



Abschlussbericht

Zuwendungsempfänger	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) Institut für Flugsystemtechnik (FT)
Förderkennzeichen	20H1506B
Vorhabenbezeichnung	Validierung von Mehrkörpersimulationen für Hubschrauber (VaMeSH)
Laufzeit des Vorhabens	01.07.2016 - 31.12.2019
Berichtszeitraum	01.07.2016 – 31.12.2019

Berichtersteller: Maximilian Mindt **DLR FT**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Braunschweig, 17.06.2020

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

Abteilungsleiter: M. Höfinger

Projektleiter: M. Mindt

Three handwritten signatures in blue ink are positioned over three horizontal lines. The top signature is the largest and most prominent, followed by a smaller one in the middle, and a third, smaller one at the bottom.

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen	3
I.1. Aufgabenstellung	4
I.2. Voraussetzungen.....	4
I.3. Planung und Ablauf.....	5
I.4. Wissenschaftlich-technischer Stand	7
I.5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen	8
I.5.1. Zusammenarbeit der Projektpartner	8
I.5.2. Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	8
II.1. Erzielte Ergebnisse.....	9
II.1.1. Definition der Kopplungsschnittstelle und Aufbau des Rahmenwerks.....	9
II.1.2. Basismodelle	11
II.1.3. Extraktion der Blattaerodynamik aus S4	11
II.1.4. Vereinfachte Modelle für die aerodynamischen Lasten von Leitwerk und Rumpf.....	15
II.1.5. Integration der Modelle und gekoppelte Rechnungen.....	16
II.1.6. Validierung der MKS Simulation des Hauptrotors.....	18
II.1.7. Verifikation und Validierung der Gesamtsystemsimulation	20
II.1.8. Extraktion der Trimmroutine aus SIMH.....	25
II.1.9. Erfüllung der Projektziele	27
II.2. Aufstellung der Kosten	28
II.3. Notwendigkeit und Angemessenheit der durchgeführten Arbeiten.....	28
II.4. Nutzen und Verwertbarkeit	28
II.5. Fortschritt bei anderen Stellen	29
Literaturverzeichnis	30

Abkürzungen

AE	Institut für Aeroelastik des DLR
AP	Arbeitspaket
CHARME	Projekt: Challenges in Aeromechanics
CFD	Computational Fluid Dynamics
Digital-X	DLR-internes Projekt zur Entwicklung des digitalen Fluggerätes
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DS	Dassault Systemes
FEM	Finite Element-Methode
FT	Flugsystemtechnik
GUI	Graphical User Interface (grafische Benutzeroberfläche)
HAP	Hauptarbeitspaket
HART II	Projekt: Higher Harmonic Control Aeroacoustic Rotor Tests
HOST	Helicopter Overall Simulation Tool
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm
MKS	Mehrkörpersimulation
MuSiHc	Projekt: Multidisciplinary Simulation of Helicopters
S4	Rotorsimulationsprogramm des DLR-FT
Simpack	Software zur Mehrkörpersimulation
VaMeSH	Projekt: Validierung von Mehrkörpersimulationen für Hubschrauber
VAST	Versatile Aeromechanics Simulation Tool
VicToria	Projekt: Virtual Aircraft Technology Integration Platform

I.1. Aufgabenstellung

Das Ziel des Projektes VaMeSH war es, die Grundlage für eine Hubschraubersimulation auf Basis einer Mehrkörpersimulation (MKS) zu schaffen. Es sollten die komplexen Wechselwirkungen zwischen Aerodynamik, Struktur und Flugmechanik am Gesamtsystem Hubschrauber untersucht werden, um innovative, hochgenaue und multidisziplinäre Simulationsumgebungen weiterentwickeln zu können. Ein Schwerpunkt lag hierbei auf der Validierung der gekoppelten Rechnungen, die entscheidend für die Verwendbarkeit in der Industrie ist.

Eine validierte Kopplung von Mehrkörpersystemen mit Hubschrauber-aerodynamik ist von großem Interesse für die Hubschrauberindustrie, da sie sehr viel komplexere und adaptivere Simulationen erlaubt als mit bisherigen Entwicklungstools möglich sind. Eine solche Simulation stellt wegen ihrer Vielseitigkeit und leichten Anpassbarkeit einen großen Schritt in Richtung einer umfassenden Entwicklungskette und damit des virtuellen Produktes dar. Eine gegenüber dem Stand der Technik erhöhte Simulationsgüte von heutigen und fortschrittlichen Hubschrauberkonfigurationen würde die Entwicklungszeit, im Speziellen die Anzahl der nötigen Flugversuche, reduzieren und damit zu einer signifikanten Senkung der Entwicklungskosten führen. Hier werden genaue Methoden benötigt, die dennoch hinsichtlich ihrer Rechenzeit schnell genug sind, um in den industriellen Entwicklungsprozess eingebunden zu werden. Dies gilt insbesondere für die Fachgebiete der Rotordynamik oder Aeromechanik, in der es im Entwicklungsprozess immer wieder Schwierigkeiten gibt.

Die Ziele des DLR lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Unterstützung von Dassault Systemes (DS) bei der Verbesserung und Validierung der internen nichtlinearen Balkenmodellierung für das elastische Hubschrauberrotorblatt sowie der generellen Anwendbarkeit des MKS Simpack für Simulationen des Hubschrauberrotors
- Nachweis der Anwendbarkeit von Simpack für die Simulation der Gesamthubschrauberstruktur
- Prototypischer Aufbau eines Rahmenwerkes zur Simulation des Gesamthubschraubers unter Verwendung des MKS Simpack für die Struktur
- Zusammenführung und Vernetzung vorhandener Softwarekomponenten sowie Erweiterung der Modelle für die Aerodynamik
- Erhöhung der Vorhersagegenauigkeit von Comprehensive Aeromechanik Codes des DLR.

I.2. Voraussetzungen

Im Rahmen des DLR-Projektes Digital-X wurden am DLR bereits Untersuchungen zur Kopplung von Rotor-aerodynamik mit Simpack-Strukturmodellen durchgeführt [1]. Dabei wurden unter anderem Defizite in der Modellierung elastischer Balkenstrukturen in Simpack identifiziert. So war beispielsweise der Effekt des Propellermoments (ein dem Einstellwinkel des Blattes entgegenwirkendes Moment) nicht berücksichtigt, der erst bei hohen Drehraten wie denen von Hubschrauberrotoren relevant wird. Die zusätzlich relativ weichen rotierenden Strukturen führen dazu, dass mit dem Corioliseffekt aus der elastischen Verformung ein weiterer, nichtlinearer Trägheitseffekt zu berücksichtigen ist. Die Untersuchungen des DLR [2] zeigten, dass dies in der damaligen Beschreibung flexibler Strukturen in Simpack nicht der Fall war. Eine Kopplung zu einer Finite Element-Methode (FEM) hätte zwar das Potential, alle relevanten Effekte abzubilden, aber durch die hohen Rechenzeiten keine Chance auf eine durchgehende Nutzung im Designprozess. Bezüglich der Rotordynamik bestand also der Bedarf nach einem schnellen Modell, das ebenso alle

relevanten Kopplungen zwischen den elastischen Freiheitsgraden und alle Trägheitseffekte abbildet. Dies sollte den Schwerpunkt der Arbeiten von DS im Projekt VaMeSH darstellen, wobei das DLR mit den bereits gesammelten Erfahrungen Unterstützung leisten sollte.

Das DLR betreibt seit Jahren Grundlagenforschung und angewandte Forschung auf dem Gebiet der Gesamtsystemsimulation. Bezüglich der Hubschraubersimulation beschränkt sich dies allerdings hauptsächlich auf Derivativmodelle, die auf Basis eines vorhandenen Hubschraubers identifiziert werden. Außerdem existiert am Institut für Flugsystemtechnik (FT) eine Software für einen Hubschraubersimulator, die allerdings starr auf die abzubildende Haupt-Heckrotor-Kombination ausgelegt ist. Die im letzten Absatz angesprochene Kopplung zwischen Rotor-aerodynamik und Simpack basierte auf dem hauseigenen Tool S4. Dabei handelt es sich um ein Simulationsprogramm für Hubschrauberrotoren, das für die Auslegung und Nachrechnung von Windkanalversuchen konzipiert ist. Aus diesem Ursprung folgen auch die Nachteile dieser Simulation: Sie ist nur auf einen Rotor ausgelegt, und es wird von einem fest eingespannten Rotorkopf ausgegangen. Daher sind zum Beispiel keine Manöversimulationen möglich.

Zum Zeitpunkt der Förderungszusage für das Projekt VaMeSH begann das Institut mit dem Aufbau eines neuen Simulationscodes mit dem Namen Versatile Aeromechanics Simulation Tool (VAST). Um Dopplung von Implementierungsaufwand zu vermeiden, wurde die Nutzung dieser Entwicklungsplattform für die Implementierungen im Rahmen von VaMeSH beschlossen.

I.3. Planung und Ablauf

Für das Projekt waren 3 Hauptarbeitspakete (HAP) vorgesehen. HAP 0 „Projektmanagement“ wurde von DS verantwortet, ebenso wie das HAP 1 „MKS Simulation des Hubschrauberrotors“. In letzterem führte das DLR hauptsächlich unterstützende Arbeiten aus, beispielsweise die Lieferung von Messdaten aus einer Windkanalkampagne und die Übergabe der jeweils aktuellen Version der Kopplung der Aerodynamik-Bibliotheken von VAST an die MKS-Modelle.

Alle Unterarbeitspakete des HAP 2 „MKS für das Gesamtsystem Hubschrauber“ wurden vom DLR verantwortet. Der Arbeits- und Zeitplan wurde während der Projektlaufzeit laufend aktualisiert. Der final durchgeführte Ablauf ist in Abbildung 1 dargestellt. Dabei sind in der Spalte „PM“ die jeweils im Projektplan veranschlagten Arbeitsaufwände für die einzelnen Arbeitspakete (AP), deren zugewiesene Nummer in der Spalte „PSP-Code“ zu finden ist.

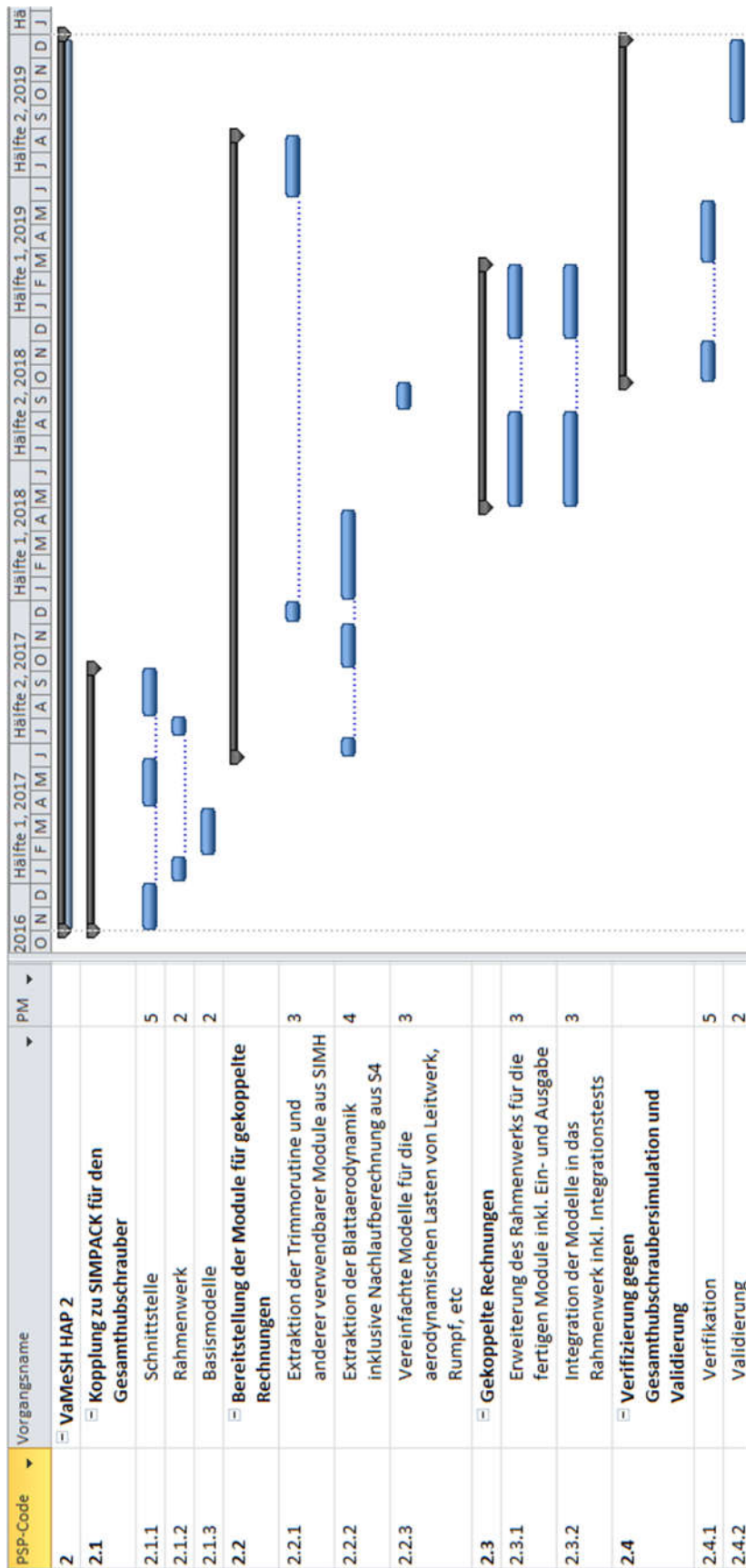


Abbildung 1: Zeitplan des vom DLR verantworteten Hauptarbeitspakets im Projekt VaMeSH

I.4. Wissenschaftlich-technischer Stand

Das DLR verfügt über umfangreiche Erfahrung mit dem Aufbau validierter Simulationen. Die gängige Praxis ist seit Jahren ein geschlossener Kreis zwischen Simulation und Messkampagnen. Zum einen werden Messkampagnen u.a. durch Modellierungsarbeit in der Simulation vorbereitet, zum anderen werden die Messergebnisse für eine fundierte Validierung der Modelle verwendet, beispielsweise im HART II Projekt [3].

