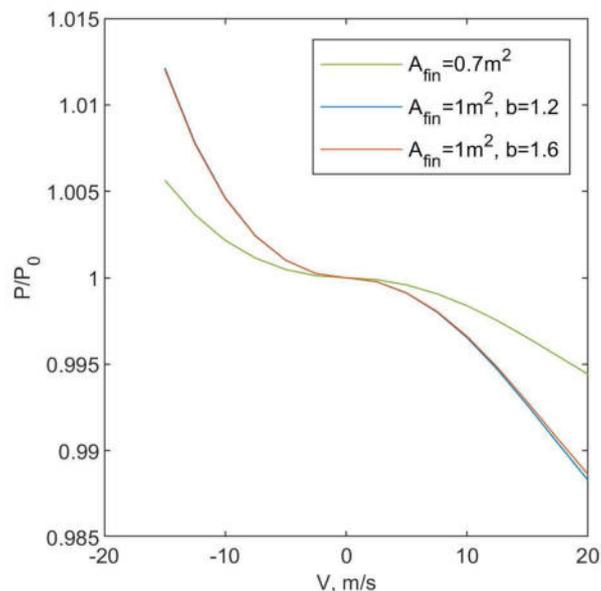


Abbildung 6-18 Leistungsänderung im Seitwärtsflug

Da für die Untersuchung von degradierten Zuständen und Notfallmanövern eine dynamische Simulation benötigt wurde, die in VAST zu dem Zeitpunkt noch nicht in vollem Umfang zur Verfügung stand, wurde dem DLR im November 2022 von AHTech ein Simulink-Modell für die reine Gierdynamik zur Verfügung gestellt. Dieses Modell musste zunächst von einem Bo105-Modell auf den AW09 umgestellt und mit Ergebnissen aus VAST validiert werden. Diese Arbeiten sind unter AP 210 in Abschnitt 6.1.1 beschrieben.

Mit dem Simulink-Modell wurde zunächst untersucht, für welche Kombinationen von Einstellwinkel und Drehzahl des Heckrotors ein Drehmomentausgleich des Hauptrotors möglich ist. Dabei wurde angenommen, dass die Klappe des Seitenruders nicht ausgeschlagen ist. Aus der linken Seite von Abbildung 6-19 ist zu entnehmen, dass für Fluggeschwindigkeiten bis 40 m/s eine Mindestdrehzahl erforderlich ist um den Hubschrauber zu trimmen. Die obere Grenze des Trimbereiches von $\Omega_{HeRo} = 500 \text{ rad/s}$ ergibt sich daraus, dass für höhere Drehzahlen Überschall an den Blattspitzen auftritt.

Aus der rechten Seite von Abbildung 6-19 ist zu entnehmen, dass analog bei Trimm über Drehzahl ein minimaler Einstellwinkel der Heckrotorblätter erforderlich ist. Da bei ca. 50 m/s Vorwärtsgeschwindigkeit das Drehmoment alleine über das Seitenleitwerk ausgeglichen wird, wird hier keine Drehzahl zum Trimmen mehr benötigt. Der Heckrotor kann in diesem Bereich also ausgeschaltet werden.

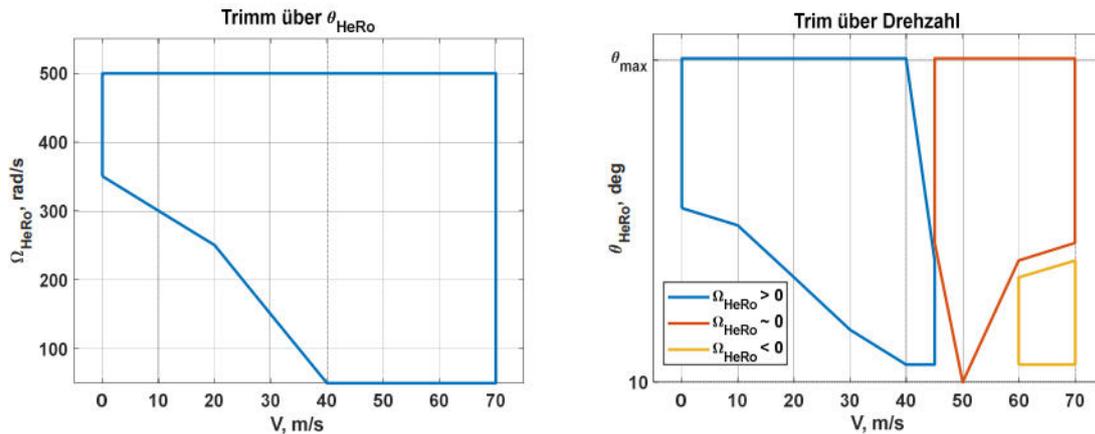


Abbildung 6-19 Trimbereiche bei Trimm über Einstellwinkel (links) bzw. Drehzahl (rechts) bei 0° Klappenausschlag des Seitenruders

