

DLR-IB-FT-BS-2018-37

ABSCHLUSSBERICHT

Sicherheitsrelevante Systeme und Ansätze in der Luftfahrt (SISAL)

Autoren: Daniel Nonnenmacher
Joachim Götz



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht

DLR-IB-FT-BS-2018-37

ABSCHLUSSBERICHT

Sicherheitsrelevante Systeme und Ansätze in der Luftfahrt (SISAL)

Daniel Nonnenmacher
Joachim Götz

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

111	Seiten
92	Abbildungen
18	Tabellen
61	Literaturstellen

Stufe der Zugänglichkeit: I, intern und extern unbeschränkt zugänglich

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

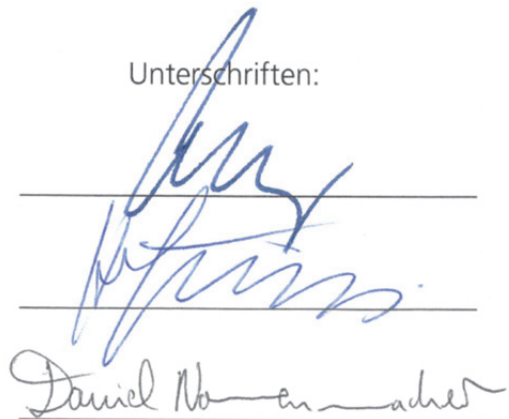
Braunschweig, 06.06.2018

Unterschriften:

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

Abteilungsleiter: Dipl.-Ing. M. Höfinger

Projektleiter / Verfasser: Dr.-Ing. D. Nonnenmacher



Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.**Abschlussbericht**

Zuwendungsempfänger (ZE): DLR, Institut für Flugsystemtechnik (FT)	Förderkennzeichen: 20H1303B
Verbund-/Vorhabenbezeichnung: SISAL <u>S</u>icherheitsrelevante <u>S</u>ysteme und <u>A</u>nsätze in der <u>L</u>uftfahrt	
Laufzeit des Vorhabens: 01.01.2014 bis 31.12.2017	
Berichtszeitraum: 01.01.2014 bis 31.12.2017	

Berichtersteller: Daniel Nonnenmacher DLR FT
Joachim Götz DLR FT

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



Inhaltsverzeichnis

1	Aufgabenstellung	9
2	Voraussetzungen	11
3	Planung und Ablauf	11
4	Wissenschaftlicher und Technischer Stand	14
5	Zusammenarbeit	16
6	Erzielte Ergebnisse	16
6.1	AP 2.1 Entwicklung und Implementierung einer komplexen Außenlastsimulation im AVES	18
6.1.1	Implementierung eines komplexen Außenlastmodells im AVES (AP 2.1.1)	18
6.1.2	Entwicklung einer Schnittstelle im AVES zur Ansteuerung des Windenmodells (AP 2.1.2)	19
6.1.3	Entwicklung und Implementierung einer Außenlastsimulation im AVES (AP 2.1.3)	20
6.2	AP 2.2 Verbesserung des Außenlastassistenzsystems auf Basis der Erkenntnisse aus HALAS	24
6.2.1	Anpassung der Modellierung des ACT/FHS mit einer Außenlast (AP 2.2.1)	24
6.2.2	Softwaremodifikation der HALAS-Sensorik (AP 2.2.2)	28
6.2.3	Weiterentwicklung der Außenlaststabilisierung und –positionierung (AP 2.2.3)	29
6.2.4	Kontinuierliche Systemerprobung im Flugversuch (AP 2.2.4)	49
6.3	AP 2.3 Integration der SISAL-Sensorik und Systemerprobung	52
6.3.1	Austausch der Regleralgorithmen mit AHD (AP 2.3.4)	52
6.4	AP 2.4 Qualitative Flugeigenschaftsbewertung des Außenlastassistenzsystems	53
6.4.1	Entwicklung von Kriterien zur Flugeigenschaftsbewertung bei Windeneinsätzen (AP 2.4.1)	53
6.4.2	Auslegung des Systems unter Berücksichtigung von Flugeigenschaften (AP 2.4.2)	55
6.4.3	Evaluierung der Flugeigenschaften im Simulator (AP 2.4.3)	57
6.5	AP 2.5 Automatische Lastpositionierung mit dem Lasthaken	76
6.5.1	Auslegung mit bestehender Reglerstruktur (AP 2.5.1)	76
6.5.2	Anpassung des Positionierungsreglers an die adaptierte Basisregelung (AP 2.5.2)	79
6.5.3	Integration der Positionierungsregler in das Ziel-AFCS (AP 2.5.3)	82
6.5.4	Systembewertung im DLR-Simulator (AP 2.5.4)	84
7	Nutzen und Verwertbarkeit	105
8	Fortschritt bei anderen Stellen	106
9	Veröffentlichungen, Vorträge	107

10	Literaturliste	108
11	Liste der erstellten Dokumentation	111

Abkürzungsverzeichnis

AC	Attitude Command
ACAH	Attitude Command Attitude Hold
ACT/FHS	Active Control Technology / Flying Helicopter Simulator
ADS 33	Aeronautical Design Standard 33 (eine Flugeigenschaftsspezifikation für Hubschrauber)
AFCS	Automatic Flight Control System
AFDD	Aeroflightdynamics Division der US Army
AHD	Airbus Helicopters Deutschland GmbH
ALCS	Automatic Load Control System
ALDS	Automatic Load Damping System
ALPS	Automatic Load Positioning System
AP	Arbeitspaket
ARINC	Aeronautical Radio Incorporated (Daten-Protokoll-Standard in der Luftfahrt)
AVES	Air Vehicle Simulator
BMWi	Bundesministerium für Wirtschaft und Energie
Bo105	Bezeichnung eines Hubschraubermusters
BWR	Bedford Workload Rating
CCP	Communication Control Panel
CH-53	Bezeichnung eines Hubschraubermusters
CONDUIT	Control Designer's Unified Interface (Software zur Reglerauslegung)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DRB	Disturbance Rejection Bandwidth
FCS	Flight Control System
FT	Institut für Flugsystemtechnik
GPS	Global Positioning System
H135	Bezeichnung eines Hubschraubermusters von AHD
HALAS	Hubschrauber Außenlast Assistenz-System
HO	Hoist Operator
HQ	Handling Qualities
HQR	Handling Qualities Rating
iMAR	iMAR Navigation GmbH
IMU	Inertial Measurement Unit
LMR	Load Mass Ratio
LMU	Load Marker Unit
LQR	Linear-Quadratische Regelung
LuFo	Luftfahrtforschung, Luftfahrtforschungsprogramm
MATLAB	Software zur Lösung mathematischer Probleme und zur graphischen Darstellung von Ergebnissen
MS	Meilenstein
MTE	Mission Task Element
NASA	National Aeronautics and Space Administration

PFD	Primary Flight Display
PT-LF	Projekträger Luftfahrt
RC	Rate Command
RCAH	Rate Command Attitude Hold
RMS	Root Mean Square
SAS	Stability Augmentation System
SCAS	Stability Control and Augmentation System
SISAL	Sicherheitsrelevante Systeme und Ansätze in der Luftfahrt
SLD	Slung Load Damping
TLX	Task Load Index
TP	Testpilot
TRC	Translational Rate Command
VBG	Versuchbediengerät
VEMD	Vehicle Engine Management Display

Abschlussbericht zum Forschungsvorhaben SISAL:

Dieser Abschlussbericht beschreibt die vom DLR im Rahmen des Forschungsvorhabens SISAL im Zeitraum vom 01.01.2014 bis 31.12.2017 durchgeführten Arbeiten und wurde entsprechend den Vorgaben für Schlussberichte gemäß Nr. 8.2 NKBF 98 des BMWi angefertigt.

SISAL steht als Akronym für „Sicherheitsrelevante Systeme und Ansätze in der Luftfahrt“ und ist ein über das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) gefördertes Vorhaben zwischen den Partnern Airbus Helicopters Deutschland GmbH (AHD, Verbundführer), iMAR Navigation GmbH (iMAR) und dem Institut für Flugsystemtechnik (FT) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR). Der vorliegende Abschlussbericht beschreibt nur die vom DLR 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 V-1 Verbundvorhabens SISAL [50] umfasste Arbeiten des Instituts für Flugsystemtechnik (FT) innerhalb des Hauptarbeitspaketes (HAP) 2 „Entwicklung eines erweiterten Außenlastassistenzsystems“. Die Hauptarbeitspakete wurden mit den entsprechenden Aufgabenbeschreibungen definiert:

AP 2.1: Entwicklung und Implementierung einer komplexen Außenlastsimulation im AVES

Für die Reglerauslegung im Systemsimulator des ACT/FHS vor Flugversuchen und für die Durchführung von Simulatorstudien wurde eine Modellierung des ACT/FHS mit einer Außenwinde im neuen DLR-Simulatorzentrum AVES implementiert. Das erst kurz vor Projektbeginn, im Sommer 2013, eröffnete DLR-Simulatorzentrum AVES bestand im Vergleich zum alten Hubschraubersimulator am DLR aus einer vollständig neuen Rechnerarchitektur, die es erforderte, die bereits bestehende Außenlastsimulation auf das neue Zielsystem anzupassen. Das bereits vorhandene Außenlastmodell wurde um die Funktion eines ein- und ausfahrbaren Seils ergänzt. Im Cockpit galt es zudem eine neue Schnittstelle zu schaffen, um die Ansteuerung dieses Rettungswindenmodells zu ermöglichen. Als Voraussetzung für die geplanten Flugeigenschaftsbewertungen des Außenlastassistenzsystems wurde eine Sichtsimulation bzgl. der Außenlast entwickelt. Dazu gehörten der Aufbau einer virtuellen Testumgebung für die Erfüllung von Außenlastmissionen (wie z.B. das präzise Positionieren einer Last) sowie die visuelle Darstellung der Last in einer Kamerasicht für den Piloten. Dadurch wurde die Grundlage für die spätere Bewertung der Flugeigenschaften des Systems in den Arbeitspaketen AP 2.4 und AP 2.5 gelegt und der Meilenstein *MS 2.1.1 Abschluss Implementierung der Außenlastsimulation* im AVES erreicht.

AP 2.2: Verbesserung des Außenlastassistenzsystems auf Basis der Erkenntnisse aus HALAS

HALAS steht als Akronym für „Hubschrauber-Außenlast-Assistenzsystem“ und war ein über das Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie (BMWi) gefördertes Vorhaben (LuFo IV-3, Laufzeit: 2010-2013) zwischen den Partnern iMAR Navigation GmbH (iMAR) und dem Institut für Flugsystemtechnik (FT) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR). Auf diesen Projekterkenntnissen baute das Forschungsvorhaben SISAL auf. Das Außenlastassistenzsystem wurde in diesem Arbeitspaket in den Bestandteilen Sensorik und Regelungssystem verbessert. Von der Modifikation der Sensorsoftware über die Anpassung des für die Reglerauslegung verwendeten Simulationsmodells bis hin zur Entwicklung von innovativen Regelungskonzepten sollte das gesamte System kontinuierlich weiterentwickelt werden und in regelmäßigen Flugversuchskampagnen mit dem ACT/FHS überprüft werden. Aufgrund von während der Projektlaufzeit aufgetretenen techni-

schen Problemen mit dem Erprobungsträger ACT/FHS, die einen Eingriff in die Flugsteuerung für den Rest der Projektlaufzeit unmöglich machten, wurden die Arbeitsinhalte im AVES umgesetzt und der Meilenstein *MS 2.2.1 Verbesserung des Außenlastsystems* konnte im Simulator erreicht werden.

AP 2.3: Integration der SISAL-Sensorik und Systemerprobung

Nach ursprünglichem Plan sollte eine von iMAR zu entwickelnde SISAL-Sensorik, die die Lastpendelbewegung misst, in den ACT/FHS für die Erprobung im Flugversuch integriert und zugelassen werden. Für die Integration hätte die Schnittstelle zwischen dem Experimentalsystem des ACT/FHS und der SISAL-Sensorik definiert und eingerichtet werden müssen. Die Erprobung des SISAL-Systems im Flugversuch hätte die Sensorerprobung und den Nachweis der Funktionalität des SISAL-Systems d.h. Nachweis der automatischen Außenlaststabilisierung und -positionierung beinhaltet.

Aufgrund der bereits erwähnten, während der Projektlaufzeit aufgetretenen, technischen Problemen mit dem Erprobungsträger ACT/FHS, konnten die in diesem Arbeitspaket geplanten Inhalte nicht final umgesetzt werden und die dazugehörigen Meilensteine (*MS 2.3.1 Integration der SISAL-Sensorik in den ACT/FHS* und *MS 2.3.2 Abschluss Systemerprobung im Flugversuch*) nicht erreicht werden. In einem Änderungsantrag [60] wurden entsprechend neue DLR-Arbeitsinhalte definiert und eng mit den Verbundpartnern sowie mit dem Projektträger abgestimmt. Die ersatzweise im Projekt hinzugekommenen Arbeitsinhalte wurden im AP 2.5 organisiert. Gleichzeitig wurde im Antrag eine Projektverlängerung bis Ende 2017 beantragt.

Als Arbeitsergebnisse aus AP 2.3 konnten allerdings Schnittstellen zwischen der HALAS-Sensorik und dem AFCS des ACT/FHS AHD zur Verfügung gestellt werden. Darüber hinaus wurden die am DLR entwickelten Regleralgorithmen für die Außenlaststabilisierung und -positionierung AHD zur Verfügung gestellt.

AP 2.4: Qualitative Flugeigenschaftsbewertung des Außenlastassistenzsystems

Ziel dieses Arbeitspaketes war die strukturierte Untersuchung der Flugeigenschaften mit dem Einsatz des Außenlastassistenzsystems speziell für den Windeneinsatz. In Versuchskampagnen mit Piloten im Simulator wurden die Flugeigenschaften des Systems qualitativ bewertet. Der dazugehörige Meilenstein *MS 2.4.1 Abschluss qualitative Flugeigenschaftsbewertung* wurde erreicht.

AP 2.5: Automatische Lastpositionierung mit dem Lasthaken

Das AP2.5 wurde mit dem Änderungsantrag [60] als Ersatz für die entfallenen Arbeitsinhalte des AP 2.3 beantragt. In diesem Arbeitspaket wurde zur Unterstützung von AHD die Lastpositionierung für den Lasthaken seitens des DLRs am Beispiel eines zur Verfügung stehenden Verhaltensmodells des Zielsystems ausgelegt. Die bisher für den Windenfall verwendeten Auslegungsmethoden, Tools und Simulatorfähigkeiten wurden auf den Fall des zentralen Lasthakens übertragen. Ein Positionierungsregler wurde in das AFCS einer Prototypenmaschine integriert. Um die Integration zu vereinfachen wurde zuvor die Basisregelung im Hubschraubermodell des DLR so adaptiert, dass diese das Ziel-AFCS in Teilen funktional abbilden konnte. Die adaptierte Basisregelung wurde für die Auslegung der Lastpositionierung verwendet. Nach erfolgter Integration eines Positionierungsreglers in das Ziel-AFCS durch AHD wurden gemeinsame Tests auf einer Testbench durchgeführt. In einem abschließenden Flugversuch sollte die Positionierung im Flugversuch bei AHD erprobt werden. Dies konnte aufgrund der Kürze des Versuchszeitraumes nicht mehr innerhalb der Projektlaufzeit realisiert werden. Die Funktion der automatischen Außenlaststabilisierung konnte im Flugversuch durch AHD für den Fall des zentralen Lasthakens getestet werden.

2 Voraussetzungen

Das Forschungsvorhaben SISAL (LuFo V-1) knüpfte unmittelbar an das Forschungsvorhaben HALAS (LuFo IV-3) an. Ziel des Projektes HALAS war der Nachweis der Wirksamkeit der automatischen Außenlaststabilisierung mit einer Außenwinde im DLR-Bodensimulator sowie im Flugversuch mit dem Forschungshubschrauber ACT/FHS. Im Projekt HALAS wurde der Forschungshubschrauber ACT/FHS mit einer Rettungswinde ausgerüstet und gemeinsam mit dem Projektpartner iMAR GmbH ein optisch-inertiales Sensorsystem zur Messung der Lastpendelbewegung entwickelt und am Windenarm angebaut. Nach Erhalt der luftfahrttechnischen Zulassung für das Gesamtsystem und einer Ausbildung der Flugversuchsscrew für den Windenbetrieb konnte in zwei Flugversuchskampagnen die Funktionsfähigkeit des optisch-inertialen Sensorsystems und anschließend der automatischen Außenlaststabilisierung für eine feste Seillänge im Flug mit dem ACT/FHS nachgewiesen werden. Basierend auf den im Forschungsprojekt HALAS gewonnenen Erkenntnissen wurden die wissenschaftlichen Arbeiten an den beiden Außenlast-Assistenzfunktionen: automatische Außenlaststabilisierung und -positionierung im Lufo-V-1 Forschungsvorhaben SISAL fortgesetzt. Neben der Voraussetzung der Verfügbarkeit von technischer Infrastruktur (ACT/FHS, einer geleasteten Außenwinde und des Bodensimulators AVES) innerhalb der Projektlaufzeit, bedurfte es der notwendigen Kompetenz der wissenschaftlichen Einrichtung zur Durchführung des Vorhabens. Letztere war durch die langjährige Erfahrung des DLR-FT auf den Gebieten des Hubschrauberaußenlasttransports, der Flugmechanik und Flugregelung sowie der Planung und Durchführung von Flugversuchen und Simulatorstudien gegeben.

3 Planung und Ablauf

Während des Projektes ergab sich eine zeitliche Verzögerung. Ursache hierfür waren, wie in den Zwischenberichten [55], [56] beschrieben, aufgetretene, technische Probleme mit dem Flugversuchsträger ACT/FHS. Ab Mitte 2015 stand die im Projekt dringend benötigte Eingriffsmöglichkeit in die Flugsteuerung des ACT/FHS nicht mehr zur Verfügung somit konnten alle nach Mitte 2015 geplanten Flugversuche zur Demonstration des SISAL-Systems mit dem ACT/FHS nicht stattfinden. Ein entsprechender Antrag auf eine kostenneutrale zeitliche Verlängerung des Projektes um 9 Monate bis Ende 2017 wurde zusammen mit dem Änderungsantrag bzgl. der Projektinhalte, die in unmittelbarem Zusammenhang mit den geplanten Flugversuchen mit dem ACT/FHS standen beim Projektträger eingereicht und bewilligt. Die Arbeiten aus AP 2.3 wurden durch die Arbeiten im neu dazugekommenen AP 2.5 ersetzt wodurch der Projektpartner AHD unterstützt werden konnte. Das neue Laufzeitende war gemäß der bewilligten Verlängerung der 31.12.2017. Der aktualisierte Arbeits- und Zeitplan in ([Abbildung 3-1](#)) berücksichtigt bereits die erwähnte Projektverlängerung sowie das Arbeitspaket 2.5, welches das Arbeitspaket 2.3 ersetzte.

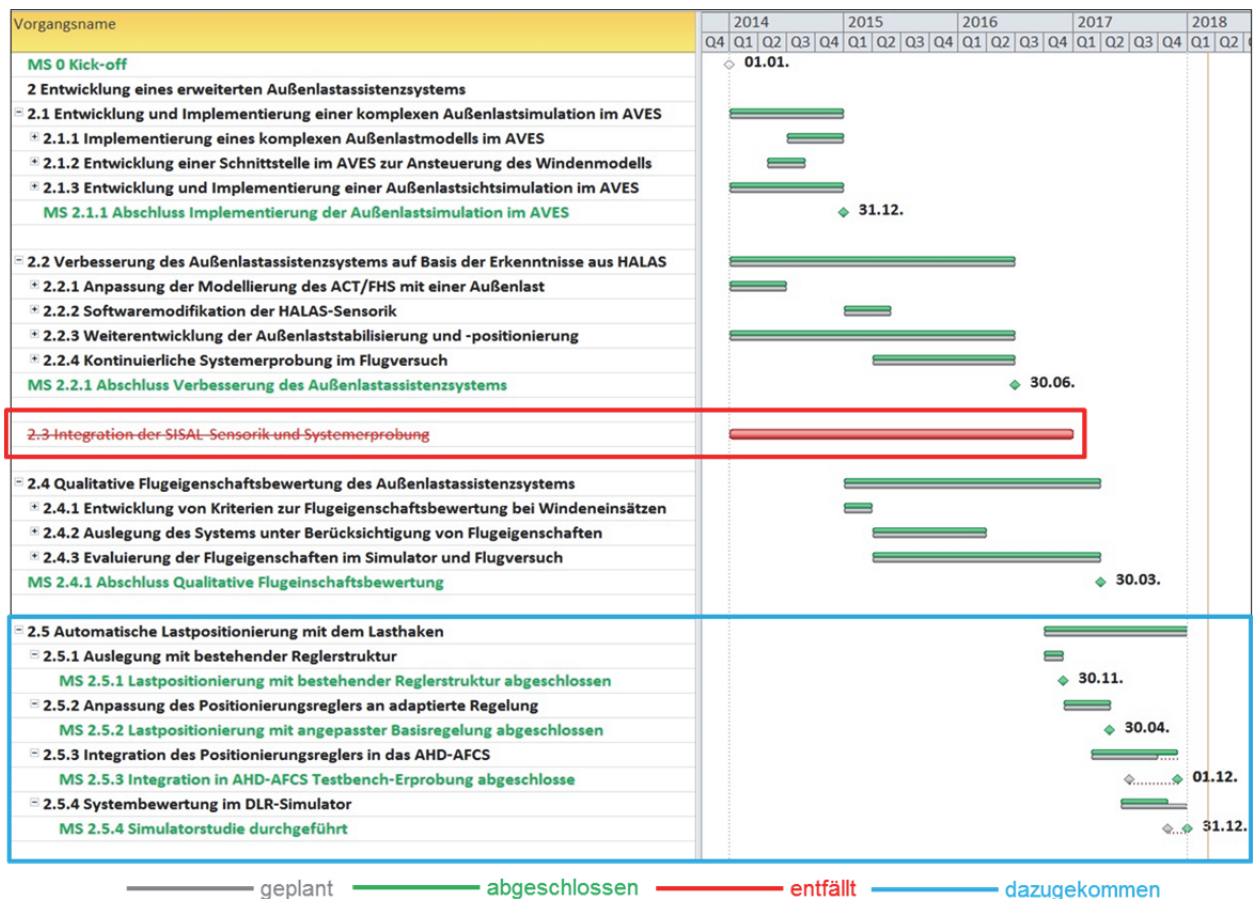


Abbildung 3-1: Zeitplan des DLR-Anteils im Projekt SISAL

Das DLR war für das *AP2 Entwicklung eines erweiterten Außenlastassistenzsystems* federführend verantwortlich. Für die Bearbeitung der definierten Unterarbeitspakete wurden folgende Arbeiten vom DLR durchgeführt.

AP 2.1 Entwicklung und Implementierung einer komplexen Außenlastsimulation im AVES

- Implementierung eines komplexen Außenlastmodells mit Windenfunktionalität im AVES
- Entwicklung einer Schnittstelle im AVES zur Ansteuerung des Windenmodells
- Entwicklung und Implementierung einer Außenlastsichtsimulation im AVES

MS 2.1.1 Abschluss Implementierung der Außenlastsimulation im AVES wurde erreicht

AP 2.2 Verbesserung des Außenlastassistenzsystems auf Basis der Erkenntnisse aus HALAS

- Anpassung der Modellierung des ACT/FHS mit einer Außenlast
 - Verwendung eines Modells höherer Ordnung zur Reglerauslegung
 - Validierung des Simulatormodells mit Flugversuchsdaten
- Softwaremodifikation der HALAS-Sensorik
 - Berücksichtigung der über das Experimentalsystem des ACT/FHS bereitgestellten dynamischen Seillängeninformation in der Software (Bildverarbeitung und Kalmanfilter), um die Robustheit des Systems zu erhöhen
- Weiterentwicklung der Außenlaststabilisierung und -positionierung

- Eine Schaltlogik wurde entwickelt, die beide Regelungsmodi: Außenlaststabilisierung und -positionierung miteinander verknüpft
- Die Regleralgorithmen wurden um die Funktionalität der dynamischen Seillängenänderung erweitert
- Kontinuierliche Systemerprobung im AVES

MS 2.2.1 Abschluss Verbesserung des Außenlastassistenzsystems wurde im AVES erreicht

AP 2.3 Integration der SISAL-Sensorik und Systemerprobung

- Integration der Sensorik in den ACT/FHS und Zulassung (konnte nicht realisiert werden)
- Anpassung der AFCS-Schnittstelle und der Außenlastregelung (wurde im AVES realisiert)
- Erprobung des SISAL-Systems mit dem ACT/FHS im Flugversuch (wurde im AVES realisiert)
- Austausch der Regleralgorithmen mit AHD
 - Bereitstellung der Erkenntnisse über die Schnittstelle zwischen AFCS und SISAL-Sensorik an AHD
 - Austausch der Erkenntnisse über die DLR-Regleralgorithmen und AFCS-Anbindung zwischen DLR und AHD

MS 2.3.1 Abschluss Integration SISAL-Sensorik in den ACT/FHS wurde nicht erreicht

MS 2.3.2 Abschluss Systemerprobung im Flugversuch (mit ACT/FHS) wurde nicht erreicht

AP 2.4 Qualitative Flugeigenschaftsbewertung des Außenlastassistenzsystems

- Entwicklung von Kriterien zur Flugeigenschaftsbewertung bei Windeneinsätzen
 - Kriterium in Form eines MTEs für den Windeneinsatz entwickelt
- Auslegung des Systems unter Berücksichtigung von Flugeigenschaften
- Evaluierung der Flugeigenschaften im Simulator

MS 2.4.1 Abschluss qualitative Flugeigenschaftsbewertung wurde erreicht

AP 2.5 Automatische Lastpositionierung mit dem Lasthaken (siehe Änderungsantrag [60])

- Auslegung mit am DLR bestehender Reglerstruktur

MS 2.5.1 Lastpositionierung mit bestehender Reglerstruktur ausgelegt wurde erreicht
- Anpassung des Positionierungsreglers an adaptierte Basisregelung des Zielsystems

MS 2.5.2 Lastpositionierung mit angepasster Basisregelung ausgelegt wurde erreicht
- Integration der Positionierungsregler in das Ziel-AFCS

MS 2.5.3 Integration in AFCS und Testbench-Erprobung abgeschlossen wurde erreicht
- Systembewertung im DLR-Simulator

MS 2.5.4 Simulatorstudie durchgeführt wurde erreicht

4 Wissenschaftlicher und Technischer Stand

Durch die Erweiterung des Systems Hubschrauber um das System Außenlast wird die Komplexität des zu fliegenden Gesamtsystems erhöht. Analysen zeigen, dass das Anhängen einer Außenlast an einen Hubschrauber die Systemdynamik verändert und insbesondere die Flugeigenschaften vermindert [12], [13]. Darüber hinaus wird die Flugsteuerungsaufgabe des Piloten um die Kontrollaufgabe der Außenlast erweitert, die in der Regel zu einer Verringerung der Flugsicherheit führt [14], [15], [16], [17], [18].

In den frühen 70er Jahren wurde das Thema der Dämpfung von Pendelschwingungen durch das NASA Ames Research Center bearbeitet. Die finale Lösung sah einen aktiven Lasthaken vor, der laterale und longitudinale Ausgleichsbewegungen zur Stabilisierung der Außenlast durchführt [19]. Eine serienreife Realisierung des Systems ist nicht bekannt.

Vor Projektbeginn fanden vor allem Arbeiten im Bereich der manuellen Dämpfung von Außenlast-Pendelschwingungen statt. In diesem Rahmen wurde der Flight Director [20] vom DLR entwickelt, der es dem Piloten durch eine visuelle Anzeige ermöglicht, schwingende Außenlasten schnell und nachhaltig zu stabilisieren. Darüber hinaus wurde vom NASA Ames Research Center der Einsatz von aktiven/passiven Steuerflächen zur Stabilisierung von Außenlasten im Flug untersucht [21], [22].

Allen bekannten Ansätzen ist gemein, dass keine gemessene Information über die Lastdynamik oder Position regelungstechnisch in das Flugsteuerungssystem zur automatischen Korrektur zurückgeführt wird.

Die einzig bekannte operative Möglichkeit, auf Pendelschwingungen von Außenlasten im Flug zu reagieren, ist den aktuellen Flugzustand durch manuelle Steuerung zu verlassen und Gegenmaßnahmen einzuleiten: Oftmals geschieht dies durch sofortige Reduktion der Fluggeschwindigkeit und Veränderung der Steig- bzw. Sinkrate. Ein weiteres effektives Mittel stellt ebenfalls der Lastabwurf dar. Hierdurch wird das destabilisierende Element entfernt und die ursprüngliche, vom Piloten gut beherrschbare Systemdynamik wieder hergestellt.

Des Weiteren ist die präzise Positionierung von Lasten insbesondere aus dem Fachgebiet der Portalkran- und Containerkranregelung bekannt. Die Theorie der Regelung zur Dämpfung der Pendelschwingungen sowie zur präzisen Positionierung hängender Lasten ist umfassend erforscht, und Produktlösungen sind kommerziell verfügbar. Die Regelungsaufgabe beschränkt sich jedoch meist auf ein Zwei-Freiheitsgrad-System (Laufkatze und Pendelwinkel) ohne Störeinflüsse, sodass bei der Adaption der Idee einer Portalkranregelung auf den Hubschrauber-Außenlasttransport von einer erheblichen Erweiterung der Regelungsaufgabe ausgegangen werden muss. Der Hubschrauber alleine stellt bereits ein Multi-Freiheitsgrad-System dar, welches zudem Störeinflüssen wie etwa Turbulenzen ausgesetzt ist.

Die Verbundpartner DLR-FT und iMAR beschäftigen sich seit mehreren Jahren mit den spezifischen Problemstellungen des Hubschrauber-Außenlasttransports. Bislang stand die Lastpendeldämpfung mit Hilfe des Flight Directors im Fokus der F&E-Aktivitäten, bei der der Pilot über 100% Steuerautorität verfügt. Wie zuvor beschrieben, werden die Bewegungen der Außenlast – sie werden von einer Kamera erfasst – und die Drehraten des Hubschraubers – sie werden mit Hilfe einer IMU (inertial measurement unit) gemessen – zu einer Information der Pendeldynamik der Außenlast relativ zum Hubschrauber vom Image Tracker verrechnet. Hieraus wird die zur Dämpfung der Pendelschwingungen erforderliche Steuerstrategie berechnet und graphisch in Form von Ablagen eines künstlichen Horizonts dargestellt. Folgt der Pilot der ihm intuitiv vertrauten Steueranweisung, indem er die Ablage des Horizonts ausgleicht, werden Pendelschwingungen der Außenlast innerhalbweniger Schwingungszyklen gedämpft.

Die Wirksamkeit des Flight Directors wurde bereits in mehreren Flugversuchskampagnen mit unterschiedlichen Hubschraubern und Außenlasten nachgewiesen. Unter anderem bewerteten verschiedene Testpiloten – solche mit und ohne Erfahrung im Hubschrauber-Außenlasttransport – die Funktion, den Nutzen und die Handhabbarkeit des Flight Directors auf dem DLR-Versuchsträger BO-105 [20]. Es wurde deutlich, dass durch die intuitive Bedienung und durch das Wirkprinzip ein großer Nutzen für die Erhöhung der Flugsicherheit sowie für die Optimierung der Transporteffizienz entsteht.

Der Flight Director arbeitet unabhängig vom Hubschraubertyp. Das weltweit patentierte System wurde im August 2002 erfolgreich auf dem fliegenden Hubschraubersimulator BO-105 (2,5to-Klasse) getestet. Weitere Tests mit einem Transporthubschrauber (20to-Klasse) wurden in 2007 erfolgreich durchgeführt [23].

In einem nächsten Entwicklungsschritt wurde mit Hilfe einer Desktopsimulation die theoretische Umsetzbarkeit einer automatischen Außenlaststabilisierung und -positionierung als Teil eines AFCS mit begrenzter Steuerautorität am Beispiel des Transporthubschraubers CH-53 mit zentraler Lastaufhängung demonstriert [24]. Diese Arbeit stellte die Grundlage für die Entwicklungen im Projekt HALAS (LuFo IV-3) dar.

Im Rahmen des Projekts HALAS (LuFo IV-3) wurde die Erweiterung der regelungstechnischen Ansätze für den Fall einer Außenwinde untersucht und im Flugversuch nachgewiesen. Durch die seitliche Lastaufhängung entstehen zusätzliche Roll- Nick- und Giermomente um den Hubschrauberschwerpunkt die es zu berücksichtigen galt.

Um die Pendelbewegung der Außenlast mit Hilfe einer Stabilisierungsfunktion zu dämpfen bzw. durch einen Wechsel des Reglermodes ebenfalls zu positionieren, führt der Hubschrauber automatisch eine Ausgleichsbewegung aus. Diese Bewegung wird durch eine automatisch generierte Auslenkung der Aktuatoren induziert. Dazu wird zunächst über einen optisch-inertialen Sensor die Pendelbewegung der Last messtechnisch erfasst. Die Messsignale werden in Regleralgorithmen verarbeitet und daraus entsprechende Steuerkommandos berechnet. Die automatisch generierten Steuerkommandos werden den manuell eingesteuerten Steuerkommandos des Piloten überlagert. Ein dämpfendes Verhalten entsteht vereinfacht dargestellt, wenn der Hubschrauber durch die Ausgleichsbewegung der angehängten Last hinterherfliegt und sich über diese stellt. So wird die Außenlast von Querkräften freigestellt. Durch die automatische Stabilisierungsfunktion wird somit das dynamische Antwortverhalten des Hubschraubers auf eine Steuereingabe des Piloten verändert. Dabei sollten sich die Flugeigenschaften mit Außenlast im Idealfall dahingehend verändern, dass diese vom Piloten als positiv bewertet werden.

Erste Untersuchungen eines automatischen Außenlaststabilisierungssystems für den Fall einer zentral aufgehängten Last und fester Seillänge wurden bereits vom amerikanischen Militär durchgeführt (AFDD) [25]. Die Ergebnisse zeigen eine konträre Beeinflussung zwischen Dämpfungs- und Flugeigenschaften. Wie sich ein automatisches Außenlastassistenzsystem auf einen Hubschrauber mit Außenwinde angewendet hinsichtlich der qualitativen Flugeigenschaften verhält, ist bislang unbekannt und muss im Zuge der Weiterentwicklung eines solchen Systems überprüft werden.

5 Zusammenarbeit

Wie in der Vorhabenbeschreibung des DLR Partnerantrags vermerkt, waren die hier beschriebenen Arbeiten des DLR in das von Airbus Helicopters Deutschland GmbH geführte Gesamtverbundvorhaben SISAL integriert. Daher bestand während der gesamten Projektlaufzeit eine enge und sehr kooperative Zusammenarbeit mit AHD und der iMAR Navigation GmbH. Eine Zusammenarbeit mit weiteren Institutionen war im Projektverlauf nicht notwendig.

6 Erzielte Ergebnisse

Gemäß der Verbundvorhabenbeschreibung [51] war das übergeordnete Hauptziel des Forschungsverbundes:

Der Nachweis einer Erhöhung der Flugsicherheit und der Aufgabeneffizienz durch aktive Unterstützungsfunktionen für den Piloten beim Flug mit und bei der Positionierung von Außenlasten.

Die drei DLR-Hauptziele im Projekt SISAL waren:

- 1) *Entwicklung und Implementierung einer Außenlastsimulation für den Außenwindeneinsatz im neu aufgebauten DLR-Simulatorzentrum AVES mit verbesserter Modellierung des Außenlastsystems*
- 2) *Entwicklung und Erprobung von fortschrittlichen Regleralgorithmen zur Außenlaststabilisierung und -positionierung*
- 3) *Bewertung der qualitativen Flugeigenschaften der automatischen Außenlaststabilisierung und -positionierung anhand ausgewählter Flugaufgaben*

Zu Beginn des Projektes bestand der Arbeitsbeitrag des DLR darin, die Außenlastsimulation im AVES um ein Rettungswindenmodell zu erweitern. Eine entsprechende Bedienschnittstelle für das Rettungswinde zu schaffen und eine Visualisierung der Last, der Winde und des Seils aufzubauen. Außerdem wurde die Sicht auf die Außenlast entsprechende für den Windenoperator bzw. den Piloten mit Hilfe einer virtuellen Kamerasicht auf einem Display ermöglicht. Darüber hinaus wurde im Simulator die Infrastruktur zur Bewertung von Flugeigenschaften für Hubschrauber mit Außenlasten aufgebaut. Dabei handelt es sich zum einen um eine Szenerie mit entsprechenden Flugaufgaben, sogenannte Mission Task Elements (MTEs), zum anderen um sogenannte Task Performance Displays mit denen die Aufgabenerfüllung bewertet werden kann.

Parallel dazu wurde das System zur automatischen Außenlastpositionierung (ALPS) und -stabilisierung (ALDS) für den Fall der Rettungswinde mit variabler Seillänge ausgelegt. Zunächst wurde das System für den Fall der Rettungswinde und die variable Seillängen im AVES demonstriert. Außerdem wurden die zunächst separat entwickelten Funktionen ALDS und ALPS miteinander zu einem ALCS (Automatic Load Control System) verknüpft. Dies ermöglicht dem Piloten in einfacher Weise das Umschalten zwischen den verschiedenen Reglermodi. Das System wurde auf Basis zweier unterschiedlicher Reglermodi zur Basisstabilisierung des Hubschraubers aufgebaut einem AC (Attitude Command), in diesem Mode steuert der Pilot den Lagewinkel des Hubschraubers und ein TRC (Translational Rate Command), in diesem Mode steuert der Pilot unmittelbar die Übergrundgeschwindigkeit des Hubschraubers. In beiden Modi steht die automatische Außenlaststabilisierung ALDS zur Verfügung und im Schwebeflug kann in beiden Modi die automatische Außenlastpositionierung ALPS aktiviert werden.

Nach Ausfall des ACT/FHS, bedingt durch technische Probleme, wurden im Projekt durch das DLR zusätzlich der Fall der zentralen Lastaufhängung am Lasthaken untersucht und das ALCS auch dafür ausgelegt. In enger Zusammenarbeit mit AHD wurde, um eine spätere Integration und An-

passung an das Ziel-AFCS zu erleichtern, die Auslegung an einem prinzipiellen Verhaltensmodell des Hubschraubers durchgeführt. Das ALDS und ALPS konnten von AHD in das eigene AFCS erfolgreich integriert und auf einer Testbench getestet werden.

In der abschließenden Projektphase wurde, in mehreren Pilotenstudie im AVES, Flugeigenschaftsuntersuchungen sowohl für den Fall der Rettungswinde, wie auch für den Fall des Lasthakens durchgeführt. AHD führte in dieser Projektphase erfolgreich Flugversuche mit den am DLR entwickelten Reglerstrukturen zur automatischen Außenlaststabilisierung (ALDS) auf einer H135 Prototypenmaschine mit zentralem Lasthaken durch.