Am DLR-Institut für Flugsystemtechnik wurde der S4-Code entwickelt. Dieser basiert auf analytischen und halb-empirischen Modellen für isolierte Rotoren [4]. Grundlage der Strukturmechanik ist eine Balkenmodellierung, die mit einem Finite-Element-Programm analysiert wird und deren Eigenformen und –frequenzen in der Rotorsimulation als dynamisches Antwortproblem behandelt werden. Darin kommen als Vereinfachung nur die Hauptkomponenten der Eigenformen zur Anwendung. Die Aerodynamik basiert auf lokaler zweidimensionaler halb-empirischer analytischer Modellierung, welche die Kompressibilität, Instationarität, Strömungsablösung, Schräg- und auch Rückanströmung berücksichtigt [5]. Die Dreidimensionalität der Blattspitzenumströmung wird dabei empirisch angenähert. Der Rotornachlauf wird in der Regel über ein Wirbelgitterverfahren repräsentiert. Mit dieser Software können aktive Blattwurzel-, Klappen- und Verwindungssteuerung für verschiedene Zielfunktionen wie Vibrations-, Lärm oder Antriebsleistungsminimierung oder Erweiterung des Einsatzbereichs ermittelt werden. In Kooperation mit dem DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik kann die in S4 enthaltene Aerodynamik durch Lösungen der Computational Fluid Dynamics (CFD) im Rahmen einer losen Kopplung iterativ ersetzt werden.

In dem DLR-Projekt Digital-X wurde S4 in verschiedenen Bereichen weiterentwickelt. Der Code wurde auf eine optionale Rechnung aller Blätter unabhängig voneinander erweitert. Dadurch können transiente Vorgänge, turbulente Anströmung sowie völlig unabhängige Blattsteuer berechnet werden. Weiterhin wurde eine Kopplung der S4 Aerodynamik mit einem MKS Modell des isolierten Hauptrotors modelliert in Simpack erstellt [1], sowie die Kopplungsschnittstelle zu CFD-Codes erweitert und eine Methode zur Ausgabe der Biege- und Torsionsmomentenverläufe im Blatt implementiert.

Arbeiten bezüglich einer Kopplung von Hubschraubersimulationsprogrammen mit Simpack gab es bereits in anderen Projekten, zum Beispiel dem LuFo-Projekt MuSiHc. Die Arbeiten beschränkten sich aber nur auf die MKS Modellierung der elastischen Blätter und einen Vergleich mit der standalone Version der Hubschraubersimulation. In bisherigen Projekten wurde die bisher verfügbare lineare Balkenmodellierung in Simpack verwendet. Die Arbeiten in Digital-X haben einige Defizite in dieser Modellierung aufgedeckt, wie in Abschnitt I.2 erläutert wurde. Unter anderem werden diese Defizite in der Zusammenarbeit mit DS durch die Weiterentwicklung und systematische Validierung eines neuartigen nichtlinearen Balkenmodells ausgeräumt. Über den aktuellen Stand der Technik hinaus geht weiterhin, die vollständige Hubschrauberstruktur im MKS abzubilden und aerodynamische Lasten und Trimm über einen externen Code zu berechnen. Erst so sind realistische Koppeleffekte zwischen drehendem Rotor und stehender Zelle abbildbar. Sämtliche Kopplungen werden als harte, das heißt zeitschrittgenaue, Kopplungen implementiert. Auf diese Weise sind erstmals nicht nur stationär ausgetrimmte Flugzustände, sondern ebenfalls transiente Vorgänge, wie sie beispielsweise im Manöverflug oder in gestörter Atmosphäre auftreten, abbildbar.

I.5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

I.5.1. Zusammenarbeit der Projektpartner

Die Zusammenarbeit der Projektpartner DS und DLR konnte wie geplant durchgeführt werden. Es fanden regelmäßige Telefonkonferenzen via Skype statt, in denen aktuelle Arbeitspunkte besprochen und Probleme rasch behoben werden konnten. Die Reisetätigkeit konnte mit Hilfe der Online-Meetings im Vergleich zur Planung reduziert werden. In den ersten Projektjahren fanden außerdem halbjährlich Projekttreffen bei einem der Partner statt, bei denen zusätzlich zur Präsentation der aktuellen Ergebnisse auch Detailfragen an den realen Vorbildern der im Projekt modellierten Komponenten (beispielsweise Maße und Geometrie der Taumelscheibe des Hubschraubers) geklärt werden konnten.

I.5.2. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Bei den in Punkt I.5.1 angesprochenen Projekttreffen war auch ein Fachexperte von Airbus Helicopters Deutschland eingeladen, der Feedback zum Vorgehen und den Anforderungen der Hubschrauberindustrie gab.

Parallel zum Projekt VaMeSH wurde im Rahmen des DLR-internen Projekts VicToria die Entwicklung des Aeromechanik-Codes VAST vorangetrieben. Durch den Zugriff auf die jeweils im anderen Projekt erstellten Routinen und Funktionalitäten konnten Synergien genutzt werden.

II.1. Erzielte Ergebnisse

Hauptziel des vom DLR verantworteten HAP 2 war es, die aeromechanische Kopplung für den Gesamthubschrauber zu untersuchen. Um dies zu erreichen, sollten bestehende Software-Komponenten des DLR modifiziert werden, um die aerodynamischen Lasten einem Strukturmodell des Gesamthubschraubers - aufgebaut in Simpack - zur Verfügung stellen zu können. Außerdem war es für die Übertragung der Kräfte nach Simpack nötig, ein Konzept für die Kopplung der DLR-Komponenten mit Simpack zu entwickeln, das sich im Sinne einer anschließenden Weiternutzung durch hohe Modularität und einfache Bedienbarkeit auszeichnet. Zusätzlich mussten für die Abbildung des Gesamtsystems neue Software-Komponenten erstellt werden, da die am DLR vorhandenen Komponenten auf Modelle für die Berechnung der Kräfte am Rotor beschränkt waren. Die verbesserte Modellierung des Rotors aus HAP 1 sollte abschließend in das Gesamthubschraubermodell integriert werden, um eine Gesamtsystemverifikation durchzuführen. Um den Erfüllungsgrad der Projektziele überprüfen zu können, wurden mehrere Zwischenziele in Form von Meilensteinen (MS) festgelegt. Diese sind in Tabelle 1 aufgelistet.

Tabelle 1: Meilensteine in HAP 2

MS 2.1.1	Erste gekoppelte Rechnung mit Basismodellen erfolgt
MS 2.2.1	Sämtliche Module für gekoppelte Rechnungen verfügbar
MS 2.3.1	Gekoppelte Rechnung mit vollständiger Aerodynamik erfolgt
MS 2.3.2	Gekoppelte Rechnung mit elastischen Blättern erfolgt
MS 2.4.1	Verifizierte Kopplungskette Gesamthubschrauber in SIMPACK <-> DLR-Softwarekomponenten für aerodynamische Lasten

Ein Schwerpunkt des Arbeitsanteils in HAP 1 war die Unterstützung bei der Validierung des neuen Balkenmodells in der gekoppelten Simulation gegen Messdaten aus der Windkanalkampagne HART II. Im Vorfeld dieser Aufgabe mussten die Daten des abzubildenden Modells sowie die Messdaten der Kampagne zusammengetragen werden. Eine ausführliche Beschreibung der im Rahmen der Validierung erzielten Ergebnisse ist dem Abschlussbericht des Verbundpartners DS zu entnehmen.

Durch Verzögerungen beim Abschluss des Kooperationsvertrages verzögerte sich ebenfalls der Projektbeginn. Daher wurde statt im Juli 2016 erst Ende Oktober 2016 in Vorbereitung auf das Kickoff-Treffen mit der Bearbeitung des Projektes begonnen. Der nachfolgende Bericht beschreibt alle projektbezogenen Arbeiten des DLR zwischen dem 01.11.2016 und dem 31.12.2019.

II.1.1. Definition der Kopplungsschnittstelle und Aufbau des Rahmenwerks

Die Kopplungsarchitektur wurde im Vergleich zu den Vorarbeiten aus Digital-X von einer TCP/IP-Co-Simulation auf die Nutzung einer sogenannten User Routine in Simpack umgestellt. Dabei handelt es sich um ein frei programmierbares Kraftelement in Simpack, in dem auf Simpack-Funktionen zugegriffen werden kann. Die Kopplung mit VAST geschieht daher durch direkten Zugriff auf VAST-Bibliotheken über die User Routine, die in Simpack eingebunden ist. Dadurch entfällt auch die Notwendigkeit, Daten zwischen den beiden Programmen zu übergeben. Der Zugriff auf die benötigten Informationen geschieht über einen geteilten Speicherbereich (shared memory).

Die grundsätzliche Funktionsweise der Kopplung ist in Abbildung 2 schematisch dargestellt. Im MKS-Modell ist ein VAST-Element definiert. Bei Abfrage der Kräfte aus VAST werden in der User Routine mittels Simpack-Funktionen Positionen, Lage und Geschwindigkeiten der aerodynamischen Kopplungspunkte in das Schnittstellenobjekt geschrieben. Durch den Aufruf einer VAST Zeitschrittberechnung werden auf der Grundlage dieser Informationen Kräfte und Momente an den jeweiligen Aufpunkten berechnet und in die Schnittstelle übertragen. Diese Kräfte werden wieder mittels Simpack-Funktionen auf die Kopplungspunkte im MKS-Modell aufgeprägt.

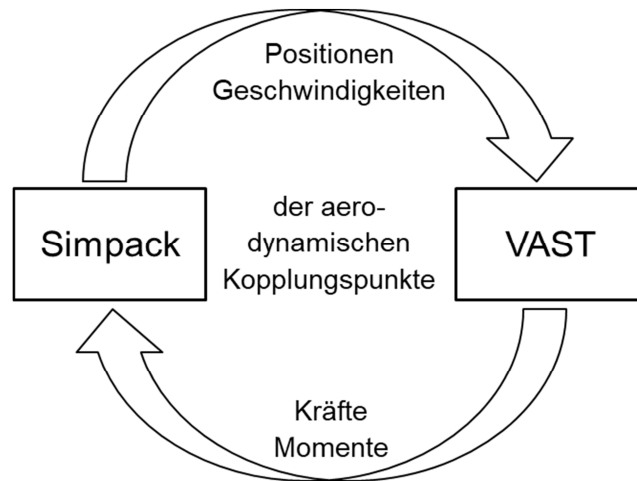


Abbildung 2: Informationsfluss der Kopplung

Ein großer Vorteil der neuen Kopplung ist, dass die Schnittstelle für den Nutzer sowohl im MKS Modell als auch bei der Konfiguration von VAST sehr schlank ausgeführt ist. Der Nutzer muss in der grafischen Oberfläche (GUI) in Simpack nur definieren, dass eine Kopplung mit VAST stattfinden soll, wo die VAST-Konfigurationsdatei zu finden ist, und ob ein Freiflug oder eine Trimmung stattfinden soll, siehe Abbildung 3.

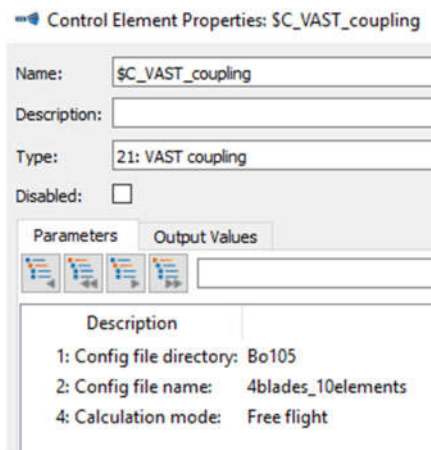


Abbildung 3: Nutzer-Schnittstelle für die Kopplung in Simpack

Für die adaptive Schnittstelle sucht die User Routine automatisch nach im Simpack-Modell vorhandenen aerodynamischen Aufpunkten. Auf Grundlage dieser Punkte werden der Ausgabevektor des Kraftelements für die Speicherung in der SIMPACK-Ausgabedatei und das Schnittstellenobjekt für VAST aufgebaut. Die übergebene Struktur wird von VAST zum Aufbau der VAST-internen Schnittstellen zwischen den Modellen genutzt. In der VAST-Konfigurationsdatei muss folglich ebenfalls nur vorgegeben werden, dass ein MKS-Kopplungsmodell genutzt werden soll,

während die Generierung aller Schnittstellen zu den Modellen innerhalb VAST automatisch geschieht.

Um die Modularität der Simulation zu gewährleisten, findet in der Simulation keine direkte Kommunikation zwischen den einzelnen Modellen statt. Die Anbindung der benötigten Variablen aneinander geschieht über das Rahmenwerk. Dabei können bei der Anbindung dank der Überprüfung der Ein- und Ausgabeparameter direkt Fehler in der Konfiguration identifiziert werden.

II.1.2. Basismodelle

Um erste Tests der Schnittstelle und des Rahmenwerks zu ermöglichen, wurden in AP 2.1.3 sehr einfache aerodynamische Modelle nach Handbuchmethoden von Padfield [6] in VAST implementiert. Die Koordinatensysteme für die Kraftberechnung an Höhenleitwerk und Seitenleitwerk sind in Abbildung 4 gezeigt. Die Kräfte F werden in allgemeiner Form ausgedrückt wie folgt berechnet:

$$F = \frac{\rho}{2} v^2 A C_{aero}(\alpha, \beta) \quad (1)$$

Die Kräfte sind also abhängig vom Staudruck $q = \frac{\rho}{2} v^2$ und der Fläche A des Leitwerks sowie dem aerodynamischen Beiwert C_{aero} , der wiederum von Anstellwinkel α und Schiebewinkel β abhängen kann.