Als nächstes wurden verschiedene Fehlerfälle mit diesem Modell untersucht. Nach Angabe von MACCON führt ein degradiertes Motor nur zu einer größeren Leistungsaufnahme des Motors und nicht zu einer Verringerung des generierbaren Drehmoments. Daher hat ein Fehler im Motor keinen Einfluss auf die Flugmechanik. Folglich wurden nur Fälle untersucht, in denen der Pitchaktuator oder der Aktuator an der Seitenleitwerksklappe an den Anschlag läuft. Beide Aktuatoren haben eine Stellgeschwindigkeit von 1.25 rad/s. Der Stellbereich für das Seitenleitwerk liegt bei $[-30^\circ, +30^\circ]$.

Ein Fehler beim Seitenleitwerk ist vor allem bei größeren Geschwindigkeiten zu betrachten, weil das Leitwerk dort seine größte Wirksamkeit aufweist. Ein Verfahren der Klappe an den positiven Anschlag ist kritischer, weil dann evtl. die negative Stellgrenze für die Pitch-Verstellung erreicht wird.

Abbildung 6-20 zeigt einen Fall, bei dem ausgehend vom Trimmzustand bei 50 m/s und einer Drehzahl von 300 rad/s die Seitenruderklappe nach 5 s mit maximaler Stellgeschwindigkeit an den oberen Anschlag verfährt. Die Regelung reduziert den Einstellwinkel auf ungefähr 0° und es ergibt sich nur eine kurzzeitige Störung in Gierrate und Kurswinkel.

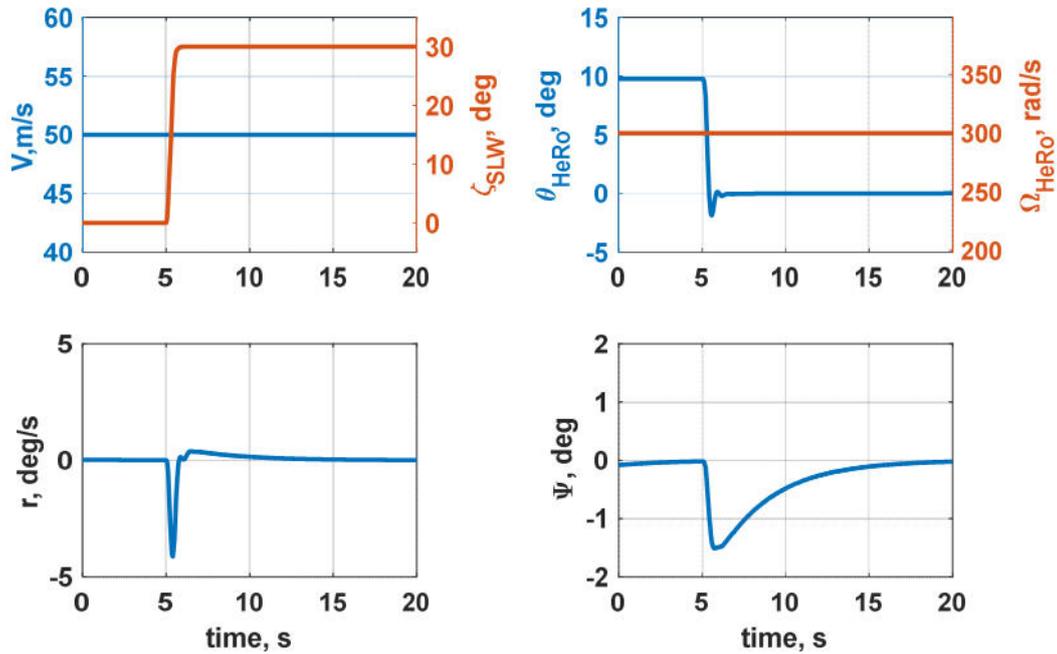


Abbildung 6-20 Fehlerfall Seitenleitwerk -> Anschlag, Regelung über Einstellwinkel

Abbildung 6-21 zeigt den entsprechenden Fehlerfall, wenn bei einem festen Einstellwinkel der Blätter von 15° über die Drehzahl geregelt wird. Auch hier wird die entstehende Störung zügig ausgeregelt.