Die Analyse, der in den Pilotenstudien im Simulator gesammelten Messdaten und Flugeigenschaftsbewertungen zeigt auf, dass in beiden Fällen d.h. im Fall der Rettungswinde und im Fall des zentralen Lasthakens, das ALCS die Positionierungsgenauigkeit erhöht, die Lastpendelbewegung effektiv dämpft und parallel dazu auch die Flugeigenschaften verbessert und die Workload der Piloten signifikant reduziert werden kann. Dadurch wird mit dem im Projekt SISAL entwickelten ALCS ein unmittelbarer Beitrag zur Erhöhung der Flugsicherheit und zur Erhöhung der Aufgabeneffizienz im Außenlasttransport geleistet. Somit wurden die DLR-Ziele sowie das übergeordnete Ziel des Gesamtverbundes im Projekt SISAL erreicht.

Der nachfolgende Bericht beschreibt alle projektbezogenen Arbeiten zwischen dem 01.01.2014 und dem 31.12.2017.

6.1 AP 2.1 Entwicklung und Implementierung einer komplexen Außenlastsimulation im AVES

Das Arbeitspaket AP 2.1 beinhaltet den Aufbau und die Validierung eines komplexen Außenlastmodells im AVES. Dies umfasste die Modellierung eines Rettungswindenmodells, die Realisierung der Ansteuerung dieses Modells über eine Bedienschnittstelle für den Windenoperator sowie die Visualisierung des Außenlastsystems. Die Visualisierungsaspekte umfassten zusätzlich auch den Aufbau von benötigter Sichtszenerie und Displays um die später im Projektverlauf vorgesehene Bewertung der Flugeigenschaften realisieren zu können.

6.1.1 Implementierung eines komplexen Außenlastmodells im AVES (AP 2.1.1)

Um den dynamischen Aus- und Einfahrvorgang eines Rettungswindenseils simulieren zu können, wurde das im AVES bereits aus dem Vorgängerprojekt HALAS vorhandene Modell eines Außenlastsystems um ein Windenmodell erweitert. Hierzu wurde zunächst die Modellierung der Winde in einem MATLAB-Modell realisiert. Die in MATLAB entworfene Methode zur Realisierung einer variablen Seillänge wurde im Anschluss in die Real-Time-Umgebung des AVES implementiert. Es wurden Plausibilitätstests mit dem Modell durchgeführt und die Ergebnisse aus der Real-Time-Umgebung mit denen des MATLAB-Modells verglichen. Das dynamische Ein- und Ausfahren des Windenseils konnte unter Echtzeitbedingungen im AVES nachgewiesen werden. Die Seillänge wird durch die Vorgabe einer Ausfahr- bzw. Einfahrgeschwindigkeit des Seils gesteuert:

- Langsames Aus-/Einfahren: +/- 0.5 m/s
- Schnelles Aus-/Einfahren: +/- 1.25 m/s

In [Abbildung 6-1](#) sind die mit dem Simulationsmodell im AVES erzeugten Daten eines Systemtests dargestellt. Dabei wurden zu Testzwecken dem Windenmodell verschiedene Ausfahr- und Einfahrgeschwindigkeiten durch Werteingaben vorgegeben. Die Seillänge ändert sich entsprechend. Ebenfalls erkennbar ist eine Limitierung der Seillänge auf eine Obergrenze von 50m und eine Untergrenze von 2m. Diese Limitierungen können durch den Nutzer auf beliebige Werte verändert werden.

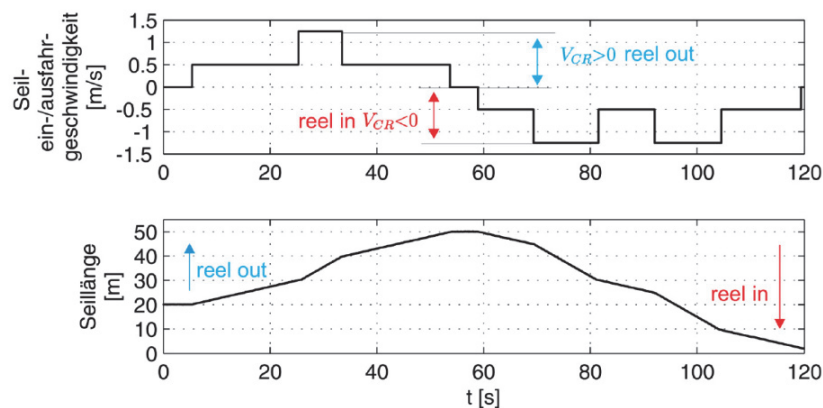
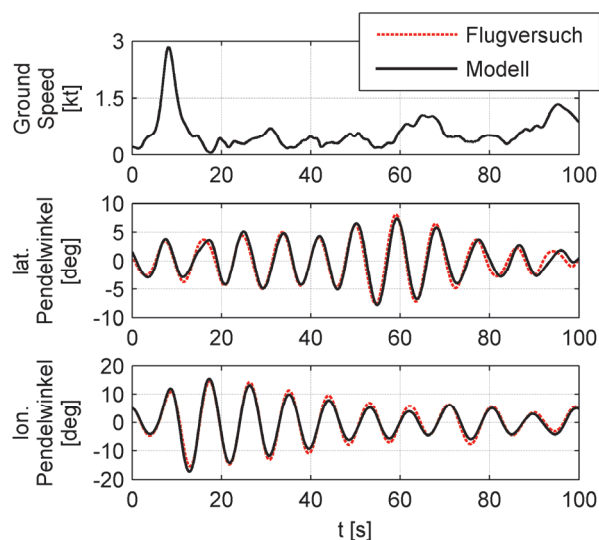


Abbildung 6-1: Simulierter Ein-/Ausfahrprozess des Windenseils

Mit dem ACT/FHS, ausgerüstet mit einer Rettungswinde, einer daran angehängten Außenlast (Seillänge 20 m, Lastmasse 100 kg) und einem Sensor zur Erfassung der Lastpendelbewegung wurden im Vorgängerprojekt HALAS Flugversuche durchgeführt. Mit Hilfe der dabei gewonnenen Flugversuchsdaten konnten die aerodynamischen Parameter des Außenlastmodells (aerodynamischer Widerstandsbeiwert, aerodynamische Querschnittsfläche) so angepasst werden, dass die resultierende Außenlastschwingung realistisch abgebildet wird. Dies gilt insbesondere bzgl. des infolge von Widerstandskräften natürlichen Dämpfungsverhaltens der Lastpendelschwingung.

Für die Einstellung der Außenlastmodellparameter wurde die im Flugversuch gemessene Beschleunigung, Geschwindigkeit und Position des Lastaufhängungspunktes in das vom Hubschrauber freigeschnittene Außenlastmodell in der Simulation eingespielt. Anschließend wurden die resultierenden geodätischen Pendelwinkel zwischen Modell- und Flugversuchsdaten im Zeitbereich verglichen. Die Modellparametereinstellung wurde anhand mehrerer Datenaufzeichnungen im Zeitbereich durchgeführt. In [Abbildung 6-2](#) ist exemplarisch für einen Versuchsdurchgang der Vergleich zwischen Flugversuchs- und Modelldaten dargestellt. Der Versuch fand im Schwebeflug statt. Um die Lastschwingung anzuregen, nahm der Hubschrauber geringfügig Vorwärtsfahrt auf und verzögerte wieder in den stabilen Schwebeflug. Die Pendelbewegung des Modells stimmt über den gesamten dargestellten Zeitraum von 100 s sehr gut bzgl. Phase und Amplitude mit den Flugversuchsdaten überein.



[Abbildung 6-2](#): Vergleich der Pendelwinkel zwischen Modell und Flugversuchsdaten

6.1.2 Entwicklung einer Schnittstelle im AVES zur Ansteuerung des Windenmodells (AP 2.1.2)

In diesem Arbeitspaket wurde die Schnittstelle für die Bedienung der Rettungswinde implementiert. In [Abbildung 6-3](#) ist ein Windenbediengerät im Original abgebildet. Die wichtigsten Funktionen des Windenbediengerätes sind das Ein- und Ausfahren des Windenseils mittels eines Daumenrades und die Anzeige der aktuellen Seillänge. Im AVES wurden zwei Methoden zur Ansteuerung des Rettungswindenmodells umgesetzt. Im ersten Fall kann der Windenoperator über einen Drehschalter im Cockpit der zum CCP (Communication Control Panel) gehört die Seilausfahrgeschwindigkeit gemäß [Abbildung 6-4](#) kommandieren. Im weiteren Projektverlauf wurde ersichtlich, dass durch die automatische Außenlaststabilisierung und Positionierung und einer simulierten Kamerasicht auf die Außenlast auch der Pilot selbst in der Lage ist die Winde zu steuern. Daher wurde eine zweite Methode zur Ansteuerung der Winde im Simulator implementiert. Diese ist in [Abbildung 6-5](#) dargestellt. Der Pilot hat die Möglichkeit über einen 2-Wegeschalter am Kollektiv die Seilwinde zu bedienen. Die aktuelle Seillänge wird sowohl dem Windenoperator als auch dem Pilot über ein Display angezeigt (siehe Kapitel 6.1.3 [Abbildung 6-8](#)).



Abbildung 6-3: Windenbediengerät im Original

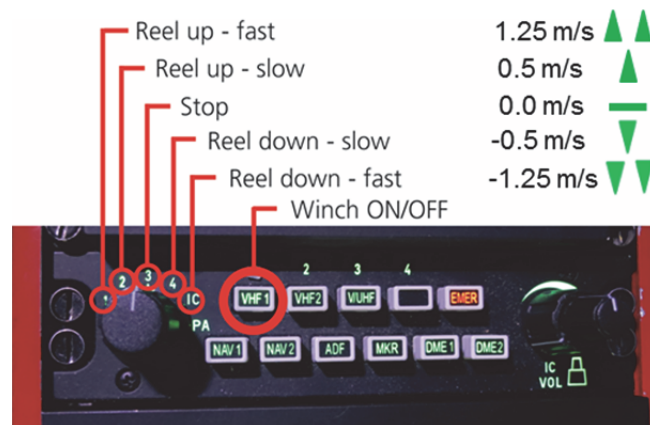


Abbildung 6-4: Windenbedienung über das CCP (Communication Control Panel)



Abbildung 6-5: Windenbedienung am Kollektiv

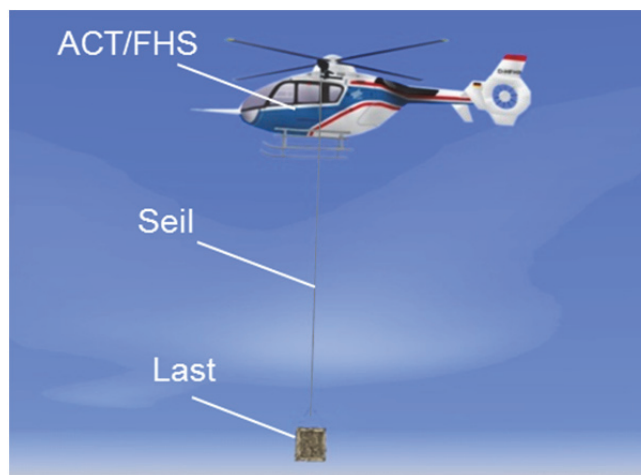
6.1.3 Entwicklung und Implementierung einer Außenlastsichtsimulation im AVES (AP 2.1.3)

In diesem Arbeitspaket wurde die Sicht auf die Außenlast realisiert. Die Außenlast ist als eine würfelförmige Kiste mit einer Kantenlänge von 3 ft modelliert. Das längenvariable Seil ist ebenfalls sichtbar. Die Last und das Seil sind sowohl in der Sichtprojektion im Dom des AVES (siehe Abbild-

ung 6-6) zu sehen als auch in verschiedenen weiteren Sichtperspektiven. In der Instruktor-Station des Simulators ist in eine Verfolgersicht der Hubschrauber mit angebauter Außenwinde, Seil und Lastkörper anzeigbar (siehe [Abbildung 6-7](#)).



[Abbildung 6-6](#): Air Vehicle Simulator AVES



[Abbildung 6-7](#): Visualisierung des ACT/FHS mit Winde und Last im AVES

Dem Windenoperator kann eine Sichtperspektive auf die Außenlast angezeigt werden. Diese Ansicht entspricht dem Blick nach unten aus der geöffneten Schiebetür des Hubschraubers. Als zusätzliche Referenz für den Windenoperator ist das Landewerk eingeblendet (siehe [Abbildung 6-8](#)). Dem Experimentalpiloten kann ebenfalls eine Sicht auf die Außenlast auf einem Display angezeigt werden. Diese Perspektive entspricht der einer nach unten gerichteten Kamera. Die Sichteinstellungen lassen sich über eine Videomatrix, die im Overhead-Panel des Simulator-Cockpits bedienbar ist, beliebig auf den Cockpitdisplays anzeigen.

Ein im AVES bereits vorhandener MTE-Parcours (siehe [Abbildung 6-9](#)) wurde für den Test mit Außenlasten angepasst. Dazu mussten die in den ADS-33 (eine umfangreiche Flugeigenschaftsspezifikation für Hubschrauber siehe [49]) definierten Grenzen der MTEs angepasst werden. Darüber hinaus mussten die Referenzmarkierungen der Manöver höhergesetzt werden, um diese mit einer ausreichenden Sicherheitshöhe der Last über Grund fliegen zu können. Außerdem wurde ein neues MTE für den Windeneinsatz entwickelt. Dabei handelt es sich um eine Aufgabe für das präzise Absetzen einer Last im Rettungswindeneinsatz (siehe [Abbildung 6-10](#)) (Load Placement MTE). Verfügbar für den Test mit Außenlasten sind nun im AVES die folgenden Manöver:

- Hover (nach ADS-33)
- Vertical Maneuver (nach ADS-33)
- Lateral Reposition (nach ADS-33)
- Depart/Abort (nach ADS-33)
- Load Placement MTE für Windeneinsatz und zentralen Lasthaken Einsatz

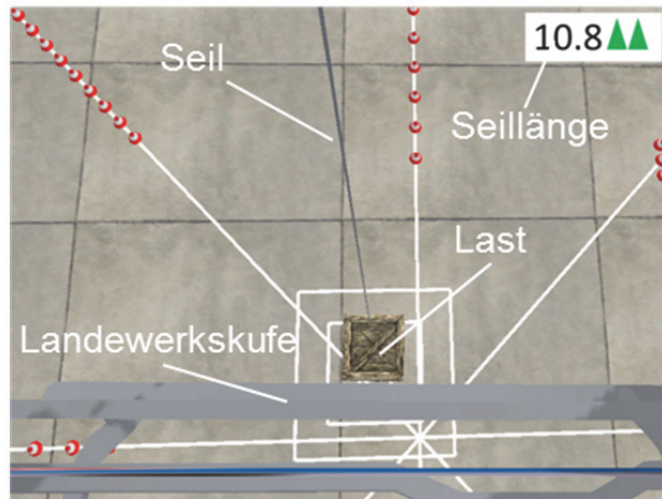


Abbildung 6-8: Windenoperator- /Kamerasicht



Abbildung 6-9: MTE-Testgelände im AVES

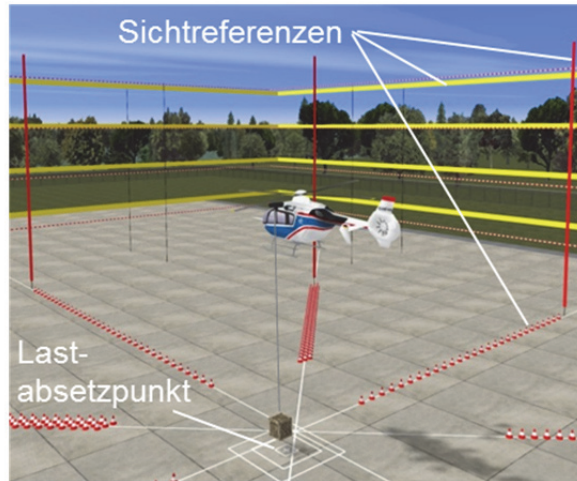


Abbildung 6-10: Sicht auf die Load Placement Task für den Windeneinsatz im AVES

Für die Beurteilung der in einer qualitativen Flugeigenschaftsuntersuchung erreichten Task-Performance gibt es für jedes MTE im AVES ein dazugehöriges Task-Performance-Display. Auf diesen Displays sind alle für das entsprechende Manöver zu überwachenden Signale bzgl. der einzuhaltenden Grenzen dargestellt. Die Task-Performance-Displays wurden für den Außenlasttransportfall angepasst. Für die neue Load Placement Aufgabe wurde ein Display neu entwickelt, implementiert und getestet (siehe [Abbildung 6-11](#)).

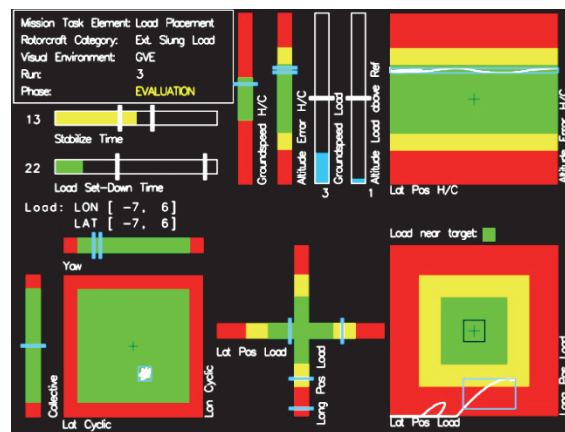


Abbildung 6-11: Task Performance Display für die Load Placement Task

6.2 AP 2.2 Verbesserung des Außenlastassistenzsystems auf Basis der Erkenntnisse aus HALAS

Im LuFo-Vorgängerprojekt HALAS wurde bereits ein System für die automatische Außenlaststabilisierung (ALDS) aufgebaut und für eine feste Seillänge im Flugversuch auf dem ACT/FHS erprobt. Der Projektpartner iMAR hatte dazu in Zusammenarbeit mit dem DLR eine entsprechende Sensorik, hier HALAS-Sensorik genannt, zur Messung der Lastpendelbewegung entwickelt. Im Rahmen von HALAS wurden Verbesserungsmöglichkeiten hinsichtlich der verwendeten Hubschrauber-Modellierung zur Systemauslegung, Verbesserungsmöglichkeiten hinsichtlich der verwendeten Sensorik und Verbesserungsmöglichkeiten hinsichtlich der Funktion der automatischen Stabilisierung identifiziert. In SISAL wurde basierend auf den in HALAS gewonnenen Erkenntnissen das System weiterentwickelt.

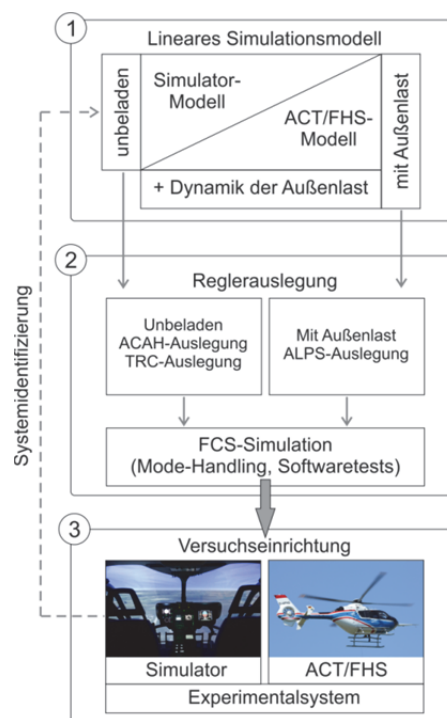
6.2.1 Anpassung der Modellierung des ACT/FHS mit einer Außenlast (AP 2.2.1)

Im Rahmen von SISAL wurde eine Tool-Kette zur Auslegung des ALPS aufgebaut, die nachfolgend im Detail beschrieben wird. Dabei kommen gegenüber der noch in HALAS verwendeten Auslegung in SISAL nun verbesserte flugmechanische Modelle des Hubschraubers zum Einsatz, die insbesondere die Vorgänge im höherfrequenten Bereich besser abbilden können. Die einzelnen Komponenten der Toolkette wurden anhand der Versuchseinrichtung AVES-Simulator validiert. Mit den Funktionalitäten der Hardware- und Software-in-the-Loop-Tests ermöglicht der Simulator eine Systemsimulation des Flugversuchsträgers ACT/FHS. Durch die originalgetreue Nachbildung des ACT/FHS-Cockpits und des großen Sichtfeldes ist eine realistische Simulation des ACT/FHS möglich. Zudem bietet die optionale Nutzung der Bewegungsplattform eine realistischere Simulation. Die Toolkette wurde sowohl für die Anwendung im Simulator als auch im ACT/FHS aufgebaut. Der Aufbau ist in [Abbildung 6-12](#) dargestellt und beschreibt den Prozess zur Reglerauslegung, der sich in drei Abschnitte unterteilt:

1. Für die Reglerauslegung wird ein lineares Modell des Hubschraubers mit Außenlast benötigt. Von den Versuchseinrichtungen Simulator und ACT/FHS liegen lineare Modelle vor, die mit Hilfe einer Systemidentifizierung für den unbeladenen Hubschrauber, d.h. ohne Außenlast, erzeugt wurden. Diese Art der Erzeugung linearer Modelle ist sehr aufwendig und wird daher nur für wenige Arbeitspunkte (z.B. verschiedene Fluggeschwindigkeiten) durchgeführt. Das Hubschraubermodell wird durch ein analytisches, nichtlineares Außenlastmodell erweitert, das identisch zur Modellierung im Simulator ist. Das zusammengesetzte Modell wird schließlich numerisch linearisiert und liefert das für die Reglerauslegung verwendete lineare Streckenmodell.
2. Die Reglerauslegung unterteilt sich in die zwei Aufgaben der Regleroptimierung und der Implementierung in die Flugsteuerungssoftware (FCS-Software). Zur Regleroptimierung wird das Streckenmodell mit dem Regler zusammen mit den für die Auslegung zu berücksichtigenden Bestandteilen des Flugsteuerungssystems in einem Auslegungsmodell aufgebaut. Bestandteile des Flugsteuerungssystems sind u.a. Aktuatordynamik, Strukturfilter, Stellweg- Ratenbegrenzer der Aktuatorik. Die Optimierung der Reglerparameter erfolgt mit der Software CONDUIT [40]. Nach der Optimierung folgt die Überprüfung der Regelung in der FCS-Simulation, in der die FCS-Software zusammen mit dem linearen Streckenmodell in MATLAB/Simulink® getestet wird, bevor die FCS-Software für die Anwendung im Simulator sowie ACT/FHS in das Experimentalsystem übertragen wird. Im Vergleich zum Auslegungsmodell enthält die FCS-Simulation u.a. die Schaltlogik für die Außenlastregelung sowie die Schnittstellen des Experimentalsystems. Dadurch können dieselben Testsignale wie im Simulator oder auch im Flug verwendet werden.
3. Im letzten Schritt erfolgt die Verifizierung der Auslegung im Simulator oder im Flugversuch mit dem ACT/FHS. Dazu wird die FCS-Software in C-Code umgewandelt und als Anwendung im Experimentalsystem geladen. Vor jedem Flugversuch ist die Erprobung im Simulator zwingend erforderlich, um das Verhalten der Software überprüfen zu können und den Versuchsablauf im Flug mit dem Flugversuchingenieur und den Versuchspiloten zu besprechen. Zur Verifizierung

eignet sich die Verwendung automatisch erzeugter Testsignale, um ein reproduzierbares Systemverhalten zu erhalten.

Die Toolkette wurde durch die Überprüfung der einzelnen Prozessschritte validiert. In einem ersten Schritt wurde die Güte des linearen Modells des Simulators überprüft. In [Abbildung 6-13](#) ist das Übertragungsverhalten in der Längsachse im Frequenzbereich als Vergleich zwischen Modell und Simulator dargestellt. Die als „Simulatordaten“ bezeichneten Daten wurden mit Hilfe einer Gleitfrequenzanregung (sog. „Sweep“-Anregung) erhalten. Dazu hat der Pilot das System durch eine sinusartige Steuereingabe mit sich ändernder Frequenz angeregt. Das Antwortverhalten des Systems kann anschließend über eine Frequenzanalyse als sog. Frequenzgang in Form eines Amplituden- und Phasenganges dargestellt werden. Bei Frequenzgängen, die durch eine solche Sweep-Anregung erzeugt wurden, bietet sich die Berechnung der sog. Kohärenz an, die ein Gütemaß für den Frequenzgang darstellt. Für eine ausreichend genaue Beschreibung des Systems sollte die Kohärenz größer als 0.6 betragen. Der Verlauf der Kohärenz in [Abbildung 6-13](#) lässt erkennen, dass im Frequenzbereich unterhalb von 0.8 rad/s der Frequenzgang nicht mehr als genau angesehen werden kann. In diesem Fall liegt der Grund für die niedrige Kohärenz in der fehlenden Anregung in diesem Frequenzbereich. Da das Modell über eine Systemidentifizierung basierend auf den Frequenzgängen erzeugt wurde, beschreibt das Modell den Simulator im niederfrequenten Bereich unzureichend. Der für die Reglerauslegung maßgebliche Frequenzbereich von 1 bis 20 rad/s zeigt dagegen eine gute Übereinstimmung zwischen Modell und Simulator und ist daher für die Reglerauslegung geeignet.



[Abbildung 6-12](#): Toolkette zur Auslegung der automatischen Lastpositionierung

Ein wichtiger Bestandteil der Reglerauslegung stellt die Überprüfung der Auslegung in der FCS-Simulation dar. Ziele der Überprüfung sind zum einen der Funktionsnachweis der Regelung nach Implementierung in der FCS-Software, die als Anwendung im Experimentalsystem läuft, und zum anderen die Verifizierung der Auslegung mit Hilfe von Testsignalen. Bei der Optimierung der Reglerparameter in CONDUIT® werden u.a. Spezifikationen aus dem Frequenzbereich evaluiert, die eine Bestimmung von Frequenzgängen erfordern. Diese werden durch eine numerische Linearisierung des Auslegungsmodells erhalten. Für den Simulator werden zur Überprüfung der Auslegung im Frequenzbereich automatisch generierte Sweep-Signale verwendet, die an unterschiedlichen Stellen der FCS-Software eingesteuert werden.

Der Vergleich zwischen dem Auslegungsmodell und der FCS-Simulation ist in [Abbildung 6-14](#) am Beispiel des Übertragungsverhaltens Längssteuer auf den Nickwinkel des Hubschraubers gegeben. Dieses Übertragungsverhalten wird zur Bestimmung der Bandbreite in der Steuerung der Nickachse benötigt. In allen Steuerachsen sind die Regler aktiv. Für Längs- und Quersteuer steht eine Lagewinkelregelung (ACAH - Attitude Command Attitude Hold), für Pedal- und Kollektivsteuer eine Ratenregelung (RCRH - Rate Command Rate Hold) zur Verfügung. Im Frequenzgang in [Abbildung 6-14](#) ist ein gut gedämpftes PT2-Verhalten zu sehen, das für eine Lagewinkelregelung charakteristisch ist. Der Frequenzgang des Auslegungsmodells wurde durch numerische Linearisierung erhalten. Um den Frequenzgang der FCS-Simulation zu erhalten, wurde ein Sweep-Signal als Längssteuersignal eingespielt. Zwischen diesem Eingangssignal und dem Nickwinkel als Ausgangssignal wird anschließend unter Nutzung des DLR-Tools FITLAB® ein Frequenzgang erzeugt. Die nahezu maximale Kohärenz bestätigt die hohe Güte des Frequenzganges. Für den Frequenzgang aus der Linearisierung wird keine Kohärenz angegeben, da diese nicht berechnet wird. Der Vergleich beider Frequenzgänge zeigt eine exakte Übereinstimmung und bestätigt den korrekten Zusammenhang zwischen Auslegungsmodell und FCS-Simulation.

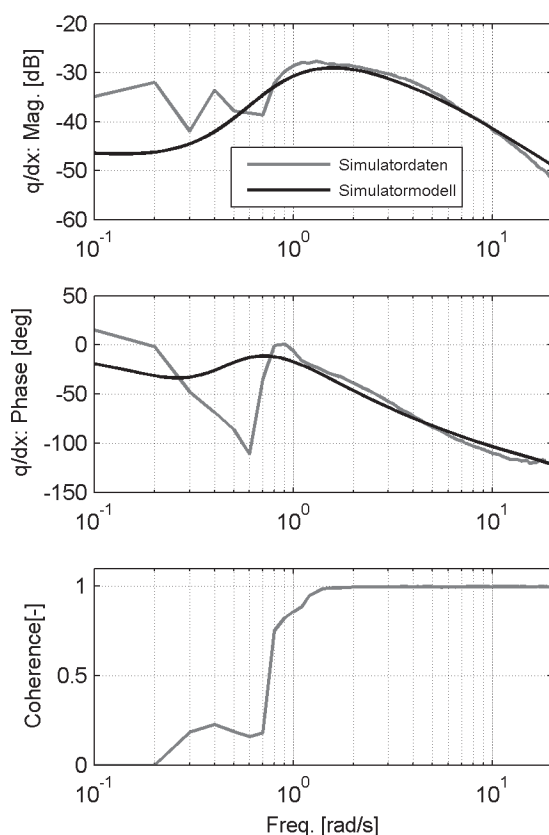


Abbildung 6-13: q/dx-Frequenzgang des identifizierten Modells und des Simulators

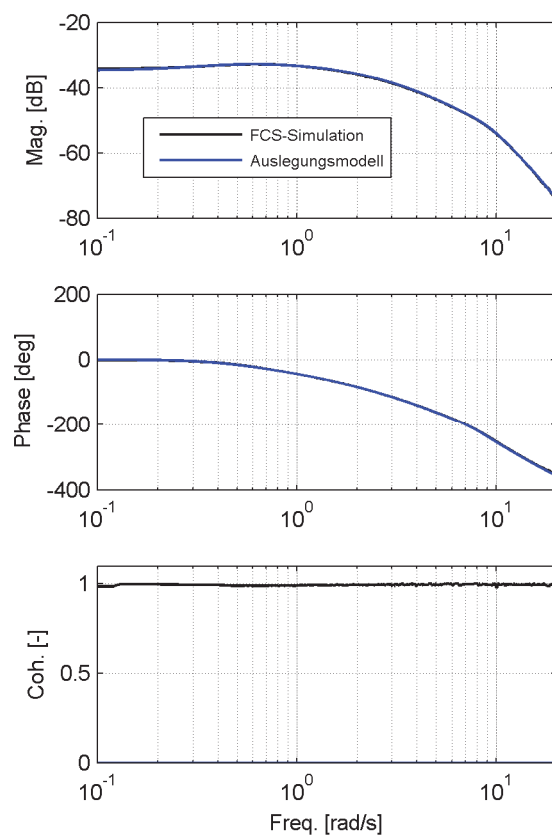
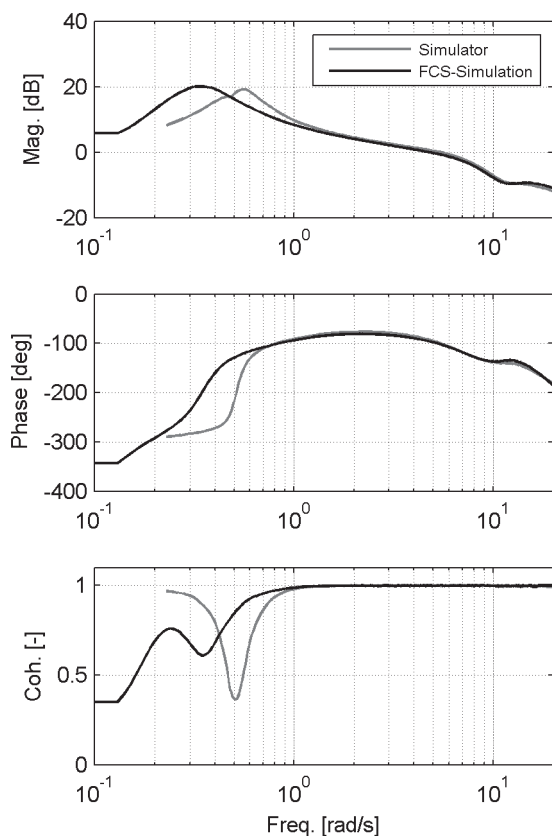


Abbildung 6-14: the/dx-Frequenzgang des geschlossenen Regelkreises im ACAH-Mode

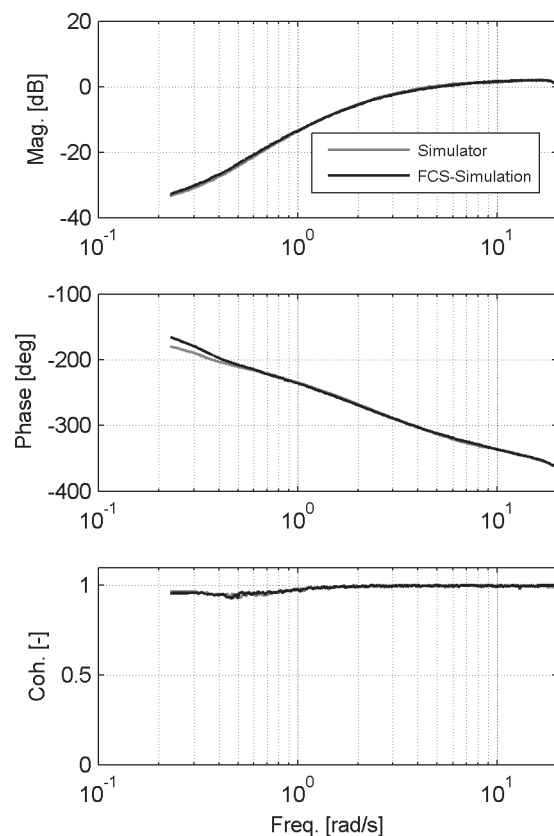
Mit Hilfe der automatisch generierten Testsignale wurde schließlich die FCS-Simulation gegenüber dem Simulator validiert. Die [Abbildung 6-15](#) und [Abbildung 6-16](#) zeigen exemplarisch jeweils einen Vergleich für die Roll- und Gierachse. [Abbildung 6-15](#) vergleicht den Frequenzgang des offenen Regelkreises im Quersteuer. Der Frequenzgang der offenen Regelstrecke ist für die Reglerauslegung von Bedeutung, da mit diesem die relative Stabilität sowie die Durchtrittsfrequenz des Regelkreises bestimmt wird. Wie in [Abbildung 6-15](#) gut zu erkennen ist, sind die Verläufe oberhalb von 1 rad/s nahezu identisch, so dass die Anforderungen der Auslegung bezüglich relativer Stabilität und Durchtrittsfrequenz getroffen werden. Unterhalb von 1 rad/s ist ein deutlicher Unterschied erkennbar, der durch die unzureichende Modellierung des Simulators im niederfrequenten Bereich be-

gründet liegt, wie anhand der unterschiedlichen Lage der Resonanzstellen in [Abbildung 6-15](#) zu sehen ist. Der Einbruch in der Kohärenz bei den jeweiligen Resonanzstellen des Modells und des Simulators erklärt sich durch das niedrige Verhältnis zwischen Ein- und Ausgangssignal. Bei Betrachtung des Leistungsdichtespektrums des Eingangs- bzw. Anregungssignals lässt sich die schwache Anregung der Resonanz erkennen. Für einen genaueren Frequenzgang mit einer höheren Kohärenz müsste das Anregungssignal im Bereich der Resonanzfrequenz länger andauern.

Mit der Bestimmung der sog. „Disturbance Rejection Bandwidth (DRB)“ wird die Störunterdrückung des Systems bestimmt. Die Kennzahl DRB gibt an, wie schnell das System auf eine Störung reagiert, z.B. wie schnell der Hubschrauber nach einer Böe die Trimmlage wieder einnimmt. Die Bestimmung erfolgt ebenfalls über einen Frequenzgang, der durch die Einsteuerung eines Sweep-Signals auf die Messgröße erhalten wird. In [Abbildung 6-16](#) ist der Frequenzgang der Störunterdrückung für die Gierachse gezeigt, in der eine Ratenregelung vorliegt. Die Kennzahl DRB ist die Frequenz, bei dem der Amplitudengang den Wert -3 dB aufweist. Je höher der DRB-Wert ist, desto schneller werden Störungen ausgeglet, erfordert jedoch eine höhere Verstärkung in der Regelschleife, was zu Lasten der Stabilität führen kann. Der Vergleich zwischen Simulator und FCS-Simulation zeigt auch hier eine sehr gute Überstimmung.



[Abbildung 6-15](#): Frequenzgang der offenen Regelstrecke im Quersteuer



[Abbildung 6-16](#): Frequenzgang der Störunterdrückung in der Gierrate

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass in SISAL eine Toolkette zur Reglerauslegung für den Simulator und ACT/FHS entwickelt wurde. Die Toolkette wurde für den Anwendungsfall Simulator validiert. Die Validierung der Regelung für den ACT/FHS im Flugversuch kann zukünftig in gleicher Weise erfolgen, wie hier beschrieben.

6.2.2 Softwaremodifikation der HALAS-Sensorik (AP 2.2.2)

In [Abbildung 6-17](#) ist die HALAS-Sensorik abgebildet. Sie besteht aus einem Sensor der am Windenarm befestigt ist und primär aus einer Kamera und einer IMU besteht. Die Kamera ist in der Lage die LEDs eines aktiven Markes zu erkennen, der auf dem Bumper (Schaumstoffring) des Windenhakens angebracht ist. In HALAS wurde die Seillänge über einen Algorithmus in der Sensorsoftware geschätzt. Ein Seillängenschätzvorgang ist in [Abbildung 6-18](#) dargestellt. Das Signal „SLD_P_LEN“ ist dabei die geschätzte Seillänge. Der Schätzvorgang besitzt die Nachteile, dass die Last eine Schwingungsbewegung ausführen muss um die Lastpendellänge schätzen zu können und der Schätzvorgang ist langsam. Im Fall der Rettungswinde wird die Seillänge bereits gemessen und sowohl dem Piloten im Cockpit wie auch dem Windenoperator auf dem Windenbediengerät angezeigt. Diese Information kann also abgegriffen werden und der automatischen Außenlastregelung im Experimentalsystem des ACT/FHS direkt zur Verfügung gestellt werden. Um dies zu realisieren wurde in SISAL durch AHD ein ARINC-Repeater in den ACT/FHS eingerüstet. iMAR passte in SISAL die HALAS-Sensorsoftware dahingehend an, dass diese nun mit dem gemessenen Seillängensignal arbeitet und der Schätzvorgang vollständig entfallen konnte. Das DLR passte die Schnittstellen im Experimentalsystem entsprechend an und testete die Modifikationen im AVES. Da sich die Einrüstung des ARINC Repeaters verzögerte wurde zunächst die Möglichkeit vorgesehen über das Versuchsbediengerät (VBG) dem System eine Seillänge direkt vorgeben zu können. Diese Funktion konnte auch im Flugversuch erprobt werden.