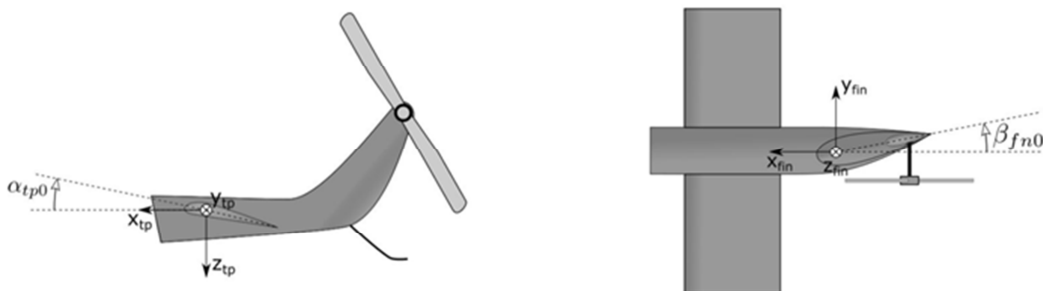


Abbildung 4: Koordinatensysteme von Höhenleitwerk (links) und Seitenleitwerk (rechts)

Für den Widerstand der Zelle wird eine Widerstandsfläche des Rumpfes A_{ref} in den drei Raumrichtungen definiert. Diese ergeben multipliziert mit dem Staudruck und dem Widerstandsbeiwert C_d die Kräfte in allen Richtungen i :

$$F_i = \frac{\rho}{2} v^2 C_d A_{ref,i} \quad (2)$$

II.1.3. Extraktion der Blattaerodynamik aus S4

Um möglichst frühzeitig die Anbindung von Rotorerodynamik an das MKS Modell testen zu können, wurde als erstes ein relativ einfaches Kraftmodell implementiert. Bei diesem ist der Auftrieb L des Blattelements (Elt) ähnlich zur Aerodynamik der flachen Platte in Abhängigkeit des Auftriebsanstiegs $C_{L\alpha}$, des Staudrucks $\frac{\rho}{2} v^2$ und der Elementfläche A_{Elt} formuliert:

$$L_{Elt} = \frac{\rho}{2} v^2 A_{Elt} C_{L\alpha} \sin \alpha \quad (3)$$

Statt einer linearen Abhängigkeit vom Anstellwinkel α wird diese Abhängigkeit mit der sinus-Funktion dargestellt. Im Bereich kleiner Anstellwinkel ergibt dieser Ansatz ebenso einen linearen Anstieg mit α , für große Winkel wird allerdings ein Anwachsen auf zu hohe Werte verhindert. Der Widerstand D wird über die ebenfalls oftmals als Handbuchmethode genutzte quadratische Polare

$$D_{Elit} = \frac{\rho}{2} v^2 A_{Elit} (C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha^2) \quad (4)$$

berechnet. Durch die Umströmung der Blattspitze kommt es an dieser zu einer Verringerung des Auftriebs. Diese Blattspitzenabminderung wurde über die von Prandtl [7] aufgestellte Formulierung berücksichtigt. Der Einfluss der Blattspitzenabminderung ist in Abbildung 5 gezeigt.

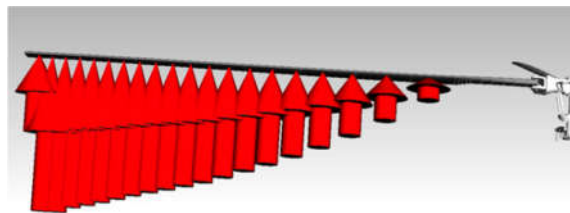


Abbildung 5: Blattspitzenabminderung am Rotorblatt

Im Rahmen des Arbeitspakets 2.2.2 wurde anschließend die in S4 implementierte semi-empirische analytische Profilaerodynamik mit der zugrundeliegenden Theorie aus [5] verglichen. In der Implementierung werden teilweise für verschiedene Betriebszustände der Profile unterschiedliche Formelsets zur Berechnung der aerodynamischen Beiwerte genutzt. In S4 wird das dadurch ermöglicht, dass jedes Profil seine eigene Berechnungsmethode mit angepasstem Formel- und Parametersatz aufweist. Der Grund für die Anpassung der Sets ist, dass mit dem theoretischen Formelsatz das Profilverhalten schwieriger abzubilden ist. Die Nutzung profilspezifischer Berechnungsroutinen kann für die anvisierte Fähigkeit von VAST, beliebige Profile nutzen zu können, nicht übernommen werden. Daher musste in diesem Arbeitspaket durch Parameteroptimierung ein einheitlicher Formel- und Parametersatz aufgebaut werden. Das Ermitteln dieses Datensatzes gestaltete sich deutlich aufwändiger als es zum Antragszeitpunkt eingeschätzt wurde.

Bei Änderung der Anströmbedingungen ändert sich die am Profil erzeugte Zirkulation nicht sprunghaft, sondern mit einem Zeitverzug. Das liegt beispielsweise daran, dass bei Einflug in eine Böe das Profil erst nur an der Nase dieser anderen Geschwindigkeit ausgesetzt ist und die Änderung dann über das Profil „wandert“. Da in VAST Modelle in Zustandsraumdarstellung aufgebaut sein müssen, konnte für die Abbildung der resultierenden instationären Effekte nicht das in S4 genutzte finite Differenzen-Verfahren verwendet werden. Daher wurde eine von Leishman [8] vorgestellte Zustandsraumdarstellung in VAST eingebaut und um die Stallverschiebung aus dem Leiss-Modell [5] erweitert. Dabei wurde die Nutzung der in [8] gezeigten Indicialfunktionen für die zirkulatorische Antwort umgestellt auf die Bestimmung der effektiven Geschwindigkeitskomponenten. Die resultierende Ablauflogik ist in Abbildung 6 dargestellt: Aus den geometrisch am Profil anliegenden Geschwindigkeitskomponenten werden mit Hilfe der Zustandsraumdarstellung die effektiv am Profil anliegenden Geschwindigkeiten berechnet. Außerdem wird ermittelt, wie groß der Verzug der Strömungsablösung ist. Dies ermöglicht die Berücksichtigung des dynamischen Strömungsabrisses im Leiss-Modell. Die Bestimmung der Kräfte und des Nickmoments am Profil im Modell nach Leiss geschieht durch Superposition von 3 Strömungsanteilen. Der dynamische Strömungsabriss ist ein Effekt der anliegenden zirkulationsbehafteten Strömung.

Aus den aktuellen Geschwindigkeiten an den Blattelementen werden außerdem die nichtzirkulatorischen Kräfte bestimmt. Dabei handelt es sich um impulsive Kräfte, die bei sprunghaften Geschwindigkeitsänderungen instantan auftreten und dann schnell abklingen. Der Ursprung der Kräfte liegt im Widerstand, den die das Profil umgebende Luftmasse einer Impulsänderung entgegen setzt. Die nichtzirkulatorischen Kräfte sind in VAST in der Zustandsraumdarstellung nach Leishman implementiert.

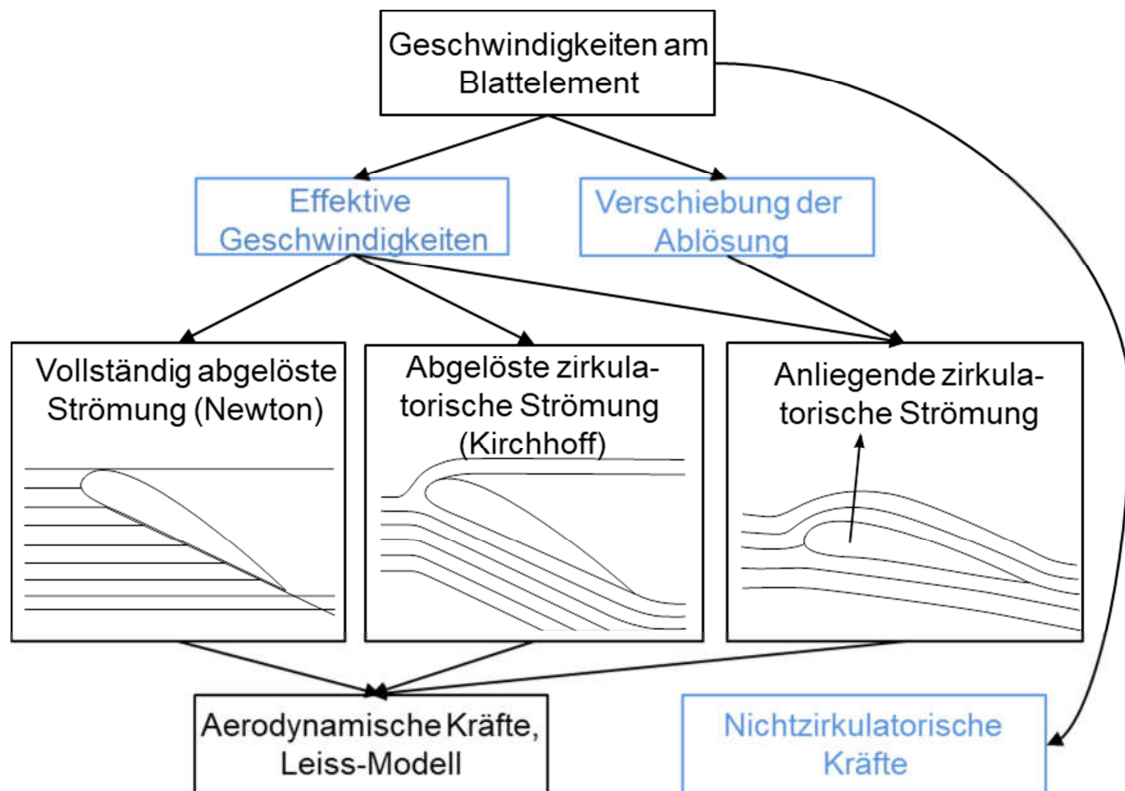


Abbildung 6: Zusammengeführtes Rotor-aerodynamik-Modell

Das Aerodynamikmodell wurde mit Hilfe von Referenzdaten verifiziert, die mit dem Computational Fluid Dynamics (CFD) Code TAU generiert wurden. Eine beispielhafte Normalkrafthysterese ist in Abbildung 7 zu sehen. Im gezeigten Testfall wurde das Profil NACA 23012 einer harmonischen Schwingung des Anstellwinkels α_{geom} mit einer Amplitude von 24 Grad bei einem Mittelwert von 0 Grad ausgesetzt. Die Übereinstimmung des instationären Profilerverhaltens der mit Hilfe des analytischen Modells erzeugten Ergebnisse zur CFD-Lösung ist sehr gut. Im Folgenden wird das Profilverhalten im positiven Anstellwinkelbereich kurz erläutert.

Der Verlauf des statischen Beiwertes (blau gestrichelt für das VAST Modell, grün gestrichelt für TAU) stimmt bis zur Strömungsablösung bei etwa 12 Grad gut überein, es ist ein etwas höherer maximaler Normalkraftbeiwert C_z und darüber hinaus eine etwas sanftere Strömungsablösung in TAU zu sehen. Im Bereich anliegender Strömung ist bei der Simulation der Profilschwingung in beiden Programmen ein niedrigerer Beiwert als im statischen Fall zu erkennen. Das ist auf den oben angesprochenen Zeitverzug der Anpassung der Zirkulation auf Änderungen in der Anströmung zurückzuführen. Mit dem schwingenden Profil kommt es im Bereich über dem statischen Ablösepunkt bis zu einem Winkel von etwa 20 Grad zu einer weiteren Erhöhung von C_z , bis durch den starken Rückgang des Beiwertes die Ablösung angezeigt wird. Dies ist der oben beschriebene Effekt des dynamischen Strömungsabrisses, der in beiden Programmen gut wiedergegeben ist. In der TAU Rechnung wird die Abbildung des Effekts durch Berechnung der Strömungszustände sehr

fein aufgelöster Volumenelemente an der Profiloberfläche ermöglicht. In der VAST Rechnung wird dies durch nur einen zusätzlichen Zustand im Zustandsraummodell abgebildet. Nach dem Auftreten des dynamischen Strömungsabrisses und dem Erreichen des oberen Umkehrpunktes der Profilschwingung liegt die Strömung nicht mehr an und es tritt ein Hystereseeffekt ein, das heißt C_z ist in der Abwärtsbewegung des Profils niedriger als im statischen Fall. Das Wiederanlegen der Strömung findet ebenfalls wesentlich später statt als die statische Polare vermuten lässt. In den Ergebnissen von TAU ist dies bei etwa 5 Grad der Fall, in VAST bei etwa 3 Grad. Das implementierte Modell erlaubt also die Berechnung physikalisch begründeten Profilverhaltens bei gleichzeitiger Reduktion der Rechenleistung um mehrere Größenordnungen. Weitere Details zur zugrundeliegenden Theorie und Vergleiche mit der CFD-Lösung können [12] entnommen werden.