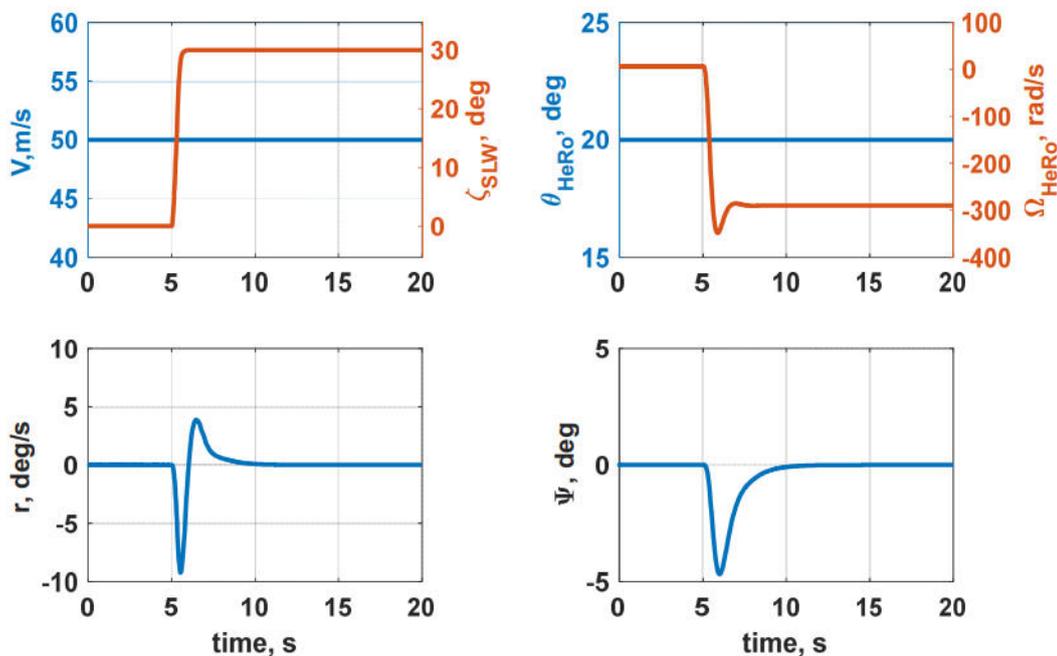


Abbildung 6-21 Fehlerfall Seitenleitwerk -> Anschlag, Regelung über Drehzahl

Ein Fehler des Pitch-Aktuators ist bei Geschwindigkeiten ab 40 m/s unproblematisch, weil in diesem Bereich bei Abschalten des Heckrotors alleine über das Seitenruder getrimmt werden kann (siehe

Abbildung 6-7). Bei niedrigeren Geschwindigkeiten kann ein Verfahren des Pitch-Aktuators an den oberen Anschlag durch eine entsprechende Drehzahlreduktion ausgeglichen werden. Dies ist in Abbildung 6-22 für einen Fall bei 30 m/s Vorwärtsflug gezeigt, bei dem die Drehzahl von 300 auf 126 rad/s reduziert werden muss, um den Anstieg des Einstellwinkels vom Trimmwert auf den Maximalausschlag auszugleichen.