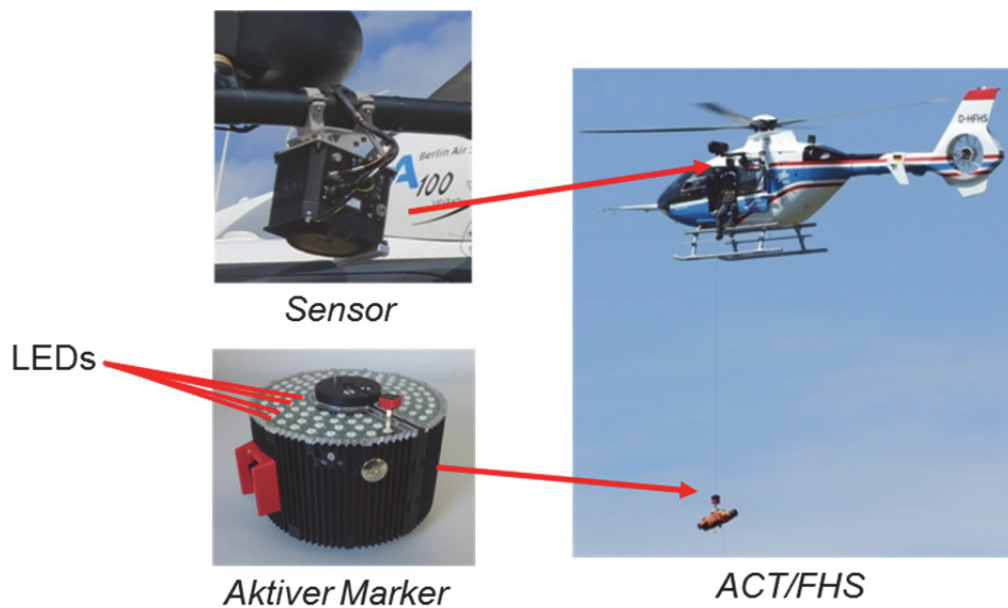


Abbildung 6-17: HALAS-Sensorik im Flugversuch mit dem ACT/FHS

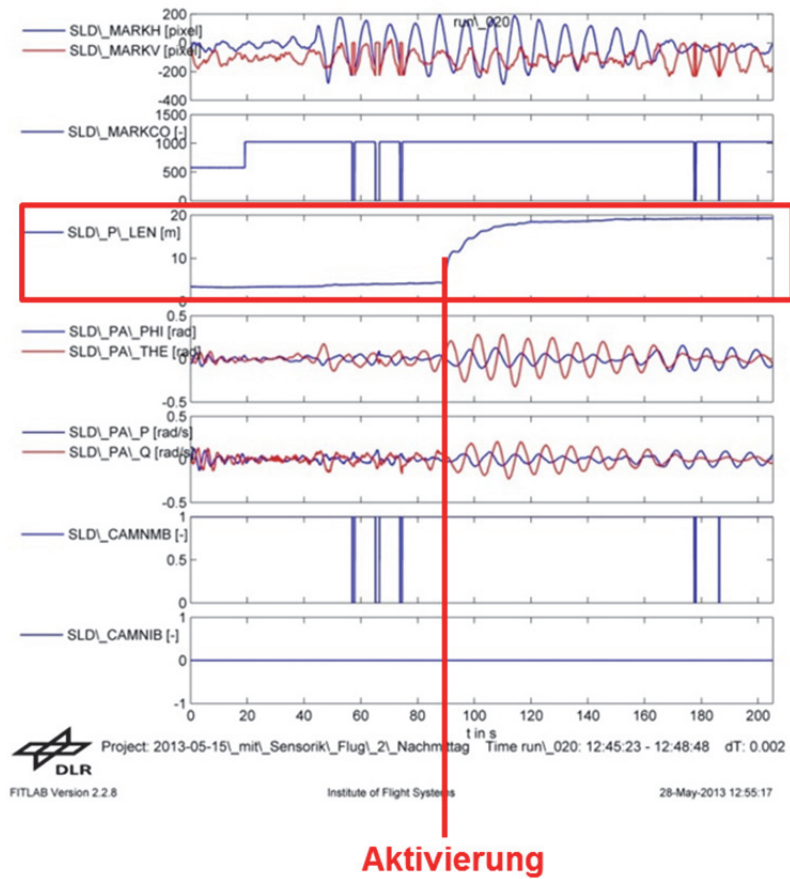


Abbildung 6-18: Seillängenschätzung im HALAS-Flugversuch

6.2.3 Weiterentwicklung der Außenlaststabilisierung und –positionierung (AP 2.2.3)

Die Grundfunktionalitäten der automatischen Außenlaststabilisierung (ALDS) gehen auf das Projekt HALAS zurück (vgl. [Abbildung 6-19](#)). Im Projekt SISAL wurde nun zusätzlich die automatische Außenlastpositionierung (ALPS) betrachtet und im AVES sowie im AFCS einer H135-Prototypenmaschine implementiert. Die Aufgabe der automatischen Positionierung beinhaltet auch eine automatische Stabilisierung (vgl. [Abbildung 6-19](#)) so, dass die beiden Systeme ALDS und ALPS über den Projektverlauf immer mehr ineinander übergingen und final als ALCS (Automatic Load Control System) zusammengefasst werden können. Das ALCS umfasst das ALDS und ALPS.

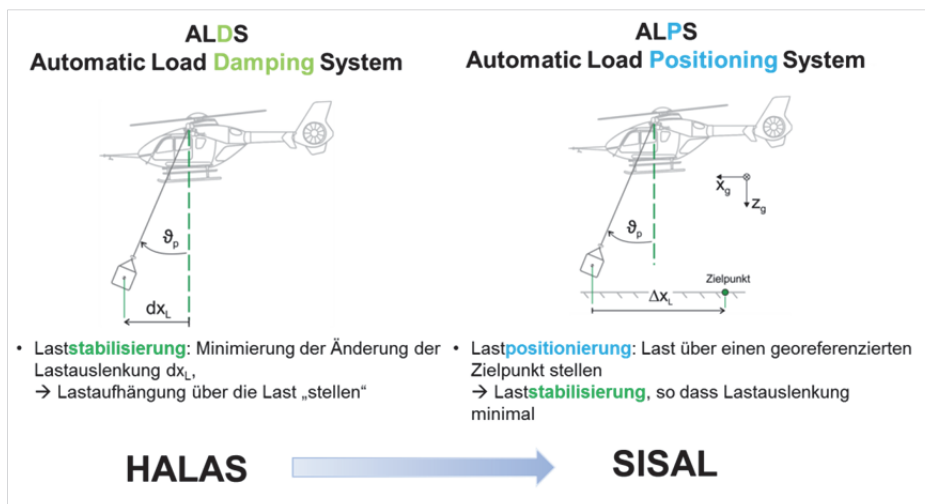


Abbildung 6-19: Systeme zur Laststabilisierung und Positionierung

Nachfolgend werden die in SISAL erzielten Weiterentwicklungen der beiden Systeme ALDS und ALPS vorgestellt.

Weiterentwicklung des ALDS in SISAL:

In [Abbildung 6-20](#) ist die dem ALDS zugrundeliegende Systemstruktur zusammenfassend dargestellt wie sie im Vorgängerprojekt HALAS entwickelt und im Flug getestet werden konnte. Die im Folgenden dargestellten Weiterentwicklungen beziehen sich auf diese Struktur.

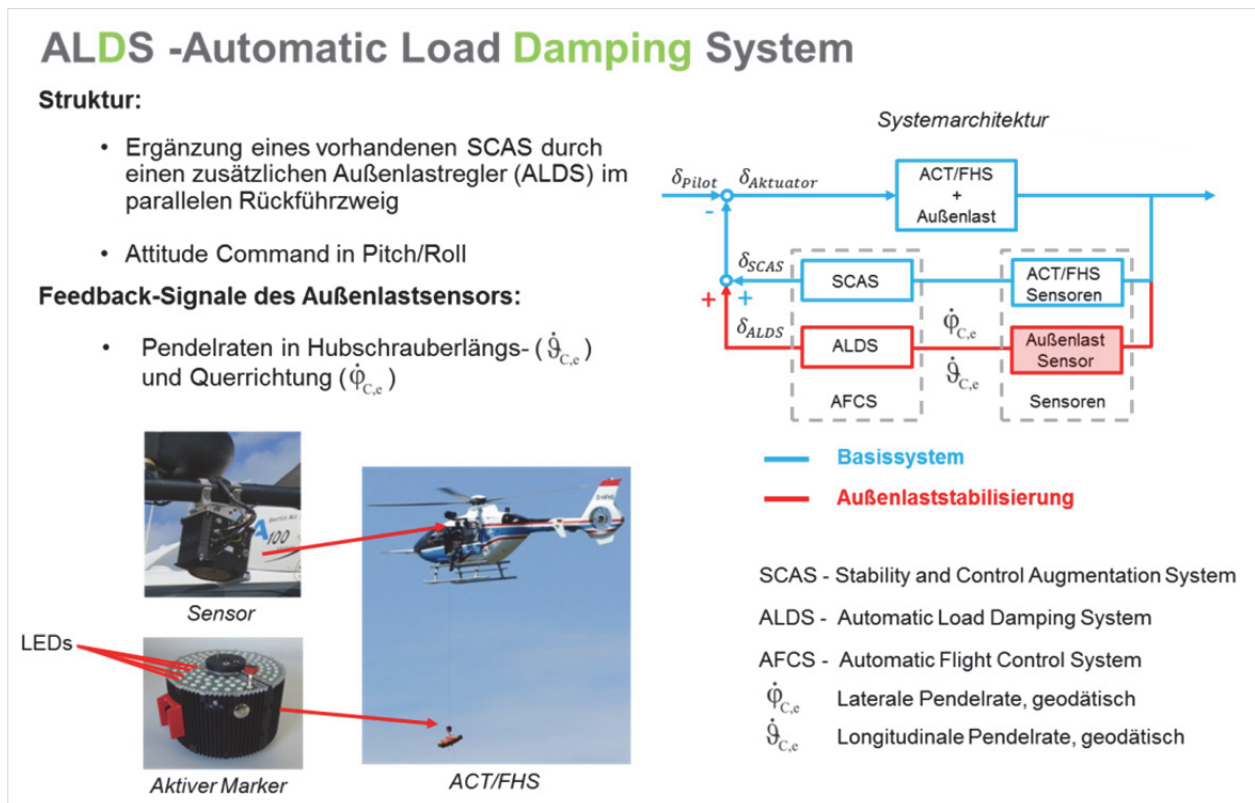
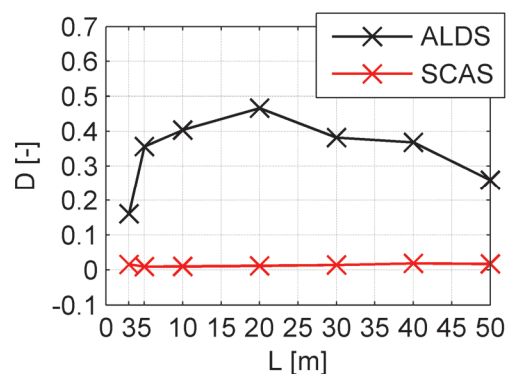


Abbildung 6-20: Automatic Load Damping System

Das ALDS wurde in SISAL für den gesamten typischen Seillängen- und Lastmassenbereich einer Rettungswinde ausgelegt und im Simulator überprüft. Die Ergebnisse sind nachfolgend dargestellt. In den Abbildungen [Abbildung 6-22](#) und [Abbildung 6-23](#) wurde die Außenlast durch eine Längssteuerung primär in Längsrichtung zum Schwingen angeregt. Um die Außenlast in Schwingung zu versetzen und um die Vergleichbarkeit der Versuchsdurchgänge zu gewährleisten, wurde über das Experimentalsystem für alle Versuchsdurchgänge derselbe automatisch generierter Steuerinput verwendet. [Abbildung 6-22](#) stellt den Fall ohne ALDS dar, [Abbildung 6-23](#) den Fall mit aktiviertem ALDS. Der Vergleich der Pendelwinkelverläufe in beiden Abbildungen zeigt die für alle dargestellten Seillängen ($L=3\text{m}$, $L=5\text{m}$, $L=10\text{m}$, $L=20\text{m}$, $L=30\text{m}$, $L=40\text{m}$, $L=50\text{m}$) erfolgreiche Lastpendeldämpfung sowohl on-axis als auch off-axis. In beiden Achsen wird bei aktivem ALDS für alle Seillängen die Lastpendelschwingung gedämpft. [Abbildung 6-23](#) ist an den Verläufen der longitudinalen Lastpendelwinkeln erkennbar, dass die Lastpendeldämpfung jedoch mit zunehmender Seillänge abnimmt. In den Abbildungen [Abbildung 6-24](#) und [Abbildung 6-25](#) wurde die Last durch eine Quersteuerung primär in Querrichtung zum Schwingen angeregt. Auch hier handelt es sich um einen Vergleich des deaktivierten ALDS (vgl. [Abbildung 6-24](#)) mit dem deaktivierten ALDS (vgl. [Abbildung 6-25](#)). Der Vergleich der Pendelwinkelverläufe zwischen diesen Abbildungen zeigt auch hier die für alle dargestellten Seillängen erfolgreiche Lastpendeldämpfung sowohl on-axis als auch off-axis.

Die mit der nichtlinearen Simulation im AVES erzeugten Daten wurden hinsichtlich der erzielten Lastpendeldämpfungswerte ausgewertet. In [Abbildung 6-21](#) sind exemplarisch die Dämpfungswerte der Lastpendelbewegung in der Längsachse über der Seillänge dargestellt. Für den Fall des SCAS (ALDS ausgeschaltet) ist die Lastpendelschwingung in beiden Achsen grenzstabil und nur marginal gedämpft. Durch das Aktivieren des ALDS wird die Lastpendeldämpfung über den gesamten Seillängenbereich deutlich erhöht. Die maximalen Lastpendeldämpfungswerte werden für Seillängen in der unmittelbaren Umgebung zum Auslegungspunkt (in der Längsachse bei $L = 20$ m) erreicht. Ausgehend von sehr kurzen Seillängen nimmt mit zunehmender Seillänge die Lastpendeldämpfung zunächst bis zum Auslegungswert zu, danach nimmt die Dämpfung mit zunehmender Seillänge wieder ab. Maximal wird eine Lastpendeldämpfung in longitudinaler Richtung von $D = 0.47$ erreicht. Über den gesamten Seillängenbereich von 1m bis 50m kann die Lastpendeldämpfung in beiden Achsen gegenüber dem SCAS Fall deutlich erhöht werden.



[Abbildung 6-21](#): Dämpfungswerte der Lastpendelschwingung im AVES in der Längsachse, Lastmasse 100 kg, Schwebeflug

Um die Wirksamkeit der automatischen Außenlaststabilisierung für den Fall einer sich dynamisch ändernden Seillänge im Windenbetrieb nachzuweisen, wurde die Außenlast in der nichtlinearen Hubschraubersimulation im AVES bei verschiedenen Seillängen angeregt und anschließend die Seillänge dynamisch variiert. Dies wurde für das Ausfahren und Einfahren des Windenseils durchgeführt. Exemplarisch ist in [Abbildung 6-26](#) der Fall des Ausfahrens dargestellt. Das Experiment wurde dabei wie folgt ausgeführt. Bei vorgegebener Seillänge wurde der Hubschrauber durch eine manuell getätigte Steuereingabe auf einen Nickwinkel von 10deg nach unten ausgelenkt. In Reaktion auf die Hubschrauberbewegung schwang die Außenlast für eine Periodendauer frei durch. Dann wurde das Seil dynamisch auf die nächste vorgegebene Seillänge mit einer konstanten Geschwindigkeit von 0.5 m/s variiert und das ALDS solange aktiviert bis die Pendelschwingung vollständig abgebaut wurde. Mit der neuen Seillänge wurde das Vorgehen wiederholt. Die Lastanregung erfolgte bei den Seillängen von: 3 m (1), 10 m (2), 20 m (3), 30 m (4), 40 m (5) und 50 m (6). In [Abbildung 6-26](#) ist gut zu erkennen, wie sich die Frequenz der Lastpendelschwingung in Abhängigkeit der Seillänge ändert. Trotz einer sich dynamisch ändernden Seillänge gelingt es dem System die Außenlast zu stabilisieren und die Pendelbewegung innerhalb von ein bis zwei Schwingungsperioden abzubauen.

Für detailliertere Beschreibungen und Analysen bzgl. der Auslegung der ALDS wird an dieser Stelle auf die im Rahmen von SISAL entstandenen und öffentlich zugängliche Dissertation [7] verwiesen.

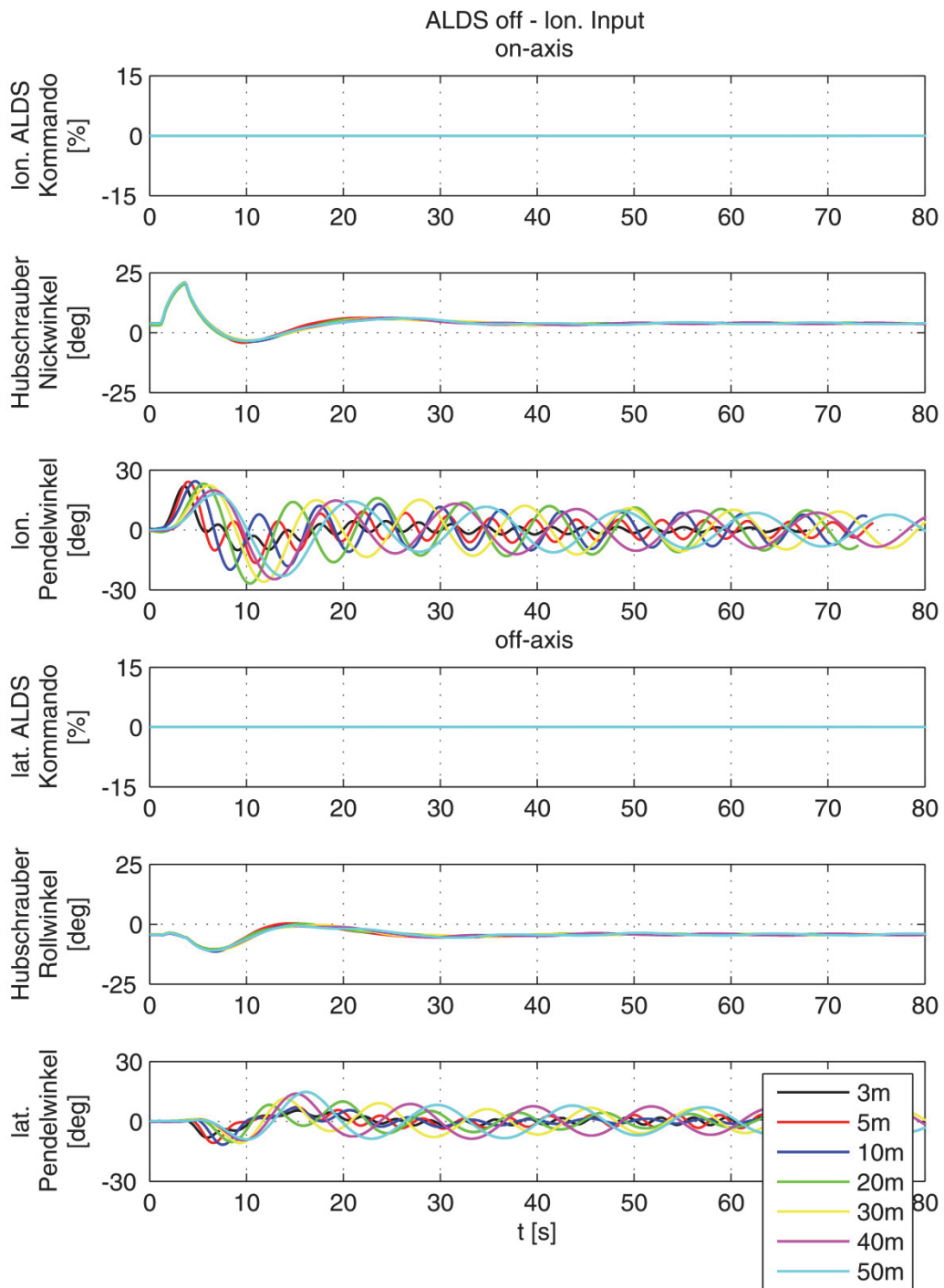


Abbildung 6-22: Anregung in Längsrichtung ALDS off

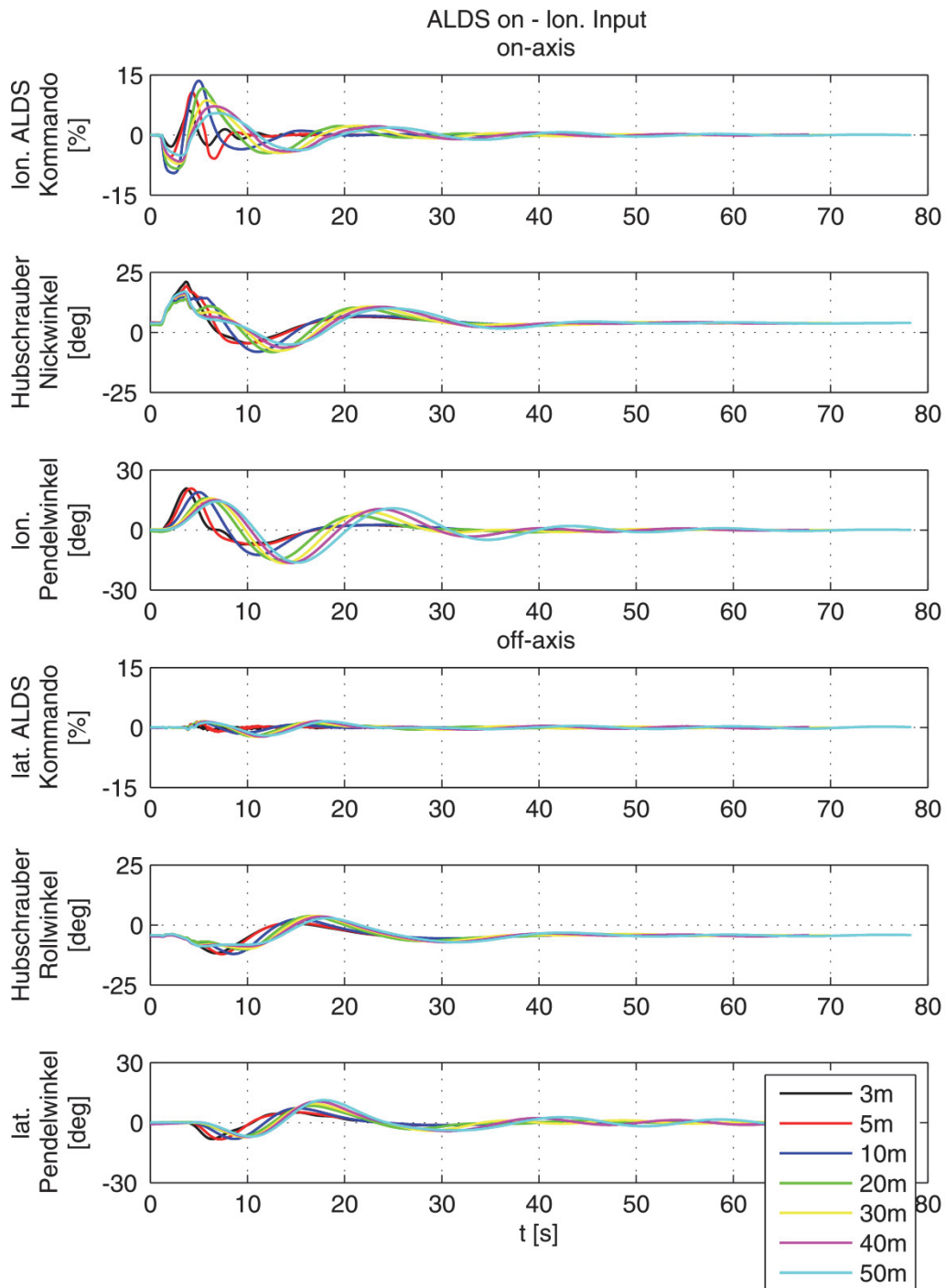


Abbildung 6-23: Anregung in Längsrichtung ALDS on

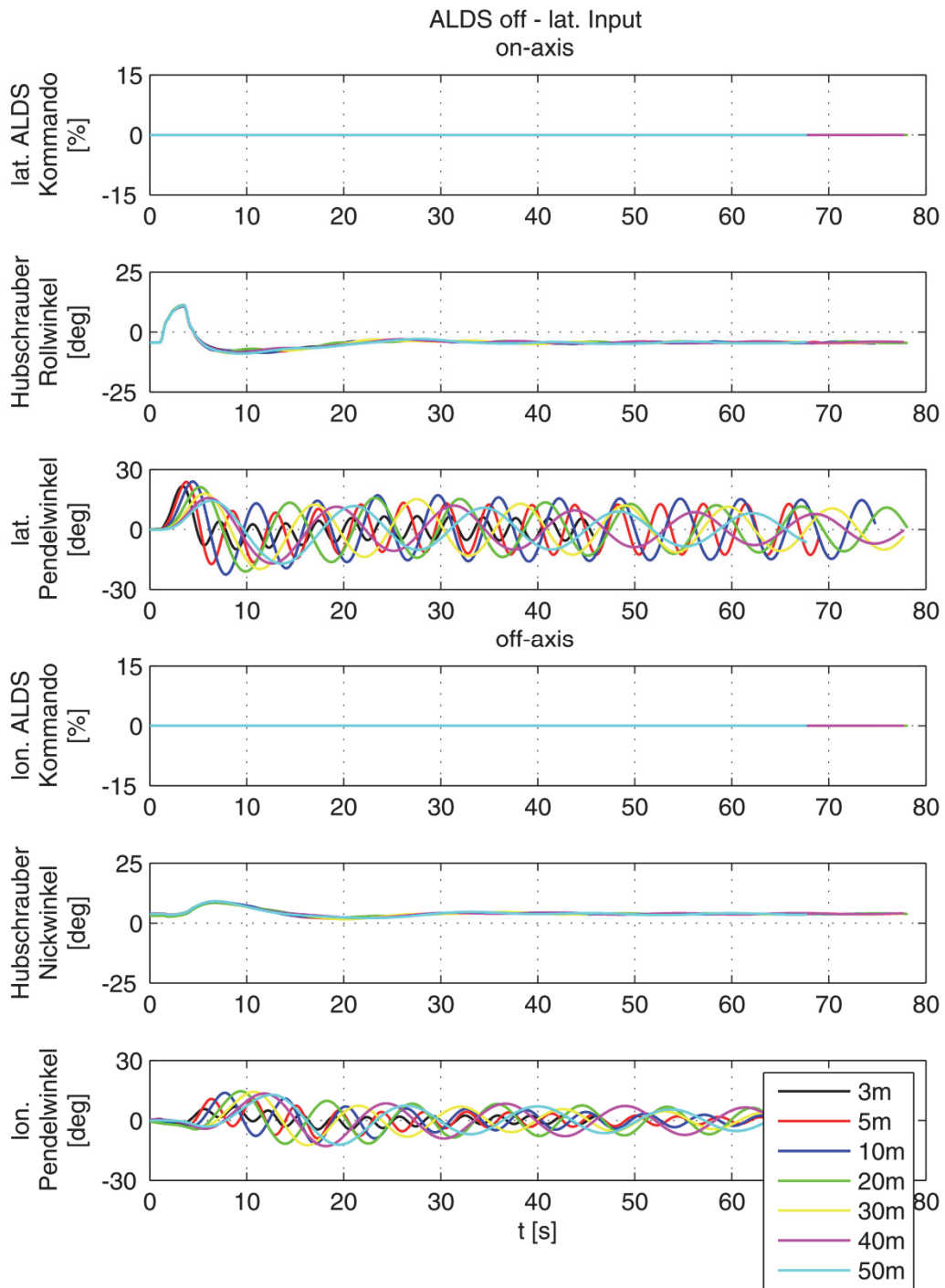


Abbildung 6-24: Anregung in Querrichtung ALDS off

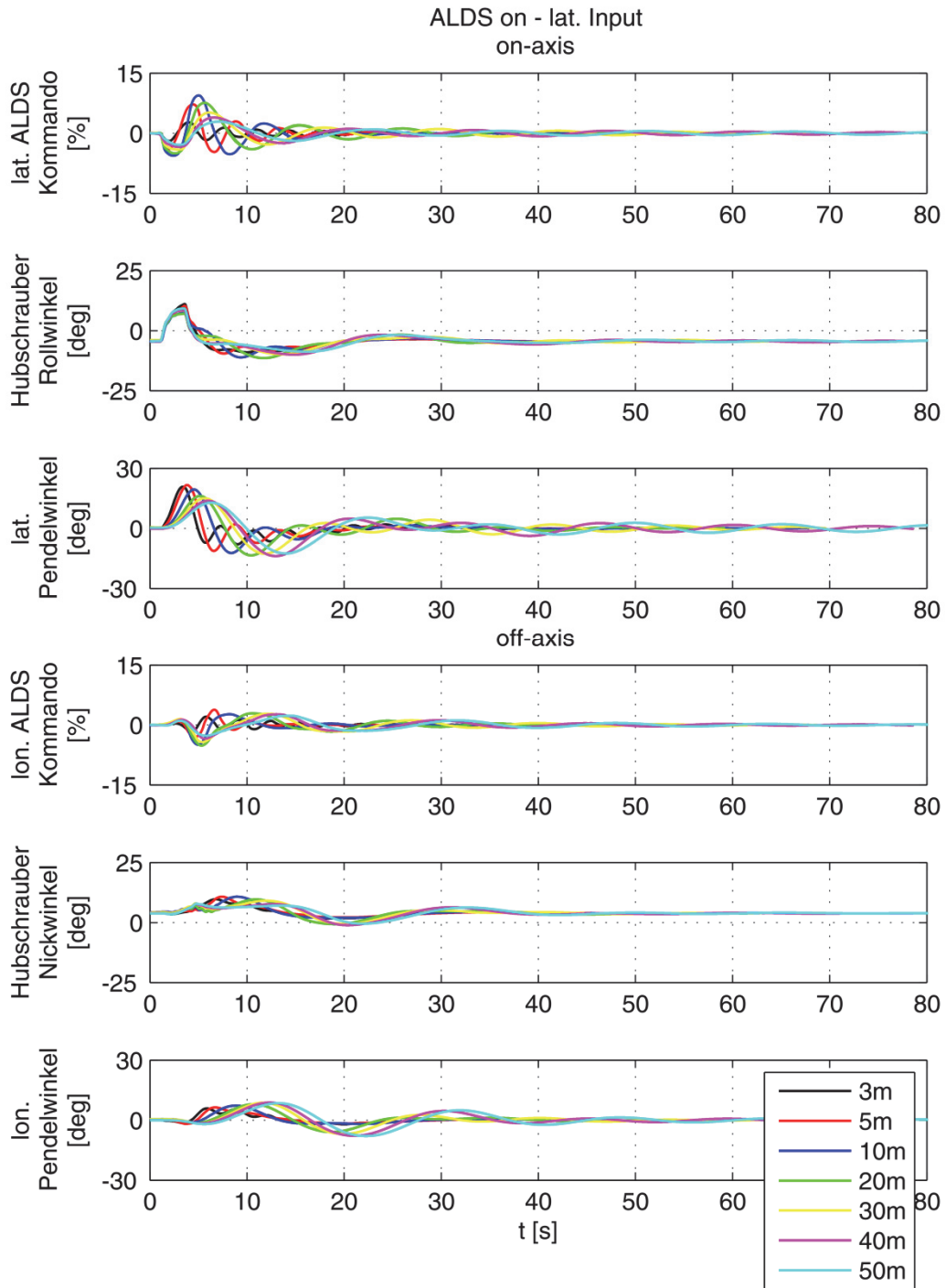


Abbildung 6-25: Anregung in Querrichtung ALDS on

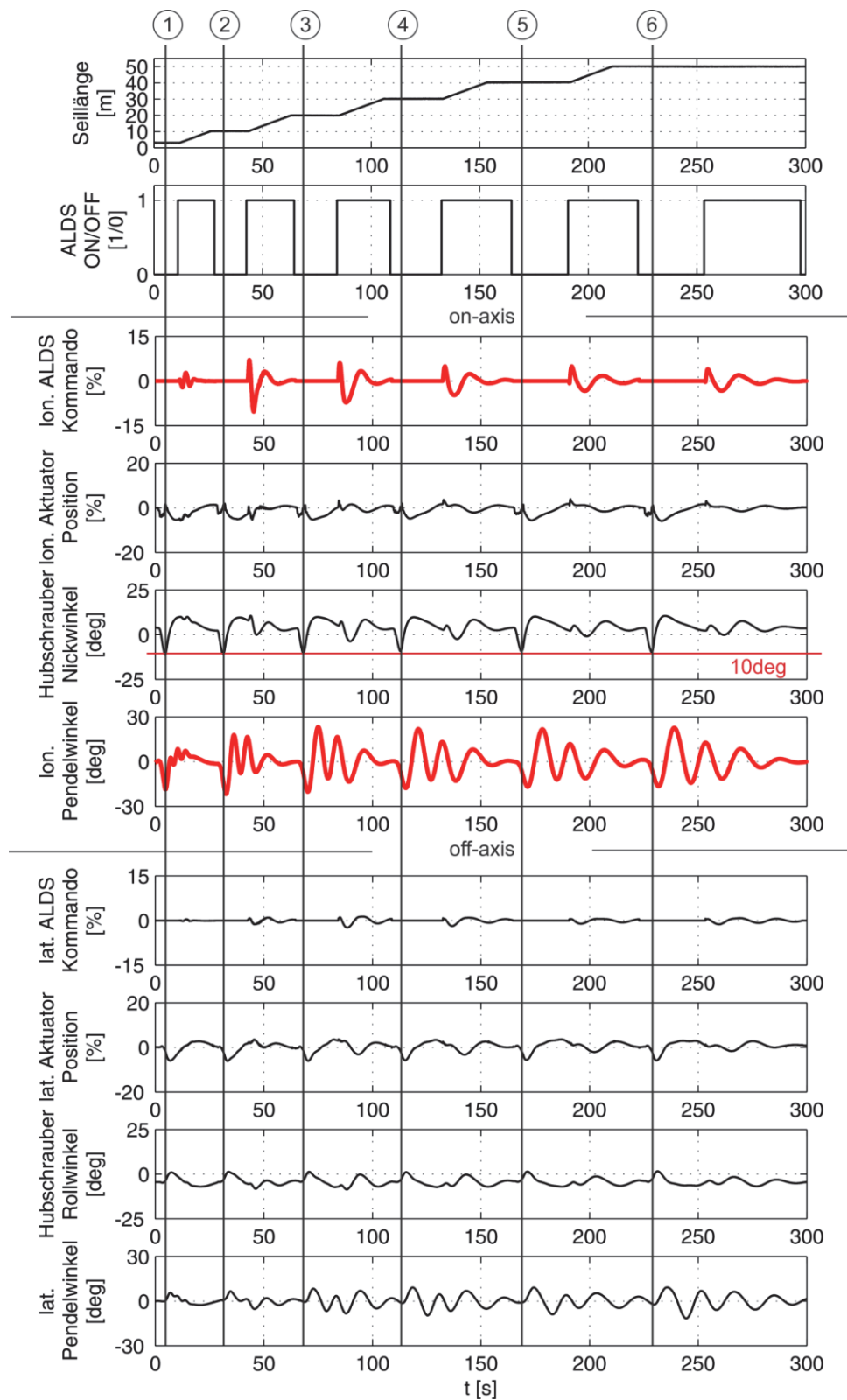
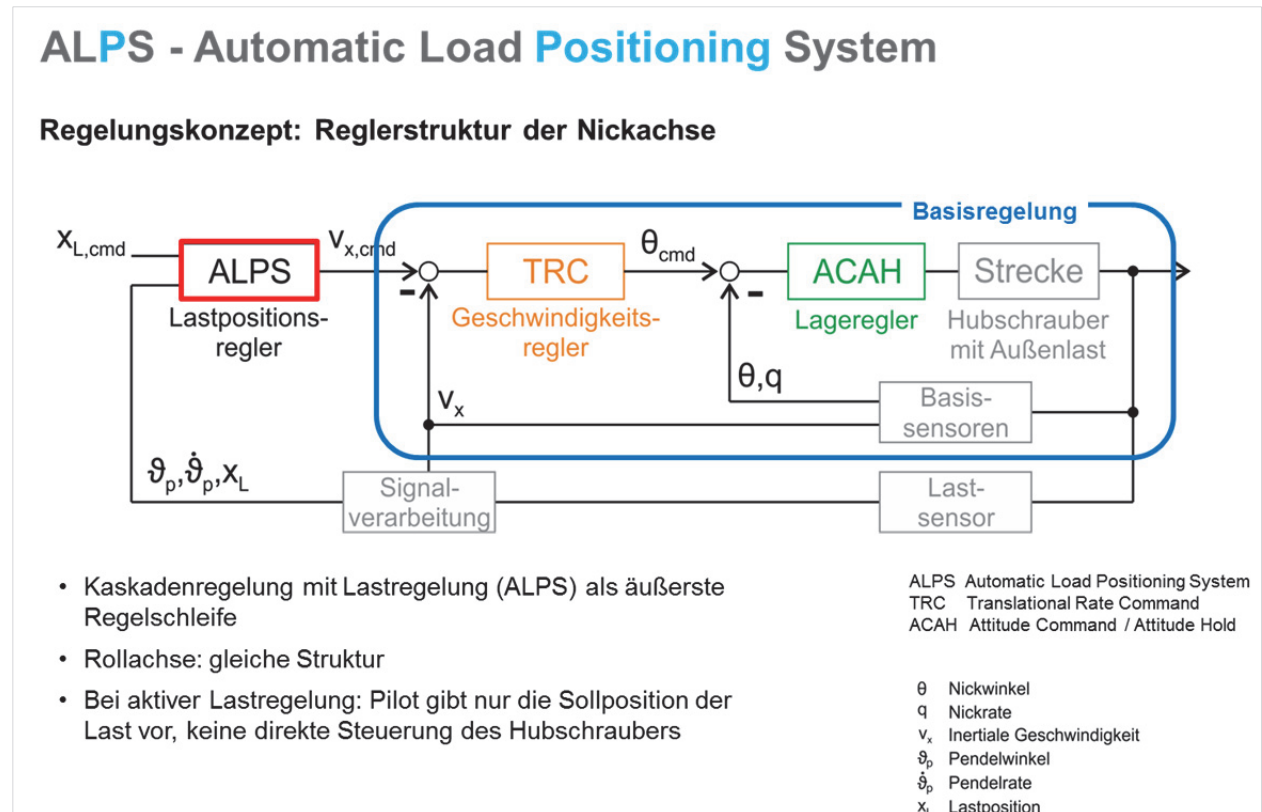


Abbildung 6-26: Dynamisches Ausfahren des Windenseils von $L = 3$ m auf $L = 50$ m im AVES mit aktivem ALDS, Lastmasse 100 kg, Schwebeflug

Weiterentwicklung des ALPS in SISAL:

In [Abbildung 6-27](#) ist die dem ALPS zugrundeliegende Systemstruktur am Beispiel der Nickachse zusammenfassend dargestellt. Die im Folgenden beschriebenen Entwicklungen des ALPS beziehen sich alle auf diese Systemstruktur.



[Abbildung 6-27](#): Reglerstruktur des Automatic Load Positioning Systems

Die Auslegung einer Lageregelung sowie Geschwindigkeitsregelung für den Hubschrauber begründet sich durch den Einsatzbereich des Hubschraubers während eines Windeneinsatzes, der hauptsächlich im Schwebeflug und bei niederen Geschwindigkeiten erfolgt. Als Reglerstruktur wird in den zyklischen Steuerachsen die in [Abbildung 6-27](#) dargestellte Kaskadenstruktur verwendet. Die Aufgabe der innersten Regelschleife ist die Stabilisierung des Hubschraubers und die Regelung der Hubschrauberlage. Die Lage in der Roll- und Nickachse wird direkt über die Steuereingabe des Piloten oder über die äußeren Schleifen als Führungssignal vorgegeben. In der äußeren Schleife wird die Geschwindigkeit über Grund geregelt und der inneren Schleife als Lagewinkelkommando übergeben. Auf die TRC-Regelschleife greift der Regler zur automatischen Lastpositionierung (ALPS) zu und stellt die äußerste Regelschleife in den zyklischen Steuerachsen dar. Im ALPS-Regler wird zur Lastpositionierung ein Geschwindigkeitskommando berechnet und der TRC-Regelung als Führungssignal übergeben.