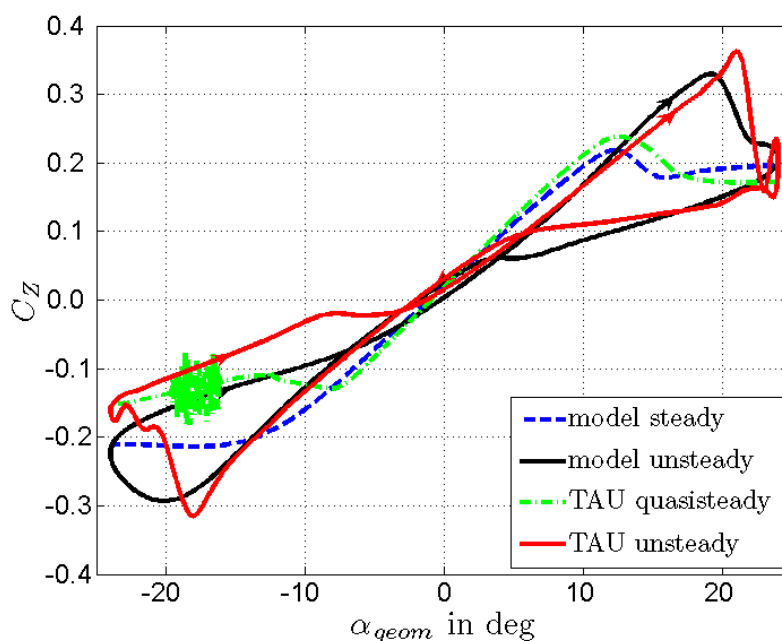


Abbildung 7: Hysterese des Normalkraftbeiwerts über geometrischem Anstellwinkel

Die von den Schub erzeugenden Rotorblättern verursachten Abwindgeschwindigkeiten haben einen großen Einfluss auf das aerodynamische Verhalten des Rotors, da sie die Anstellwinkel an den Profilquerschnitten beeinflussen und somit im Kreisschluss wiederum den produzierten Schub selbst. Im Rahmen des Arbeitspaketes 2.2.2 wurden 2 Abwindmodelle aus S4 übernommen, die beide auf der Strahltheorie aufbauen. Dies sind die Modelle nach Glauert [9] und nach Drees [10]. Diese beiden Modelle sind nur für die Betrachtung stationärer Flugzustände nutzbar. Das liegt daran, dass es bei der Änderung der aerodynamischen Lasten erst mit zeitlicher Verzögerung zu einer Anpassung des Abwinds kommt, weil die umgebenden Luftmassen erst beschleunigt werden müssen. Pitt und Peters haben die dynamischen Aspekte des Abwinds in einem Modell mit 3 Zuständen abgebildet [11], dem mittleren Durchfluss λ_0 , dem longitudinalen Durchfluss λ_c und dem lateralen Durchfluss λ_s . Der Durchfluss an einer beliebigen Stelle der Rotorkreisscheibe kann mit der Formel

$$\lambda = \lambda_0 + \lambda_s \bar{r} \sin \psi + \lambda_c \bar{r} \cos \psi \quad (5)$$

ermittelt werden. Dabei steht ψ für den Azimutwinkel und \bar{r} für die auf den Radius des Rotors normierte Radialposition. Für die Dynamik jedes der drei Zustände gilt eine Differentialgleichung erster Ordnung, die abhängig vom Fortschrittsgrad, der Schräge des Abwinds, dem Schub, sowie Roll- und Nickmoment des Rotors sind.

In S4 war für diese Beschreibung des Abwinds nur die stationäre Lösung abgebildet, weil auch nur stationäre Rotorzustände betrachtet werden sollten. In VAST wurde das vollständige Modell implementiert. Für einen Vorwärtsflugfall ist die Verteilung des Durchflusses über der Rotorebene in Abbildung 8 gezeigt. Es ist zu erkennen, dass im vorderen Bereich der Rotorebene geringere Abwindgeschwindigkeiten erzeugt werden, beziehungsweise an der Blattspitze im Bereich zwischen 180 Grad und 270 Grad sogar ein leichter Aufwind produziert wird. In den hinteren Bereich der Rotorebene werden im Vorwärtsflug die Wirbel der vorderen Halbebene transportiert, und gleichzeitig sind die im hinteren Bereich des Rotors erzeugten Wirbel nahe. Dadurch werden dort höhere Abwindgeschwindigkeiten produziert.

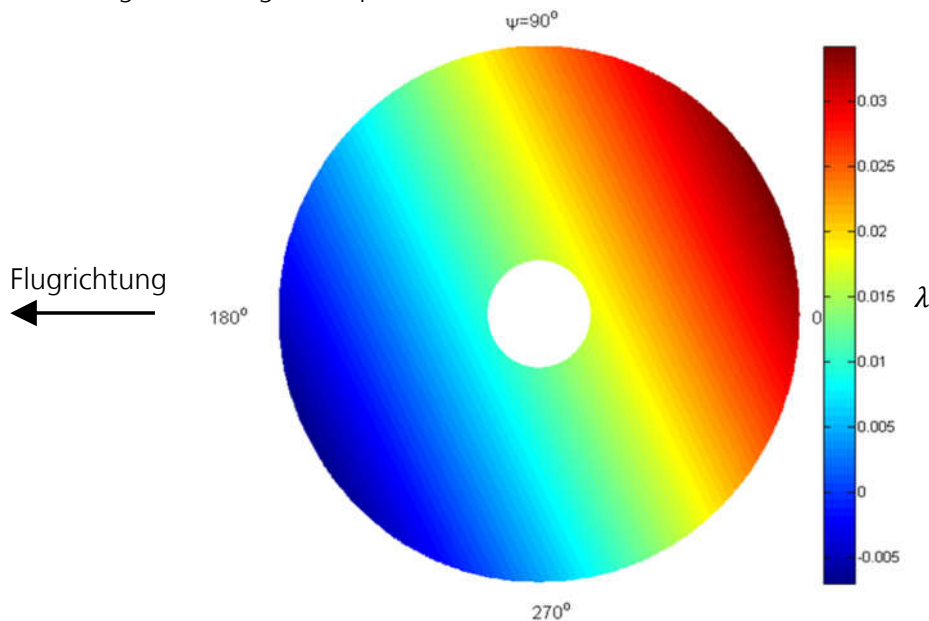


Abbildung 8: Durchfluss über der Rotorfläche im Vorwärtsflug mit dem Abwindmodell nach Pitt und Peters

II.1.4. Vereinfachte Modelle für die aerodynamischen Lasten von Leitwerk und Rumpf

Anstelle dedizierter aerodynamischer Modelle für Rumpf und Leitwerkskomponenten wurde in AP 2.2.3 ein allgemeines, polarenbasiertes Modell in VAST implementiert. Dadurch können mit demselben Modell sowohl die aerodynamischen Kräfte und Momente durch die Anströmung des Rumpfes als auch die Kräfte und Momente an den Leitwerken berechnet werden. Die dadurch eingesparte Implementierungsarbeit konnte den Mehraufwand in AP 2.2.2 in Teilen wieder ausgleichen.

Die als Datenbasis benötigten aerodynamischen Beiwerte sind in Polarkoordinaten anzugeben. Das heißt, die Beiwerte sind in Abhängigkeit des Anstellwinkels α und des Schiebewinkels β notiert. Die am Institut vorhandene Datenbasis für die Bo 105 bestand aus Beiwerten, die nur durch Bezug auf den Staudruck q normiert wurden. Das in VAST implementierte Modell ermöglicht die Nutzung dieser Variante ebenso wie die Nutzung von komplett entdimensionalisierten Beiwerten, bei denen zusätzlich eine Referenzfläche zur Normierung genutzt wird. Abbildung 9 zeigt als Beispiel den vom Modell berechneten Verlauf des aerodynamischen Kraftbeiwertes des Rumpfes in Längsrichtung der Hubschrauberzelle in Abhängigkeit von Anstellwinkel und Schiebewinkel bei Nutzung linearer Interpolation zwischen den Stützstellen. Zusätzlich besteht in VAST die Option, eine kubische Interpolation auszuwählen.

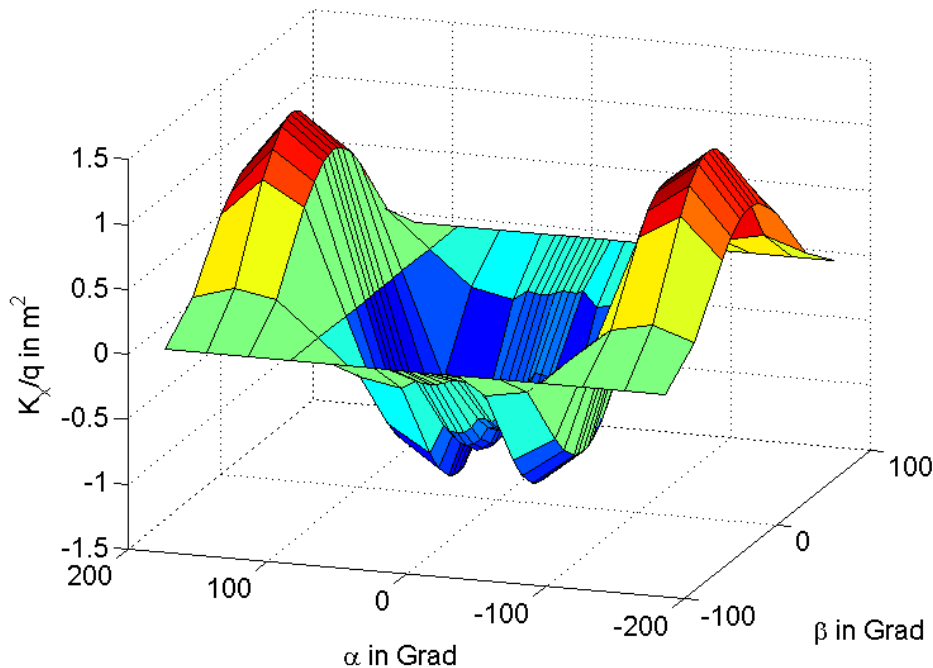


Abbildung 9: Verlauf des aerodynamischen Kraftbeiwertes des Rumpfes in Längsrichtung der Hubschrauberzelle über Anstellwinkel α und Schiebewinkel β

II.1.5. Integration der Modelle und gekoppelte Rechnungen

Der Inhalt der Arbeitspakete 2.3.1 und 2.3.2 war die Anpassung der Schnittstellendefinition der Kopplung an die erweiterten Anforderungen der komplexeren Modelle und des größeren Anwendungsspektrums.

So benötigen beispielsweise die Abwindmodelle die Information, an welchem Azimut sich die einzelnen Blattelemente befinden, siehe auch Gleichung (5). Dafür ist zusätzlich zur absoluten Position des Elements auch die Position und Ausrichtung relativ zum Rotorzentrum nötig. Die automatische Generierung der Schnittstelle zwischen Simpack und VAST wurde entsprechend erweitert, um die kinematischen Informationen weiterer Punkte des MKS-Modells übertragen zu können, ohne an diesen Punkten auch Kräfte aufzubringen. Außerdem wurde die Möglichkeit geschaffen, in der VAST Konfigurationsdatei Aufpunkte anzugeben, deren Informationen in VAST relativ zu einem anderen Aufpunkt zur Verfügung stehen sollen. Damit ist es möglich, beispielsweise Azimut und Rotordrehzahl zu bestimmen

Für die Trimmung des Hubschraubers muss es auch möglich sein, die Steuersignale für den Hubschrauber aus VAST vorgeben zu können. Die Schnittstelle und das Rahmenwerk wurden folglich so angepasst, dass im MKS Modell ebenfalls nach Kopplungspunkten gesucht wird, deren Bewegung aus VAST gesteuert werden soll, dass im gemeinsamen Speicherbereich diese Information abgelegt wird und die Anbindung an die zugehörigen Modelle in VAST stattfindet.

Im Rahmen der Kopplungstests wurden mehrere Gesamtsystemtests angelegt, die bei allen Änderungen an der Kopplung, aber auch bei VAST-internen Änderungen durchlaufen werden, um jederzeit den Erhalt der Simulationsfähigkeiten garantieren zu können. Dabei handelt es sich im Einzelnen um Testfälle mit:

- 1) Einem frei fliegenden, starren Hubschrauber, entsprechend einem Ersatzsystem für die Bo105, mit aerodynamischer Kopplung für den Hauptrotor mit 4 Blättern und jeweils 20 Elementen und linearer Aerodynamik (Test der Basisfunktionalität)
- 2) Derselben strukturellen und aerodynamischen Konfiguration wie in 1), aber zwei konfigurierten Simulationsschritten in der VAST Konfigurationsdatei. Da der zweite Schritt früher aufhören soll als der erste, wird der zweite Schritt nicht mehr ausgeführt (Test der Ablaufsteuerung)
- 3) Ebenfalls der gleichen Konfiguration wie 1), aber einer früher definierten Endzeit für das Simpack-Modell. Die gekoppelte Rechnung wird abgebrochen mit dem Hinweis, dass VAST noch nicht fertig war. (Test der Ablaufsteuerung)
- 4) Ebenfalls der gleichen Konfiguration wie 1), aber Beendigung der Rechnung durch Abbruch aus VAST. (Test der Ablaufsteuerung)
- 5) Gleiche Gesamtkonfiguration wie 2), aber Endzeitpunkt des zweiten Schritts folgend auf den ersten. Daher werden beide in VAST konfigurierten Schritte gerechnet. (Test der Ablaufsteuerung)
- 6) Gleiche Gesamtkonfiguration wie 2), aber neuer Start- und Endzeitpunkt des zweiten Schritts vor dem Ersten. Daher werden beide in VAST konfigurierten Schritte gerechnet, wobei in VAST das Modell auf einen früheren Zeitpunkt reinitialisiert wird. (Test der Ablaufsteuerung in Vorbereitung der Kopplung)
- 7) Einem frei fliegenden, starren Hubschrauber, entsprechend einem Ersatzsystem für die Bo105, mit aerodynamischer Kopplung für den Hauptrotor mit 4 Blättern und jeweils 20 Elementen und der Aerodynamik nach Leiss sowie Abwindberechnung nach Glauert. Außerdem aerodynamische Kopplung für den Heckrotor mit 2 Blättern und jeweils 4 Elementen bei linearer Aerodynamik und Abwind nach Glauert und Abbildung der Leitwerksaerodynamik und des Rumpfwiderstands über die Basismodelle. (Test der erweiterten aerodynamischen Funktionalitäten)
- 8) Konfiguration wie 7), allerdings Vorgabe der Steuerwinkel der Rotorblätter beider Rotoren aus VAST statt direkt im Simpack-Modell (Test der Steuereingabe aus VAST)
- 9) MKS-Modell der starren Bo105 und aerodynamische Kopplung an jeweils 10 Elementen pro Hauptrotorblatt. Es werden zwei VAST-Simulationsschritte gerechnet. Zwischen den Schritten wird die Ausrichtung der Zelle sprunghaft geändert (Test auf Verträglichkeit des Zurücksetzens der Zelle während des Trimmvorgangs)
- 10) Konfiguration wie 9). Zusätzlich ist der Trimm-Modus nur für das MKS-Modell aktiviert, somit wird die Bewegung der Hubschrauberzelle durch VAST vorgegeben. (Test für Vorgabe der Zellenfreiheitsgrade aus VAST im Rahmen der Trimmung ohne die zusätzliche Komplexität des Trimmelalgorithmus)
- 11) Fest eingespannter Rotor, der einem starren Ersatzsystem für den HART II Modellrotor entspricht. Der Windkanaltestfall entspricht einem Steigflug mit 6 Grad Steigwinkel. Für die Aerodynamik des Rotors wird das Modell nach Leiss an den 10 Elementen der 4 Rotorblätter genutzt. Der Abwind wird über ein generalisiertes dynamisches Abwindmodell mit 4 radialen und 4 azimuthalen Basisfunktionen berechnet. Außerdem wird die Veränderung der Anströmung der Blattelemente aufgrund der Rumpfumströmung berücksichtigt (die letzten beiden Modelle wurden nicht im Rahmen dieses Projektes umgesetzt). Es wird eine Trimmung auf Zielschub und Rotorkopfmomente durchgeführt, wobei der Kollektivwinkel und die zyklischen Steuerwinkel der Taumelscheibe durch den Trimmelalgorithmus angepasst werden.