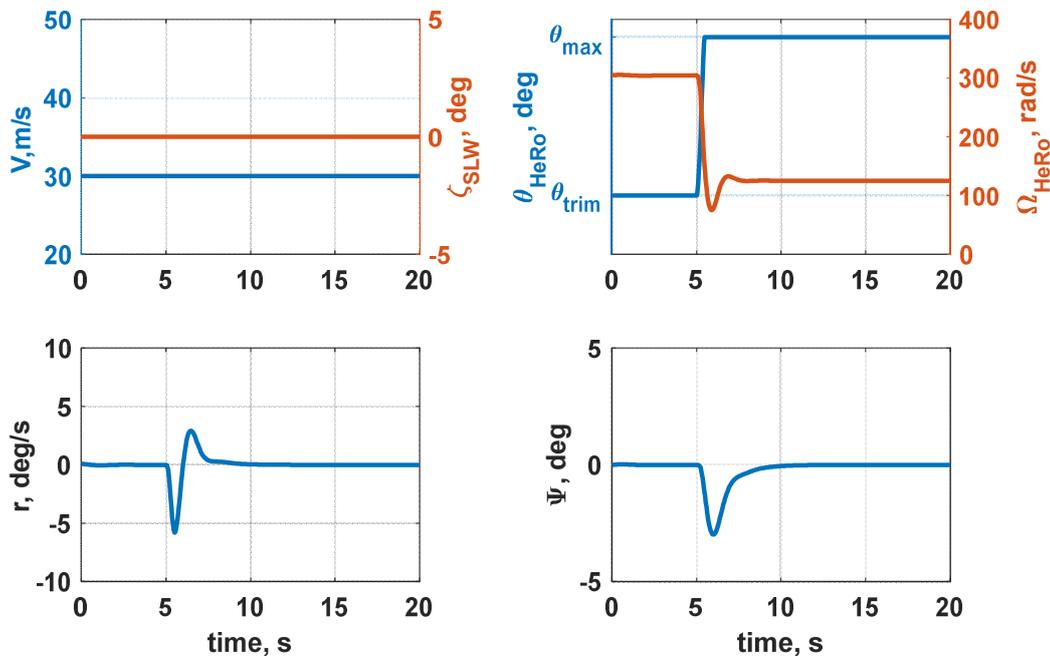


Abbildung 6-22 Fehlerfall Pitchaktuator -> Anschlag, Regelung über Drehzahl

Wie aus Abbildung 6-19 zu entnehmen ist, kann ein Erreichen des negativen Limits der Pitch-Verstellung bei niedrigen Geschwindigkeiten nicht mehr durch eine Drehzahlanpassung ausgeglichen werden. In diesem Fall müsste also schnellstmöglich die Fluggeschwindigkeit erhöht werden, um den Fehler ausgleichen zu können. Eine solche Simulation war mit dem vorhandenen Simulink-Modell nicht möglich.

Da das Simulink-Modell nur ein sehr vereinfachtes Modell der Heckrotoraerodynamik beinhaltet, sind alle erzielten Ergebnisse nur als Anhaltspunkte zu betrachten und müssen ggf. durch detailliertere Simulationen z. B. mit VAST bestätigt werden.

Für den Fehlerfall, dass der Pitchaktuator im Schwebeflug in den Anschlag läuft, sind die Simulationsergebnisse aus VAST in Abbildung 6-23 gezeigt. In der VAST Simulation wurden für den Motorregler die Daten von MACCON und für die Gierraten-Regelung die mit dem Simulink-Modell ermittelten Parameter genutzt. Im Gegensatz zu den vorher gezeigten Ergebnissen ist in der Kaskade keine Führung des Hubschrauber-Azimuths vorgesehen. Dies führt dazu, dass nur die durch das fehlerhafte Verfahren des Aktuators (links oben) entstehende Gier-Rotation (links unten) wieder auf Null zurückgeführt wird und keine Gierrate in die andere Richtung aufgebaut wird, um den entstandenen Gierwinkel wieder zu eliminieren. Außerdem ist ersichtlich, dass durch die in VAST stattfindende Gesamthubschraubersimulation (mit gefesseltem, aber um die Hochachse beweglichen Hubschrauber) im Vergleich zur Simulink-Simulation zusätzliche Rückwirkungs-Effekte auftreten, die sich in Schwankungen der Zielgröße der Drehzahl (orange Linie rechts oben) und daraus folgend auch Schwankungen im am Heckrotor aufgebrauchten Drehmoment (rechts unten) widerspiegeln.