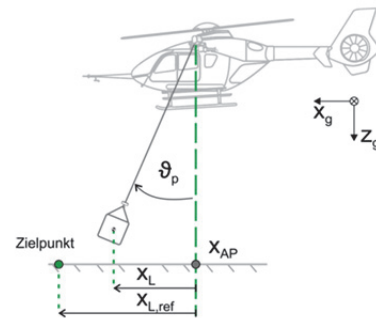
In der Gier- und Hochachse wird eine einschleifige Regelung der Gierrate bzw. Steigrade verwendet. Da keine äußeren Schleifen vorliegen, gibt der Pilot über die Pedal- oder Kollektiveingabe ein Kommando der Gierrate bzw. der Steigrade als Führungssignal vor. Diese Regelung des Hubschraubers wird als Rate Command Antwortverhalten bezeichnet.

Regelungskonzept: Lastpositionierung (Längsachse)

Aufgabe der Regelung:

1. Minimierung der Lastauslenkung
2. Minimierung des Positionsfehlers
 - Positionshaltung: $X_{L,ref} = X_{AP}$
 - Versetzen d. Last: $X_{L,ref} \neq 0$

ALPS-Regler berechnet Kommandos für die Geschwindigkeitsregelung (TRC)



Regelgrößen der Lastpositionierung

$x_{L,ref}$	Referenz Lastposition
x_L	Lastposition
x_{AP}	Position Lastaufhängung
$\vartheta_p, \dot{\vartheta}_p$	Pendelwinkel / Pendelrate
$v_{x,cmd}$	Geschwindigkeitsreferenz
$K_{x_L}, K_{\vartheta_p}, K_{\dot{\vartheta}_p}$	ALPS-Reglerparameter

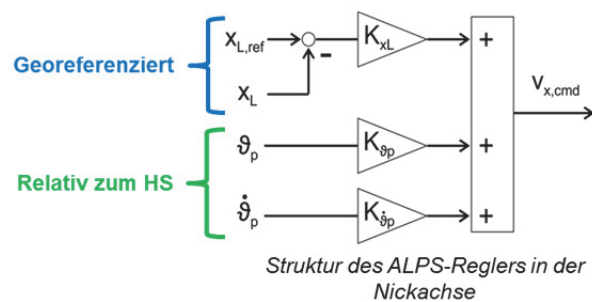


Abbildung 6-28: Regelungskonzept der Positionierung

Bei der Stabilisierung der Lastpendelbewegung wird die Relativbewegung der Last gegenüber dem Hubschrauber minimiert, ohne die Position der Last im inertialen Raum zu berücksichtigen. Versucht der Pilot bei aktiver Laststabilisierung die Hubschrauberposition zu regeln, kann es zu einem Konflikt zwischen Pilot und Lastregelung kommen. Während die Lastregelung eine Hubschrauberbewegung zur Laststabilisierung kommandiert, steuert der Pilot möglicherweise dagegen, um die Hubschrauberposition zu halten, wie im Flugversuch des ACT/FHS zur Laststabilisierung zu beobachten war und in einer Simulatorstudie [4] nachgestellt werden konnte.

Das Ziel der automatischen Lastpositionierung ist die Positionierung der Last über einen georeferenzierten Punkt. Der Pilot verfügt dabei über keine direkte Steuerung der Hubschrauberbewegung. Eine indirekte Steuerung soll durch die Vorgabe einer Zielposition für die Last möglich sein. Die Lastpositionierung besteht aus der zweiteiligen Regelungsaufgabe der Stabilisierung der Lastpendelbewegung gegenüber dem Hubschrauber und der Lastpositionierung über einen Referenzpunkt. Darüber hinaus soll die Last über eine geringe Entfernung versetzt werden können. Die Regelgrößen der Lastpositionierung sind in [Abbildung 6-28](#) eingezeichnet. Die Lastposition x_L ; und die Zielposition $x_{L,ref}$ beziehen sich auf die Referenzposition x_{AP} ; y_{AP} , die die Windenposition zum Aktivierungszeitpunkt der automatischen Lastpositionierung angibt.

Das System zur automatischen Lastpositionierung (ALPS) setzt als äußere Regelschleife auf die TRC-Regelung des Hubschraubers auf. Der ALPS-Regler berechnet Geschwindigkeitskommandos für die TRC-Regelung, um eine Hubschrauberbewegung zur Positionierung der Last zu erhalten. Anders als bei der Stabilisierung reicht hierzu die Rückführung der Pendelwinkel und -raten nicht aus, da diese lediglich die Lastbewegung relativ zum Hubschrauber beschreiben. Zusätzlich ist die georeferenzierte Lastposition zurückzuführen, um die Last über einen erdfesten Punkt positionieren zu können.

Die Struktur des ALPS-Reglers zeigt [Abbildung 6-28](#) für die Längsachse. Zur Minimierung des Lastpositionsfehlers wird die Differenz zwischen Zielposition und momentaner Lastposition über eine Proportionalverstärkung zurückgeführt. Die Rückführung der Pendelwinkel und -raten wird zur Stabilisierung der Lastpendelbewegung benötigt. Pendelwinkel und -raten werden direkt vom Lastsensor bereitgestellt, die Lastposition wird aus den Pendelwinkeln, der Seillänge und der Hubschrauberbewegung berechnet. Die Anteile aus der Rückführung des Positionsfehlers und der Pendelbewegung werden zum Geschwindigkeitskommando für die TRC-Regelung aufsummiert. Ein positiver Positionsfehler bedeutet, dass der Zielpunkt aus Pilotensicht vor der momentanen Lastposition liegt. Der Hubschrauber muss die Last folglich nach vorne bewegen. Die Pendelbewegung wird wirksam gedämpft, wenn sich der Hubschrauber mit der Last bewegt. Befindet sich die Last vor dem Hubschrauber ($\vartheta_p > 0$) bzw. pendelt diese nach vorne ($\dot{\vartheta}_p > 0$), ist der Hubschrauber nach vorne zu bewegen, um sich über die Last stellen zu können.

Die Pendelwinkel werden über ein Hochpassfilter (nicht in [Abbildung 6-28](#) dargestellt) zurückgeführt, um den stationären Anteil aus dem Signal zu filtern. Im Vorwärtsflug wird die Last durch den aerodynamischen Widerstand entgegen der Flugrichtung stationär ausgelenkt. Eine stationäre Auslenkung stellt keine Pendelbewegung dar und muss nicht stabilisiert werden. Im Schwebeflug kann die Last durch einen konstanten Wind eine stationäre Auslenkung erfahren, speziell bei Windeneinsätzen mit geringen Lastmassen. Die stationäre Auslenkung ist bei der automatischen Lastpositionierung zu berücksichtigen.

Über die Vorgabe der Zielposition $x_{L,ref}$; $y_{L,ref}$ kann der Pilot die automatische Lastpositionierung steuern. Es wird dabei zwischen den folgenden zwei Modi unterschieden:

Load Position Hold:

Wird die Lastpositionierung ohne Vorgabe spezifischer Werte für die Zielposition aktiviert, d.h. $x_{L,ref} = y_{L,ref} = 0$, so wird die aktuelle Windenposition x_{AP} ; y_{AP} als Zielposition verwendet.

Load Repositioning:

Über die Eingabe spezifischer Werte für die Zielposition, d.h. $x_{L,ref} \neq 0$; $y_{L,ref} \neq 0$, wird das Versetzen der Last ermöglicht. Hierbei handelt es sich um ein relatives Versetzen der Last, da die Zielposition als relative Entfernungsangabe von der aktuellen Windenposition gesetzt wird.

Einige in der Literatur vorgestellten Arbeiten zur Lastregelung greifen auf optimale Reglerauslegungsverfahren zurück [24], [41], [42]. Bei diesen sog. modernen Auslegungsverfahren, die bei Mehrgrößensystemen Anwendung finden, werden die Matrixgleichungen so gelöst, dass alle Schleifen mit ihren Verstärkungsfaktoren gleichzeitig bestimmt werden können [43]. Im Gegensatz zu diesem Verfahren werden bei den klassischen Methoden, wie hier ausgewählt, die Regelschleifen sequentiell ausgelegt. Die Auslegung erfordert Erfahrung und nicht selten werden die endgültigen Verstärkungsfaktoren durch Ausprobieren festgelegt. Bei mehreren Schleifen ist dieses Verfahren umso aufwändiger und bei Mehrgrößensystemen können die einachsigen Auslegungen am Ende zu unterschiedlichen Ergebnissen führen. Zudem nimmt die Ersatzzeitkonstante der Regelkreise von innen nach außen zu [44]. Eine mehrschleifige Kaskadenregelung ist bei Änderungen der Führungsgrößen deshalb möglicherweise langsamer als ein entsprechender einschleifiger Regelkreis. Dies gilt aber nicht für Störgrößen, die im Inneren der Regelstrecke angreifen. Diese werden bei einer Kaskadenregelung bereits am nächstfolgenden Abgriff der Regelstrecke erfasst, ohne dass sie im Fall eines einschleifigen Regelkreises die gesamte Regelstrecke durchlaufen müssen [44]. Die Verwendung einer Kaskadenstruktur mit einem klassischen Auslegungsverfahren bietet jedoch den Vorteil, dass der Entwurf sowie die Einstellung in der Erprobung schrittweise von innen nach außen erfolgen kann [45] unter Verwendung einfacher Regelkreise. Die einachsige Regelung ermöglicht die getrennte Anpassung der Steuerachsen, was vor allem bei der Erprobung im realen Flugversuch [47] hilfreich ist. Beim bemannten Hubschraubereinsatz ist der Fall zu berücksichtigen, dass ein Teil

des Regelungssystems ausfällt und die Funktion der äußeren Schleifen nicht mehr gegeben ist. Zum Beispiel kann bei der Lastregelung die Lastsensorik und somit die äußere Regelschleife ausfallen. Die Aufgabe der äußeren Schleife kann ersatzweise der Pilot übernehmen. Die innere Schleife kann jedoch weiterhin aktiv bleiben, um für den Piloten die Steuerung des stabilisierten Hubschraubers zu gewährleisten. Bei Flugsteuerungssystemen stellen Transparenz und Einfachheit wichtige Anforderungen für die Auslegung sowie Erprobung dar [40], die durch klassische Auslegungsverfahren besser erfüllt werden als durch multivariable Verfahren (z.B. H_∞ , LQR [47]).

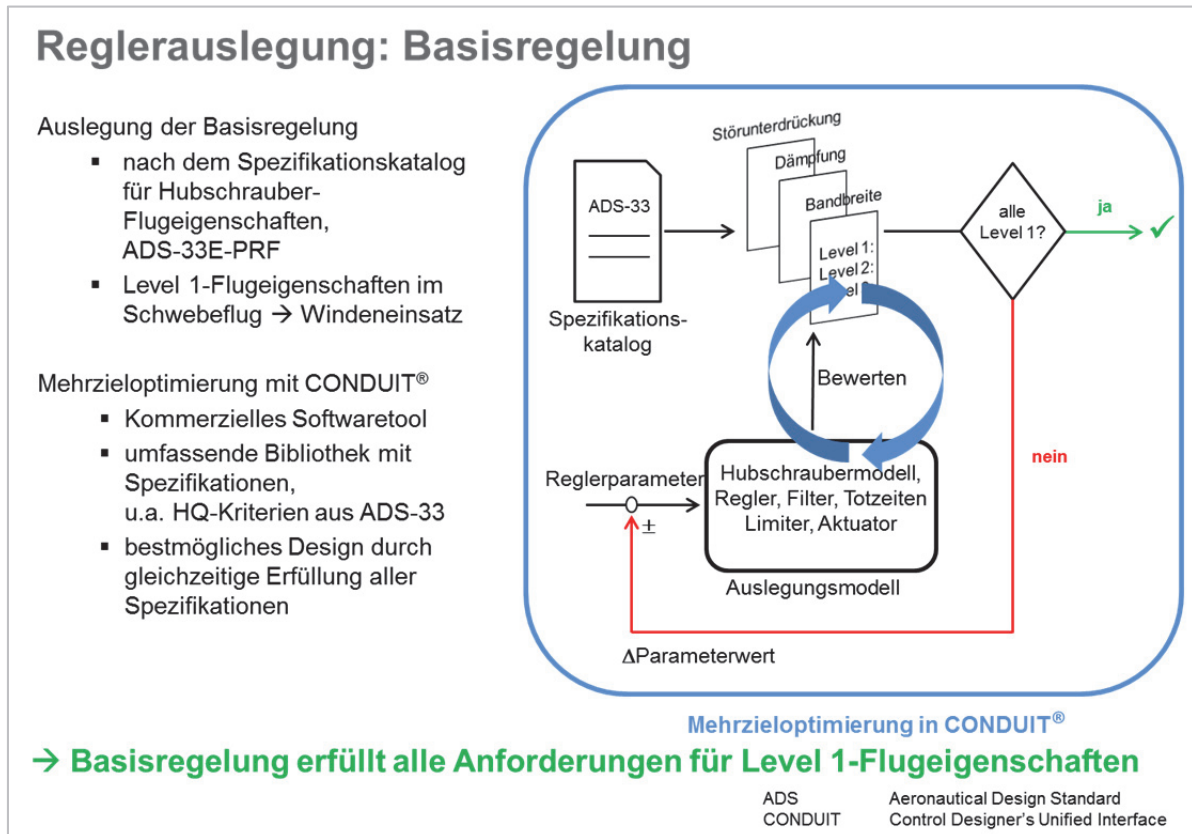


Abbildung 6-29: Auslegungsvorgehen für die Basisregelungsmodi AC und TRC

Die Basisregelung wurde mit dem Ziel ausgelegt, dass die Anforderungen an einen Hubschrauber mit Level 1 Flugeigenschaften im schwebeflughnahen Geschwindigkeitsbereich erfüllt werden. Im Dokument ADS-33-E-PRF [49], dem umfangreichsten Spezifikationskatalog zu Flugeigenschaften von Hubschraubern, sind die zur Bewertung von Flugeigenschaften herangezogenen Kriterien aufgeführt. Die Kriterien unterteilen sich in die quantitativen und qualitativen Bewertungskriterien. Die quantitativen Kriterien enthalten Anforderungen, die auf das dynamische Verhalten des Hubschraubers abzielen. Zur Überprüfung dieser Kriterien werden Kenngrößen ermittelt, die mit Hilfe von Messdaten berechnet werden können. Werden diese Kriterien in der Auslegung berücksichtigt, lässt sich im Entwurf vorhersagen, ob die Auslegung zu einem Hubschrauber mit Level 1 Flugeigenschaften führt. Die quantitativen Kriterien dienen der Bestimmung der sog. Predicted Handling Qualities. Die Bewertung des tatsächlichen Flugverhaltens erfolgt durch den Piloten und entspricht einer subjektiven Bewertung (siehe Pilotenstudien in Kapitel 6.4.3 und Kapitel 6.5.4). Die Piloten fliegen standardisierte Flugaufgaben, sog. Mission Task Elements (MTE), und geben anschließend eine Bewertung über das Flugverhalten ab. Diese subjektiven Bewertungen werden als Assigned Handling Qualities bezeichnet.

Einige für die Auslegung relevante Kriterien sind nicht in der ADS-33 spezifiziert, sind aber zu berücksichtigen, da sie allgemeine Anforderungen an der Flugregelung formulieren, z.B. Anforder-

rungen an die Stabilität des Regelkreises. Die aktuelle Forschung im Bereich der automatischen Flugsteuerung von Hubschraubern zeigt einen Ergänzungsbedarf der ADS-33 auf. Eine solche Ergänzung betrifft die Störunterdrückung und die pilotierte Steuerung von Hubschraubern mit Außenlasten, die in der nächsten Version der ADS-33 (Revision F) integriert werden sollen [48].

Die Optimierung der Flugregler erfolgte mit dem kommerziell erwerblichen Auslegungstool CONDUIT [40]. Dieses Tool umfasst alle in den ADS-33 definierten Auslegungskriterien in einer Bibliothek. Das in diesem Werkzeug hinterlegte Optimierungsverfahren ist eine sogenannte Mehrzieloptimierung. Diese Optimierungsmethode ist besonders geeignet wenn viele zum Teil auch konträre Anforderungen gleichzeitig von einem System erfüllt werden müssen. Die Methode führt zu einem Ergebnis, das alle gestellten Anforderungen bestmöglich erfüllt. Über dieses Auslegungsvorgehen konnte das ACAH und TRC des Hubschraubers für Level 1 Flugeigenschaften im schwebeflugnahen Geschwindigkeitsbereich ausgelegt werden.

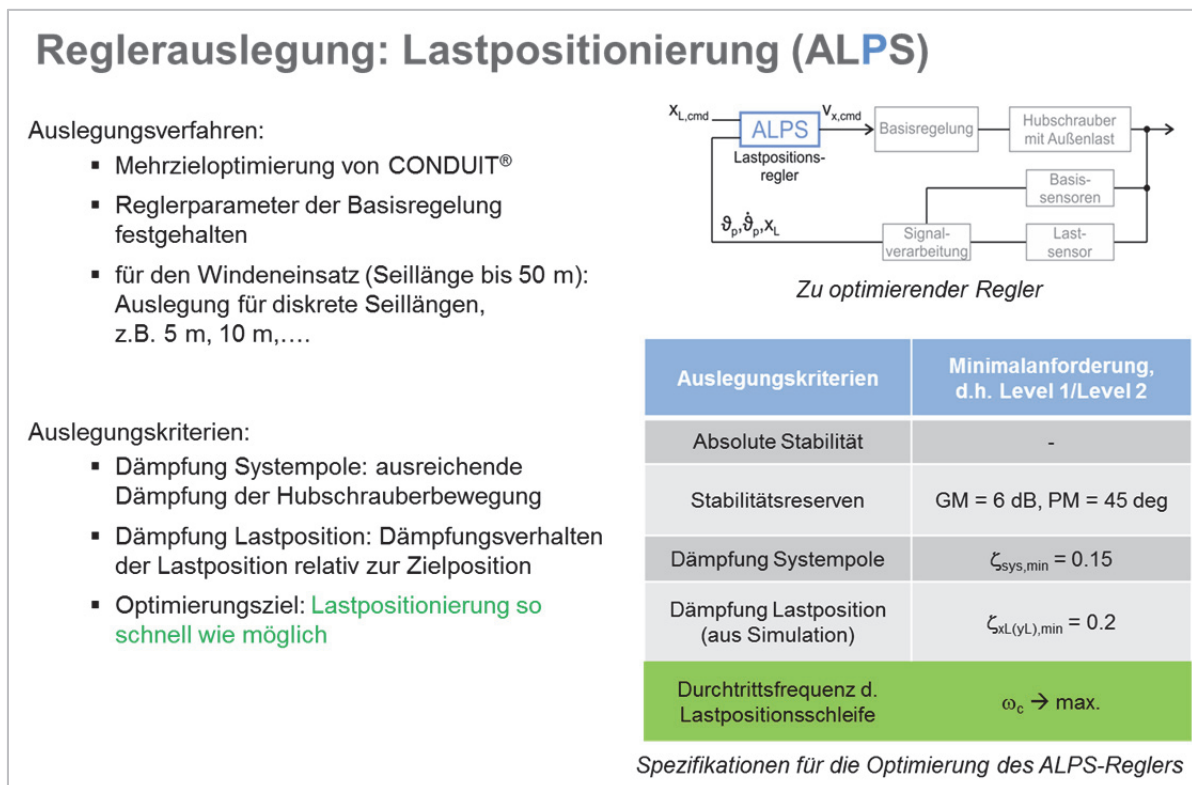


Abbildung 6-30: Vorgehen zur Reglerauslegung ALPS

In einem nachgeschalteten Auslegungsschritt wurde der ALPS Regler ausgelegt (vgl. [Abbildung 6-30](#)). Dazu wurden die Reglerparameter der Basisregelung festgehalten und nur die Reglerparameter des ALPS (d.h Verstärkungsfaktoren für Lastpositionsabweichung, Pendelwinkel und Pendelrate, vgl. [Abbildung 6-28](#)) zur Optimierung über CONDUIT freigegeben. Als Auslegungskriterien für das ALPS wurden folgende Anforderungen aufgestellt. Das System soll absolute Stabilität und ausreichende Dämpfung aufweisen (alle Systempole in der linken Halbebene und $\zeta_{sys,min} = 0.15$). Die Hubschrauberbewegung soll ausreichend gedämpft sein und Stabilitätsreserven von 6dB Gain-Margin (GM=6dB) und 45deg Phase-Margin (PM=45deg) aufweisen. Die Dämpfung bzgl. der Lastposition relativ zur Zielposition soll mindesten bei 0.2 liegen ($\zeta_{xL(yL),min} = 0.2$). Das Optimierungsziel lautet die Lastzielpositionierung so schnell wie möglich zu erreichen. Dies bedeutet die Durchtrittsfrequenz in der Optimierung zu maximieren ($\omega_c \rightarrow \max$).

Berücksichtigung der Störunterdrückung als Auslegungskriterium

Bei der Entwicklung der Außenlastpositionierung in SISAL wurde das Auslegungsverfahren dahingehend verfeinert, dass die Funktion der Lastpositionshaltung („Load Position Hold“) in unterschiedlichen Ausführungen („Designs“) ausgelegt werden kann. So lässt sich das System in der Schnelligkeit der Lastpositionierung einstellen. Da die Last über die Bewegung des Hubschraubers kontrolliert wird, bedeutet eine schnellere Lastpositionierung eine höhere Dynamik des Hubschraubers. Die Hubschrauberdynamik ist jedoch nicht nur in Bezug auf die Systemgrenzen, z.B. Stabilität des Regelkreises oder Aktuatorik, begrenzt, sondern auch durch die Akzeptanz der Piloten. Die Schnelligkeit der Lastpositionierung lässt sich durch die Anforderung der Störunterdrückung in der Regelschleife des Lastpositionsfehlers einstellen. Es wurde jeweils eine Auslegung für einen hohen und niedrigeren Wert der Störunterdrückung vorgenommen. [Abbildung 6-31](#) und [Abbildung 6-32](#) geben das Ergebnis der Optimierung für die zwei Designs wieder. In [Abbildung 6-31](#) ist der Amplitudengang der Störunterdrückung für den Positionsfehler in Längsrichtung dargestellt. Am Ende der Optimierung wurden die Anforderungen eines DRB-Wertes von 0.1 bzw. 0.25 rad/s genau erreicht. Wie aus [Tabelle 6-1](#) ersichtlich, nehmen mit einer schnelleren Störunterdrückung die Stabilität und die Dämpfung der Regelschleife ab.

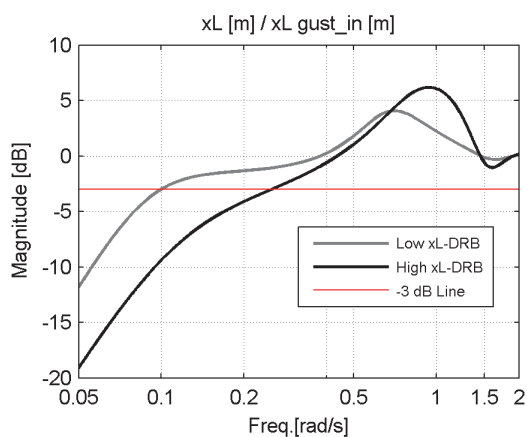


Abbildung 6-31: Amplitudengang der Störunterdrückung der Lastposition in Längsrichtung

Tabelle 6-1: Kennwerte der Regelschleife der Lastpositionierung in Längsrichtung

Lastkonfiguration: Winde, 100 kg, 20 m		Low xL-DRB	High xL-DRB
Geschlossener Regelkreis	DRB [rad/s]	0.1	0.25
	Dämpfung [-]	1*	0.37
Offener Regelkreis	Durchtrittsfrequenz [rad/s]	0.16	0.4
	Amplitudenreserve [dB]	10	6.1
	Phasenreserve [deg]	73	64

* Kein Überschwingen detektiert

Die Auswirkungen der zwei Designs zeigt zunächst [Abbildung 6-32](#) für die Überprüfung in der FCS-Simulation. Ausgangspunkt der Simulation ist der Schwebeflug mit eingeschalteter Geschwindigkeitsregelung (TRC - Translational Rate Command). Die Last (100 kg) hängt an der Außenwinde und das Seil ist auf 20 m ausgefahren. Mit einem Steuerimpuls in Längsrichtung wird der Hubschrauber kurzzeitig beschleunigt („vx [m/s]“) und regt die Last zum Pendeln an. Nach 20 s wird die automatische Lastpositionshaltung aktiviert („ALPS-Switch“), um die Last über der Referenzposition zu halten. Im Verlauf der longitudinalen Pendelwinkels und der Lastposition („the_c [deg]“ und „xL [m]“) ist die gute Dämpfung der Pendelbewegung und die Einhaltung der Referenzposition zu erkennen. Dazu führt der Hubschrauber über die Lagewinkeländerungen („the [deg]“) eine Bewegung in der Längsachse aus. Aus dem Vergleich der zwei unterschiedlichen Designs geht hervor, dass bei einer stärkeren Störunterdrückung eine schnellere Lastpositionierung erzielt wird, dies jedoch mit einer deutlich dynamischeren Hubschrauberbewegung einhergeht. Die Nickbewegung weist höhere Amplituden und eine starke ausgeprägte Schwingung auf. Ein solches Hubschrauberverhalten könnte ein Komfortproblem für die Besatzung bedeuten. Abschließend wurde die Auslegung mit der schwächeren Störunterdrückung im Simulator überprüft (vgl. [Abbildung 6-33](#)). Das leicht unterschiedliche Verhalten im Vergleich zur FCS-Simulation liegt daran, dass im Simulator die Lastbewegung durch eine manuelle Steuereingabe angeregt wurde. Dennoch ist eine gute Übereinstimmung zur FCS-Simulation erkennbar und bestätigt die Funktionalität der Toolkette (vgl. [Abbildung 6-12](#)) auch für die Außenlastregelung.

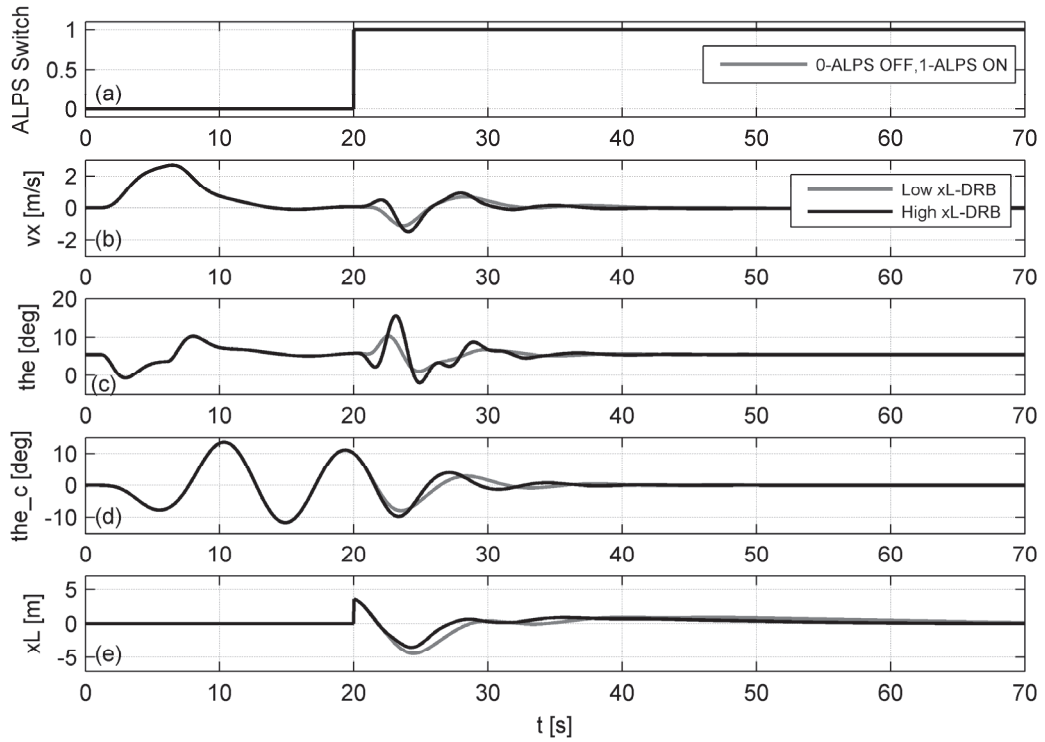


Abbildung 6-32: FCS-Simulation der automatischen Lastpositionierung

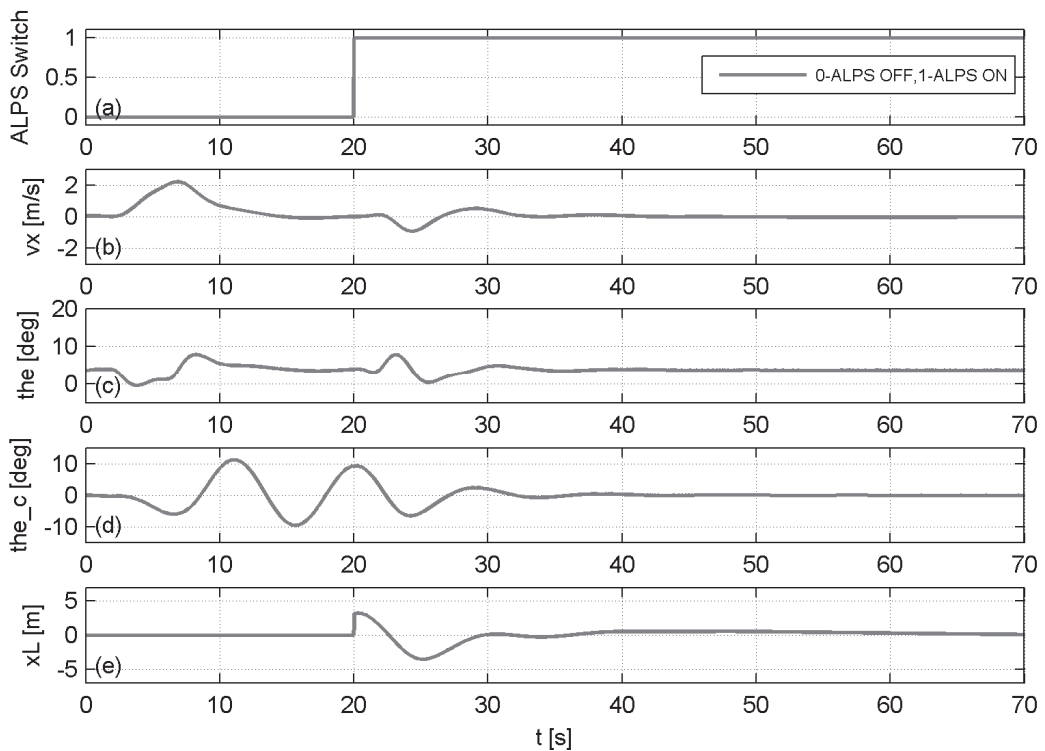


Abbildung 6-33: Erprobung der automatischen Lastpositionierung im Simulator

Auslegung der Außenlastpositionierung für den gesamten Seillängenbereich

Im Projekt SISAL wurde die Außenlastpositionierung für den gesamten Seillängenbereich der Außenwinde ausgelegt. Das Ziel der Auslegung ist ein System mit einer performanten Lastpositionierung, die sich durch eine schnelle und präzise Positionierung der Last auszeichnet. Um den gesamten Seillängenbereich bis 50 m auszulegen, wurde für mehrere Seillängen jeweils ein lineares Modell erzeugt und anschließend separat optimiert. Es wurden lediglich die Parameter des ALPS-Reglers optimiert (vgl. [Abbildung 6-30](#)), so dass die Reglerparameter der inneren Schleifen festgehalten wurden. Es wurden die in [Tabelle 6-2](#) aufgelisteten Spezifikationen verwendet.

Die Spezifikation der relativen Stabilität (Amplituden- und Phasenreserve) sowie der Durchtrittsfrequenz sind am offenen Regelkreis an der Aktuatorposition und in der Lastpositionsschleife zu erfüllen. Die Spezifikationen bezüglich des Dämpfungsverhaltens zielen sowohl auf die Systemdämpfung als auch spezifisch auf die Dämpfung der Lastbewegung ab. Die Systemdämpfung wird aus der Dämpfung der Systempole bestimmt. Die Spezifikation verwendet zur Bewertung der Systemdämpfung die minimale Dämpfung aller Systempole im gewählten Frequenzbereich. Mit der separaten Spezifikation der Lastdämpfung kann die Dämpfung der Lastbewegung gezielt eingestellt werden. Die Dämpfung wird im Zeitbereich aus dem Antwortverhalten der Last infolge einer Störung in der Lastposition bestimmt. Die Minimalwerte der Spezifikation zur Lastdämpfung ergaben sich als Erfahrungswerte während der Optimierung für den gesamten Seillängenbereich. Für die Systemdämpfung wird eine niedrige Dämpfung von 0.15 gefordert, um den gesamten Seillängenbereich auslegen zu können. Wie später gezeigt wird, stellt vor allem bei kurzen Seillängen die Systemdämpfung die einschränkende Anforderung dar. Mit der Forderung nach einer maximalen Durchtrittsfrequenz der Lastpositionsschleife versucht die Optimierung eine maximale Durchtrittsfrequenz unter gleichzeitiger Einhaltung all der anderen Spezifikationen zu erzielen, so dass ein Reglerdesign mit maximaler Performance gefunden wird.

Tabelle 6-2: Spezifikationen für die Auslegung des Lastpositionierungsreglers

Spezifikation	Regelschleife	Minimaler Wert
Absolute Stabilität	-	-
Amplitudenreserve	Lastposition, Aktuatorskommando	GM = 6 dB
Phasenreserve	Lastposition, Aktuatorskommando	PM = 45 deg
Durchtrittsfrequenz	Lastposition	$\omega_c \rightarrow \max.$
Systemdämpfung		$\zeta = 0.15$
Dämpfung der Lastbewegung		$\zeta = 0.25$

Die Optimierungsergebnisse für den gesamten Seillängenbereich sind in [Abbildung 6-34](#) und [Abbildung 6-35](#) zusammengefasst. [Abbildung 6-34](#) zeigt die Ergebnisse für die Spezifikationen Durchtrittsfrequenz, Störunterdrückung (DRB), Systemdämpfung sowie Lastdämpfung. Beginnend bei der maximalen Seillänge von 50 m nimmt die Durchtrittsfrequenz in Längs- und Querrichtung mit kürzer werdender Seillänge linear zu. Da die Durchtrittsfrequenz die Schnelligkeit der Lastpositionsschleife bestimmt, wird bei kürzeren Seilen der Lastpositionierungsfehler schneller minimiert bzw. kann eine schnellere Positionierung erzielt werden. Unterhalb einer Seillänge von 10 m nimmt die Durchtrittsfrequenz jedoch wieder ab. Die durch den DRB-Wert repräsentierte Störunterdrückung in der Lastpositionsschleife hat den gleichen Verlauf über die Seillänge wie die Durchtrittsfrequenz. Die Abnahme in der Performance der Lastpositionierung mit kürzeren Seilen lässt sich anhand der Dämpfungen in [Abbildung 6-34](#) erklären. Die mit *EigDpG1* bezeichnete Linie entspricht der mini-

malen Dämpfung der Systempole der jeweiligen Auslegung. Die zwei anderen Linien stellen die Dämpfung der Lastbewegung in beiden Achsen dar. Für die Seillänge von 5 m liegt die Systemdämpfung mit 0.15 an der Grenze der geforderten minimalen Dämpfung (siehe [Tabelle 6-2](#)). Da die Dämpfung der Lastbewegung für alle Seillängen deutlich oberhalb dieser Grenze liegt, folgt daraus, dass die Systempole mit der minimalen Dämpfung mit der Hubschrauberbewegung verbunden sind. Eine Erhöhung der Performance in der Lastpositionierung kann daher nur unter Unterschreitung der geforderten Systemdämpfung erreicht werden. Die Systemdämpfung und die Lastdämpfung erhöhen sich mit zunehmender Seillänge und die Performance der Lastpositionierung ist durch die Stabilitätsreserven der Lastpositionsschleifen eingeschränkt.

Die optimierten Reglerparameter in [Abbildung 6-35](#) zeigen, dass die Durchtrittsfrequenz der Lastpositionierungsschleife praktisch durch die Parameter xL_kp und yL_kp bestimmt werden. Mit zunehmender Seillänge werden höhere Verstärkungsfaktoren für die Pendelwinkel („Cable angle gain [m/s / rad]“) benötigt. Da bei längeren Seilen eine größere Lastauslenkung stattfindet, ist eine stärkere Hubschrauberbewegung erforderlich, um die Last zu kontrollieren. Bei den Verstärkungsfaktoren für die Pendelraten („Cable rate gain [m/s / rad]“) ist ein gegensätzlicher Trend zu erkennen, da die mit zunehmender Seillänge eine geringere Verstärkung benötigt wird. Die Verstärkung in Längsachse ist dabei geringer als in der Querachse. Der Verlauf der Gains ermöglicht eine einfache Umsetzung eines Gain-Scheduling als Funktion der Seillänge. So lässt sich die beim Windeneinsatz variable Seillänge bei der Lastpositionierung regelungstechnisch behandeln.