Für die einzelnen aerodynamischen Module wurde eine Vielzahl weiterer Tests angelegt, sowohl in Form von Unit-Tests, die Teilaspekte einzelner Modelle überprüfen, als auch in Form von Systemtests zur Überprüfung des gekoppelten Systemverhaltens inklusive Löser. Momentan existieren allein etwa 50 Systemtests, in denen eines der Rotor-aerodynamik-Modelle verwendet wird.

II.1.6. Validierung der MKS Simulation des Hauptrotors

Um die umfangreichen Validierungsmaßnahmen in HAP 1 zu ermöglichen, wurden DS mehrere Datensätze vom DLR zur Verfügung gestellt. Zum einen handelt es sich dabei um Daten für den Aufbau eines detaillierten Modells des HART II Rotors. Dies beinhaltet technische Zeichnungen zum Aufbau und Computertomographie-Scans der Rotorblätter sowie Dokumente aus der Auslegungsphase des Modellrotors mit Informationen zu Materialparametern und Eigenfrequenzen.

Für den Aufbau des Bo 105 Demonstrator-Modells in Simpack wurden insbesondere Informationen zu den Abmessungen und der Funktionsweise der Taumelscheibe zusammengestellt.

Außerdem wurden DS zwei Datensätze mit Windkanalergebnissen übergeben. Dabei handelt es sich um zwei Datenpunkte aus der HART II Kampagne [3], deren Modellrotorblatt bereits als Validierungsbasis für die Balkentechnologie genutzt wurde. Der anvisierte Referenzlastfall stellt einen Steigflug mit 6 Grad Steigwinkel dar und wurde ausgewählt, um einen Validierungsfall ohne intensive Interaktionsphänomene nutzen zu können. Folgende Daten wurden übergeben:

- aerodynamische Beiwerte über den Rotorumfang für die radiale Position von 87% des Rotorradius, die aus Druckmessungen ermittelt wurden
- Schlag-, Schwenk und Torsionsmomente über den Rotorumfang im Blatthalsbereich, die mit Hilfe von Dehnmessstreifen ermittelt wurden
- Elastische Deformationen aller Blätter in Schlag-, Schwenk- und Torsionsrichtung, die aus Stereo-Kamera-Aufnahmen zurückgerechnet wurden (SPR)
- Verlauf der Rotorkopfkräfte und -momente
- Rotormastwinkel, Steuerwinkelverlauf und Steuerstangenlasten über den Umlauf
- Informationen zu den Umgebungsbedingungen des Windkanals zum Zeitpunkt der Messung

Im Rahmen der Validierungsversuche zum Windkanalmodell wurden am DLR umfangreiche Untersuchungen zum Einfluss verschiedener Parameter der Aerodynamik-Modellierung auf die Ergebnisse durchgeführt. Die Ergebnisse der Validierung sind im Abschlussbericht des Projektpartners zu finden. Ein Beispiel für den Einfluss der Modellierung der Aerodynamik soll hier anhand der Berücksichtigung der Rumpfumströmung auf die Strömung an den Blattelementen gezeigt werden. Für die in Abbildung 10 gezeigte Schlagauslenkung wurde erst für eine Basiskonfiguration ein getrimmter Zustand hergestellt und dann verschiedene Parameter der Rechnung angepasst, aber die vorher bestimmten Steuerwinkel konstant gehalten. Mit Modell für die Rumpfumströmung kommt es klar erkennbar zu einer höheren Amplitude und einer veränderten Phasenlage der Schlagauslenkung der blauen Kurve im Vergleich zur grünen Kurve. Der Rumpf sorgt dafür, dass im Bereich um 180 Grad Azimut, also wenn das Blatt nach vorne zeigt, aufgrund der Verdrängungswirkung die Strömung nach oben in die Rotorebene abgelenkt wird. Am Rotorblatt kommt es in der Folge vor allem im radial innenliegenden Bereich zu einer Erhöhung des Anstellwinkels und damit zu einer Auftriebszunahme. Da die Schlagantwort einen Phasenversatz von etwa 70 Grad aufweist, hat die daraus im Vergleich zur Rechnung ohne Rumpfmodell erhöhte Schlagauslenkung ihr Maximum mit ebenfalls diesem Phasennachlauf. Im

Bereich um den Nullpunkt des Azimuts, also wenn das Blatt nach hinten zeigt, folgt die Strömung der Rumpfoberfläche nach unten und verringert dadurch die Anstellwinkel. Auch hier kann das Maximum der Abweichung nach unten zur Rechnung ohne Rumpfeinfluss mit einem Nacheilwinkel um 70 Grad gesehen werden.

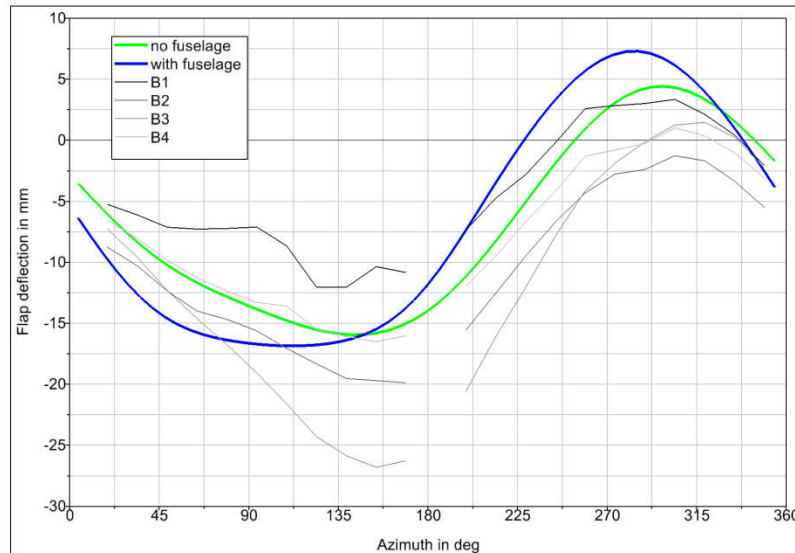


Abbildung 10: Schlagauslenkung bei 77% des Radius im HART II Steigflug Testfall

Wie im letzten Absatz beschrieben wirkt sich die Rumpfumströmung vor allem im Innenbereich des Rotors aus, weil dort der Rotor dem Rumpf sehr nahe kommt. Im Außenbereich des Rotors ist der oben beschriebene Einfluss am nach vorne und nach hinten zeigenden Blatt in Abbildung 11 nicht mehr erkennbar. In der Abbildung ist ein Vergleich des machzahlskalierten Normalkraftbeiwerts über den Rotorlauf bei 87% des Radius gezeigt. An dieser radialen Position war im Windkanalmodell ein Blatt mit über den Blattquerschnitt verteilten Drucksensoren ausgestattet, aus deren Daten die Beiwerte über Integration über den Querschnitt berechnet wurden. In der Abbildung sind die aus den Messungen ermittelten Werte in schwarz dargestellt, die Simulation ohne Zellumströmung in grün und mit Zellumströmung in blau.

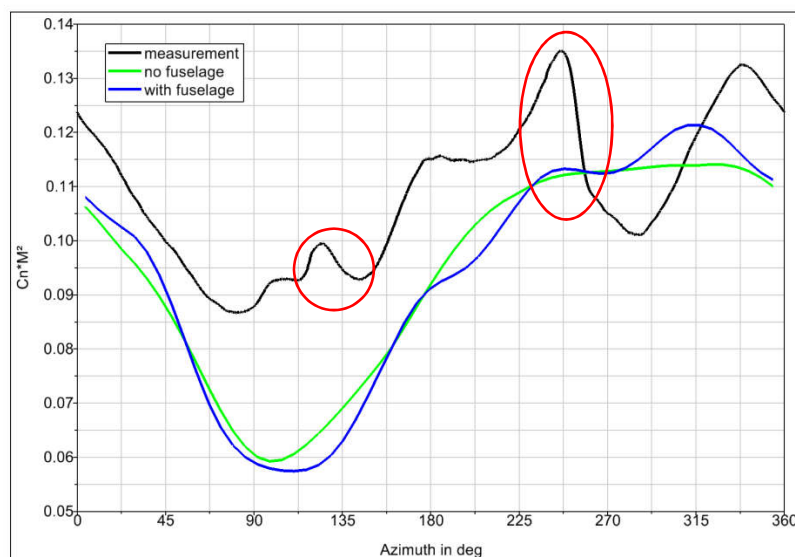


Abbildung 11: Machzahlskalierter Normalkraftbeiwert bei 87% des Radius im HART II Steigflug Testfall

Der grundlegende Verlauf mit einer starken Abnahme des Beiwerts am vorlaufenden Blatt im Bereich zwischen 45 und 160 Grad Azimut wird von beiden Simulationen wiedergegeben. Die Simulationen weisen allerdings einen Versatz zu den gemessenen Ergebnissen auf. Da insgesamt ein ähnlicher Schub erzeugt wird, ist dies ein Hinweis auf eine unterschiedliche radiale Verteilung des Auftriebs.

Da der Einfluss der Rumpfumströmung vor allem für das nach vorne und hinten zeigende Rotorblatt zum Tragen kommt, resultieren höherfrequente Anregungen. Über die Blattdynamik sind diese bis in den äußeren Blattbereich sichtbar und unterstützen damit die Übereinstimmung mit den höherfrequenten Messergebnissen im Vergleich zur Rechnung ohne diesen Einfluss.

Die in rot markierten Bereiche mit den stärksten Gradienten werden allerdings auch in der Simulation mit Rumpfeinfluss nicht wiedergegeben. Die Ursache für diese Überhöhungen liegt in der Interaktion des Blattes mit dem Wirbel des vorlaufenden Blattes. Diese Interaktion kann in Abbildung 12 anhand des Differenzdrucks ΔP an der Nasenkante des Blattes nachvollzogen werden. Die erste Blatt-Wirbel-Interaktion ist links oben erkennbar, die zweite, stärkere Interaktion im links unten gelegenen Bereich der Rotorscheibe zwischen 225 und 270 Grad Azimut. Da in der Simulation keine diskreten Wirbel vorliegen, kann dieser Effekt nicht abgebildet werden. In nachfolgenden Untersuchungen bietet sich daher zur Verbesserung der Übereinstimmung der Simulationsergebnisse mit den Messdaten die Verwendung des Freewake-Modells an.

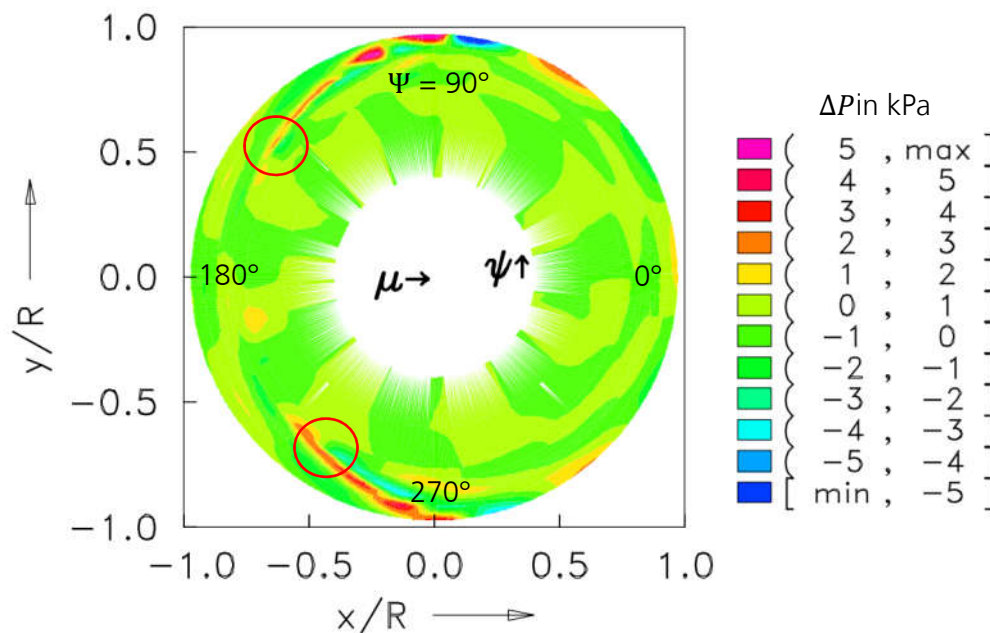


Abbildung 12: Differenzdruck an der Nasenkante über der Rotorkreisscheibe im HART II Steigflug Testfall, entnommen aus [13]

II.1.7. Verifikation und Validierung der Gesamtsystems simulation

Für die Validierung des Gesamtsystems wurde von DS ein detailliertes Simpack-Modell des Hubschraubers Bo 105 erstellt, dessen Hauptrotorblätter mit Hilfe der neuen Balkenbeschreibung abgebildet sind. Bei dem Hauptrotor handelt es sich um ein gelenkloses Rotorsystem. Das bedeutet, dass über den Umlauf der Blätter auftretende Variationen der Kräfte und Momente nicht über eigens dafür vorgesehene Schlag- und Schwenkgelenke abgefangen werden, sondern die Bewegung der Rotorblätter über einen elastischen Blatthalsbereich ermöglicht wird. Daher kommt der korrekten Abbildung des elastischen Verhaltens der Blätter eine gesteigerte Bedeutung zu. Für

die Erstellung des Blattmodells wurde das Rotorblatt des HART II Modellrotors unter Berücksichtigung der unterschiedlichen anzuwendenden Skalierungsfaktoren auf die Größe des Hubschrauberrotors gebracht.