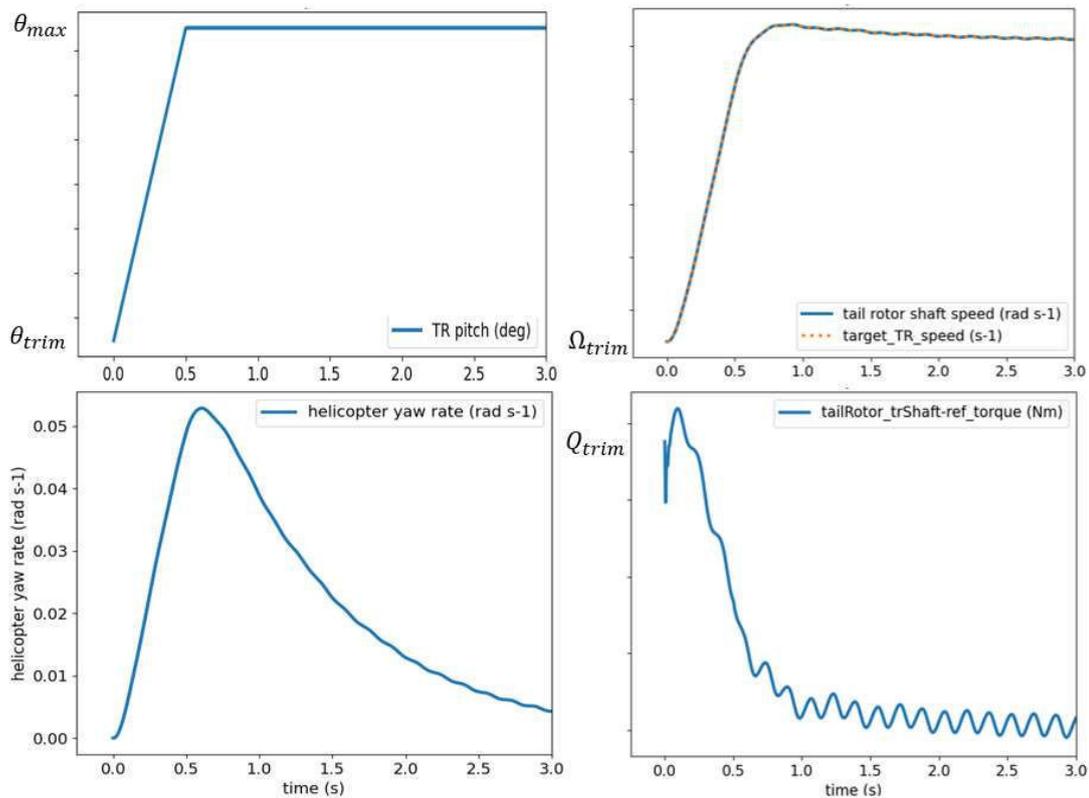


Abbildung 6-23 Fehlerfall im Schwebeflug: Pitchaktuator -> Anschlag, Regelung über Drehzahl

6.2. HAP 300 – Lösungskonzepte

Die Leitung dieses HAP lag bei AHTech. Im Rahmen des am 29.10.2020 durchgeführten virtuellen Kreativworkshops wurden durch die Teilnehmenden des DLR Inputs für mögliche Konzeptvarianten des Drehmomentausgleichs geliefert.

Während des Projekts flossen die Ergebnisse aus AP 220 und AP 230 in Arbeiten bei AHTech zu AP 320 ein und umgekehrt führten Ergebnisse aus AP 320 zu Anregungen für weitere Untersuchungen in AP 230 und AP 340.

6.3. HAP 400 – Safety Analysis, Zustandsüberwachung

Die Leitung dieses HAP lag bei der TUHH. Das vom DLR erstellte Simulink-Modell der Gierachse mit integriertem Motor-Modell und Regelung wurde der TUHH für ihre Fehlersimulationen zur Verfügung gestellt.

6.4. HAP 500 – Entwurf, Fertigung

Die Leitung dieses HAP lag bei AHTech. Vom DLR wurden Testpunkte für die Versuche am Iron-Bird Demonstrator spezifiziert, mit denen im Nachgang des Projekts eine Verbesserung der Modellierung von ummantelten Rotoren in VAST erreicht werden soll.

Die Versuche am vollständig eingerüsteten Heckausleger fanden in KW 50 und 51 2024 statt. In Vorbereitung der Versuche wurden durch das DLR Dehnmessstreifen auf die Haltestreben des Heckrotorkopfes aufgebracht, um zusätzlich zur Messung des Gesamtschubes am Heckausleger auch den durch den Rotor erzeugten Schub messen zu können. Aufgrund des eingeschränkten Zeitfensters für die Versuche und durch Probleme mit der Regelung der Drehzahl konnte das Testprogramm nur in verringertem Umfang abgearbeitet werden. Es konnten aber Messwerte für verschiedene Einstellwinkel der Rotorblätter bei Nenndrehzahl erzeugt werden, die für die Validierung und Parametrisierung sowie gegebenenfalls Erweiterung der Modellierung von ummantelten Rotoren in VAST genutzt werden können. Bei großen Einstellwinkeln ergab sich dabei ein Verhältnis von Rotorschub zu Gesamtschub von 0.5, was den strahltheoretischen Vorhersagen entspricht.