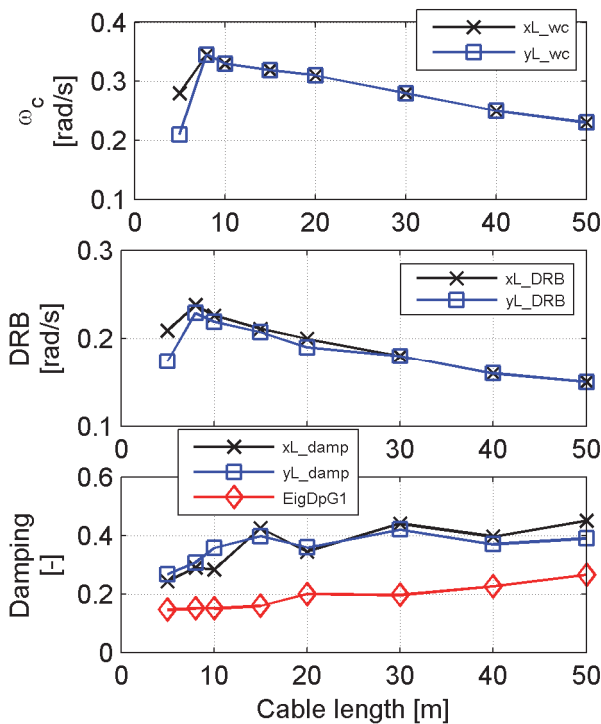


Abbildung 6-34: Ausgewertete Spezifikationen nach Optimierung des ALPS-Reglers

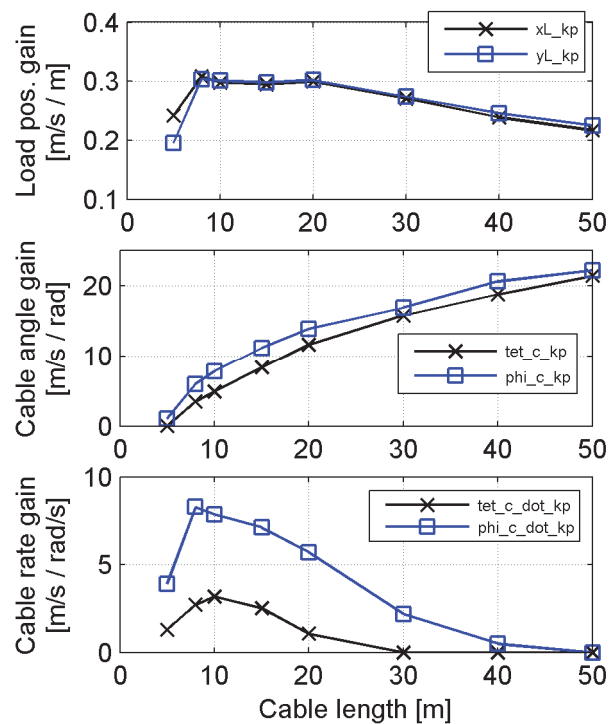


Abbildung 6-35: Optimierte Parameter des ALPS-Reglers

Auslegung einer Laststabilisierung für den pilotierten TRC-Mode

Während die automatische Lastpositionierung aktiv ist, kann der Pilot zwar die Zielposition der Last vorgeben. Er hat jedoch keine Möglichkeit, den Hubschrauber aktiv zu steuern. Für die Aufgabe der Lastpositionierung scheint eine automatische Funktion sinnvoll zu sein, wie die in [4] vorgestellte Studie gezeigt hat. In der Studie wurde festgestellt, dass es bei einer Lastpositionierung unter pilotierter Steuerung zu einem Konflikt zwischen Lastregelung und Pilotensteuerung kommt. Der Grund hierfür liegt im Prinzip der Lastregelung, bei der die Lastbewegung auf die Hubschrauber-

steuerung zurückgeführt wird, d.h. die Last wird über die Bewegung des Hubschraubers kontrolliert. Das führt dazu, dass die von der Lastregelung und die vom Piloten kommandierten Hubschrauberbewegungen entgegengesetzt sein können. Für den Piloten hat das zur Folge, dass der Hubschrauber auf seine Steuereingaben anders reagiert, als er es erwarten würde. Dies führt schließlich zu einer schlechten Bewertung der Flugeigenschaften durch den Piloten, da die Reaktion des Hubschraubers für den Piloten nicht mehr vorhersehbar ist. Dieses Problem trat in allen Studien in der Literatur auf, bei denen der Pilot den Hubschrauber mit den Response-Type *Rate Command* oder *Attitude Command* gesteuert hat.

Die Bezeichnung Response-Type bezieht sich auf das Antwortverhalten innerhalb der ersten Sekunden nach einer Steuereingabe. Abbildung 6-36 zeigt, wie die Antwort auf eine sprunghafte Steuereingabe bezüglich des Lagewinkels für drei verschiedene Modi aussieht. Im Mode *Rate Command* (RC) folgt auf eine konstante Steuereingabe eine konstante Drehrate, was zu einer Zunahme des Lagewinkels führt. Im Mode *Attitude Command* steuert der Pilot direkt die Lage des Hubschraubers. Auf eine sprunghafte Steuereingabe folgt nach einer gewissen Einschwingzeit ein konstanter Lagewinkel. *Attitude Command* bietet dem Piloten ein deutlich stabileres Hubschrauberverhalten als *Rate Command*, jedoch unter Einbußen der Agilität. Eine noch höhere Stabilität liegt im *Translational Rate Command* vor. Hier steuert der Pilot mit seiner Steuereingabe nicht mehr die Lage des Hubschraubers, sondern die Übergrundgeschwindigkeit. Um die kommandierte Geschwindigkeit zu erreichen und zu halten, verändert der Hubschrauber seine Lage. In diesem Mode ist präzises Navigieren bei niedrigen Geschwindigkeiten sehr leicht, bedeutet jedoch ein sehr träges Hubschrauberverhalten.

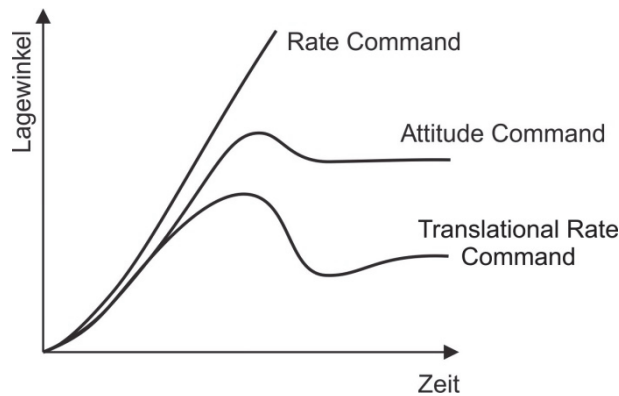


Abbildung 6-36: Lagewinkeländerung infolge einer Sprungeingabe für verschiedene Reglermodi

Das Antwortverhalten des Hubschraubers im TRC-Mode dient als neuen Ansatz für die Auslegung einer Lastregelung, mit der eine direkte Steuerung des Hubschraubers durch den Piloten ermöglicht wird. Dazu wird die vorhandene TRC-Regelung um die Stabilisierung der Lastbewegung ergänzt. In Abbildung 6-37 ist der Regler für die Nickachse dargestellt. Zum Regelfehler des normalen TRC-Reglers wird zusätzlich die Rückführung der Lastbewegung zur Laststabilisierung aufaddiert.

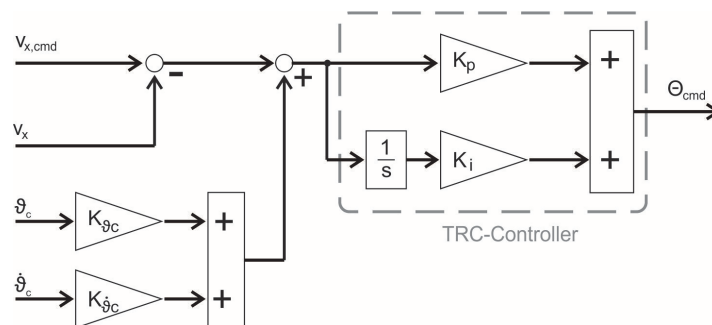


Abbildung 6-37: Struktur des TRC-Reglers mit Laststabilisierung in der Nickachse

Für die Auslegung des als TRC-SLD (*Translational Rate Command - Slung Load Damping*) bezeichneten Reglers werden die Reglerparameter in CONDUIT unter Verwendung der in [Tabelle 6-3](#) gelisteten Spezifikationen verwendet. Die Anforderungen an die Stabilitätsreserve (Amplituden- und Phasenreserve) sind für die offene Regelstrecke in der Geschwindigkeitsschleife sowie an der Aktuatorposition zu erfüllen. Zusätzlich muss wie auch bei der Auslegung des Lastpositionierungsreglers ein Mindestmaß an Gesamtsystemdämpfung und an Lastdämpfung vorliegen.

[Tabelle 6-3](#): Spezifikationen für die Auslegung des TRC-SLD-Reglers

Spezifikation	Regelschleife	Minimaler Wert
Absolute Stabilität	-	-
Amplitudenreserve	Geschwindigkeit, Aktuorkommando	GM = 6 dB
Phasenreserve	Geschwindigkeit, Aktuorkommando	PM = 45 deg
Systemdämpfung		$\zeta = 0.15$
Dämpfung der Lastbewegung		$\zeta = 0.25$

Für den Windeneinsatz werden die Reglerparameter analog zur Auslegung des ALPS-Reglers für den gesamten Seillängenbereich bis 50 m optimiert. Die Optimierungsergebnisse für den gesamten Seillängenbereich sind in [Abbildung 6-38](#) und [Abbildung 6-39](#) zusammengefasst. [Abbildung 6-38](#) zeigt die Ergebnisse für die Spezifikationen Amplitudenreserve (GM) und Phasenreserve (PM) in der Geschwindigkeitsschleife, Systemdämpfung sowie Lastdämpfung. Eindeutig zu erkennen ist, dass die Phasenreserve die kritische Spezifikation ist, da deren Verläufe am geforderten Minimum von 45 deg liegen. Wie bei der ALPS-Auslegung nimmt die Systemdämpfung mit kurzen Seillängen ab. Die Dämpfung der Lastbewegung ist in beiden Achsen mit einem Dämpfungsmaß von 0.25 ausreichend hoch. Die Verläufe der optimierten Reglerparameter in [Abbildung 6-39](#) zeigen, dass auch für den TRC-Regler mit Stabilisierungsfunktion eine einfache Umsetzung eines Gain-Scheduling als Funktion der Seillänge möglich ist.

Die Funktionsweise des TRC-SLD-Reglers kann anhand einer pilotierten Simulation im AVES erklärt werden. [Abbildung 6-40](#) zeigt die Durchführung der Lastabsetzaufgabe („Load Placement MTE“) für den Windeneinsatz (vgl. [Abbildung 6-9](#)). Die Aufgabe für den Piloten besteht darin, den Hubschrauber mit ausgefahrenem Seil in einem diagonalen Anflug in den Bereich der Zielposition zu bringen. Anschließend kann der Pilot unter Nutzung der Lastpositionierung die Last automatisch über die Zielposition bringen lassen. Durch das Verfahren des Seils kann der Pilot schließlich die Last absetzen. Mit dem Absetzen der Last ist die Aufgabe beendet.

Die Anflug- und Verzögerungsphase reicht von Beginn der Aufzeichnung bis 25 s danach. Die Verläufe der Pilotensteuer („Stick Input [%]“) zeigen, dass der Pilot den Hubschrauber manuell steuert. Darunter sind die kommandierte und tatsächliche Übergrundgeschwindigkeit („Groundspeed [m/s]“) abgebildet. Die Stabilisierung berechnet aus der Lastbewegung Geschwindigkeitskommandos (vgl. [Abbildung 6-37](#)), wie die Verläufe für die Rückführkommandos („Load feedback [m/s]“) zeigen. Darin ist zu erkennen, dass die Stabilisierung erst 3 Sekunden nach Beginn der Einsteuerung durch den Piloten aktiv wird. Diese Schaltlogik wurde eingeführt, damit die initiale Einsteuerung des Piloten durch die Stabilisierung nicht beeinträchtigt wird. Wäre die Stabilisierung dauerhaft aktiv, würde diese je nach Lastzustand im ungünstigsten Fall eine dem Pilotenkommando entgegengesetzte Hubschrauberbewegung kommandieren. In den Pendelwinkeln („Cable angle [deg]“) ist die effektive Dämpfung der Lastbewegung mit aktiver Stabilisierung gut erkennbar. Die

Stabilisierung wird deaktiviert, sobald der Pilot keine weiteren Steuereingaben tätigt, um den Hubschrauber im Schwebeflug zu halten. Diese Deaktivierung ermöglicht dem Piloten, die Verzögerung des Hubschraubers und die Schwebeflugposition genau zu steuern. Durch die Deaktivierung der Stabilisierung wird die Last auf Grund ihrer Trägheit bei der Verzögerung des Hubschraubers leicht angeregt. Die Lastschwingung kann jedoch über die Aktivierung der automatischen Lastpositionierung („Switch [-]“) gedämpft werden. Anschließend wird die Last über die gewünschte Zielposition gehalten und der Pilot kann das Seil verfahren, um die Last abzusetzen.

Für detailliertere Beschreibungen und Analysen bzgl. der Auslegung der ALPS Funktionen wird an dieser Stelle auf die im Rahmen von SISAL entstandenen und öffentlich zugängliche Dissertation [8] verwiesen.

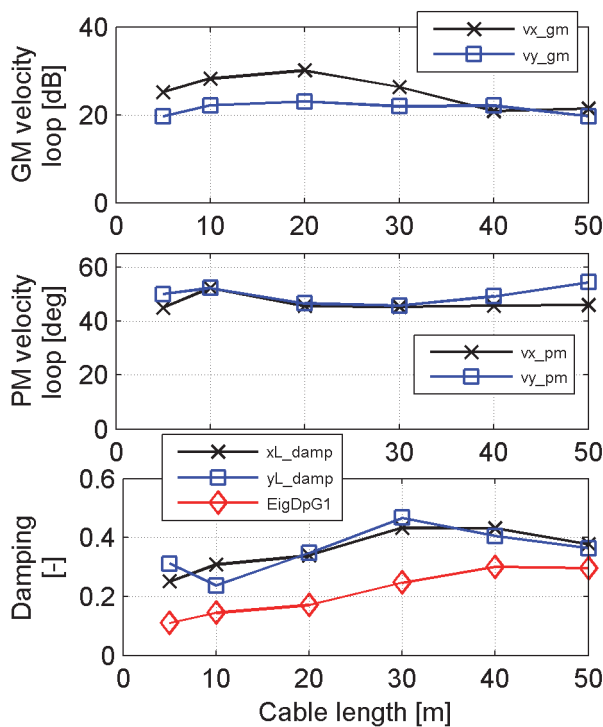


Abbildung 6-38: Ausgewertete Spezifikationen nach Optimierung des TRC-SLD-Reglers

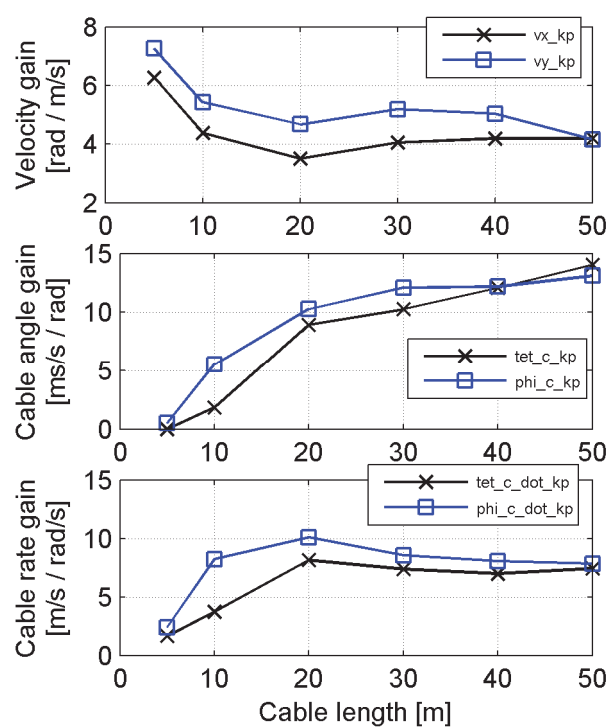


Abbildung 6-39: Optimierte Parameter des TRC-SLD-Reglers

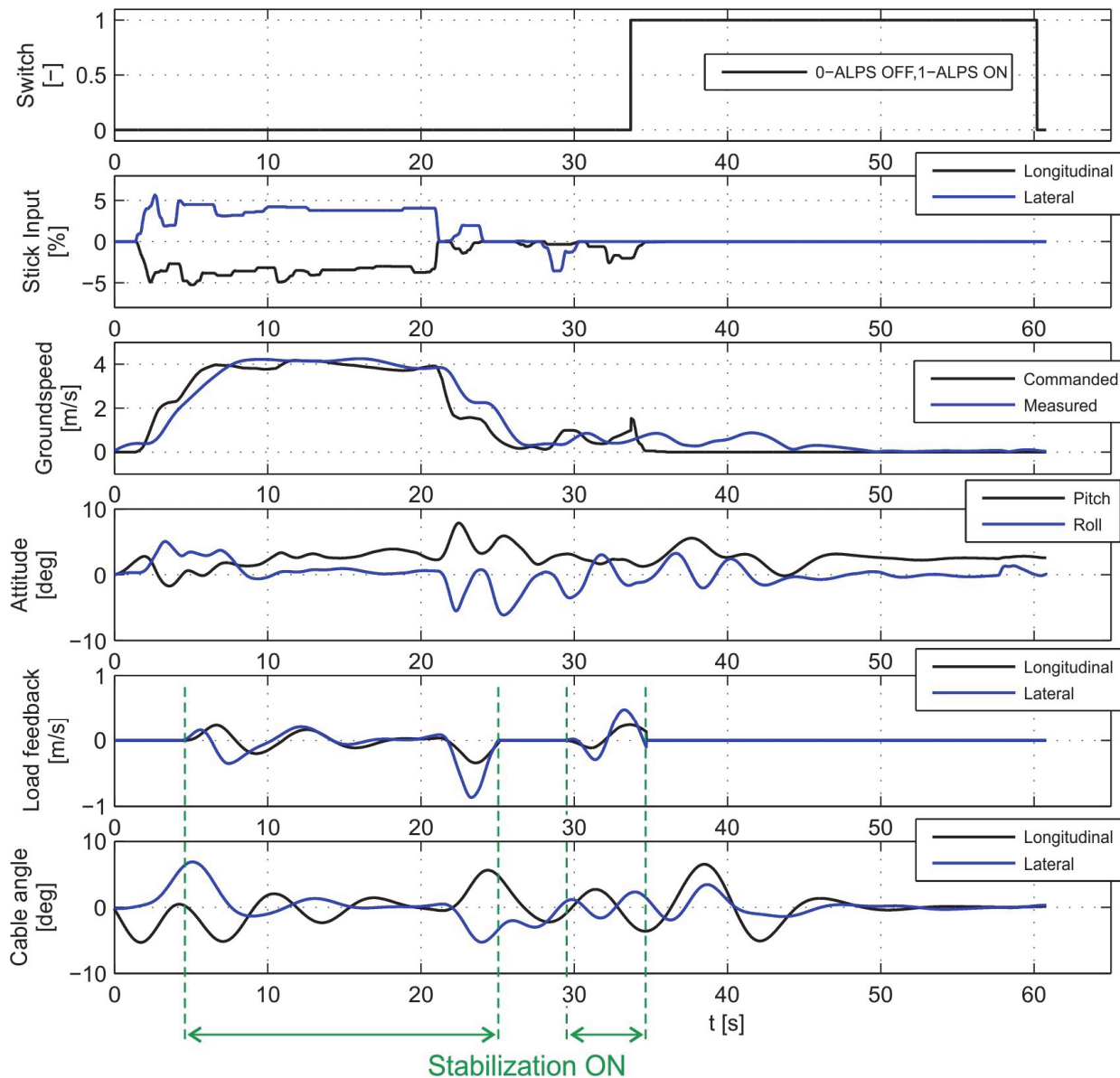


Abbildung 6-40: Pilotierte Simulation der Lastabsetzaufgabe (Load Placement MTE) im AVES mit dem TRC-SLD-Mode

6.2.4 Kontinuierliche Systemerprobung im Flugversuch (AP 2.2.4)

Die erste der im Projekt geplanten Flugversuchskampagnen mit dem ACT/FHS konnte im Mai 2015 stattfinden (siehe [Abbildung 6-41](#)). Im Vorfeld der Flugversuche fand im AVES ein Test statt, bei dem der HALAS-Sensor an das Experimentalsystem angeschlossen wurde und ein Kommunikationstest durchgeführt wurde.

Insgesamt konnten 5 Flüge an 3 Versuchstagen stattfinden. Die Ziele der ersten Flugversuchskampagne in SISAL waren dabei wie folgt:

- Eingewöhnungsflüge für die Flugbesatzung nach 2-jähriger Einsatzpause
- Erprobung der Software-Modifikation der HALAS-Sensorik
- Datenerzeugung mittels eines von iMAR bereitgestellten Messkoffers mit einer IMU und einem GPS-Sensor
- Erprobung der Außenlaststabilisierung nach Änderungen der FCS-Software

Die erfolgten Testpunkte sind in [Tabelle 6-4](#) aufgeführt.

Tabelle 6-4: Testpunkte der ersten SISAL-Flugversuchskampagne im Mai 2015

Flüge	Testpunkt
2	Eingewöhnungsflüge für die Flugbesatzung
1	Erprobung der modifizierten HALAS-Sensorik (externe Eingabe der Seillänge)
1	Messdatenerzeugung mit dem Messkoffer (IMU+GPS)
1	Erprobung der Außenlaststabilisierung

Die von iMAR im Berichtszeitraum umgesetzte Software-Modifikation des Sensors bestand darin, die Seillängeninformation extern vorgeben zu können. Die Seillängeninformation ist für die Sensor-Software von wesentlicher Bedeutung, da die Seillänge für die zuverlässige Erkennung des Markers sowie für die Schätzung der Pendelbewegung benötigt wird. Vor der Modifikation und in den Flugversuchen des Projekts HALAS war eine externe Eingabe der Seillänge nicht vorgesehen, so dass die Seillänge geschätzt werden musste. Für die Schätzung musste jedoch eine Pendelbewegung vorliegen, so dass nach einem Verfahren des Seils zunächst die Lastbewegung angeregt werden musste.

Ein weiterer Grund für die Modifikation war die Vorbereitung für den geplanten Abgriff der Seillänge aus der Winde. Ein regelungstechnisches Ziel in SISAL war die Berücksichtigung der variablen Seillänge im Flug für die Außenlastregelung. Dazu muss die Änderung der Seillänge beim Ein- und Ausfahren des Seils sowohl dem Sensor als auch dem Flugregler zur Verfügung gestellt werden. Da für den Abgriff der Seillänge eine Umrüstung des ACT/FHS erforderlich war, wurde übergangsweise mit einer festen Seillänge und der manuellen Vorgabe des Wertes über das Versuchsbediengerät getestet. Die aktuelle Seillänge wurde dabei vom Windenbediengerät oder auch vom Display des ACT/FHS abgelesen. Diese Vorgehensweise wurde für unterschiedliche Seillängen im Flugversuch erfolgreich getestet. Der Wegfall der Seillängenschätzung, die bei den HALAS-Flugversuchen noch erforderlich war, hat die Versuchsdurchführung erheblich vereinfacht.

Am Lastkörper wurde ein Messkoffer angebracht, der eine IMU, einen GPS-Empfänger und Datenlogger enthielt (siehe [Abbildung 6-42](#)). Ein solcher Messkoffer wurde bereits bei den HALAS-Flugversuchen eingesetzt, damals jedoch ohne GPS-Empfänger. Die Erweiterung um den GPS-Empfänger war für die Bestimmung der Ausrichtung („Heading“) des Messkoffers nötig. Zusammen mit den IMU-Daten liegt eine Messreferenz vor, die eine Überprüfung der vom Sensor ausgegebenen Schätzwerte ermöglicht.

Ein weiteres Ziel der Anbringung des Messkoffers lag in der Erzeugung von Messdaten, die in Vorbereitung auf die SISAL-Sensorik Aussagen über eine Realisierbarkeit des Konzepts „Load Marker Unit“ (LMU) ermöglichte. Das Konzept sieht vor, dass bei der Anwendung der SISAL-Sensorik mit einer Außenwinde in der Nähe des Lastkörpers ein Ring angebracht wird, der mittels einer IMU und eines hochpräzisen GPS-Empfängers die Bewegung des Lastkörpers erfasst. Über eine drahtlose Verbindung werden die Daten an den am Hubschrauber befestigten Sensor übermittelt, der aus diesen Daten die Pendelbewegung der Last bestimmt.

Für die Messdatenerzeugung wurden verschiedene Flugmanöver erfolgen, u.a. langsamer Kreisflug, Vorwärtsflug mit konstanter Beschleunigung, Vorwärtsflug mit variierender Beschleunigung.



Abbildung 6-41: ACT/FHS mit Außenlast im Flugversuch (Mai 2015)



Abbildung 6-42: iMAR-Messkoffer mit IMU und GPS am Lastkörper



Abbildung 6-43: Aktiver Marker der HALAS-Sensorik

Im letzten Flug konnte die in HALAS entwickelte Außenlaststabilisierung erneut in Betrieb genommen werden. Der Flugversuchsplan sah in der Kampagne die Erprobung des Systems bei verschiedenen diskreten Seillängen vor. Durch einen technischen Defekt des optischen Markers der HALAS-Sensorik (siehe Abbildung 6-43) musste die Flugversuchskampagne jedoch abgebrochen werden.

Die weiter Nachweisführung und Funktionsdemonstration von ALDS und ALPS für den Fall der Rettungswinde mit variabler Seillänge fand somit im AVES statt. Die Funktion der Lastpendeldämpfung und automatischen Lastpositionierung konnte dort erfolgreich demonstriert werden.

6.3 AP 2.3 Integration der SISAL-Sensorik und Systemerprobung

In diesem Arbeitspaket war es ursprünglich vorgesehen, die im Projekt SISAL von iMAR und AHD entwickelte Sensorik in den ACT/FHS zu integrieren und für die experimentelle Flugerprobung zu zulassen. Das DLR-ACFS und die Außenlastregelung hätten entsprechend auf die neuen Schnittstellen angepasst werden müssen. Anschließend waren Flugversuche mit der SISAL-Sensorik und die Demonstration der automatischen Lastpositionierung im Flugversuch mit dem ACT/FHS für den Fall der Rettungswinde geplant. Bedingt durch grundlegende technische Probleme mit dem ACT/FHS, die einen direkten Eingriff in die Flugsteuerung während der Projektlaufzeit von SISAL unmöglich machten, mussten die Arbeitspakete:

- Integration der Sensorik in den ACT/FHS und Zulassung (AP 2.3.1)
- Anpassung der AFCS-Schnittstelle und der Außenlastregelung (AP 2.3.2)
- Erprobung des SISAL-Systems mit dem ACT/FHS im Flugversuch (AP 2.3.3)

entfallen. Gemeinsam mit den Projektpartnern wurde ein alternatives Arbeitspaket AP 2.4 „*Automatische Lastpositionierung mit dem Lasthaken*“ abgestimmt und am 24.10.2016 in einem Projektänderungsantrag beim Projektträger Luftfahrt (PT-LF) beantragt. Der Antrag wurde durch den PT-LF genehmigt. Dadurch wurde, was im ursprünglichen Projektplan nicht vorgesehen war, die automatische Lastpositionierung durch das DLR auch für den Fall des zentralen Lasthakens ausgelegt und im AVES untersucht. Final wurde das ALPS durch AHD in das AFCS einer H135-Prototypenmaschine implementiert und die Funktion auf einer Testbench gemeinsam mit dem DLR nachgewiesen. Details dazu sind im Kapitel 6.5 dargestellt. Das neu definierte Arbeitspaket AP 2.4 beinhaltete die im Folgenden aufgelisteten Arbeiten für den Fall des zentralen Lasthakens:

- Auslegung des ALPS für den zentralen Lasthaken mit bestehender DLR-AFCS-Reglerstruktur (AP 2.5.1)
- Anpassung des Positionierungsreglers an die adaptierte Basisregelung, d.h. ein Verhaltensmodell des Ziel-AFCS (AP 2.5.2)
- Integration der Positionierungsreglers in das Ziel-AFCS (AP 2.5.3)
- Systembewertung im DLR-Simulator (AP 2.5.4)

6.3.1 Austausch der Regleralgorithmen mit AHD (AP 2.3.4)

Die Regleralgorithmen für das ALDS und ALPS wurden in Form von technischen Dokumentationen und Simulink-Modellen an AHD übergeben. Außerdem fanden mehrere Arbeitsmeetings in Braunschweig und Donauwörth zwischen den Projektpartnern statt um die Integration des ALDS und des ALPS in das Ziel-AFCS abzustimmen.

6.4 AP 2.4 Qualitative Flugeigenschaftsbewertung des Außenlastassistenzsystems

Im Projekt SISAL standen u.a. Untersuchungen zu den Flugeigenschaften des Außenlastassistenzsystems im Fokus der DLR-Arbeiten. Dazu wurde zunächst eine Flugaufgabe zum präzisen Lastabsetzen definiert und im Simulator aufgebaut. Das Außenlastassistenzsystem wurde über die Projektlaufzeit in mehreren Schritten unter Berücksichtigung von Flugeigenschaftsaspekten ausgelegt. Die Flugeigenschaften wurden im Rahmen mehrerer Pilotenstudien im Simulator bewertet. Dadurch konnte eine kontinuierliche Verbesserung des Systems erreicht werden.

6.4.1 Entwicklung von Kriterien zur Flugeigenschaftsbewertung bei Windeneinsätzen (AP 2.4.1)

Im Rahmen des Projektes wurde das sogenannte Load Placement MTE für den Rettungswindeneinsatz entwickelt. Dieses Manöver basiert auf der Arbeit von Ivler et al. [34]. Ivler et al. hatten zuvor festgestellt, dass in Flugversuchen, in denen das Lateral Reposition MTE (ein Flugmanöver bei dem der Hubschrauber in Querrichtung versetzt wird, siehe [49]) mit einem geringen Load Mass Ratio ($LMR=0,06$) (LMR ist das Verhältnis der Lastmasse dividiert durch die Gesamtmasse des Hubschraubers mit Außenlast) geflogen wurde, sehr starke Pendelschwingungen entstanden (maximale Pendelwinkel von mehr als 30deg) und die Außenlast nahezu ungedämpft schwang, ohne dass sich dies negativ auf das von den Piloten abgegebene HQR auswirkte. Durch das geringe LMR ist die Wirkung der schwingenden Außenlast auf den Hubschrauber sehr gering, so dass die Außenlastschwingung das Verhalten des Hubschraubers nicht negativ beeinflusst und sich somit auch nicht in den abgegebenen HQRs der Piloten widerspiegelt, obwohl durch die schwingende Last ein erhebliches Sicherheitsrisiko besteht. Begründet durch diese Erfahrung wurde das Load Placement MTE entwickelt, das direkt den Einfluss der Außenlastbewegung auf die Flugeigenschaften adressiert.

Vor allem bei Windeneinsätzen sind die angehängten Lasten im Vergleich zur Hubschraubermasse sehr gering und resultieren ebenfalls, wie im oben beschriebenen Versuch von Ivler et al., in geringen $LMRs$. Dadurch eignet sich das Load Placement MTE besonders für diesen Anwendungsfall.

In der ursprünglichen Form des MTEs fliegt der Hubschrauber in diagonaler Richtung in einer vorgegebenen Höhe und mit vorgegebener Geschwindigkeit über Grund (6 kn bis 10 kn) einen am Boden markierten Lastabsetzpunkt an (vgl. [Abbildung 6-44](#)). Der Hubschrauber muss innerhalb einer vorgegebenen Zeit in den stabilisierten Schwebeflug übergehen. Dann wird der Pilot durch eine Person an Bord auf die genaue Zielposition mit Hilfe von exakt definierten Befehle angesprochen. Danach wird die Last möglichst punktgenau abgesetzt. Dabei muss der Hubschrauber bzgl. seiner Position keine vorgegebenen Grenzen einhalten, die Grenzen beziehen sich alle auf die Außenlast. Um die Außenlast abzusetzen, sinkt der Hubschrauber in der ursprünglichen Aufgabe. Der Absetzvorgang muss ebenfalls innerhalb einer vorgegebenen Zeit erfolgen. Während des Absetzmanövers darf sich die Außenlast nur innerhalb vorgegebener Grenzen in Längs- und Querrichtung bewegen. Das Manöver dient dazu, den Übergang aus der langsamen Translationsbewegung in den stabilisierten Schwebeflug und den Lastabsetzvorgang zu bewerten. Insbesondere das Schwingungsverhalten der Außenlast während des Lastabsetzens kann mit Hilfe des MTEs beurteilt werden. In der vorliegenden Arbeit wurde das MTE für den Einsatz einer Rettungswinde modifiziert (vgl. [Abbildung 6-44](#) und [Abbildung 6-45](#)).

Gegenüber dem von Ivler et al. vorgeschlagenen Manöver wird im Fall der Rettungswinde die Last mit Hilfe der Winde abgesetzt. Dazu wird das Windenseil abgelassen. Der Hubschrauber muss während des Lastabsetzens auf einer vorgegebenen Höhe gehalten werden. Dazu wurde der von Ivler et al. vorgeschlagenen MTE-Aufbau um Hover-Boards erweitert, die dem Piloten als Höhenreferenz dienen (vgl. [Abbildung 6-44](#) und [Abbildung 6-45](#)). Der Windenoperator fährt das Seil bereits im Anflug auf das Ziel aus. Für das Absetzen der Last darf diese ab einer Höhe von 10 ft über Grund nicht mehr über die Markierungen am Boden hinaus schwingen, die den desired und den adequate Performance-Bereich kennzeichnen. Das Ausfahren des Windenseils bereits während des

Anflugs auf die Zielposition ist eine häufig im operationellen Einsatz angewendete Methode, die dazu dient, die Zeit, die der Hubschrauber im Schwebeflug verbringt, zu minimieren. Durch das Verzögern des Hubschraubers wird die Lastpendelschwingung angeregt. Die Anforderung, dass die Markierungen am Boden ab einer Höhe von 10 ft über Grund nicht mehr von der Last überschritten werden dürfen, wurde aufgestellt, da in Rettungswinden- und Außenlastoperationen häufig Bodenpersonal involviert ist, das die Last oder die Person am Boden entgegennimmt. Es ist also nicht allein ausreichend, dass die Last am Ende des Manövers möglichst genau auf der Zielposition am Boden steht. Die Last muss auch auf den letzten Metern zum Boden hin aus Sicherheitsaspekten für das Bodenpersonal möglichst schwingungsfrei sein.

Versuche mit Testpiloten im AVES haben die von Ivler et al. vorgeschlagenen Performance-Grenzen für den desired und adequate Bereich als auch für den Rettungswideneinsatz als sinnvolle Grenzen bestätigt. Alle für das Manöver relevanten Performance-Grenzen sind in Tabelle 6-5 aufgelistet.

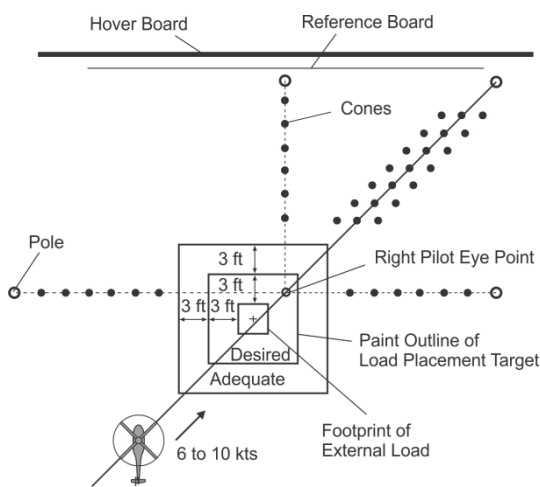


Abbildung 6-44: Schema des Load Placement MTE

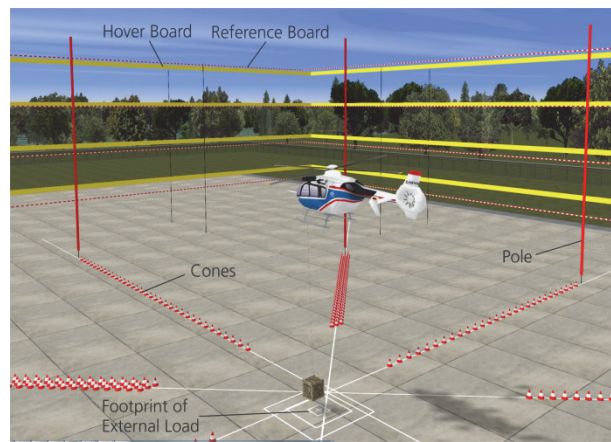


Abbildung 6-45: Load Placement MTE im Simulator

Tabelle 6-5: Performance Limit Specification

	Externally Slung Load	
	GVE	DVE
Desired Performance		
Attain a controlled hover within X seconds of initiation of deceleration:	10 sec	N/A
Maintain altitude during translation and hover within ±X ft:	4 ft	N/A
Controlled set-down of external load within X seconds of hover:	50 sec	N/A
Load set-down position should be within a box ±X ft larger than the footprint of the external load* on all sides:	3 ft	N/A
The load should have no perceptible drift at touchdown	✓	N/A
Adequate Performance		
Attain a controlled hover within X seconds of initiation of deceleration:	15 sec	N/A
Maintain altitude during translation and hover within ±X ft:	6 ft	N/A
Controlled set-down of external load within X seconds of hover:	120 sec	N/A
Load set-down position should be within a box ±X ft larger than the footprint of the external load* on all sides:	6 ft	N/A

* Footprint of used load: 3ft x 3ft

6.4.2 Auslegung des Systems unter Berücksichtigung von Flugeigenschaften (AP 2.4.2)

Die Auslegung des Außenlastassistenzsystems unter Berücksichtigung von Flugeigenschaftsaspekten erfolgte über die Projektlaufzeit in mehreren Phasen:

Phase 1:

- *Durchführung einer HQ-Bewertungskampagne mit dem ALDS zur Erfassung des Ist-Zustandes (siehe Kapitel 6.4.3)*
- *Überprüfung der HQs und des Einflusses des ALDS anhand von ausgewählten HQ-Kriterien*

Der zweite Aspekt (d.h. die Überprüfung der HQs und des Einflusses des ALDS anhand von ausgewählten HQ-Kriterien) wird mit Hilfe von [Abbildung 6-46](#) an dieser Stelle veranschaulicht. Im Rahmen der HQ-Studie mit dem ALDS (siehe Kapitel 6.4.3.1) wurde im Schwebeflug ein Konflikt zwischen guten Flugeigenschaften und hoher Lastpendeldämpfung festgestellt. Der Pilot selbst nimmt im Flug die Zellenbewegung des Hubschraubers wahr. Daher wird zur Erklärung des Konflikts zwischen guten Flugeigenschaften und hoher Lastpendeldämpfung in [Abbildung 6-46](#) (links) der Frequenzgang einer Steuereingabe auf den Lagewinkel des Hubschraubers für die Längsachse dargestellt. In [Abbildung 6-46](#) (rechts) ist der Frequenzgang einer Steuereingabe auf die Pendelrate abgebildet. In beiden Abbildungen wird der Fall des eingeschalteten ALDS mit dem deaktivierten ALDS verglichen.

Durch das Anhängen einer Außenlast an den Hubschrauber entsteht im Bereich der Pendelfrequenz eine Amplitudenabsenkung (ΔMAG). Dies bedeutet, die Zelle des Hubschraubers folgt in diesem Frequenzbereich nicht mehr unmittelbar der Steuereingabe des Piloten. Steuert der Pilot in diesem Frequenzbereich, regt er allerdings die Pendelbewegung der Außenlast an, wie in der Amplitudenüberhöhung in [Abbildung 6-46](#) (rechts) für den Fall des deaktivierten ALDS (ALDS off) erkennbar ist. Durch das Aktivieren des ALDS wird der Frequenzgang modifiziert. Dabei vertieft sich die Amplitudenabsenkung ($\Delta\text{MAG on} > \Delta\text{MAG off}$). Die im Fall des aktivierten ALDS stärker ausgeprägte Amplitudenabsenkung lässt sich durch die automatisch generierte Ausgleichsbewegung in Folge der Rückführung der Pendelraten auf das zyklische Steuer erklären. Durch die zusätzliche Rückführung der Pendelraten folgt der Hubschrauber nicht mehr unmittelbar der Steuereingabe des Piloten. Der Hubschrauber führt, zu Gunsten einer erhöhten Lastpendeldämpfung (ΔD) (vgl. [Abbildung 6-46](#) rechts), eine nicht durch den Piloten kommandierte Bewegung aus.