Für die Berechnung der aerodynamischen Kräfte sind folgende Einstellungen getroffen: Die Kräfte und Momente an Höhenleitwerk und Seitenleitwerk sowie des Rumpfes werden über jeweils ein polarenbasiertes Modell wie es in Abschnitt II.1.4 vorgestellt wurde abgebildet. Der Hauptrotor ist mit 20 Elementen pro Blatt in der Diskretisierung konstanter Ringflächen ausgestattet. Das bedeutet, die einzelnen aerodynamischen Elemente überstreichen während einer Umdrehung die gleiche Ringkreisfläche. Eine Visualisierung der Aufpunkte auf einem Rotorblatt des MKS-Modells in Simpack ist in Abbildung 13 gezeigt. Das genutzte Modell zur Beschreibung der Aerodynamik ist das Modell nach Leiss und für den Abwind wird das Modell von Pitt und Peters genutzt (siehe Abschnitt II.1.3). Blattspitzenverluste sind mit der Beschreibung nach Prandtl abgebildet. Die Heckrotorblätter sind ebenfalls mit konstanten Ringflächen diskretisiert, allerdings mit nur 4 Elementen pro Blatt und unter Nutzung des einfachen Profilaerodynamik-Modells (siehe Beginn Abschnitt II.1.3). Der Abwind wird wie beim Hauptrotor mit dem Modell von Pitt und Peters berechnet.

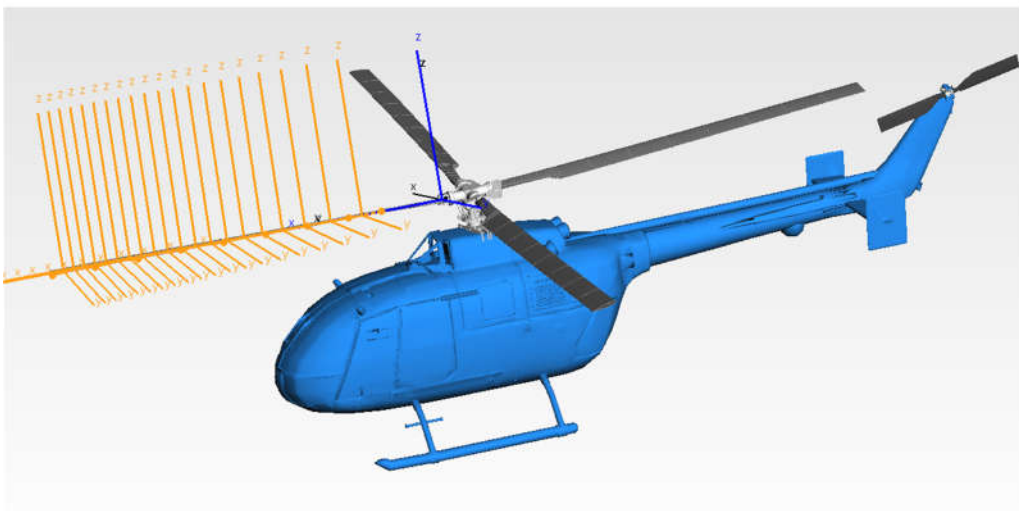


Abbildung 13: Visualisierung der Blattdiskretisierung des Hauptrotors im Simpack-Modell

Als Referenz für die Validierung werden Flugversuchsdaten genutzt, die im Jahr 1987 mit der Bo 105 des DLR bei Versuchen zur Systemidentifikation erzeugt wurden. Dabei handelt es sich zum einen um Trimmsteuerwinkel für verschiedene Fluggeschwindigkeiten, und zum anderen um Zeitschriebe von Flugmanövern. Jeweils ausgehend von getrimmtem Geradeausflug mit 80 Knoten (etwa 41 m/s) wurden sogenannte Doubletten- und 3-2-1-1-Eingaben für alle vier Steuer des Hubschraubers sowohl für positive als auch für negative Steuereingaben durchgeführt. Es stehen Zeitreihen für verschiedene Flugparameter wie Geschwindigkeiten und Lagewinkel des Hubschraubers zur Verfügung. Da die Steuereingaben des Flugversuchs in Prozent des Betriebsbereichs angegeben sind, mussten für die Nachbildung der Versuche anhand der Taumelscheibenkinematik Übertragungsfunktionen für die Ansteuerung des Mischhebelgetriebes ermittelt werden.

Da zum Zeitpunkt der Untersuchungen die Implementierung der gekoppelten Trimmung noch nicht abgeschlossen war, wurden manuelle Trimmrechnungen durchgeführt. Wie in Abbildung 14 zu sehen ist, stimmt der Kollektivsteuerwinkel sehr gut mit den Flugversuchen überein. Eine sichtbare Abweichung tritt nur im Schwebeflug auf. Das kann darauf zurückgeführt werden, dass in diesem

Flugzustand in der Realität der Abwind des Hauptrotors auf die Zelle strömt und dadurch eine Kraft nach unten verursacht. In der Folge ist ein größerer Steuerwinkel nötig, um den Mehrbedarf an Schub zu decken. Dieser Interaktionseffekt ist in den bisherigen Modellen in VAST nicht abgebildet.

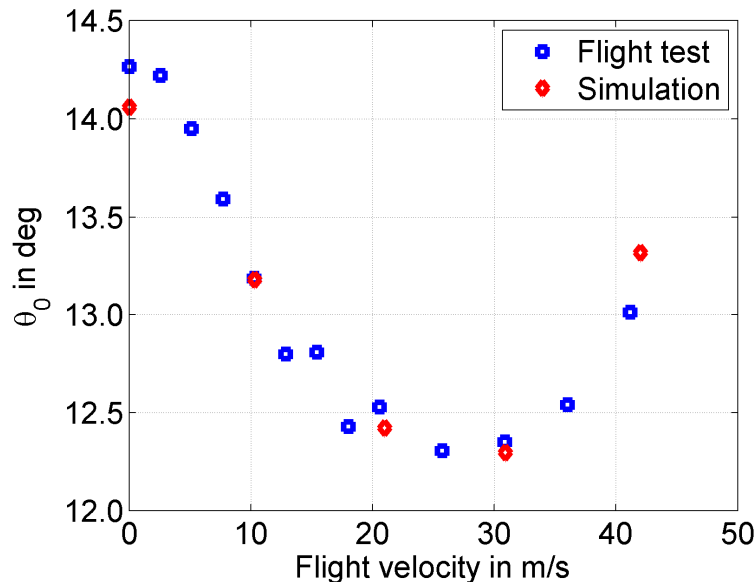


Abbildung 14: Kollektivsteuerwinkel der Bo105 über der Fluggeschwindigkeit

Für die zyklischen Steuerwinkel bestehen größere Abweichungen zu den Flugversuchen, wie in Abbildung 15 gezeigt ist. Das Longitudinalsteuer θ_s , zu sehen auf der linken Seite, bildet zwar einen qualitativ gleichen Verlauf über der Fluggeschwindigkeit aus, in den Flugversuchen sind allerdings durchwegs höhere Werte nötig. Ein möglicher Grund für die Abweichungen ist der Einfluss des Hauptrotorabwinds auf die Anströmung des Höhenleitwerks, der je nach Fluggeschwindigkeit unterschiedlich stark ausfallen kann. Dies ist ein weiterer Interaktionseffekt, der in der Simulation noch nicht abgebildet ist. Die polarenbasierten aerodynamischen Modelle bekommen in der aktuellen Implementierung die Information über ihre Anströmung nur aus eigener Geschwindigkeit und globaler Windgeschwindigkeit. Zur Abbildung der Interaktion des Hauptrotorabwinds mit den Leitwerken würden mehr Informationen benötigt, beispielsweise die relative Lage zwischen den Komponenten, sowie Ausrichtung und Stärke des Abwindstroms. Ein dediziertes Modell könnte dann daraus den Grad der Interaktion berechnen und die Anströmkomponenten anpassen.

Für das Lateralsteuer θ_c wird in der Simulation ein ähnlicher Verlauf wie im Flugversuch zur Trimmung benötigt, allerdings ist ein Versatz über den gesamten Geschwindigkeitsbereich zu sehen. Die größte Abweichung besteht in der Transition zwischen Schwebeflug und Vorwärtsflug. Das kann auf die schlechte Vorhersagekraft des genutzten Pitt-Peters Abwindmodells in diesem Bereich zurückgeführt werden. Mit zunehmender Geschwindigkeit steigt im Innenbereich des Rotors der Einfluss der Zellumströmung auf die Geschwindigkeiten an den Blattelementen. Dieser Interaktionseffekt war ebenfalls zum Zeitpunkt der Untersuchungen nicht in VAST implementiert.

Insgesamt zeigen die Ergebnisse der manuellen Trimmrechnungen, dass die verschiedenen Komponenten der Strukturmechanik in Simpack und Aerodynamik in VAST in sinnvoller Weise zusammenarbeiten und im Rahmen der abgebildeten Modellierungen nachvollziehbare Trimmwerte liefern. Weiterhin ergibt sich als Anforderung an zukünftige Erweiterungen der VAST-Bibliotheken, eine Reihe von Interaktionseffekten in die Modellierung aufzunehmen. Damit können in Zukunft die hier angegebenen Erklärungsansätze für die Abweichungen überprüft werden und möglichst eine Verbesserung der Abbildung des Systemverhaltens erreicht werden.

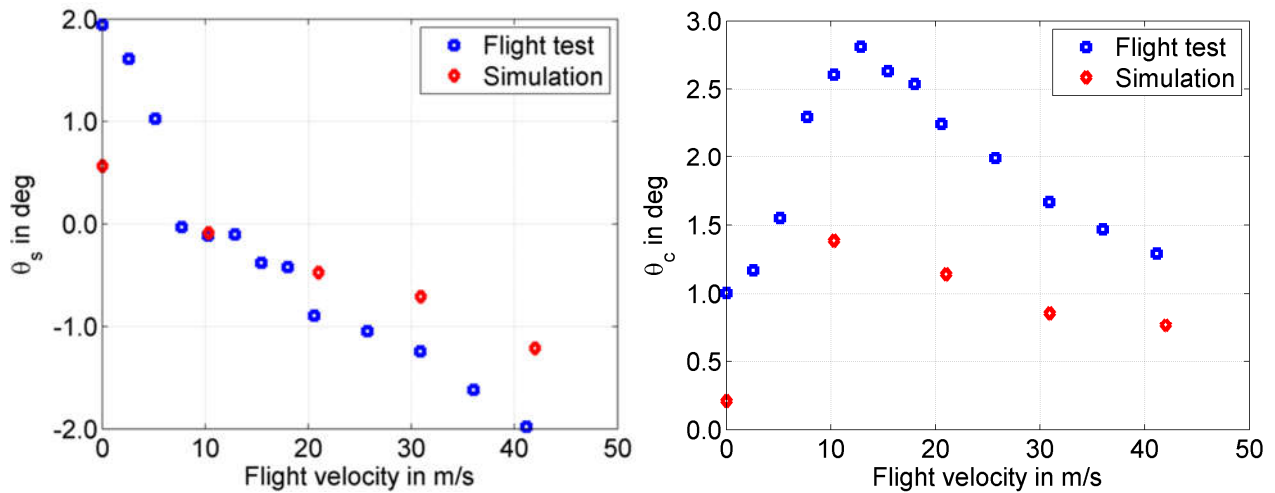


Abbildung 15: Zyklische Steuerwinkel der Bo105 über der Fluggeschwindigkeit

Zur Untersuchung des dynamischen Antwortverhaltens wurden im Anschluss an die Trimmuntersuchungen Manöversimulationen durchgeführt. Wie im letzten Abschnitt gezeigt wurde, weichen die Trimmzustände bezüglich der zyklischen Steuerwinkel in der Simulation von den gemessenen Werten ab. Die Manöver wurden im Flugversuch aus möglichst getrimmtem Startzustand begonnen. Daher müssen die Startbedingungen in der Simulation angepasst werden, um dort ebenfalls von einem getrimmten Zustand zu starten. Ausgehend davon wird in der Simulation die Steuereingabe mit derselben Amplitude wie im Flugversuch auf die jeweiligen Steuer aufgeprägt. Im Folgenden werden die Ergebnisse der Nachrechnung einer aufgeprägten Dublette im Longitudinalsteuer δ_x vorgestellt. Der zeitliche Verlauf der Dublette ist in Abbildung 16 dargestellt. Ausgehend vom konstanten Trimmwert wird das Longitudinalsteuer erst sprunghaft nach hinten geführt und dann wieder konstant gehalten. Anschließend wird der Steuerknüppel sprunghaft nach vorne gebracht, um etwa die gleiche Abweichung vom Trimmwert in negativer Richtung zu erreichen, und dann wieder konstant gehalten. Schlussendlich wird das Steuer wieder in die ursprüngliche Lage zurückgeführt. Die Zeitspanne der ersten Sprungeingabe ist in Abbildung 16 und der nachfolgenden Abbildung mit grauen senkrechten Strichen, die der zweiten Eingabe mit grau gestrichelten senkrechten Linien markiert.

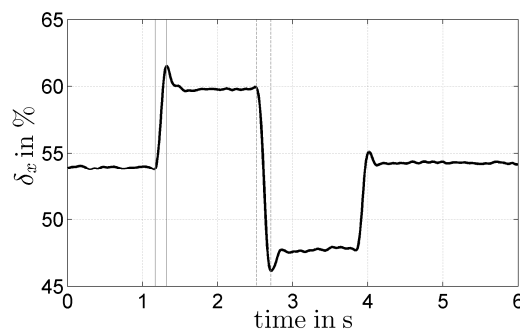


Abbildung 16: Dubletteneingabe im Longitudinalsteuer

Die Hauptantwort eines Hubschraubers auf δ_x -Eingaben ist eine Nickbeschleunigung. Da diese im Flugversuch nicht gemessen wurde, wird für den Vergleich des Antwortverhaltens in Abbildung 17 auf die Nickrate q , links oben dargestellt, und deren integrierten Wert, den rechts oben gezeigten Nickwinkel θ zurückgegriffen. Die anfängliche Steigung der Nickrate stimmt sehr gut überein, allerdings flacht sie dann ab und die konstante Endgeschwindigkeit aus dem Flugversuch kann nicht ganz erreicht werden. Nach der zweiten Sprungeingabe ist die Änderung in q bereits zu Beginn

flacher und statt einer negativen Nickrate wird in der Simulation nur ein Absinken auf null erreicht. Diese Verschlechterung im Folgeverhalten ist auf die Aufintegration der Fehler in der Zeitsimulation zurückzuführen. Durch anfängliche Unterschiede in der Systemantwort kommt es zu Unterschieden in der entstehenden Anströmung der aerodynamischen Komponenten. Dies führt in Folge wiederum zu einer Zunahme der Abweichung des Antwortverhaltens. Ein quantitativer Vergleich ist daher nur für den Beginn der Simulation möglich.