7. Nutzen und Verwertbarkeit

Die im Rahmen des Projekts eTail implementierten Erweiterungen von VAST werden in künftigen Drittmittelprojekten Verwendung finden und damit auch den beteiligten Industriepartnern zugutekommen. Die Korrektur des Einflusses von Seitenwind in den Abwindmodellen erhöht die Fähigkeit zur Manöversimulation aller Hubschrauber. Die Validierungstätigkeiten im Rahmen des Aufbaus des AW09 Modells lieferten erste Ergebnisse von VAST für Hubschrauber mit französischem Drehsinn des Rotors und waren so eine Vorbereitung auf die Nutzung weiterer Rotoren mit diesem Drehsinn. Ein aktuelles Beispiel ist die Simulation des CoAX2D/CoAX600 im LuFo Projekt TIGeR.

Das DLR besitzt als staatlich geförderte Forschungseinrichtung einen Ausbildungsauftrag. Dieser beinhaltet u.a. die akademische Weiterbildung und Qualifikation der wissenschaftlichen Mitarbeiter. Im Rahmen des Verbundvorhabens eTail wurden die erzielten Ergebnisse in Publikationen (siehe Kapitel 9) der Öffentlichkeit zugänglich gemacht.

8. Relevante Ergebnisse Dritter

Im Rahmen der Literaturrecherche wurden verschiedene Modellierungsansätze Dritter für ummantelte (Heck-) Rotoren untersucht. Für die Implementierung in VAST wurde aufbauend auf diesen ein eigenes Konzept gewählt. Außerdem handelt es sich um veröffentlichte Ansätze, die von keinen Schutzrechten betroffen sind.

Auf dem Gebiet elektrisch angetriebener Drehmoment-Ausgleich ist das Electrically Distributed Anti Torque (EDAT) System zu erwähnen, das von der Firma Bell seit 2020 auf einem modifizierten Bell 429 Hubschrauber erprobt wird. Hierbei wird der konventionelle Heckrotor durch vier elektrisch angetriebene Heckrotoren ersetzt, die in eine vergrößerte Finne eingelassen sind. Die vier Rotoren des EDAT Systems haben einen festen Blatteinstellwinkel und werden nur über die Drehzahl geregelt. Hauptziel dieses Projekts ist die Reduktion der Lärmbelastung.

Für die Implementierung in eTail wurde ein Konzept gewählt, das sich hinreichend von dem EDAT System unterscheidet um Konflikte in Bezug auf Schutzrechte zu vermeiden.

9. Veröffentlichungen und Dokumentationen

Die Forschungsergebnisse aus dem Projekt eTail wurden während der Projektlaufzeit auf Fachkonferenzen oder Journalen veröffentlicht bzw. befinden sich im Veröffentlichungsprozess. Die Veröffentlichungen des DLR sind im Abschnitt 9.1 aufgelistet. Alle im Projekt erstellten Arbeitsdokumente sind unter Abschnitt 9.2 zusammengetragen.

9.1. Eigene Veröffentlichungen

- Konferenzbeitrag von Martin Stoll, Uwe T.P. Arnold, Christoph Hupfer, Christoph Stuckmann, Stephan Bichlmaier, Maximilian Mindt, Susanne Seher-Weiß, Stefan Hibler, Frank Thielecke: Full Electric Helicopter Anti-Torque, in 48th European Rotorcraft Forum, Winterthur, Switzerland, September 6-8, 2022, [11]
- Konferenzbeitrag von Maximilian Mindt, Susanne Seher-Weiß, Investigating Power Benefits by Variation of the Anti-Torque Device, in 48th European Rotorcraft Forum, Winterthur, Switzerland, September 6-8, 2022, [12]
- Konferenzbeitrag von Maximilian Mindt, On the Performance and Flight Mechanics Analysis of Ducted Rotors – Axial Flight, in 50th European Rotorcraft Forum, Marseille, France, 10-12 September, 2024, [15].