Der bestehende Konflikt zwischen guten Flugeigenschaften und hoher Lastpendeldämpfung ist der Methode der indirekten Außenlaststabilisierung und der direkten Kopplung der Last an den Hubschrauber über ein Festlager geschuldet. Zur Dämpfung der Lastpendelschwingung muss sich der Hubschrauber mit dem Lastaufhängungspunkt über die Last stellen. Eine Translationsbewegung des Hubschraubers wird über die Lageänderung des Hubschraubers erreicht. Der Pilot steuert selbst, den Lagewinkel (AC). Durch die automatische Außenlaststabilisierung wird somit das Antwortverhalten des Hubschraubers auf eine manuelle Steuereingabe zwangsläufig verändert. Die nicht vom Piloten selbst kommandierte Bewegung des Hubschraubers zur Laststabilisierung kann vom Piloten als negativ wahrgenommen werden. Die einzige Möglichkeit, dieses Problem zu umgehen, wäre die Einführung eines weiteren Freiheitsgrades d. h. eines relativ zur Hubschrauberzelle verschiebbaren Lastaufhängungspunktes mittels eines Loslagers und eines Aktuators.

Closed-loop Frequenzgänge

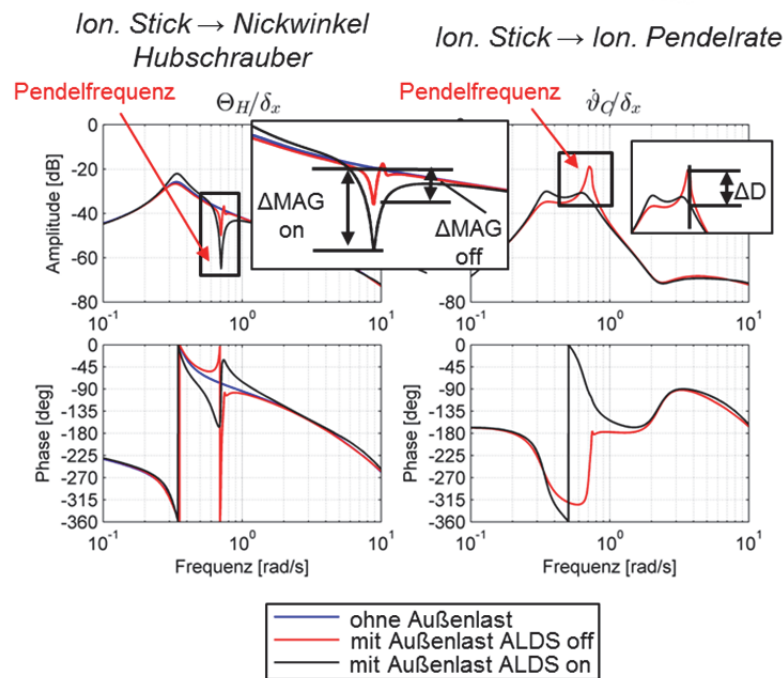


Abbildung 6-46: Quantitatives HQ-Bewertungskriterium für Außenlasten

Phase 2:

- Auslegung des ALPS mit Hilfe von CONDUIT und den ADS-33 HQ-Kriterien für den Hubschrauber (siehe Kapitel 6.2.3)

Über die Auslegung anhand der ADS-33 HQ-Kriterien wurde bereits die Basisregelung des Hubschraubers für LEVEL1 Flugeigenschaften ausgelegt. Für die Auslegung des ALPS wurden zusätzliche, auf die Bewegung der Außenlast bezogene, Kriterien in der Auslegung berücksichtigt. Für die Optimierung der Reglerparameter des ALPS wurden die Parameter der Basisstabilisierung des Hubschraubers konstant gehalten und nur die Reglerparameter des ALPS solange über CONDUIT automatisch optimiert bis das erzielte Systemverhalten den Anforderungskriterien entspricht (siehe auch Kapitel 6.2.3).

Phase 3:

- Auslegung des ALPS unter Berücksichtigung des Außenlast HQ-Kriteriums ([Abbildung 6-46 links](#))
- Zusätzliche Auswertung der Pilotensteuer-Aktivität (Amplitude und Dauer des Inputs)
- Automatisches Blending zwischen einem Gain-Set mit maximaler Lastpendeldämpfung (Pilot passiv) und einem Gain-Set mit guten HQs (Pilot aktiv) (siehe Kapitel 6.5.4)

In dieser Phase wurde zusätzlich das in [Abbildung 6-46](#) (links) dargestellte quantitative Kriterium bei der Auslegung des automatischen Laststabilisierung im ALCS berücksichtigt. Je tiefer das ΔMAG wird umso schlechter sind die resultierenden Flugeigenschaften aber umso besser die erzielte Lastpendeldämpfung ΔD . Daher wurden zwei Gain-Sets für die Laststabilisierung ausgelegt. Eines mit hoher Lastpendeldämpfung und eines mit einem möglichst geringen ΔMAG bei akzeptablem ΔD . Die Steueraktivität des Piloten wird im Flug überwacht und je nachdem ob der Pilot aktiv steuert oder nicht wird automatisch zwischen den beiden Auslegungen hin und her geblendet. D.h. steuert

der Pilot wird das Gain-Set verwendet, das ein geringes ΔMAG aufweist. Ist der Pilot passiv wird hingegen das Gain-Set verwendet das ein hohes ΔD erzielt. Dieses System wurde in einer abschließenden Kampagne für den Fall des zentralen Lasthakens im AVES evaluiert (siehe Kapitel 6.5.4).

6.4.3 Evaluierung der Flugeigenschaften im Simulator (AP 2.4.3)

Im Projektverlauf fanden insgesamt drei aufeinander aufbauende Studien zur Evaluierung von Flugeigenschaften im Simulator statt.

- Studie 1: Bewertung des ALDS für den Fall der Rettungswinde (siehe Kapitel 6.4.3.1)
- Studie 2: Bewertung des ALPS für den Fall der Rettungswinde (siehe Kapitel 6.4.3.2)
- Studie 3: Bewertung des (ALDS+ALPS) mit Überwachung des Pilotensteueraktivität und automatischem Blending der Gain-Sets für den Fall des Lasthakens (siehe Kapitel 6.5.4)

Der Aufbau, der Ablauf und die wichtigsten Ergebnisse der ersten beiden Studien werden nachfolgend vorgestellt und diskutiert.

6.4.3.1 Studie 1: Bewertung ALDS für den Fall der Rettungswinde

Das System zur automatischen Laststabilisierung ALDS (vgl. [Abbildung 6-20](#)) wurde im Simulator in einer Pilotenstudie evaluiert. In dieser Studie wurden vier verschiedene Flugregler-Konfigurationen untersucht (vgl. [Tabelle 6-6](#)). Bei Konfiguration A handelt es sich um ein Rate Command (RC) Antwortverhalten in allen Steuerachsen ohne Außenlaststabilisierung. Ein Rate Command ähnliches Antwortverhalten entspricht dem natürlichen Antwortverhalten eines Hubschraubers ohne AFCS. Diese Konfiguration kann somit als repräsentativ für Hubschrauber angesehen werden, die sich seit den letzten Jahrzehnten im operationellen Einsatz befinden und über kein oder nur ein einfaches SAS (Stability Augmentation System) zur Stabilisierung der Hubschraubers verfügen. In Konfiguration B besitzt der Hubschrauber ein Attitude Command (AC) Antwortverhalten im zyklischen Steuer sowie durch die Rückführung der Steigrate auf das Kollektiv eine Unterstützung des Piloten bei der Höhenhaltung. Bei Eingriff in die Pedale reagiert der Hubschrauber mit einem Rate Command Verhalten. In Konfiguration C ist die Außenlaststabilisierung basierend auf dem AC Antwortverhalten des Hubschraubers nur bei Bedarf aktiv (ALDS on demand). Dazu muss der Pilot einen Taster am zyklischen Steuerknüppel betätigen (vgl. [Abbildung 6-47](#)). Wird der Taster gedrückt gehalten, ist das System aktiv. In Konfiguration D ist das Außenlaststabilisierungssystem permanent aktiv (ALDS on) und der Pilot besitzt keine Möglichkeit, das System während des Fluges zu deaktivieren. Vom einfachen RC ohne Außenlaststabilisierung in Konfiguration A hin zum AC mit permanent aktiver Außenlaststabilisierung in Konfiguration D nimmt der Automatisierungsgrad des Systems und somit auch der Grad der Pilotenunterstützung zu.

Tabelle 6-6: Flugreglerkonfigurationen

Konfig.	Außenlast-Stabilisierung	Antwortverhalten im zykl. Steuer
A	"off"	RC
B	"off"	AC
C	"on-demand"	AC
D	"on"	AC



Abbildung 6-47: Aktivierung des ALDS am zyklischen Steuer

Versuchsaufbau:

In Abbildung 6-48 ist das gesamte in der Studie verwendete Cockpit-Layout dargestellt. Im Simulatorversuch sitzt der Windenoperator auf dem linken Pilotensitz, der Evaluationspilot auf dem rechten Pilotensitz. Der Experimentator sitzt auf dem Platz des Flugversuchingenieurs hinter dem Piloten und bedient von dort aus die Task Performance Displays sowie die Datenaufzeichnung.

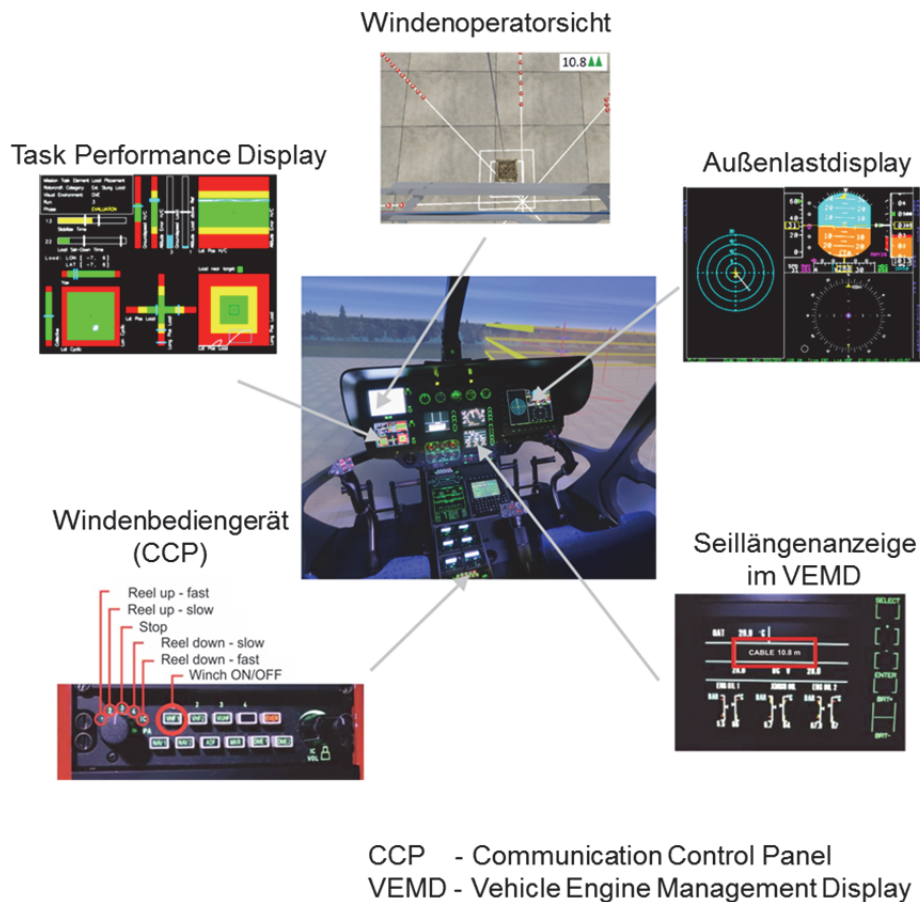


Abbildung 6-48: Cockpit-Layout

Studienteilnehmer:

An der Studie zur qualitativen Flugeigenschaftsbewertung nahmen insgesamt sechs Piloten und zwei Windenoperateure teil. Bei der Abgabe einer Bewertung spielt die Erfahrung der Piloten eine wichtige Rolle. Alle Piloten, die an der Studie teilnahmen, besitzen Erfahrung im Transport von Außenlasten sowie im Einsatz von Rettungswinden. Der unerfahrenste Pilot besitzt 30h Erfahrung im Transport von Außenlasten, der erfahrenste 350h. Vier der Piloten besitzen eine Ausbildung als Testpiloten mit entsprechender Testberechtigung. Alle Piloten besitzen Erfahrung im Festsitzsimulator. Dies ist insbesondere in Bezug auf fehlende Beschleunigungseindrücke im Festsitzsimulator gegenüber dem realen Flug von Relevanz.

Beim Rettungswindeneinsatz wird der Pilot durch den Windenoperator angesprochen, außerdem ist der Windenoperator für das Absetzen der Last über die Winde verantwortlich. Die Kommunikation zwischen Windenoperator und Pilot läuft nach festen Regeln in standardisierten Sprechgruppen ab. Die beiden eingesetzten Windenoperateure durchliefen das gleiche fliegerische Ausbildungsprogramm und hatten Erfahrung im Windeneinsatz auf dem Hubschraubermuster EC135.

Flugaufgaben:

In der Studie kamen drei Flugaufgaben zum Einsatz die bereits vorgestellte Load Placement Task (siehe Kapitel 6.4.1) und zwei Flugaufgaben im Vorwärtsflug: Depart/Abort und Slalom (siehe [49]), die beide im Folgenden kurz vorgestellt werden.

Das Depart/Abort-MTE bildet einen Startabbruch ab. Ausgehend vom stabilisierten Schwebeflug beschleunigt der Hubschrauber in longitudinaler Richtung auf eine Zielgeschwindigkeit. Dann verzögert der Pilot, um auf einer 800 ft von der Startposition entfernten Position wieder im stabilisierten Schwebeflug anzuhalten. Das Manöver muss innerhalb einer vorgegebenen Zeit und innerhalb vorgegebener Grenzen absolviert werden (vgl. [Abbildung 6-49](#)). So darf die Hubschrauberposition z. B. in lateraler Richtung nur eine begrenzte Abweichung von der Mittellinie des Manövers aufweisen und die Endlinie des Manövers in longitudinaler Richtung nicht überschritten werden. Mit diesem MTE lässt sich primär das Verhalten in longitudinaler Richtung, d. h. die Steuerbarkeit der Nick- und Hochachse, bewerten. Darüber hinaus werden Kopplungen zwischen der Längs- und Querachse aufgedeckt.

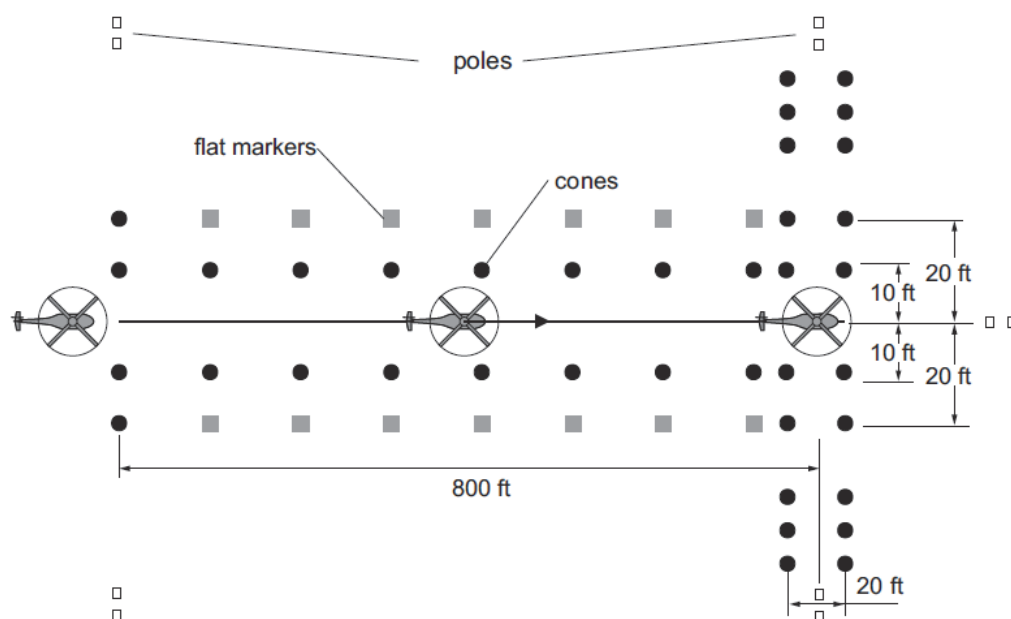
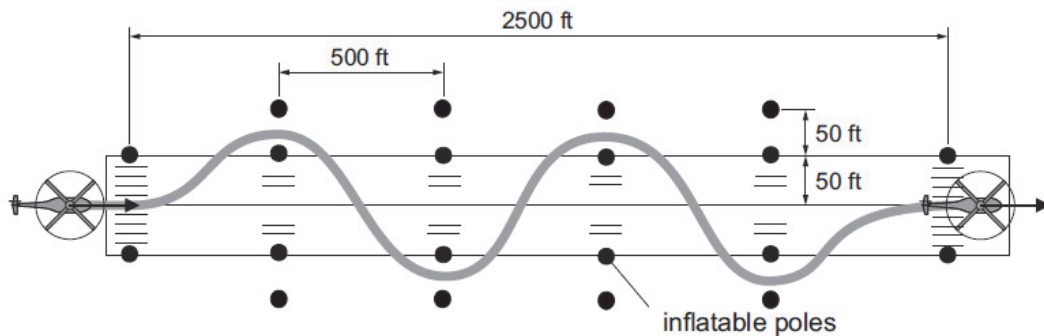


Abbildung 6-49: Depart/Abort

Das Slalom-MTE dient dazu, die Eigenschaften des Systems primär in lateraler Richtung zu bewerten. Außerdem wird die Kurvenkoordination und Verkopplung der Achsen im Vorwärtsflug überprüft. Dazu wird mit einer vorgegebenen Mindestgeschwindigkeit ein Parcours von aufeinander folgenden, seitlich zueinander versetzten Toren durchfliegen (vgl. [Abbildung 6-50](#)). Im Fall mit angehängter Außenlast ist dieses Manöver dazu geeignet, die Außenlast absichtlich aufzuschaukeln und somit die Funktion eines Laststabilisierungssystems nachzuweisen.



[Abbildung 6-50](#): Slalom

Ergebnisse:

Für die Bewertung des Systems wurden die MTEs Load Placement Task, Slalom und Depart/Abort herangezogen. Die Studie wurde mit 20 m Seil und 100 kg Lastmasse durchgeführt. Exemplarische Ergebnisse der Simulatorstudie in Form der erzielten Task Performance für das Slalom MTE und die Load Placement Task sind in [Abbildung 6-51](#) und [Abbildung 6-52](#) dargestellt. In beiden Abbildungen ist ein Vergleich abgebildet, bei dem der gleiche Pilot jeweils einmal das Manöver mit ausgeschalteter Stabilisierung und einmal mit permanent eingeschalteter Stabilisierung geflogen ist. Für beide Tasks kann eine deutliche Reduzierung der Lastpendelschwingung beobachtet werden.

Die zentralen Ergebnisse der Flugeigenschaftsbewertung in Form der durch die Testpiloten abgegebenen Cooper-Harper-Ratings sind in [Abbildung 6-53](#) dargestellt. Die abgegebenen Ratings der während der Aufgabenerfüllung erfahrenen Workload sind in [Abbildung 6-54](#) dargestellt.

Durch den Einsatz eines AC (Konfiguration B) und der zusätzlichen Höhenhaltung verbessern sich die Flugeigenschaften im Anwendungsfall der Rettungswinde gegenüber dem RC (Konfiguration A). Die Workload der Piloten wird dadurch für alle MTEs reduziert. Dies ist auf den höheren Stabilisierungsgrad und damit einer deutlichen Entlastung der Piloten zurückzuführen.

Der Einsatz des Außenlaststabilisierungssystems bei Bedarf mittels Taster am Steuerknüppel (Konfiguration C) führt zu einer geringfügigen Verbesserung der Flugeigenschaften. Häufig kommentierten die Piloten allerdings einen Anstieg ihrer Arbeitsbelastung durch diese zusätzliche Aufgabe.

Beim permanenten Einsatz der Außenlaststabilisierung (Konfiguration D) während der Load Placement Task konnte eine Verschlechterung der Flugeigenschaften beobachtet werden. Dies ist darauf zurückzuführen, dass es bei einigen Versuchsdurchgängen im Schwebeflug zu einem Konflikt zwischen den Steuereingaben des Piloten zur Positionshaltung und der automatischen Außenlaststabilisierung kam. Pilot und Regler arbeiten in diesem Fall gegeneinander. Es konnte beobachtet werden, dass der Konflikt zwischen ALDS und den Pilotensteuereingaben in Abhängigkeit der vom Piloten gewählten Steuerstrategie auftritt. Der Konflikt tritt vor allem bei aggressiverem Steuerverhalten auf.

Bei den MTEs mit großen Anteilen im Vorwärtsflug (Depart/Abort und Slalom) konnte für den permanenten Einsatz der Außenlaststabilisierung (Konfiguration D) keine Verschlechterung der Flugeigenschaften beobachtet werden. Der Einsatz des Außenlaststabilisierungssystems bei Bedarf

mittels Taster am Steuerknüppel (Konfiguration C) führt zu einer Konservierung der Flugeigenschaften (bzw. geringe Verbesserung der HQs im Vorwärtsflug). Allerdings ist im Slalom ein geringer Anstieg der Arbeitsbelastung ermittelbar. Die Piloten begründeten diesen Anstieg der Arbeitsbelastung durch die zusätzliche Aufgabe das System per Knopfdruck aktivieren zu müssen. Außerdem waren laut Pilotenangaben im Slalom durch die Anforderung des MTEs die Geschwindigkeit über das Manöver konstant zu halten in dieser Konfiguration mehr Cross-Checks zur Überprüfung der Geschwindigkeit notwendig.

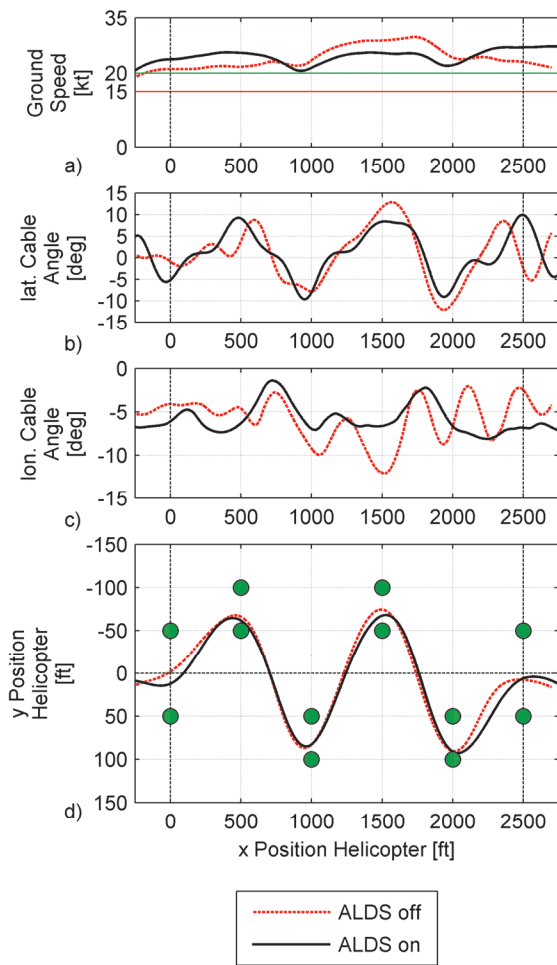


Abbildung 6-51: Slalom - Task Performance

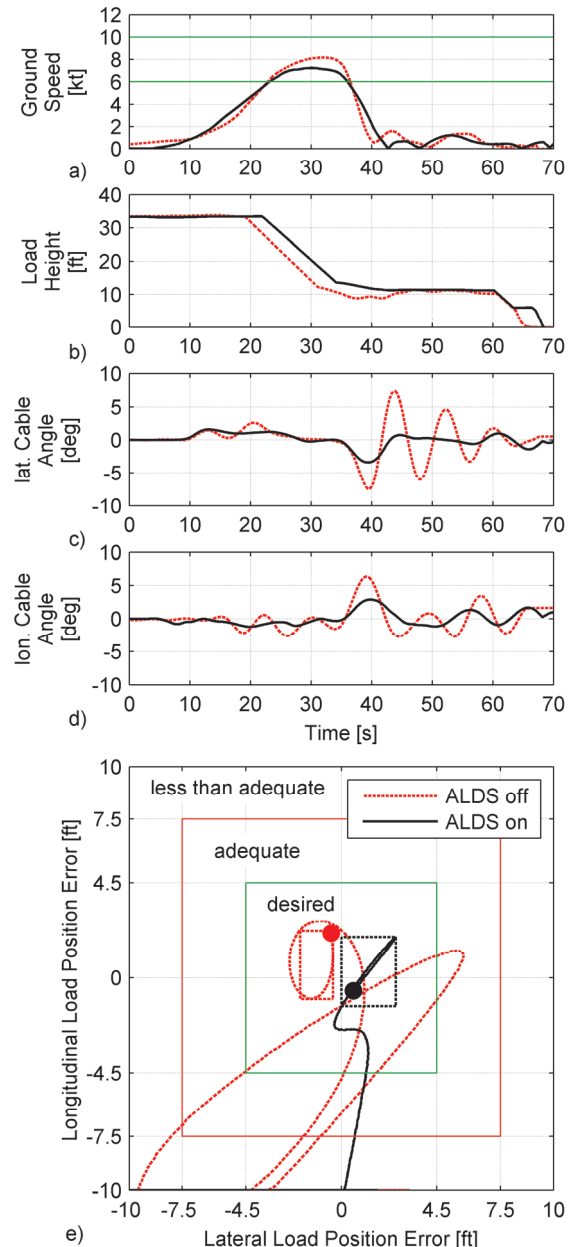


Abbildung 6-52: Load Placement – Task Performance

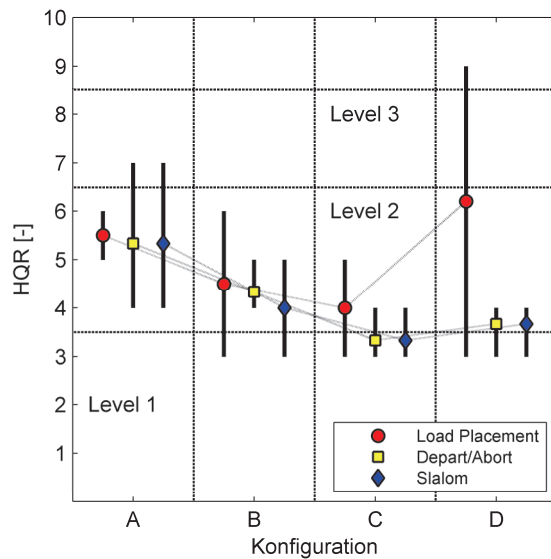


Abbildung 6-53: Handling Qualities Rating (HQR) für alle Konfigurationen und MTEs

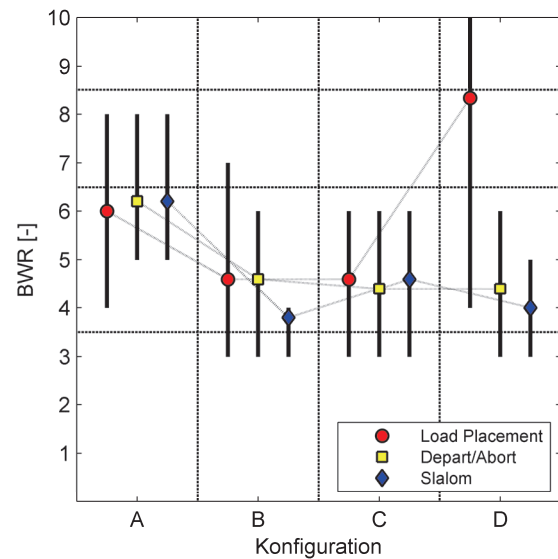


Abbildung 6-54: Bedford Workload Rating (BWR) für alle Konfigurationen und MTEs

Für die Konfiguration C, wenn der Pilot das Außenlaststabilisierungssystem optional per Taster am Steuerknüppel zuschalten konnte, wurde das Einsatzverhalten in allen MTEs analysiert. Beispielfähig ist in [Abbildung 6-55](#) die Analyse des Slalom Manövers dargestellt. Alle Piloten hatten vor der eigentlichen Bewertung ausreichend Zeit, sich mit dem Systemverhalten vertraut zu machen und den Systemeinsatz zu trainieren. In [Abbildung 6-55](#) ist dargestellt, wann die Piloten das ALDS während des Slalom MTEs aktivierten. Dabei ist auffällig, dass alle Piloten den Systemeinsatz im Bereich der Slalom-Tore vermieden. Im Bereich der Tore wird die Richtungsänderung des Flugpfades durch eine größere Änderung der lateralen Steuerauslenkung eingeleitet. Hier vermieden die Piloten den Konflikt zwischen ihren manuellen Steuereingaben und den automatischen Eingaben des ALDS durch die Deaktivierung des ALDS. Beim Durchfliegen der Tore wird innerhalb dieser Flugaufgabe die höchste Präzision gefordert. Auf den Abschnitten zwischen den Tore gibt es keine Genauigkeitsanforderung bzgl. der Einhaltung eines vorgegebenen Flugpfades. Die Piloten empfanden die Reduzierung der Vorhersehbarkeit ihrer Steuereingabe auf die Hubschrauberreaktion im Fall eines aktiven ALDS als störend und deaktivieren daher das ALDS in den Abschnitten in denen eine höhere Präzision gefordert wird. Auf den Abschnitten zwischen den Tore nahmen sie eine Flugpfadabweichung zugunsten einer stabileren Außenlast hingegen in Kauf und aktivierten das ALDS.

Um die Funktionalität des ALDS in der pilotierten Anwendung nachzuweisen, ist es möglich, einzelne Bewertungsdurchgänge einander gegenüber zustellen. Aussagekräftiger ist allerdings ein Nachweis über die Summe aller Bewertungsdurchgänge. Die folgende Überlegung liegt der Auswertung in [Abbildung 6-56](#) zugrunde:

Aufgabe des ALDS ist es die geodätische Pendelrate zu Null zu regeln. Funktioniert das System wie beabsichtigt, sollte der über die Gesamtdauer eines MTEs ermittelte, durchschnittliche Wert der Pendelrate (RMS-Wert) niedriger sein als der RMS-Wert bei der Vergleichskonfiguration, in der das ALDS deaktiviert ist. Die Reduzierung der durchschnittlichen Pendelrate sollte sich daher auch in den über alle Bewertungsdurchgänge gemittelten RMS-Werten widerspiegeln. In [Abbildung 6-56](#) werden die prozentualen Abweichungen der über alle Bewertungsdurchgänge gemittelten durchschnittlichen Pendelraten mit aktivem ALDS gegenüber der Konfiguration ohne ALDS (Konfiguration B) für die beiden Betriebsarten „ALDS on-demand“ (Konfiguration C) und „ALDS permanent an“ (Konfiguration D) dargestellt.

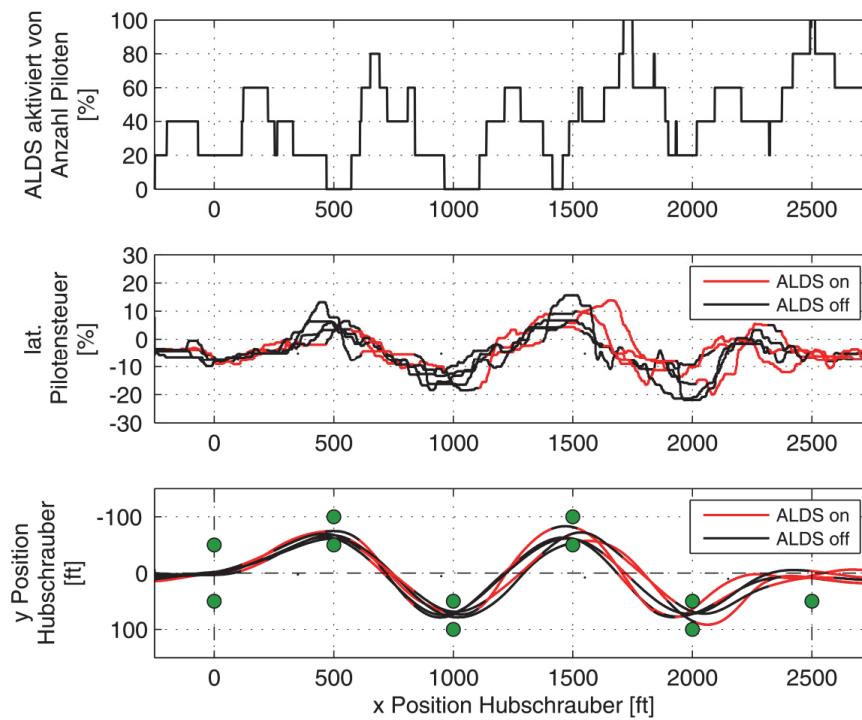


Abbildung 6-55: Phasen der ALDS Aktivierung im Slalom

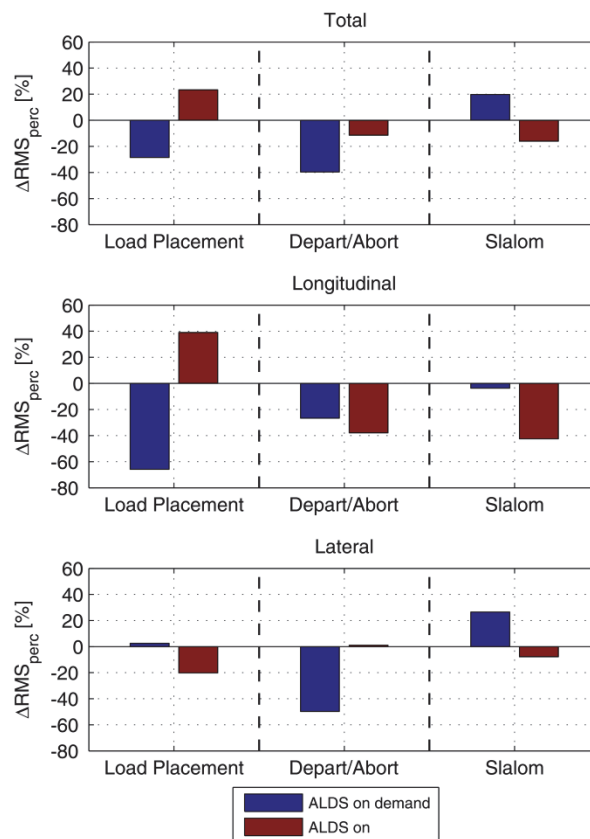


Abbildung 6-56: Prozentuale Änderung der über alle Bewertungsdurchgänge gemittelten durchschnittlichen Pendelraten in Bezug auf die Konfiguration ALDS off

In der Load Placement Task wurde eine Reduzierung der durchschnittlichen, totalen Pendelrate beim Einsatz des ALDS im Bedarfsfall von -28% erreicht. Die Lastpendeldämpfung ist dabei stark in Längsrichtung ausgeprägt. Ist das ALDS dauerhaft aktiv, tritt in einigen Fällen der zuvor beschriebene Konfliktfall auf. Über alle Bewertungsdurchgänge gemittelt erhöht sich daher die durchschnittliche totale Pendelrate auf +23%. Der Konfliktfall trat primär in Längsrichtung auf.

Im Depart/Abort wird die totale Pendelrate in beiden Konfigurationen reduziert (Konfiguration „on demand“ -40%, Konfiguration „ALDS on“ -11%). Dass die Reduzierung der Pendelrate in Konfiguration „ALDS on“ deutlich geringer ausfällt, lässt sich auf eine reduzierte Lastpendeldämpfung in der lateralen Achse in dieser Konfiguration zurückführen. Der Pilot besitzt im Depart/Abort die Aufgabe aus dem Schwebeflug heraus auf eine Zielgeschwindigkeit zu beschleunigen. Dann bricht er den Startvorgang ab und verzögert bis er wieder den stabilisierten Schwebeflug erreicht. Dieses Manöver muss entlang einer am Boden markierten Linie ausgeführt werden, wobei die laterale Abweichung des Hubschraubers zu dieser Linie durch die Performance-Limits begrenzt wird (desired +/-10ft, adequate +/-20ft). Die lateralen Limits stellen die engsten Grenzen in diesem MTE dar. Um diese Limits einzuhalten schließt der Pilot daher den Regelkreis in lateraler Richtung enger und gerät somit in dieser Achse mit seinen manuellen Steuereingaben in den Konfliktfall und steuert dem ALDS entgegen. Daraus ergibt sich wiederum die reduzierte Lastpendeldämpfung in der Querachse in diesem MTE.

Im Slalom wird eine Reduzierung der durchschnittlichen, totalen Pendelrate bei permanent aktivem ALDS von -16% erzielt. Auch in diesem MTE ist die Lastpendeldämpfung in Längsrichtung stärker ausgeprägt. Wird das ALDS nur im Bedarfsfall vom Piloten aktiviert, erhöht sich die durchschnittliche, totale Pendelrate auf +20%. Die Ursache hierfür steht in Zusammenhang mit der in [Abbildung 6-54](#) erkennbaren Erhöhung der Arbeitsbelastung für die Piloten im Slalom in Konfiguration C. Die Piloten begründeten die Erhöhung der Arbeitsbelastung mit Aussagen wie z. B.: "I had troubles to keep the speed constant.", "I had to do much more cross-checks now.", "I have to think about when to use the system and press the button." Zur Erklärung dieses Phänomens ist in [Abbildung 6-57](#) ein Vergleich zwischen dem deaktivierten (Konfiguration B) und dem im Bedarfsfall aktivierten ALDS (Konfiguration C) dargestellt.