Die in der zweiten Zeile von Abbildung 17 dargestellte Vertikalantwort stimmt sowohl für die Vertikalbeschleunigung \ddot{z} als auch für die Vertikalgeschwindigkeit \dot{z} bis zur zweiten Sprungeingabe sehr gut überein. Für die Rollrate p , dargestellt links unten, ist dagegen eine schlechte Übereinstimmung zu sehen. Allerdings ist im Diagramm rechts unten auch ersichtlich, dass die eingenommene Rolllage Φ im Versuch fast so groß wie der Nickwinkel Θ ist. Dass die Sekundärantwort so stark ausfällt, spricht für eine starke Kopplung zwischen den Freiheitsgraden. Das lässt schließen, dass für eine bessere Abbildung der Hauptantwort auch eine bessere Abbildung der Kopplungen nötig ist. Dies wiederum unterstreicht die bei der Bewertung der Trimmergebnisse getroffene Schlussfolgerung, als nächstes einen Fokus auf die Abbildung der Interferenzeffekte zu legen. Weitere Ergebnisse sind in der Veröffentlichung zu den Untersuchungen in [14] zu finden.

In weiteren Untersuchungen soll außerdem der Einfluss von Unsicherheiten in den Daten der Flugversuche untersucht werden. So sind keine Informationen über die Schwerpunktlage des Hubschraubers und seine Masse zum Zeitpunkt der Versuche vorhanden. Diese Daten beeinflussen allerdings sowohl die Trimmlage als auch die Dynamik.

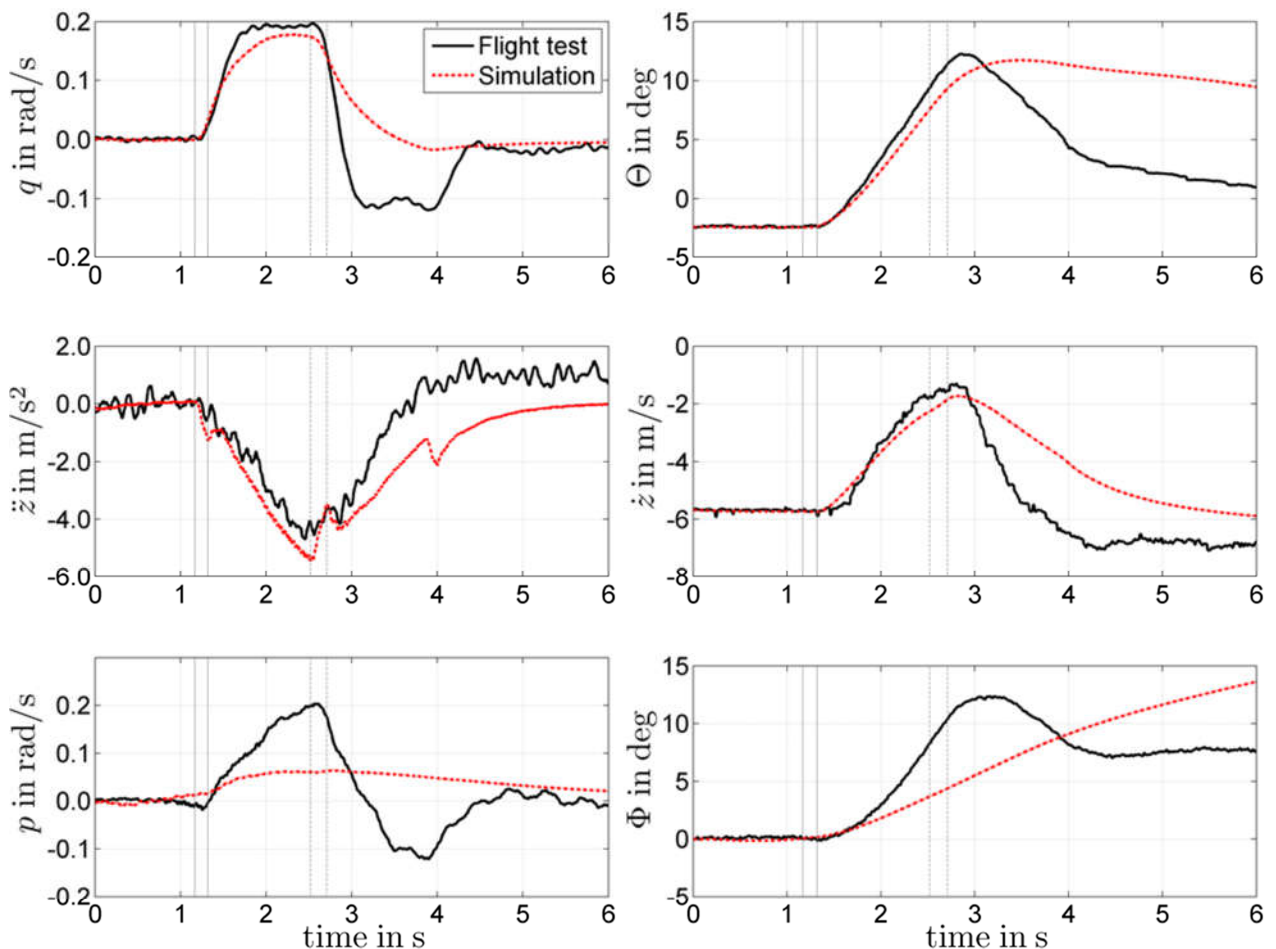


Abbildung 17: Antwort des Hubschraubers auf eine Dublette im Longitudinalsteuer

II.1.8. Extraktion der Trimmroutine aus SIMH

Der geplante Inhalt des AP 2.2.1 war, die Trimmroutine der am Institut vorhandenen Hubschraubersimulation SIMH nach VAST zu portieren. Dieser Code wird in einer echtzeitfähigen Variante im Hubschrauber-Flugsimulator von FT genutzt. Zuerst wurde daher im Zuge dieses AP die im Rotorsimulationscode SIMH verwendete Trimmroutine auf ihre Nutzbarkeit im neuen Simulationsprogramm untersucht. Dabei stellte sich heraus, dass die Routine auf einer festen Struktur des zugrundeliegenden Hubschraubermodells aufbaut. Für die allgemeine Trimmfähigkeit beliebiger Fluggeräte ist sie daher nicht geeignet. Stattdessen wurde eine allgemeinere Trimm-Funktionalität in VAST implementiert und dort als Funktionalität für die standalone-Variante außerhalb des Projektes validiert. Da für die Umsetzung der Trimmung ein höherer Aufwand abzusehen war und bereits in AP 2.2.2 ein zeitlicher Verzug entstanden war, wurde die weitere Umsetzung dieses Arbeitspakets ans Ende des Projektes verschoben.

Ein Nachteil der Kopplungsarchitektur ist, dass VAST nur als Steuerungselement aus der Zeitintegration in Simpack aufgerufen wird, während VAST für die Trimmung möglichst viel Steuerungsautorität über das Lösen der Systemgleichungen und das Zurücksetzen von Zuständen benötigt. Daher wurde im Rahmen dieses Arbeitspakets die Architektur der Kopplung angepasst. Statt eines reinen Aufrufs der Zeitschrittintegration von VAST aus Simpack heraus wird mit einem multi-threading Ansatz gearbeitet. So wird es ermöglicht, zu Beginn der Simulation statt einer Zeitintegration in VAST mittels der Konfigurationsdatei auch eine Trimmrechnung auszulösen. Die Kopplung zwischen den Simulationspartnern erfolgt dann immer, wenn VAST einen neuen Zeitschritt benötigt. Gleichzeitig besteht in VAST die Möglichkeit, außerhalb der Zeitschleife Informationen wie die Residuen für die Trimmung zu sammeln, neue Steuersignale zu berechnen und bei schlechten Ergebnissen Trimmsschritte zu verwerfen und neu zu starten. Für die Umsetzung dieser Funktionalität wurden zusätzlich zum Einbau von multi-threading Hilfsfunktionen auch die Schnittstellenfunktionen der Kopplung komplett überarbeitet.

Für den Nutzer ergaben sich durch die neue Funktionalität ebenfalls Änderungen in der GUI. Bei Auswahl der Rechnungsart „Trim“ muss der Nutzer zusätzlich das Element für die Bestimmung der Residuen angeben. Intern wird daraufhin automatisch das Schnittstellenobjekt der Kopplung derart angepasst, dass alle Freiheitsgrade dieses Elements aus VAST vorgegeben werden können und die Residuen nach VAST übertragen werden um vom Trimmelalgorithmus genutzt werden zu können.

Erste Untersuchungen der gekoppelten Trimmung zeigen die Funktionsfähigkeit des gewählten Ansatzes. So schafft es der Trimmelalgorithmus beispielsweise in einem einfachen Testfall, in dem die Geschwindigkeit der Zelle durch Anpassung der Zellenfreiheitsgrade auf einen Zielwert gebracht werden soll, nach Bestimmung der Einflussmatrix in nur einem Trimmsschritt das Trimmproblem zu lösen.

Ein weiteres Beispiel ist der in Abschnitt II.1.5 unter 11) beschriebene Windkanaltrimm. In Abbildung 18 ist zu sehen, dass der Schub des Rotors, repräsentiert über die grün dargestellte Kraft in z-Richtung, zu Beginn der Rechnung mit 6000 N fast doppelt so hoch ist wie der Sollscher Schub von 3200 N. Nach Berechnung der Einflussmatrix der Steuergrößen wird daher durch den Trimmelalgorithmus eine starke Verringerung des Kollektivwinkels kommandiert (bei 0.92 s). Durch die ausgeprägte Nichtlinearität des Systems und die Verzögerung in der Anpassung des Abwinds ist der Schritt zu stark und es resultiert sogar negativer Schub. Der Trimmelalgorithmus merkt, dass der Trimmsschritt schlecht war, und springt zum Zeitpunkt 1.1 s auf die ursprünglichen Steuerwerte zurück. Durch die sprungartigen Steueränderungen werden hohe dynamische Anregungen in das System eingebracht. Aus den nachfolgenden zwei Bestimmungen der Derivativmatrix und

Kommandierung der neuen Steuerwinkel zwischen Sekunde 1.1 und 3.2 ist keine große Änderung zu sehen, außer dass die vorher durch die hohen Steuerwinkeländerungen ausgelösten Schwingungen abklingen. Im Anschluss an die dritte Bestimmung der Derivativmatrix finden dann in der Zeit bis 4.4 s drei Trimmsschritte statt, die jeweils den Schub in die richtige Richtung beeinflussen. Anschließend wird noch einmal der Einfluss der Steuerwinkeländerungen bestimmt und mit einem letzten Trimmsschritt verschwinden die verbliebenen Abweichungen von den Zielvorgaben für den Schub und die Rotorkopfmomente.

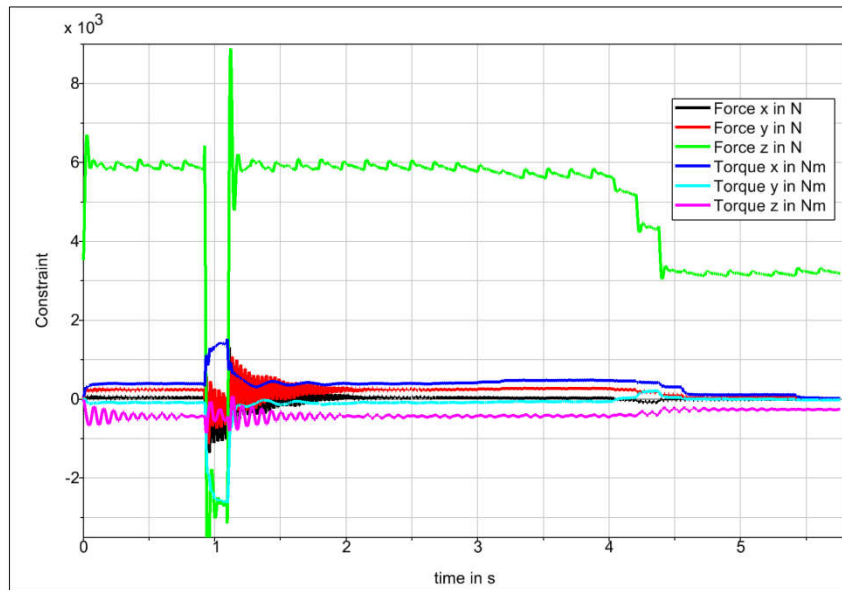


Abbildung 18: Windkanaltrimm des HART II Rotors

In manchen Testfällen findet der Algorithmus hingegen keine Lösung. Als Beispiel ist hier das folgende Trimmproblem dargestellt: ein Hubschrauber mit vorgegebener Fluggeschwindigkeit soll in den Trimmzustand gebracht werden, wobei der Trimmalgorithmus als Variablen Kollektivsteuerwinkel und zyklische Steuerwinkel des Hauptrotors sowie den Heckrotorsteuerwinkel anpassen kann. Aus Abbildung 19 ist ersichtlich, dass der erste Trimmsschritt, der etwa bei Sekunde 17,5 stattfindet, die Residuen stark verringern kann.