9.2. Erstellte Dokumente

- Vorhabenbeschreibung, DLR-Partnerantrag, eTail – Hubschrauber-Heckausleger mit elektrisch angetriebener Schuberzeugung und -steuerung, 2019.

Jahresberichte

- Seher-Weiß, Susanne; Mindt, Maximilian, eTail 1.Zwischenbericht (I/2020) DLR-Anteil
- Seher-Weiß, Susanne; Mindt, Maximilian, eTail 2.Zwischenbericht (I/2021) DLR-Anteil
- Seher-Weiß, Susanne; Mindt, Maximilian, eTail 3.Zwischenbericht (I/2022) DLR-Anteil
- Seher-Weiß, Susanne; Mindt, Maximilian, eTail 4.Zwischenbericht (I/2023) DLR-Anteil

Dokumentation

- Seher-Weiß, S., Mindt, M., Štrbac, A., eTail – Variationsrechnungen mit konventionellem Heckrotor, Interner Bericht, DLR-IB-FT-BS-2021-144, 2021, [9]

Literaturverzeichnis

- [1] W. v. Grünhagen, T. Schönenberg, R. Lantsch, J. Lusardi, D. Lee und H. Fischer, „Handling Qualities Studies into the Interaction between Active Sidestick Parameters and Helicopter Response Types“, 38th European Rotorcraft Forum, September 2012.
- [2] S. Greiser und S. Seher-Weiss, „A contribution to the development of a full flight envelope quasi-nonlinear helicopter simulation“, CEAS Aeronautical Journal, Vol. 5, No. 1, pp. 53-66, März 2014.
- [3] Weiland, P., Buchwald, M., Schwinn, D.: “Process Development for Integrated and Distributed Rotorcraft Design”. Aerospace (2019), <https://doi.org/10.3390/aerospace6020023>
- [4] Hofmann, J., Kontak, M., Mindt, M., Weiß, F., „VAST – Versatile Aeromechanics Simulation Platform for Helicopters“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020, online, 01.-03.09.2020
- [5] Krämer, P., „Hybridmodellierung und Systemidentifizierung der nichtlinearen Hubschrauber-Flugdynamik“, Dissertation, Universität Braunschweig, 2006
- [6] Goodman, T. R., „The Tip Correction for Wind-Tunnel Tests of Propellers“, Journal of the Aeronautical Sciences 23.12 (1956). Herausgeber: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Seiten 1094–1098

- [7] Prandtl, L., Betz, A., „Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik“, Göttinger Klassiker der Strömungsmechanik Bd. 3, Universitätsverlag Göttingen (Herausg.: Dillmann, A.), 2010
- [8] Padfield, G.D., "Helicopter Flight Dynamics", ISBN 978 1 4051 1817 0, 2. Auflage, Blackwell Publishing, 2007
- [9] Seher-Weiß, S., Mindt, M., Štrbac, A., „ eTail – Variationsrechnungen mit konventionellem Heckrotor“, Interner Bericht, DLR-IB-FT-BS-2021-144, 2021
- [10] He, C., Xin, H., „An Unsteady Ducted Fan Model for Rotorcraft Flight Simulation“, American Helicopter Society 62nd Annual Forum, Phoenix, AZ, May 9-11, 2006
- [11] Martin Stoll, Uwe T.P. Arnold, Christoph Hupfer, Christoph Stuckmann, Stephan Bichlmaier, Maximilian Mindt, Susanne Seher-Weiß, Stefan Hibler, Frank Thielecke, „Full Electric Helicopter Anti-Torque“, 48th European Rotorcraft Forum, Winterthur, Switzerland, September 6-8, 2022
- [12] Maximilian Mindt, Susanne Seher-Weiß, „Investigating Power Benefits by Variation of the Anti-Torque Device“, 48th European Rotorcraft Forum, Winterthur, Switzerland, September 6-8, 2022
- [13] Leishman, J. G., „Principles of Helicopter Aerodynamics“, Cambridge University Press, Cambridge, UK, 2000
- [14] Schlichting, H., Truckenbrodt, E., „Aerodynamik des Flugzeugs“, Band 2, ISBN 978-3-540-67375-0, 3. Auflage, Springer, 2000
- [15] Maximilian Mindt, „On the Performance and Flight Mechanics Analysis of Ducted Rotors – Axial Flight“, 50th European Rotorcraft Forum, Marseille, France, 10-12 September, 2024