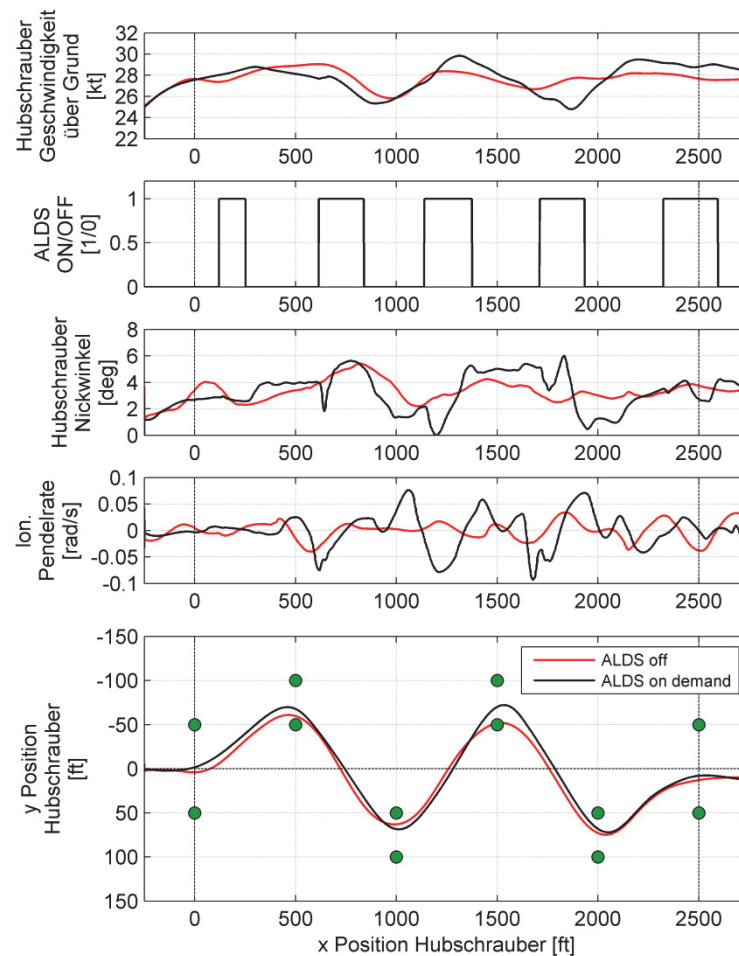


Abbildung 6-57: Vergleich ALDS deaktiviert mit ALDS bei Bedarf aktiviert, Slalom MTE

Im Slalom gilt es mit einer konstanten Geschwindigkeit den Parcours zu durchfliegen. Pendelt die Außenlast in Längsrichtung und wird das System per Taster aktiviert, ändert der Hubschrauber seine Nicklage (vgl. z. B. Abschnitt 600 ft bis 800 ft) um die Außenlast zu stabilisieren. Die Geschwindigkeit des Hubschraubers wird über die Neigung des Auftriebsvektors des Hauptrotors und somit über die Nicklage des Hubschraubers gesteuert. Folglich ändert sich die Geschwindigkeit beim Einsatz des ALDS. Dadurch muss der Pilot sich stärker auf die Überprüfung der Geschwindigkeit („more cross-checks“) konzentrieren. Er kann nun nicht mehr in vergleichbarem Maß seine Aufmerksamkeit auf die Außensicht richten. So durchfliegt er den Parcours deutlich ungleichmäßiger. Er leitet beispielsweise den Kurvenflug bei Tor 3 später ein, dies resultiert in einem engeren Kurvenradius und somit bei vergleichbarer Geschwindigkeit in höheren Zentrifugalbeschleunigungen, die auf die Außenlast wirken. Somit entstehen deutlich größere Pendelraten und die Außenlast wird stärker ausgelenkt. Auch wenn im Manöver lokal in der jeweiligen Situation eine für den Piloten merkliche Lastpendeldämpfung erzielt wird, schneidet die Konfiguration C dadurch bei der über das Gesamtmanöver gemittelten Betrachtungsweise der Pendelraten schlechter ab.

Fazit der Systemevaluierung des ALDS im Simulator:

- Das System ist nachweislich in der Lage in pilotierter Anwendung die Außenlastpendelbewegung zu reduzieren und somit seinen primären Zweck zu erfüllen.
- Systembedingt, da der Hubschrauber immer eine Ausgleichsbewegung ausführen muss um eine pendelnde Last zu stabilisieren, kann es zum Konflikt zwischen manuellen Steuereingaben

des Piloten und den automatischen Steuereingabe des Systems kommen. Dieser systembedingte Konflikt besteht unabhängig von der Flugaufgabe. Besitzt der Pilot die Möglichkeit selbst zu wählen, wann das System aktiv ist, so versucht er seine manuellen Steuereingaben vom Systemseinsatz zu separieren. Ist das System aktiv, so verliert der Pilot die Vorhersehbarkeit seiner Steuereingabe auf das Antwortverhalten des Hubschraubers. Dies äußert sich in einer Degradierung der Flugeigenschaften.

- Wie stark sich der Konfliktfall zwischen Pilotensteuer und System ausprägt und somit die Flugeigenschaften verschlechtert, ist abhängig von der Flugaufgabe und der darin geforderten Präzision. Je höher die darin geforderte Präzision ist, umso stärker muss der Pilot mit seinen manuellen Steuereingaben den Regelkreis schließen. Umso stärker prägt sich der vorhandene Konflikt aus. Im Schwebeflug, bei exakter Positionshaltung, wird die höchste Genauigkeitsanforderung gestellt und der Konflikt sowie die Degradierung der Flugeigenschaften treten verstärkt auf.
- Das bewertete System, aufbauend auf einer SCAS-Struktur, ist für sogenannte „open-loop“-Aufgaben anwendbar. Eine „open-loop“-Aufgabe wäre z. B. ein Streckenflug ohne hohe Genauigkeitsanforderung an einen vorgegebenen Flugpfad und vorgegebene Geschwindigkeit. In dieser Situation wird die Außenlast erfolgreich stabilisiert bei Erhaltung der Flugeigenschaften.
- Bei hohen Genauigkeitsanforderungen z. B. exakter Positionshaltung, möglichst präziser Einhaltung eines Flugpfades oder Geschwindigkeitshaltung muss der Pilot aus dem Loop genommen werden. Somit reicht eine dem System zugrunde liegende einfache SCAS-Struktur nicht aus und es muss auf vollautomatische Systeme basierend auf Autopilotenfunktionen aufgebaut werden.

6.4.3.2 Studie 2: Bewertung des ALPS für den Fall der Rettungswinde

Das System zur automatischen Lastpositionierung ALPS (vgl. [Abbildung 6-27](#)) wurde im Simulator in einer Pilotenstudie anhand einer Flugaufgabe mit der Simulation eines Windeneinsatzes evaluiert. Das Ziel der Pilotenstudie war, das Lastpositionierungssystem von den Piloten bezüglich der Flugeigenschaften und der Arbeitsbelastung zu bewerten. Dazu flogen die Piloten mit und ohne Unterstützung eines Windenoperators einen simulierten Windeneinsatz in unterschiedlichen Varianten.

Als Flugaufgabe kam die bereits vorgestellte Lastabsetzaufgabe (siehe [Abbildung 6-44](#) und [Abbildung 6-45](#)) zum Einsatz. Das Ziel des Load Placement MTE liegt im Absetzen der Last auf den Zielpunkt. Die Aufgabe wurde in der Studie in drei unterschiedlichen Varianten geflogen. Der erste Teil des MTE ist bei allen Varianten gleich und beginnt mit einem Anflug und einer Verzögerung bis über den Bereich des Zielpunktes und in den Schwebeflug. In der Variante 1 wird der Pilot ab dem Erreichen eines stabilen Schwebeflugs durch den Windenoperator in die Position zum Absetzen der Last eingewiesen. Das Windenseil ist zunächst eingefahren. Der Windenoperator verfügt zum Einweisen ein Kamerabild auf die Last. Nach Erreichen der Position fährt der Windenoperator das Windenseil aus. Gegebenenfalls weist der Windenoperator den Piloten an, die Hubschrauberposition zu korrigieren. Sobald die Last den Boden berührt, ist die Aufgabe beendet. Beim Absetzen ist darauf zu achten, dass die Geschwindigkeit der Last nicht zu hoch ist. In der Variante 2 wird die Aufgabe ohne die Unterstützung eines Windenoperators ausgeführt. Dafür kann der Pilot die Regelung zur Lastpositionierung nutzen. Zu diesem Zweck erhält der Pilot ein Display zur Positionierung der Last sowie das Kamerabild auf die Last. Während des Anfluges ist das Seil eingefahren. In der Variante 3 erfolgt der Anflug auf das Ziel mit ausgefahrenem Seil und aktiver Laststabilisierung. Anschließend verläuft die Aufgabe wie bei Variante 2 weiter, d.h. die Lastpositionierung ohne Windenoperator. Die unterschiedlichen Varianten der Lastabsetzaufgabe sind in [Tabelle 6-7](#) gegenübergestellt.

Tabelle 6-7: Varianten der Windsimulation

	Variante 1	Variante 2	Variante 3
	Klassischer Windeneinsatz mit Windenoperator	Ohne Windenoperator mit Lastregelung	Ohne Windenoperator mit Lastregelung
Anflugphase	Seil eingefahren	Seil eingefahren	Seil ausgefahren
Aufgabe Windenoperator	Einweisung, Windenbedienung		
Aufgaben Pilot	Steuerung des Hubschraubers	Steuerung des Hubschraubers, Lastpositionierung, Windenbedienung	Steuerung des Hubschraubers, Lastpositionierung, Windenbedienung
Hilfsmittel für Pilot	Keine (Nur PFD)	Display zur Lastpositionierung, Marker, Lastregelung: ALPS	Display zur Lastpositionierung, Marker, Lastregelung: TRC+SLD und ALPS

Abbildung 6-58 zeigt das Display, das dem Versuchspiloten zur Erfüllung der Lastabsetzaufgabe zur Verfügung steht. Unter dem künstlichen Horizont wird ein simuliertes Bild einer Kamera angezeigt, die an der Winde befestigt ist. Der rote Punkt (●) markiert die Windenposition und hilft dem Piloten bei der Aktivierung der Lastpositionierung. Die Seillänge wird ebenfalls im Kamerabild angezeigt. Das Lastbewegungsdisplay beschreibt die Lastbewegung relativ zum Hubschrauber in Form der Pendelwinkel. Zur Positionierung wird das Positionierungsdisplay benötigt. Darin stellt der Mittelpunkt die Windenposition dar. Das Rautensymbol (◇) markiert den Zielpunkt der Last. Liegen Mittelpunkt und Zielpunkt übereinander bei gleichzeitiger Ruhelage der Last, so ist die Last über dem Zielpunkt positioniert. Der Zielpunkt kann über die Beep-Trim-Steuerung der Pedal- und Kollektivachse in Längs- und Querrichtung verändert und hierüber die Last versetzt werden. Der aktive Status der Lastregelung wird über eine grüne Markierung der Displays sowie der seitlichen Balken angegeben. Bei Aktivierung der Lastregelung erfolgt ein Einblenden der Lastreglersignale, um eine sanfte Bewegung des Hubschraubers zu erzeugen. Der Status des Einblendens wird in den Balken angezeigt.

Die Lastregelung wird über drei Bedienelemente gesteuert, die in Abbildung 6-59 am Steuer des Versuchspiloten gekennzeichnet sind. Die automatische Lastpositionierung wird über den „Test1“-Taster am zyklischen Steuer aktiviert und bleibt nur in gedrückter Stellung aktiv. Über den 4-Wege-Schalter am Kollektivsteuer wird der Zielmarker in Längs- und Querrichtung versetzt. Wird der Zielmarker bei aktiver Lastpositionierung in der Position geändert, erfolgt ein kontinuierliches Versetzen der Last an die gesetzte Position. Bei nicht aktiver Positionierung kann der Zielmarker gesetzt und anschließend die Positionierung aktiviert werden. Das Verfahren des Windenseils wird über einen 2-Wege-Schalter gesteuert, das ebenfalls am Kollektivsteuer angebracht ist. Für das Ein- und Ausfahren des Seils kann jeweils eine langsame und schnelle Verfahrensgeschwindigkeit eingestellt werden.

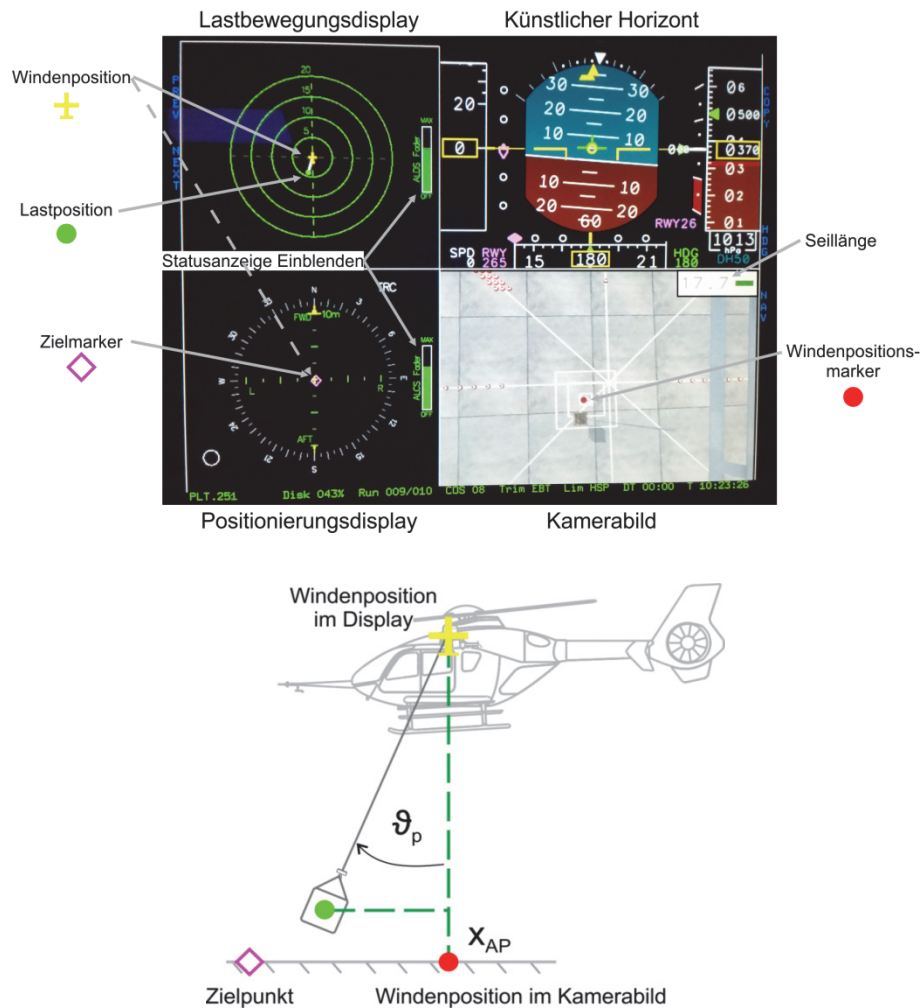


Abbildung 6-58: Displays für die automatische Lastpositionierung



Abbildung 6-59: Bedienelemente der automatischen Lastpositionierung

Load Placement MTE mit Windenoperator (Variante 1)

Der Ablauf des simulierten Windeneinsatzes zeigt [Abbildung 6-60](#) für die Variante 1 (mit Windenoperator) ab dem Zeitpunkt der Verzögerung des Hubschraubers (◆). Der Hubschrauber wird im Reglermode TRC gesteuert, d.h. mit der Geschwindigkeitsregelung. Bei Variante 1 beginnt der

Windenoperator mit dem Einsprechen, sobald der Pilot die Stabilisierungsphase ausruft, wenn sich der Hubschrauber im Bereich über der Lastzielposition befindet (●). Zum Einsprechen verwendet der Windenoperator Kommandos mit Angabe der Richtung und der relativen Entfernung, z.B. "Nach vorne 3-2-1 Stop". Im Steuerverlauf ist die zur Positionierung des Hubschraubers eingesteuerte Korrektur durch den Piloten zu sehen. Sobald der Hubschrauber im Bereich der Zielposition ist, lässt der Windenoperator das Seil ab und gibt dem Piloten in regelmäßigen Abständen die Seillänge durch. Das Seil kann mit zwei Geschwindigkeiten verfahren werden, erkennbar an den unterschiedlichen Gradienten im Verlauf der Lasthöhe. Die während des Manövers auftretende Lastschwingung ist in Form der Lastauslenkung relativ zum Aufhängungspunkt dargestellt. Da der Windenoperator nicht direkt in die Lastbewegung eingreifen kann, zeigt die Lastauslenkung eine ungedämpfte Schwingungsbewegung in beiden Richtungen. Die zunehmende Amplitude erklärt sich mit dem länger werdenden Seil beim Ausfahren. Im Verlauf der Lastposition relativ zur Zielposition sind Beginn und Ende (■) der Phase 2 markiert. Das innere Quadrat markiert die *desired-Performance* und das äußere Quadrat markiert die *adequate-Performance*.

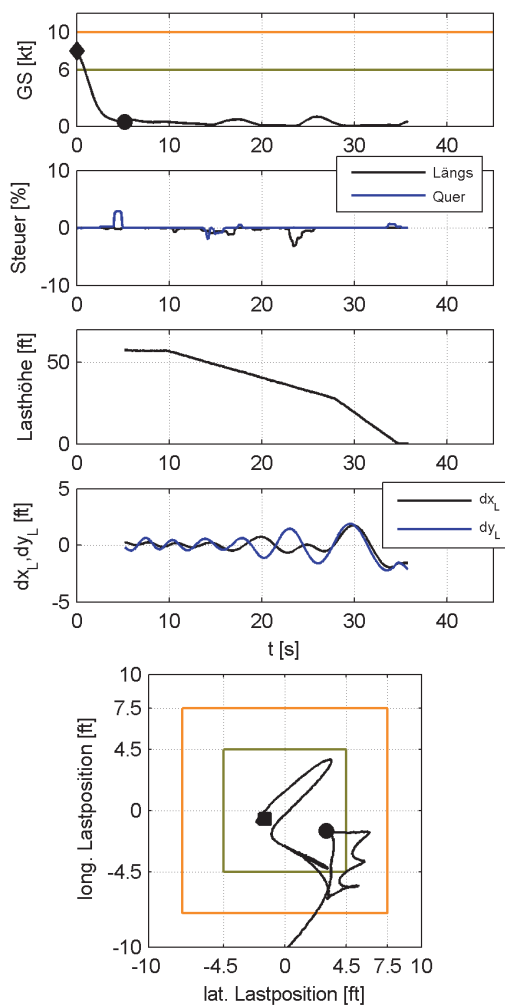


Abbildung 6-60: Lastabsetzmanöver mit Windenoperator im TRC-Mode (Variante 1)

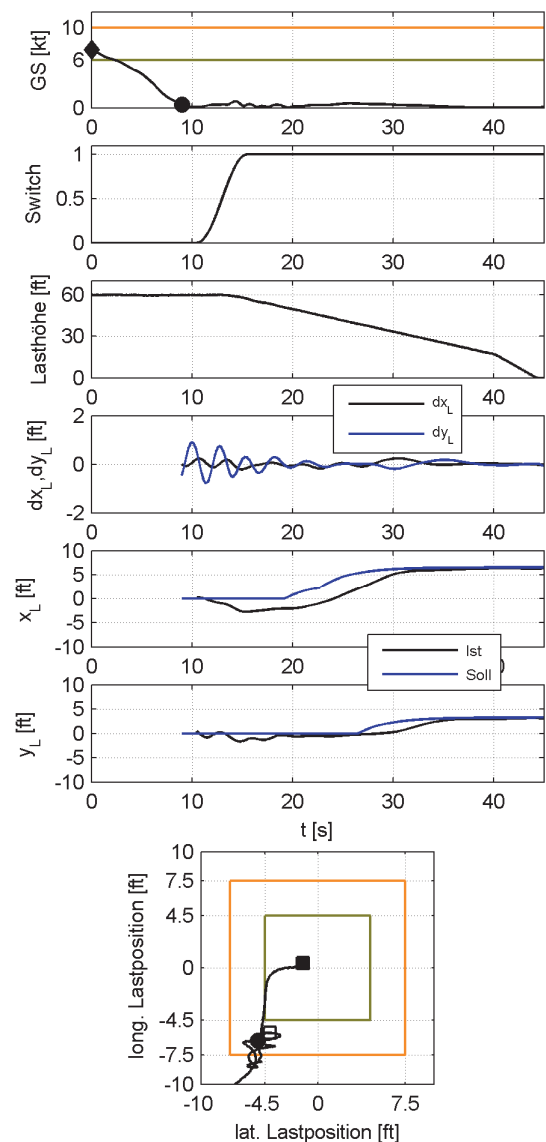


Abbildung 6-61 Lastabsetzmanöver mit ALPS und ohne Windenoperator im TRC-Mode (Variante 2)

Load Placement MTE ohne Windenoperator (Variante 2)

In Abbildung 6-61 ist ein Versuch für das Load Placement MTE ohne Unterstützung des Windenoperators und mit Lastregelung gezeigt. Anflug- und Verzögerungsphase sind identisch zum Manöver mit Windenoperator. Zum Absetzen der Last aktiviert der Pilot ALPS über den Taster am zyklischen Steuerknüppel. Ab dem Zeitpunkt der Aktivierung übernimmt der Lastregler die Steuerung, d.h. der Pilot steuert nicht mehr direkt die Hubschrauberbewegung. Zur Vermeidung starker Steuerausschläge wird das Stellsignal der Lastregelung langsam eingeblendet, entsprechend dem Verlauf des ALPS-Status. Der ALPS-Mode bleibt bis zum Ende des Manövers aktiviert. Kurz nach ALPS-Aktivierung fährt der Pilot für eine kurze Zeit das Seil aus. Der Pilot erkennt einen Korrekturbedarf der Lastposition und kommandiert eine neue Sollposition der Last, zu sehen in den Verläufen der Istposition der Last zusammen mit der kommandierten Position. Die Lastposition in x_L und y_L bezieht sich auf die Lastposition zum Zeitpunkt der ALPS-Aktivierung und ist mit \square markiert. Dieser Punkt dient der Lastregelung zunächst als Zielpunkt. Die Verläufe von x_L und y_L zeigen, dass der Pilot die Lastposition um ca. 6 m in Längsrichtung und ca. 3 m in Querrichtung korrigiert. Eine Korrektur wäre nicht mehr nötig, wenn ALPS genau zum Zeitpunkt aktiviert wird, wo sich der Windenpunkt über dem Zielpunkt befindet. Parallel zur Positionskorrektur fährt der Pilot das Seil mit der hohen Geschwindigkeit ab, bis die Last den Boden berührt.

Load Placement MTE ohne Windenoperator, Anflug mit ausgefahrenem Seil (Variante 3)

Ein Versuch mit der letzten Testkonfiguration, bei der mit ausgefahrenem Seil (10 m) und aktiver Laststabilisierung angefliegen wird, zeigt Abbildung 6-62. Der Status der Lastregelung ist im Diagramm *Switch* angegeben, wobei der Graph *SLD* den Status der Laststabilisierung beschreibt. Während der initialen Beschleunigungsphase zu Beginn des Versuchs ist diese noch nicht aktiv, obwohl der Pilot bereits einsteuert. Kurz darauf wird die Stabilisierung aktiv geschaltet, und der Anflug wird fortgeführt. Der kommandierte Geschwindigkeitsverlauf resultiert aus dem Steuerverhalten des Piloten, der scheinbar viel einsteuern muss. Der Hubschrauber folgt dem Kommando mit geringen Abweichungen. Die wirksame Stabilisierung ist in der geringen Lastauslenkung erkennbar. Beim Einleiten der Verzögerung folgt der Hubschrauber dem Kommando mit einer erkennbaren Verzögerung, die durch die wirksame Laststabilisierung wie folgt zu begründen ist. Durch die Verzögerung und der Trägheit der Last, wird diese in Bewegungsrichtung ausgelenkt. Zur Unterdrückung der Auslenkung versucht die Laststabilisierung den Hubschrauber über die Last zu stellen, so dass dieser der Last folgt. Im Schwebeflug aktiviert der Pilot ALPS zur automatischen Positionierung und lässt das Seil ab. Die Last befindet sich zum Zeitpunkt der Aktivierung nah an der Zielposition, so dass der Pilot die Lastposition nur wenig korrigieren muss. Das Graph der Lastposition lässt erkennen, dass sich die Last während der Positionierung im Grenzbereich der *desired-Performance* befindet.

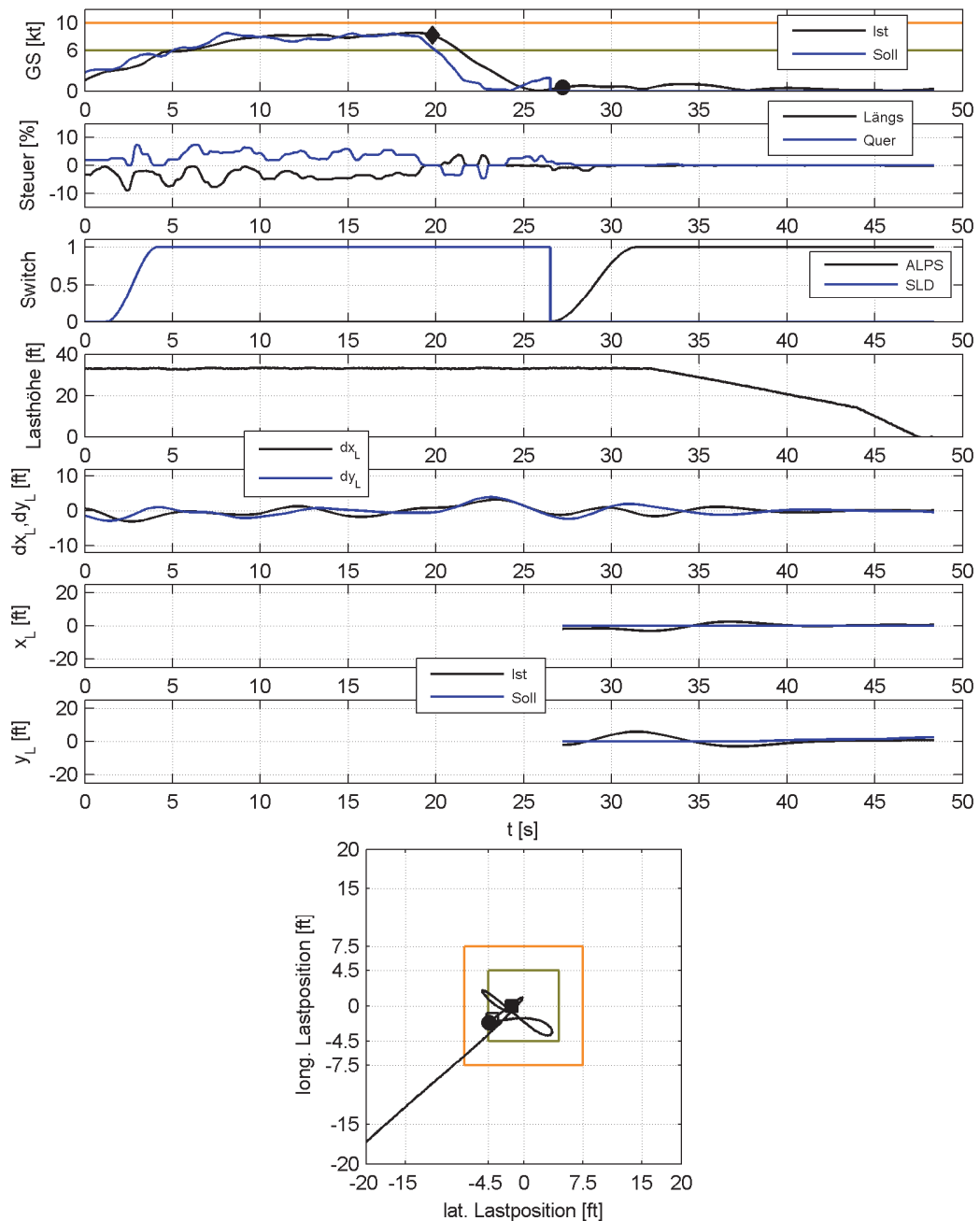


Abbildung 6-62 Lastabsetzmanöver mit ausgefahrenem Seil beim Anflug und mit Lastregelung im TRC-Mode (Variante 3)

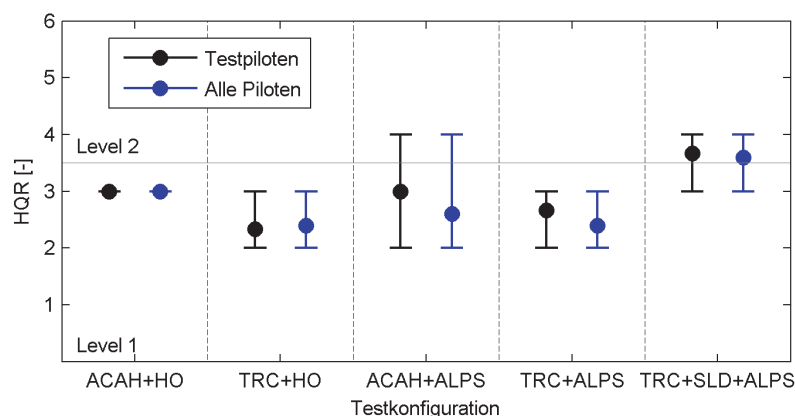
Versuchsablauf und Bewertungsmethoden

An der Bewertungsstudie haben 5 Versuchspiloten teilgenommen, darunter 3 qualifizierte Testpiloten. Alle Testpiloten haben das Load Placement Task in den drei Variation absolviert. Die Varianten 1 und 2 wurden jeweils mit zwei unterschiedlichen Modi der Basisregelung geflogen: mit der Lageregelung ACAH und mit der Geschwindigkeitsregelung TRC-Mode. Insgesamt flog jeder Pilot das Load Placement MTE in 5 Konfigurationen. Nach jeder geflogenen Konfiguration bewerteten die Piloten die Flugeigenschaften nach der Cooper-Harper Skala (HQ-Bewertung) und zusätzlich die Arbeitsbelastung (*Workload*) nach der NASA-TLX-Bewertungsmethode (NASA-TLX-Bewertung). Die Anwendung der NASA-TLX-Bewertungsmethode ermöglicht eine explizite Abfrage der Workload mit Hilfe einer mehrdimensionalen Skala und ist als Ergänzung zur Bewertung der Flugeigenschaften zu sehen.

Ergebnisse der Flugeigenschaftsbewertung des ALPS

Die Ergebnisse der Flugeigenschaftsbewertungen in den einzelnen Konfigurationen sind in [Abbildung 6-63](#) zusammengefasst. Die HQ-Bewertungen werden als Mittelwerte zusammen mit dem Maximal- und Minimalwert jeweils für die Gruppe der Testpiloten und für alle Piloten angegeben. Durch diese Unterscheidung wird der Einfluss der Bewertungen von nicht qualifizierten Testpiloten auf das Ergebnis sichtbar. Bei den ersten beiden Testkonfigurationen ACAH+HO und TRC+HO, bei dem der Piloten durch den Windenoperator unterstützt wurde, liegen die Bewertungen aller Piloten im Bereich von Level 1. Mit dem ACAH-Mode wurde von allen Piloten nach dem HQ-Bewertungsschema die *Workload* als minimal empfunden. Als erschwerend wurde der mit der großen Flughöhe von 60 ft einhergehende Höheneindruck angegeben, der die Positionshaltung des Hubschraubers erschwerte. Nach erfolgter Stabilisierung in der Einsprechphase durch den Windenoperator zur Positionierung des Hubschraubers konnte eine unterschiedliche Versuchsausführung bei den Piloten festgestellt werden. Obwohl die Piloten angewiesen wurden, die verfügbaren Sichtreferenzen möglichst wenig zu nutzen und sich auf die Einweisungen des Windenoperators zu verlassen, konnten die meisten Piloten die Nutzung der Sichtreferenzen nicht vollständig unterdrücken. Dadurch hat der Pilot den verbalen Korrekturanweisungen vorgegriffen und die Position eigenständig korrigiert. Der Pilot mit der größten operationellen Windenerfahrung (1.200 Stunden) nahm die Kommunikation mit dem Windenoperator als entscheidende mentale *Workload* wahr. Aus dem Einsatz war der Pilot eine andere Art der Kommunikation gewohnt, die nach einem festen Standardverfahren ablief. Das Verfahren besteht u.a. in einer permanenten Angabe des Windenoperators über den Status der Seillänge, Lastbewegung und der Hubschrauberbewegung. Aus diesem Grund war der Pilot bei den Versuchen laut seiner Aussage damit beschäftigt, die für ihn ungewohnte Kommunikation zu verarbeiten.

Die Mehrheit der Piloten hat im TRC-Mode eine Verbesserung festgestellt, d.h. eine Reduktion der *Workload*. Von den Piloten wurde angemerkt, dass Amplitude und Frequenz der erforderlichen Steuereingaben deutlich geringer sei, wie im Steuerverlauf von [Abbildung 6-60](#) gut zu erkennen ist. Die einfachere Positionshaltung wurde ebenfalls als angenehm empfunden. Der Windenoperator merkte an, dass er nach Änderung der Basisregelung seine Anweisungen anpassen musste, da sich das Hubschrauberhalten veränderte und seine Korrekturanweisungen entsprechend darauf einstellen musste.



[Abbildung 6-63](#) Bewertungen der Flugeigenschaften nach Cooper-Harper

Der Entfall des Windenoperators und die Übernahme seiner Aufgaben durch den Piloten hat in der durchschnittlichen Bewertung nur geringe Auswirkungen. Mit dem ACAH-Mode als Basisregelung hat sich eine Streuung in den Bewertungen ergeben, die über die Grenze von Level 1 zu Level 2 reicht. Die von einem Pilot mit HQ=4 abgegebene Bewertung wurde mit der leicht erhöhten *Workload* durch die Anzahl der zu bedienenden Funktionen begründet. Seiner Ansicht nach wären es nur kleine Aufgaben, aber durch die Vielzahl und der erforderlichen Reihenfolge der Bedienung wurde der Pilot mental stärker gefordert. Drei der fünf Piloten haben die Testkonfiguration mit

HQR=2 und somit die Workload als *not a factor* bewertet. Es wurde angemerkt, dass die Windenbedienung eine Zusatzaufgabe sei, aber durch Übung und einer guten Koordinierung gut anwendbar wäre. Es reiche aus, den Hubschrauber nahe der Zielposition zu positionieren und dann müsse man fast gar nichts mehr machen. Die Workload sei trotz der Zusatzaufgaben vergleichbar zur Testkonfiguration mit Windenoperator. Ein Versuchspilot merkte an, dass sich das System so stabil und vorhersehbar verhalte, dass er genügend Kapazität besaß, mit dem Versetzen der Last und dem Verfahren des Seils zwei Aufgaben parallel auszuführen. Für ihn ist die Fähigkeit, die Aufmerksamkeit auf zwei Aufgaben zu verteilen, ein Indikator für geringe Workload.

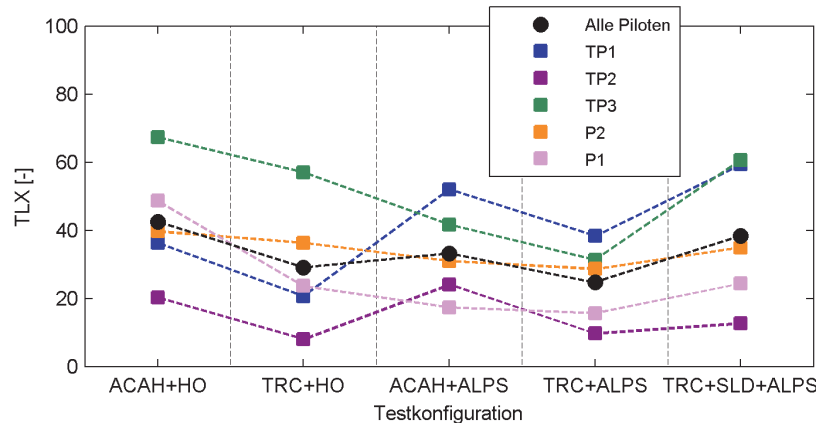
Die Versuche mit dem TRC-Mode als Basisregelung wurden im Schnitt etwas besser bewertet, wobei alle Bewertungen im Level 1 Bereich liegen. Die Basisregelung wirkt sich lediglich auf den ersten Teil des Manövers aus, beim Anflug, Verzögerung und der Stabilisierung des Hubschraubers. Die nachfolgende Steuerung der Lastpositionierung ist für beide Basismodi identisch. Der Hauptgrund für die bessere Bewertung im TRC-Mode war der Trainingseffekt, der sich im Laufe der Versuchsreihen bei den Piloten eingestellt hat. In [Abbildung 6-63](#) sind die Testkonfigurationen in der Reihenfolge der Versuchsdurchführung angeführt. Dadurch konnten die Piloten im ACAH-Mode die Bedienung des ALPS lernen und mit der Anzahl der Versuche eine Steuerstrategie zur Lastpositionierung entwickeln. Dazu gehörte die Erfahrung des richtigen Timings zur ALPS-Aktivierung sowie dem Verfahren der Winde. Mit der Anzahl der Versuche haben die Piloten eine Strategie bevorzugt und entwickelt, bei der sie das Seil mit der langsameren Geschwindigkeit ausgefahren haben, um mehr Zeit für die ALPS-Steuerung sowie Überwachung zu gewinnen.

Die letzte Testkonfiguration mit dem Anflug bei ausgefahrenem Seil und aktiver Laststabilisierung weist in den Bewertungen eine Streuung über die Level-Grenze. Im Schnitt liegen die Bewertungen beider Pilotengruppen im Level 2 Bereich. Zur schlechteren Bewertung (HQR=4) hat die erhöhte Workload während des Anfluges und der Verzögerung geführt. Die Stabilisierung wurde zwar prinzipiell als hilfreich angesehen, bei der Verzögerung wurde sie jedoch als störend empfunden. Während der Verzögerung stellt sich der Hubschrauber über die Last, um diese stabilisieren. Dadurch bleibt der Hubschrauber nicht an der vom Piloten kommandierten Position stehen, sondern fliegt der Last hinterher. Ein Pilot empfand die Stabilisierungsbewegung des Hubschraubers bereits im Anflug als nicht vorhersehbar und damit als störend. Dem gegenüber standen die Kommentare der Piloten, die eine HQR=3 Bewertung abgegeben haben. Für sie war die Stabilisierungsreaktion des Hubschraubers nicht störend und hatte keinen Einfluss auf die Steuerstrategie, zumindest nicht bei der geflogenen Geschwindigkeit und wenn man sich bewusst war, dass die Geschwindigkeit und nicht die Lage gesteuert wird.

Ergebnisse der Workload-Bewertungen (NASA-TLX-Bewertung)

Weiteren Aufschluss über den Zusammenhang zwischen der Workload und der Testkonfigurationen im Load MTE gibt die Betrachtung der Workload nach NASA-TLX in [Abbildung 6-64](#). Darin sind die mittleren, gewichteten Werte des TLX-Ratings jedes einzelnen Piloten (■) und über alle Piloten gemittelt (●) aufgetragen. Der hohe Workload-Wert von Testpilot 3 (TP3) mit der Basisregelung ACAH hat sich aus der für ihn ungewohnten Kommunikation mit dem Windenoperator ergeben. Eine Verbesserung der Workload mit dem TRC-Mode im Load MTE gegenüber dem ACAH-Mode kann für alle Piloten festgestellt werden. In Bewertungen der Testkonfigurationen ohne Windenoperator gaben 2 Piloten eine höhere, 3 Piloten eine geringere Workload-Wertung an, verglichen mit den Testkonfigurationen mit Windenoperator. Der deutliche Anstieg bei TP1 in der mittleren Workload-Bewertung fällt entsprechend der Angabe von TP1 aus, dass er über die korrekte Bedienung der einzelnen Funktionen nachdenken und dann anwenden musste. Von allen Piloten wurde die Lastpositionierung mit dem TRC-Mode mit der geringsten Workload bewertet. Der geringere Wert im Vergleich zur direkt vergleichbaren Testkonfiguration ACAH+HO ist im Zusammenhang mit dem Trainingseffekt zu sehen, der sich mit dem Fortschritt der Versuche eingestellt hat. Eine klare Tendenz der Workload-Erhöhung zeigt sich für die Testkonfiguration TRC+SLD+ALPS. Mit Ausnahmen von TP2 wurden von den Piloten Wertungen abgegeben, die über denen der Testkonfigurationen ACAH+ALPS und TRC+ALPS. Auffällig ist das geringere Workload-Niveau in den Abso-

lutwerten von TP2 im Vergleich zu den anderen Piloten. Da das Niveau über alle Testkonfigurationen niedrig ist, scheint TP2 seine Workload insgesamt als gering empfunden und entsprechend bewertet zu haben. Zusammenfassend lässt sich eine Korrelation der Flugeigenschaftsbewertungen und der dezidierten Bewertung der Workload nach NASA-TLX feststellen (vergleiche [Abbildung 6-63](#) mit [Abbildung 6-64](#)). Dies sollte der Fall sein, da in der Flugeigenschaftsbewertung die Workload das entscheidende subjektive Bewertungsmaß darstellt.