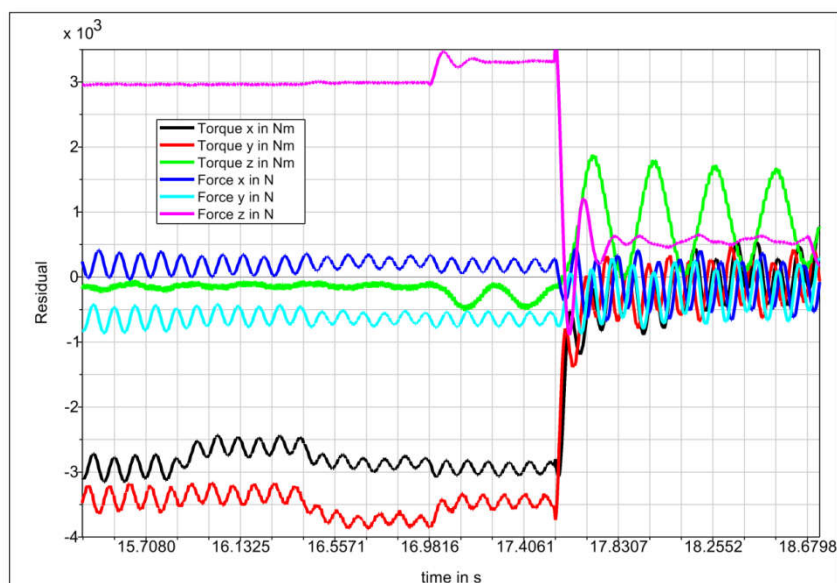


Abbildung 19: Trimmung Freiflug - erster Trimmsschritt

Im weiteren Verlauf der Rechnung schafft es der Algorithmus allerdings nicht, das Gleichgewicht herzustellen. Stattdessen wird immer wieder die Einflussmatrix der Steuergrößen bestimmt und daraus ein Trimmschritt abgeleitet, der vom Algorithmus als nicht sinnvoll erachtet wird. Daher wird dieser Schritt wieder verworfen und die Einflussmatrix erneut bestimmt. Dabei resultiert wieder eine sehr ähnliche Matrix, sodass wieder der etwa gleiche Trimmschritt kommandiert wird, dieser wiederum als schlecht bewertet und zurückgenommen wird und so weiter. Das sich wiederholende Muster der Residuen ist in Abbildung 20 gezeigt.

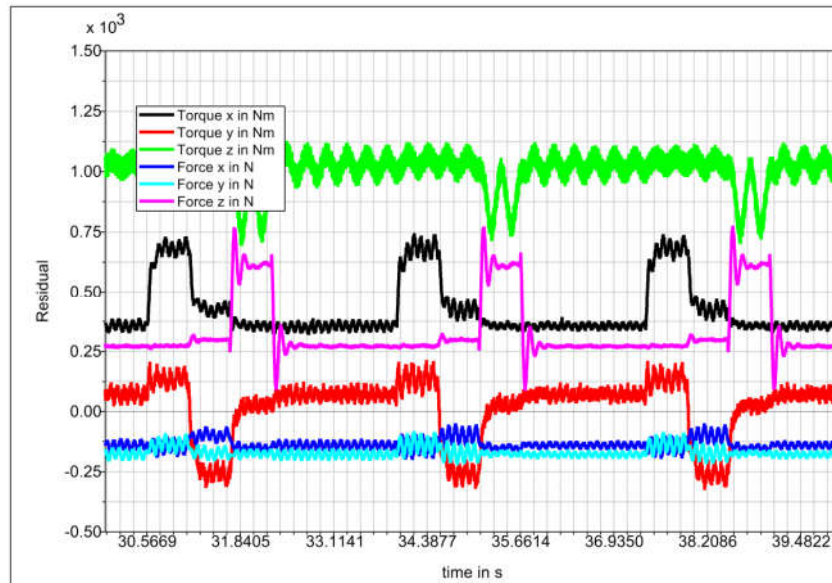


Abbildung 20: Trimmung Freiflug - Endstadium

Insgesamt kann die Trimmung also bereits gewinnbringend eingesetzt werden. Für eine uneingeschränkte Nutzbarkeit sind allerdings weitere Verbesserungen am Trimmalgorithmus nötig. Der Arbeitsumfang zur Erreichung dieses Zieles übersteigt den geplanten Umfang jedoch erheblich. Der erfolgreiche Abschluss des Arbeitspakets ist der Unterstützung des VAST-Entwicklungsteams bei der Validierung der Trimmfunktionalität in VAST und dessen fortdauernder Optimierung zu verdanken. Ebenso war DS behilflich bei der Erstellung eines Konzepts zur Umsetzung der Steuerungsvorgabe im Simpack-Modell.

II.1.9. Erfüllung der Projektziele

Im Rahmen des Projektes konnten alle vorgesehenen Meilensteine erfüllt werden. Die gekoppelten Rechnungen konnten sowohl unter Nutzung der Basismodelle (MS 2.1.1), als auch unter Nutzung der vollständigen erweiterten Aerodynamikmodule (MS 2.3.1) durchgeführt werden. Für die Validierungsrechnungen wurde sowohl bei der Validierung des MKS-Modells in HAP 1 als auch bei den in Abschnitt II.1.7 dargestellten Untersuchungen die neue Balkenbeschreibung in Simpack in Verbindung mit den VAST-Aerodynamikkomponenten genutzt (MS 2.3.2). Durch die im Rahmen der Modellierung erzeugten und als sinnvoll bewerteten Ergebnisse können die Kopplungsarchitektur und ihre Bestandteile als verifiziert angesehen werden und erfüllen damit MS 2.4.1.

Außerdem war es durch die intensiven Untersuchungen möglich, den Bedarf für weitere Implementierungsarbeiten zu ermitteln. Mit Hilfe dieser Schlussfolgerungen wird die in diesem

Projekt aufgebaute Basis für die Gesamtsystemsimulation des Hubschraubers weiter validiert und das Einsatzspektrum der Modelle erweitert werden können.

II.2. Aufstellung der Kosten

In Tabelle 2 sind die während der Projektlaufzeit entstandenen Kosten aufgeführt. Der Hauptkostenpunkt sind Personalkosten. Im Vergleich zur Vorkalkulation ist dieser Posten um 3,7% erhöht. Auf der anderen Seite sind deutlich geringere Reisekosten und restliche Sachkosten entstanden. Dadurch sind die insgesamt entstandenen Kosten nahezu identisch zur Vorkalkulation.

Tabelle 2: Aufstellung der wichtigsten Kostenpunkte

Kostenart	Position (laut AZK)	Entstandene Kosten in €
Personalkosten	0837	445.222
Reisekosten	0838	5.498
Sonstige unmittelbare	0850	800
Vorhabenkosten		
Summe Projekt		451.720

II.3. Notwendigkeit und Angemessenheit der durchgeführten Arbeiten

Zum Erreichen der in Kapitel II.1 dargestellten Ergebnisse waren alle im Rahmen des Projektes durchgeführten Arbeiten nötig. Die Alternativlösungen für die gekoppelten Trimmrechnungen und zur Implementierung der Rotor aerodynamik haben zu einem Mehraufwand bei der Umsetzung dieser Aufgaben im Vergleich zum Projektantrag geführt. Für die erfolgreiche Erreichung aller Projektziele war die Anpassung dieser Arbeitspakete allerdings notwendig.

Ein Teil der verursachten Mehraufwände in den Arbeitspaketen 2.2.1 und 2.2.2 konnte durch Arbeitersparnis im Arbeitspaket 2.2.3 ausgeglichen werden. Durch Nutzung lizenzfreier Compiler und eine reduzierte Reisetätigkeit wurden im Laufe des Projekts geplante Sachkosten reduziert, die dann für erhöhten Personaleinsatz genutzt werden konnten, um somit einen Teil der zusätzlichen Aufwände abzudecken.

II.4. Nutzen und Verwertbarkeit

Mit Hilfe der im Projekt erstellten Modelle für VAST existiert am Institut für Flugsystemtechnik erstmals ein hauseigenes Tool, mit dem die Aerodynamik des gesamten Hubschraubers modular abgebildet werden kann. Diese Fähigkeit wird in vielen geplanten Projekten des DLR Anwendung finden. Als Beispiel ist hier das Projekt SimBaCon zu nennen. In diesem soll unter anderem eine Flugmechanik-Simulation des EC135 ACT-FHS Versuchs-Hubschraubers des DLR aufgebaut werden. Es steht erstmals ein Balkenmodell mit validierten Trägheitseffekten für die Anwendung bei Hubschrauberrotoren in Simpack zur Verfügung. Dies ermöglicht in Kombination mit der adaptiven Kopplungsschnittstelle die Abbildung beliebig komplexer Strukturen und damit auch beliebiger Hubschrauberkonfigurationen. Das Ziel des Instituts, eine modulare Simulationsumgebung für den Hubschrauberentwurf zu entwickeln, wird dadurch sehr unterstützt. Die erstellte Kopplung wird außerdem bereits in der Abteilung Hubschrauber im Rahmen eines Dissertationsvorhabens genutzt. Der Pflicht zur Veröffentlichung der Ergebnisse des Projektes wurde bereits mehrfach nachgekommen. So wurde die Zusammenführung der analytischen Aerodynamik nach Leiss mit einem Zustandsraummodell für instationäre Effekte auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress

(DLRK) 2018 einem Fachpublikum vorgetragen [12]. Die Validierung des Bo105-Demonstrators für flugmechanische Untersuchungen wurde auf dem 75. Annual Forum & Technology Display der Vertical Flight Society vorgestellt [14]. Um die Projektergebnisse auch der bereits vorhandenen Nutzerbasis in (Mehrkörper-) Simulation bekannt zu machen, wurden diese zusätzlich auf der 3DXperience Conference im Nov 2019 präsentiert.

Die Validierung der Gesamtsimulation anhand der Windkanaldaten der HART II Testkampagne soll auf dem DLRK 2020 unter dem Titel „Aeroelastic Simulation of a Hingeless Model Rotor with a Flexible Multibody Model“ vorgetragen werden. Im Nachgang ist die Veröffentlichung der Gesamtprojektergebnisse im CEAS Aeronautical Journal geplant.

Die erlangten Kompetenzen bezüglich Modellerstellung im Rahmen moderner Softwareentwicklung und die gesammelten Erfahrungen im Bereich Validierung stärken nachhaltig die Akquise-Möglichkeiten des Instituts auch auf europäischer Ebene.

II.5. Fortschritt bei anderen Stellen

Im Rahmen des LuFo-Projektes CHARME wurde am Institut für Aeroelastik (AE) des DLR eine Kopplung von HOST (Helicopter Overall Simulation Tool), dem Comprehensive Code von Airbus Helicopters, mit Simpack genutzt. Dabei wurde das 3D-Modell des Rotorblatts im FEM Code Nastran aufgebaut und eine lineare Modalbeschreibung generiert. Die lineare Beschreibung wurde anschließend in Simpack integriert. Die Abbildung nichtlinearer Effekte wie mit dem in VaMeSH erzeugten Modell ist damit nicht möglich. Zusätzlich beschränkte sich die Kopplung auf den Hauptrotor.

Außerdem hat AE eine Kopplung zwischen Simpack und dem CFD-Code TAU aufgebaut. Durch die große benötigte Rechenleistung ist die CFD-Kopplung nur für das Nachrechnen einiger weniger Fälle geeignet und kann daher im Entwicklungsprozess sehr begrenzt eingesetzt werden.

Literaturverzeichnis

- [1] Hofmann, J., Krause, L., Mindt, M., Graser, M., und Surrey, S., „Rotor Simulation and Multibody Systems: Coupling of Helicopter Aerodynamics with SIMPACK,“ 63. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Augsburg, Deutschland, September 2014
- [2] Mindt, M. und Surrey, S., „Investigating the Coupling of Helicopter Aerodynamics with SIMPACK for Articulated and Hingeless Rotors,“ 65. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig, Deutschland, September 2016
- [3] Yu, Y. H., Tung, C., van der Wall, B. G., Pausder, H.-J., Burley, C., Brooks, T., Beaumier, P., Delrieux, Y., Mercker, E., und Pengel, K., „The HART-II Test: Rotor Wakes and Aeroacoustics with Higher-Harmonic Pitch Control (HHC) Inputs - The Joint German/French/Dutch/US Project -,“ 58th Annual Forum of the American Helicopter Society, Juni 2002
- [4] van der Wall, B. G., „An Analytical Model of Unsteady Profile Aerodynamics and its Application to a Rotor Simulation Program,“ 15th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, Niederlande, 1989
- [5] Leiss, U. und Wagner, S., „Toward a Unified Representation of Rotor Blade Airloads With Emphasis on Unsteady and Viscous Effects,“ 13th European Rotorcraft Forum, Arles, Frankreich, 1987
- [6] Padfield, G. D., „Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modelling, Second Edition“, Blackwell Publishing, 2007
- [7] Prandtl, L. und Betz, A., „Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik“, Göttinger Klassiker der Strömungsmechanik, Band 3, Universitätsverlag Göttingen, 2010
- [8] Leishman, J. G. und Crouse Jr., G. L., „A State-Space Model of Unsteady Aerodynamics in a Compressible Flow for Flutter Analyses,“ 27th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, 1989
- [9] Glauert, H., „A General Theory of the Autogyro“, R&M No. 1111, British A.R.C., 1926
- [10] Drees, J.-M., „A Theory of Airflow Through Rotors and its Application to Some Helicopter Problems“, Journal of the Helicopter Association Great Britain, Band 3, Nr. 2, Juli-September 1949
- [11] Pitt, D. M. und Peters, D. A., „Theoretical Prediction of Dynamic Inflow Derivatives“, Vertica, Vol. 5, Seiten 21-34, 1981
- [12] Mindt, M., „Merging an Analytical Aerodynamic Model for Helicopter Applications with a State-Space Formulation for Unsteady Airfoil Behavior,“ 67. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Friedrichshafen, Deutschland, September 2018
- [13] van der Wall, B. G., and Burley, C. L., „2nd HHC Aeroacoustic Rotor Test (HART II) - Part II: Representative Results –“, IB 111-2005/03, DLR, Februar 2005
- [14] Mindt, M., Dietz, S., Schulze, M. and Mabou, H., „Simulation of the Free Flying Helicopter by Coupling of a New Comprehensive Aeromechanics Code with an Advanced Flexible Multibody Model“, Vertical Flight Society 75th Annual Forum & Technology Display, Philadelphia, Pennsylvania, Mai 2019