[Abbildung 6-64](#): Bewertungen der Workload nach NASA-TLX

Erzielte Performance beim Lastabsetzen

Zur objektiven Bewertung der Versuche wird die Performance beim Lastabsetzen über die Manöverzeit und die Genauigkeit und herangezogen. Die erzielte Performance aller Versuche ist in [Abbildung 6-65](#) zusammengestellt. Aufgetragen sind die Daten als Abweichung von der Zielposition über die Absetzzeit für alle Testkonfigurationen und alle Piloten. Die farbigen Punkte markieren die Versuche des jeweiligen Piloten und die schwarzen Punkte geben den Durchschnitt der jeweiligen Konfiguration. Die für das Load MTE maßgeblichen Zeitkriterien sind die Stabilisierungszeit und Absetzzeit. Im Mittel wird mit allen Testkonfigurationen die gleiche Stabilisierungszeit erreicht und werden daher nicht berücksichtigt. Mit wenigen Ausnahmen weisen die Versuche mit Lastregelung ALPS bzw. SLD+ALPS eine Abweichung von weniger als 2 ft auf. Die Mehrzahl der Versuche ohne Lastregelung liegt deutlich darüber. Für jede Konfiguration finden sich Versuche mit einer weiten Spreizung in der Absetzzeit. Bei Betrachtung des Durchschnitts zeigt sich eine Verbesserung in der Positionierungsgenauigkeit mit zunehmender Automatisierung, d.h. vom ACAH-Mode ohne Lastregelung bis hin zum TRC-Mode mit Lastregelung. Bei der Lastabsetzzeit ist der Unterschied zwischen den Konfigurationen nicht groß, die Absetzzeit mit der Lastregelung für den ACAH-Mode gegenüber den TRC-Mode mit Lastregelung ist jedoch auffallend geringer. Die Performance im Mode TRC+SLD+ALPS ist ebenfalls angegeben, wobei diese Testkonfiguration auf Grund des unterschiedlichen Testaufbaus gesondert zu betrachten ist. Der abweichende Anflug mit dem ausgefahrenen Seil wirkt sich positiv auf die Absetzzeit aus, da gegenüber den anderen Testkonfigurationen die Zeit zum Verfahren des Seils auf 10 m entfällt.

In [Abbildung 6-66](#) ist die über die Manöverzeit integrierte Auslenkung der Last aufgetragen. Die integrierte Auslenkung stellt ein Maß für die effektive Lastdämpfung dar. Ein hoher Wert bedeutet eine stark ausgelenkte Last während des Manövers, während ein geringer Wert eine stabile Last angibt. Auch hier ist die Wirksamkeit der Lastregelung gut erkennbar, da sich bei den Versuchskonfigurationen mit Lastregelung deutlich geringere Werte ergeben als ohne.

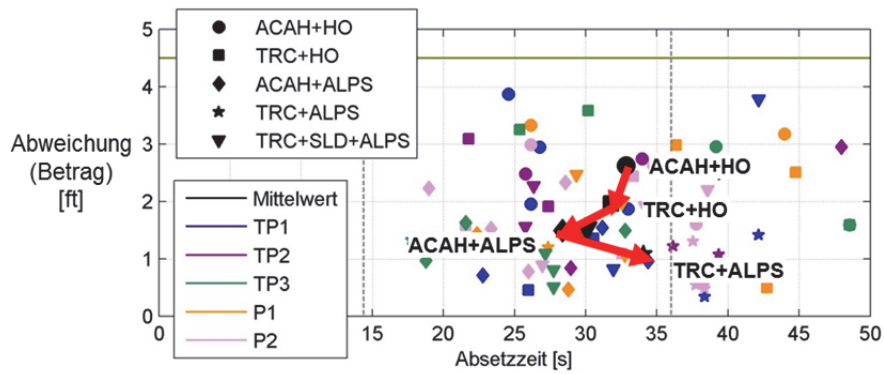


Abbildung 6-65: Dauer und erzielte Genauigkeit beim Lastabsetzen

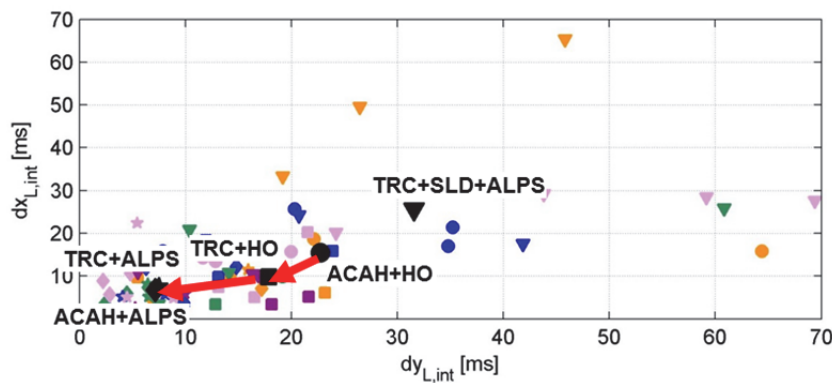


Abbildung 6-66: Integrierte Lastauslenkung

Zusammenfassung der Studienergebnisse zur Bewertung des ALPS:

- Unter Verwendung der automatischen Lastregelung (ALPS) und den Displays zur Lastpositionierung konnte der Pilot die Last ohne Windenoperator im Zielpunkt absetzen.
- Mit ALPS wurde im Vergleich zum simulierten Windeneinsatz mit Windenoperator eine höhere Positionierungsgenauigkeit erzielt. Beim Vergleich ist jedoch die Einschränkung der fehlenden Eingriffsmöglichkeit des Windenoperators in die Lastbewegung zu beachten.
- Die Bewertungsergebnisse zeigen, dass der Entfall des Windenoperators und die damit verbundene Übernahme seiner Aufgaben durch die Nutzung von ALPS zu ähnlichen HQ- und Workload-Bewertungen geführt haben wie im Fall mit Windenoperator. Die Bewertungsergebnisse werden durch die Pilotenkommentare gestützt.
- Mit der Versuchsdauer konnte bei den Piloten eine Anpassung ihrer Steuerstrategie bei der ALPS-Bedienung festgestellt werden. Die Piloten bevorzugten das langsame Verfahren des Seils, so dass ihnen mehr Zeit zur Systemüberwachung blieb.

6.5 AP 2.5 Automatische Lastpositionierung mit dem Lasthaken

In diesem Arbeitspaket wurde durch das DLR zunächst auf Basis der DLR-AFCS-Struktur ein ALPS für den zentralen Lasthaken ausgelegt. Danach wurde mit Hilfe eines Verhaltensmodells das System auf das Verhalten des Ziel-AFCS hin angepasst. Final wurde das System durch AHD mit Unterstützung durch das DLR auf einer Testbench erprobt. Außerdem wurde eine Pilotenstudie mit dem Außenlastassistenzsystem für den Fall des Lasthakens im AVES durchgeführt.

6.5.1 Auslegung mit bestehender Reglerstruktur (AP 2.5.1)

Bis zum Erreichen des AP 2.5 im Projektverlauf wurde vom DLR in SISAL das Außenlastassistenzsystem für den Fall eines Rettungswindeinsatzes betrachtet und ausgelegt. Im AP 2.5 wurde das Lastpositionierungssystem dann für eine am Lasthaken angebrachte Last ausgelegt. Der Unterschied zwischen diesen beiden Lastkonfigurationen besteht zum einen in der Aufhängungsposition (siehe [Abbildung 6-67](#) und [Tabelle 6-8](#)) und zum anderen in den angehängten Lastmassen. Während beim Lasthaken eine Last mit bis zu 1.200 kg angehängt werden kann, beträgt die maximal zulässige Last bei einer Rettungswinde 230 kg, je nach Windenmodell. Mit zunehmender Lastmasse nimmt auch der Einfluss der Lastbewegung auf die Bewegung des Hubschraubers zu.



[Abbildung 6-67](#): Aufhängungsposition bei der Winde und beim Lasthaken

[Tabelle 6-8](#): Aufhängungspositionskordinaten im hubschrauberfesten System

Aufhängungsart	$x_{AP,b}$ [m]	$y_{AP,b}$ [m]	$z_{AP,b}$ [m]
Winde	0.6	-1.5	-1
Lasthaken	0.175	0	0.825

Eigenwertanalyse: Einfluss der Lastmasse

Wie sich die Lastmasse auf die Dynamik des Hubschraubers mit Außenlast auswirkt, zeigt die Eigenwertanalyse mit einer Variation der Lastmasse bei gleichbleibender Seillänge von 10 m. Die Verteilung der Systempole im Schwebeflug ist in [Abbildung 6-68](#) bis [Abbildung 6-70](#) für die beiden Regelungsmodi des Hubschraubers, ACAH und TRC, gegeben. Die Außenlast hat praktisch keine Auswirkungen auf die höherfrequenten Eigenformen des Hubschraubers, die hauptsächlich die hochfrequente gekoppelte Rotor-Zellenbewegung beschreiben ([Abbildung 6-68](#)). Die Verläufe der Starrkörpereigenformen in [Abbildung 6-69](#) zeigen einen merklichen Einfluss der Außenlast für ACAH und TRC. Der stärker werdende Einfluss der Last auf Grund der zunehmenden Lastmasse äußert sich durch eine Abnahme in der Dämpfung der Starrkörpereigenformen. Bei den Eigenformen der Lastbewegung, die Pendelmodi in Längs- und Querrichtung, ist in [Abbildung 6-70](#) die gegenteilige Wirkung erkennbar, d.h. die Dämpfungserhöhung mit der Lastmasse.

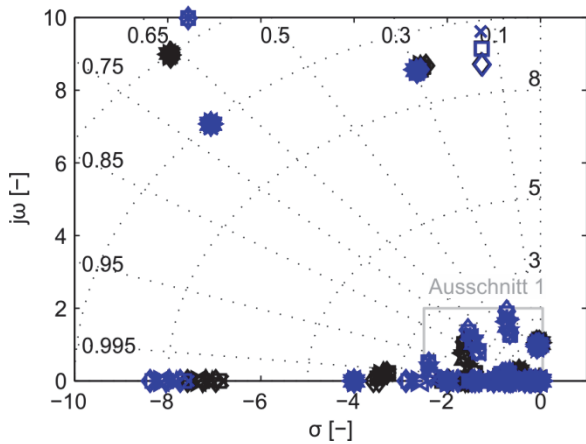


Abbildung 6-68: Systempole

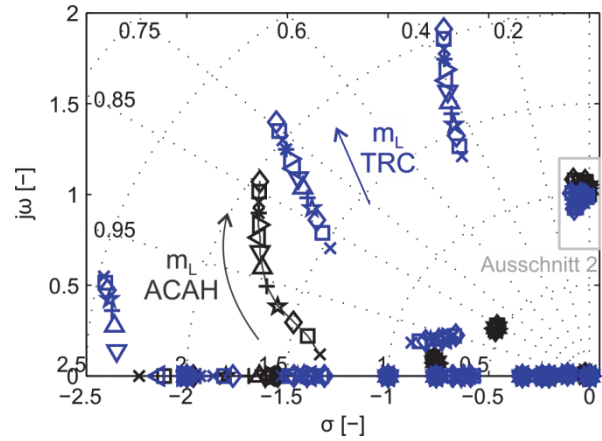


Abbildung 6-69: Ausschnitt 1 - Pole der Starrkörperbewegung

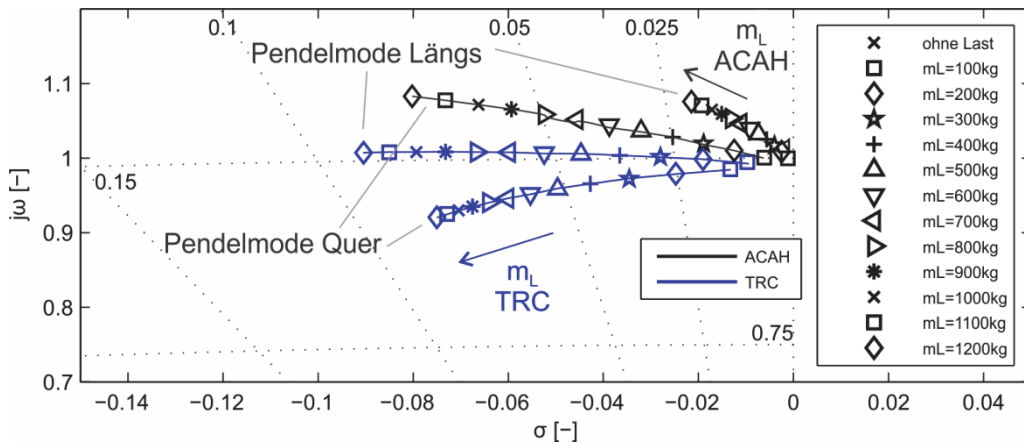


Abbildung 6-70: Ausschnitt 2 - Pole der Pendelmodi im Schwebeflug bei Variation der Lastmasse mit $L = 10$ m

Eigenwertanalyse: Einfluss der Seillänge

Da die Lastbewegung im Schwebeflug einer Pendelbewegung entspricht, ist die Seillänge als weiterer wichtiger Systemparameter zu untersuchen, da die Seillänge die Frequenz der Pendelbewegung bestimmt. Die Polverteilung bei einer Variation der Seillänge bei konstanter Lastmasse von 500 kg ist in [Abbildung 6-71](#) bis [Abbildung 6-73](#) dargestellt. Ein Einfluss der Seillänge auf die höherfrequenten Eigenformen ist nicht erkennbar ([Abbildung 6-71](#)). Auch die Starrkörperbewegung wird nicht wesentlich verändert, wie zuvor bei der Lastmassenvariation ([Abbildung 6-72](#)). Der Haupteinfluss ist in den Pendelmodi erkennbar ([Abbildung 6-72](#)), deren Frequenzen einem Pendel entsprechend mit der Seillänge abnehmen. Die Dämpfung nimmt ebenfalls ab, im ACAH-Mode wird die Pendelbewegung aber einer Seillänge von ungefähr 15 m instabil ([Abbildung 6-73](#)).

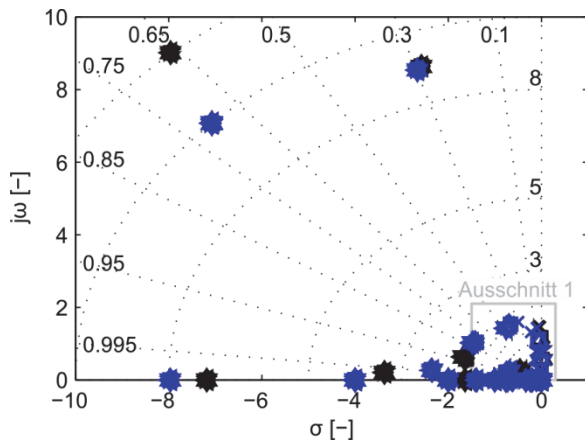


Abbildung 6-71: Systempole

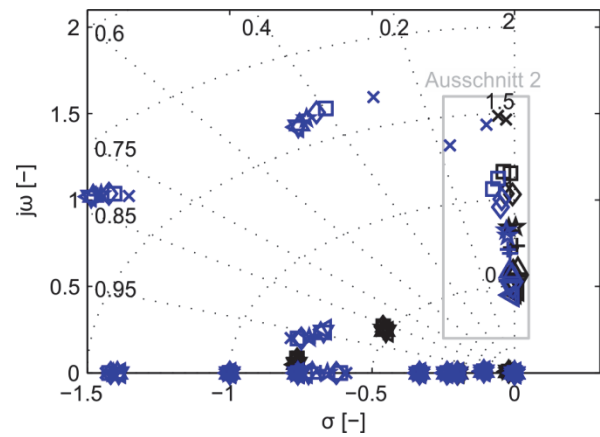


Abbildung 6-72: Ausschnitt 1 - Pole der Starrkörperbewegung

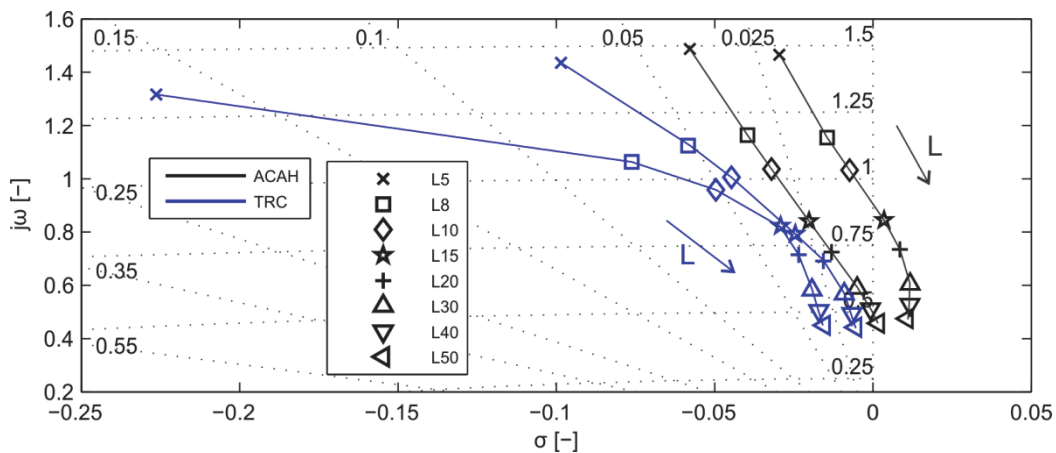


Abbildung 6-73: Ausschnitt 2 - Pole der Pendelmodi im Schwebeflug bei Variation der Seillänge mit $m_l = 500 \text{ kg}$

Auslegung der Lastpositionierung für den Lasthaken

Die Regelung der Lastpositionierung wurde für die Lastkonfiguration Lasthaken ausgelegt. Dazu wurde das gleiche Optimierungsverfahren wie für die Windenkonfiguration angewendet. Die zu optimierenden Reglerparameter waren die Verstärkungsfaktoren des ALPS-Reglers. Bei einer konstanten Lastmasse von 500 kg wurden die Parameter für unterschiedliche Seillängen optimiert. Für jede Seillänge konnte eine optimale Lösung gefunden werden. Anschließend wurden die Auslegungen im DLR-Simulator überprüft. Dazu wurde die Last ausgehend vom Schwebeflug automatisch um 10 m in Längsrichtung versetzt. Abbildung 6-74 zeigt das Simulationsergebnis für drei unterschiedliche Seillängen: 10, 20 und 50 m. Nach Aktivierung der automatischen Lastpositionierung ($t=1\text{s}$) beschleunigt der Hubschrauber (Längsgeschwindigkeit v_x), um die Last zu bewegen. Daraufhin beginnt die Last zu pendeln, wie der Verlauf des Pendelwinkels ϑ_c zeigt. Die Pendelschwingung wird jedoch durch die Ausgleichsbewegungen des Hubschraubers schnell gedämpft und die Last erreicht die Zielposition (Lastposition x_L). Gut zu erkennen ist, dass die Last mit kurzen Seillängen zwar schneller positioniert wird als bei langen Seilen, jedoch stärkere Hubschrauberbewegungen dazu nötig sind.

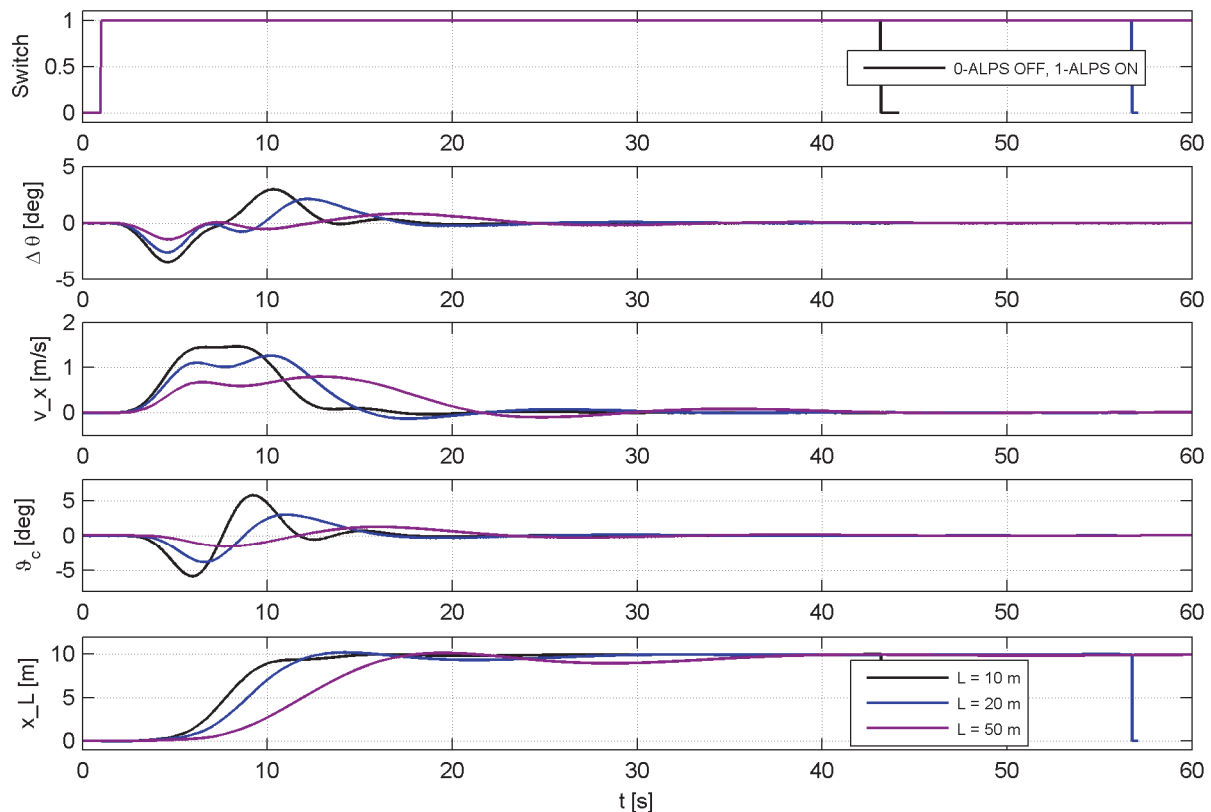


Abbildung 6-74: Simulation der Lastpositionierung mit dem Lasthaken im DLR-Simulator

6.5.2 Anpassung des Positionierungsreglers an die adaptierte Basisregelung (AP 2.5.2)

Ziel dieses Arbeitspaketes war es, die automatische Lastpositionierung für einen Hubschrauber auszulegen, dessen Flugsteuerungssystem ein ähnliches Verhalten wie das des AHD-Hubschraubers aufweist. Ein zur Verfügung stehendes Verhaltensmodell wurde verwendet, welches das Verhalten des Hubschraubers in vereinfachter Form abbildet. Das Verhaltensmodell hat die Funktion der Stabilisierung und Regelung des Hubschraubers in der Lage und stellt die innere Regelschleife der gesamten Regelung dar. Diese kann um eine äußere Regelschleife zur Abbildung höherer AFCS-Modi, sog. Upper Modes, ergänzt werden. Das zur Verfügung stehende Verhaltensmodell beinhaltet lediglich die innere Regelschleife, auf der die nachfolgend beschriebenen Arbeiten aufbauen. In ähnlicher Weise wurde das AFCS für den ACT/FHS des DLR ausgelegt.

Vorgehen bei der Reglerauslegung zur Lastpositionierung

Die Reglerauslegung zur Lastpositionierung erfolgte in den folgenden drei Schritten:

1. Aufbau einer Simulationsumgebung für das Verhaltensmodell mit und ohne Außenlast:

Das zur Verfügung stehende Verhaltensmodell wurde als eine lauffähige Simulationsumgebung aufgebaut. Dazu wurden die äußere Regelschleife in die Simulation integriert. Zudem wurde das zur Verfügung stehende (lineare) Entwurfsmodell des Hubschraubers um eine Außenlastdynamik erweitert. Die Erweiterung wurde für die Analyse und den Entwurf der Lastregelung für beliebige Lastkonfigurationen, z.B. Lastmasse und Seillänge, benötigt.

2. Auslegung der Lastregelung für das Verhaltensmodell

Die Reglerauslegung erfolgte für eine Lastmasse von 400 kg und für unterschiedliche Seillängen. Für jede Lastkonfiguration (z.B. 400 kg Lastmasse und 10 m Seillänge) wurden mit Hilfe

einer Optimierungsrechnung die Parameter des Lastreglers, d.h. ALPS-Regler, bestimmt. Die zur Optimierung verwendeten Kriterien waren (vgl. auch Tabelle 6-2):

- Gewährleistung der Stabilität des geschlossenen Regelkreises
- Einhaltung von Reserven zur Stabilitätsgrenze
- Einhaltung einer minimalen Systemdämpfung
- Maximierung der Schnelligkeit in der Lastpositionierung unter Einhaltung der vorgeannten Kriterien

3. Aufbau einer Simulation für die Außenlastpositionierung

Nach erfolgter Reglerauslegung wurde die Simulationsumgebung um eine Ansteuerung der Außenlastpositionierung erweitert. Diese ermöglicht die Simulation einer automatischen Außenlastpositionierung in Verbindung mit den AFCS-Funktionen des Hubschraubers, wie die folgenden zwei Simulationsbeispiele zeigen.

Simulationsbeispiel 1: Lastpositionshaltung (Load Position Hold) für Lasthaken

Abbildung 6-75 zeigt eine Simulation mit der aufgebauten Simulationsumgebung zur Lastpositionierung mit und ohne Lastregelung. Ausgehend vom Schwebeflug wird der Hubschrauber mit der angehängten Außenlast (400 kg, 30 m Seillänge) auf 5 m/s beschleunigt (siehe $v_{H,x}$). Nach 15 Sekunden wird die automatische Verzögerung in den Schwebeflug eingeleitet (Hover Acquisition ON), bei der die Lastregelung noch nicht aktiv ist. Die Lastbewegung ist in Δx_L als Relativbewegung der Last gegenüber dem Hubschrauber erkennbar. Die Last wird nach Beendigung der Verzögerung maximal um 5 m ausgelenkt. Ohne Lastregelung schwingt die Last mit geringer Dämpfung langsam aus. Der Einfluss der Last auf den Hubschrauber ist in der Hubschrauberposition (siehe x_H) und -geschwindigkeit durch eine schwingende Hubschrauberbewegung erkennbar. Nach 30 Sekunden wird die Funktion zur Lastpositionshaltung aktiviert (ALPS ON) und der Hubschrauber wird in seiner Bewegung so geregelt, dass die Last über der Zielposition gehalten wird. In der Lastreferenzposition $x_{L,ref}$ ist erkennbar, dass die Lastposition innerhalb von 10 Sekunden nach ALPS-Aktivierung mit geringer Abweichung der Zielposition gehalten werden kann und gleichzeitig die Lastpendelbewegung gedämpft wird.

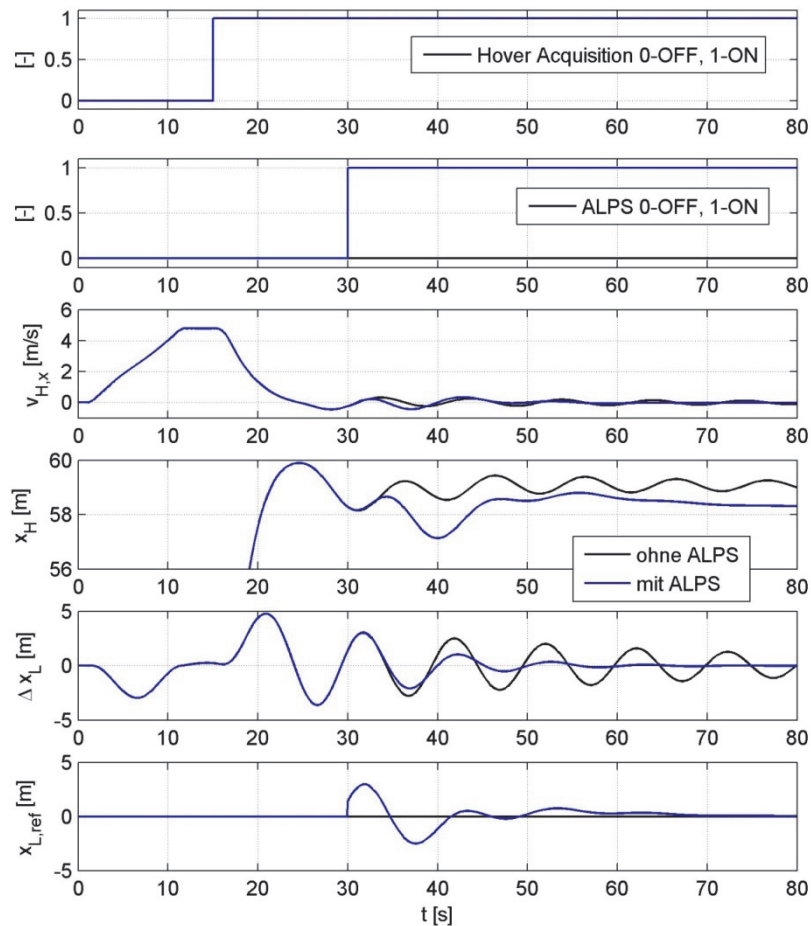


Abbildung 6-75: Simulation eines Flugmanövers mit Verzögerung in den Schwebeflug und automatischer Lastpositionshaltung mit einer 400 kg-Last an einem 30 m-Seil

Simulationsbeispiel 2: Versetzen der Last (Load Repositioning) für Lasthaken

In der zweiten Simulation wird die Last aus dem stationären Schwebeflug um 1 m in Längsrichtung nach vorne und anschließend zurück versetzt, wie das Positionskommando für die Last (siehe $x_{L,cmd}$) in Abbildung 6-76 zeigt. Die Last folgt dem Kommando mit einer hohen Verzögerung, da die Lastpendelbewegung während der Positionierung unterdrückt wird. Die Zielposition wird dennoch gut eingehalten. Eine schnellere Positionierung wäre möglich, würde jedoch die Genauigkeit und das Schwingungsverhalten verschlechtern. Die Graphen zur Hubschraubergeschwindigkeit und -position zeigen eine kleine Hubschrauberbewegung, die zur Positionierung der Last erforderlich ist.

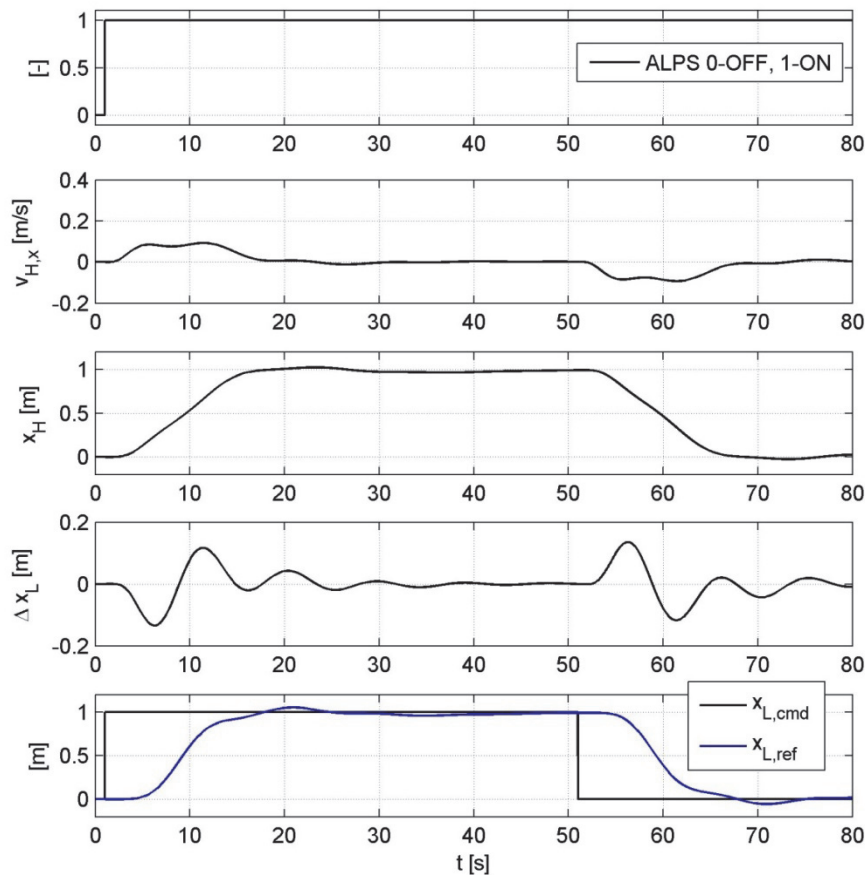


Abbildung 6-76: Simulation eines Flugmanövers zum Versetzen einer Last um 1 m in Längsrichtung mit einer 400 kg-Last an einem 30 m-Seil

6.5.3 Integration der Positionierungsregler in das Ziel-AFCS (AP 2.5.3)

Nachdem AHD die Funktionen des ALPS-Reglers in eine AFCS-Software übertragen hatte, fanden im mehrere Arbeitstreffen zwischen den Projektpartnern in Donauwörth statt. Bei diesen Treffen wurde zunächst die Funktionalitäten der ALPS-Regelung überprüft, z.B. die Vorgabe der Zielposition für die Last durch den Piloten. Anschließend wurden die Reglerparameter auf Grundlage der beim DLR erfolgten Auslegung eingestellt und in der Closed-Loop Simulation auf der Testbench erprobt. Am Ende der Versuche konnten Parametersets für den ALPS-Regler gefunden werden, die für die Erprobung im Flugversuch geeignet waren.

Ergebnisse der Testbench-Erprobung:

Zur Demonstration und Überprüfung der Funktionalität des ALPS-Reglers auf der Testbench wurden mehrere verschiedene Versuche durchgeführt:

Versuch 1 („Disturbance“):

Auslenkung der Last im Schwebeflug in Längs- und Querrichtung des Hubschraubers. Die Auslenkung erfolgte über eine an der Last direkt wirkenden Störung.

Versuch 2 („Beep Command“):

Versetzen der Last im Schwebeflug in Längs- und Querrichtung mit Hilfe eines Beep Commands in Pitch bzw. Roll.

Versuch 3 („Transition Down“):

Aus $V=40$ kn im Vorwärtsflug mit Hilfe der Autopilotenfunktion „Transition Down“ automatisch in den Schwebeflug gelangen.

Versuch 4 („Transition Down with Disturbance“):

Aus $V=40$ kn im Vorwärtsflug mit Hilfe der Autopilotenfunktion „Transition Down“ in den Schwebeflug gelangen bei einer zuvor über eine Störung ausgelenkten Last.

Die Versuche wurden mit und ohne Lastregelung bei verschiedenen Seillängen ($L=10\text{m}$, $L=20\text{m}$ und $L=50\text{m}$) durchgeführt. Dabei wurden unterschiedliche Reglerparametersets überprüft und final je Seillänge ein geeignetes Set für die geplante ALPS Flugerprobung ausgewählt.

Exemplarisch wird nachfolgend ein Ergebnis für Versuch 2 („Beep Command“) dargestellt, das auf der Testbench erzeugt wurde. In diesem Versuch wurde die Last (Seillänge 20m , Lastmasse 200kg) im Schwebeflug in Längs- und Querrichtung mit Hilfe eines Beep Commands in Pitch bzw. Roll versetzt. In [Abbildung 6-77](#) ist das Versetzen der Last in Längsrichtung in [Abbildung 6-78](#) das Versetzen der Last in Querrichtung dargestellt. Dargestellt sind von oben nach unten jeweils der Lagewinkel des Hubschraubers (Θ, Φ), der Pendelwinkel der Last (Θ_L, Φ_L), die Geschwindigkeit des Hubschraubers (v_x, v_y) sowie die Position des Hubschraubers (p_x, p_y). Schwarz dargestellt ist der Fall mit deaktiviertem ALPS, blau dargestellt ist der Fall mit aktivem ALPS. In beiden Fällen wurde über das Beep Command der Hubschrauber mit angehängter Last versetzt. In beiden Abbildungen ist in den Verläufen der Lastpendelwinkel (Θ_L, Φ_L) gut erkennbar, wie die Außenlast während des Versetzvorgangs über das ALPS im schwebeflughnahen Geschwindigkeitsbereich stabilisiert und dadurch die Pendelauslenkung minimiert wird. In der Rollachse (vgl. [Abbildung 6-78](#)) ist bei den Versuchen mit aktivem ALPS eine geringe Drift in der Hubschrauberposition zu erkennen. Diese Drift wurde durch eine, zum Zeitpunkt der Versuchsdurchführung noch fehlerhaften, Korrektur des Einbauwinkels der AHRS (Attitude Heading Reference System) in der Querachse verursacht. Dadurch wurde der stationäre laterale Pendelwinkel ungleich Null und die Rückführung der Pendelwinkel führte zu einem permanenten Stellsignal in der Querachse, was wiederum zur Drift des Hubschraubers führte. Die Werte für die Einbauwinkelkorrektur konnten im Nachgang an die Tests angepasst und damit die Drift des Hubschraubers schließlich unterbunden werden.

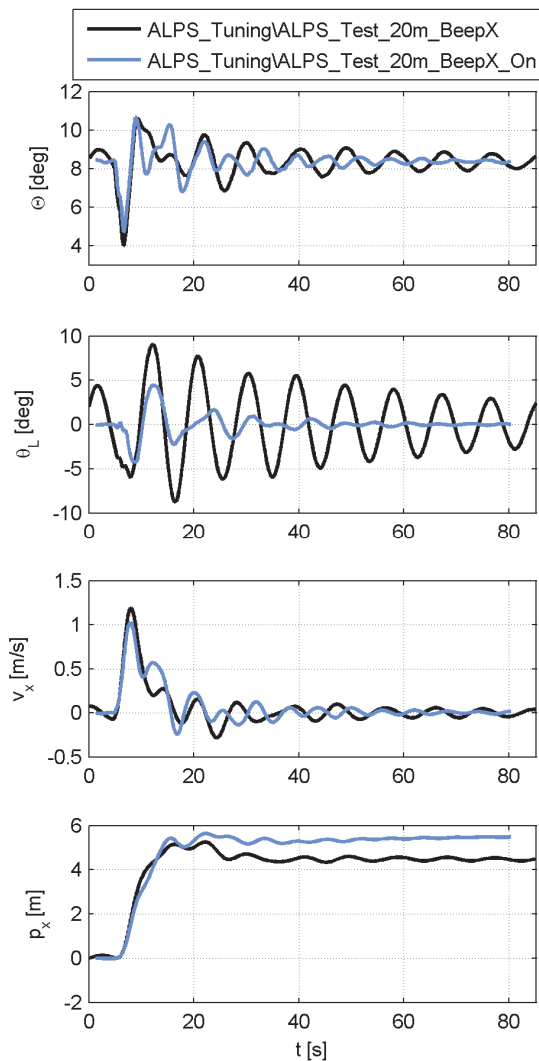


Abbildung 6-77: Versetzen der Last in Längsrichtung über das Beep Command in Pitch

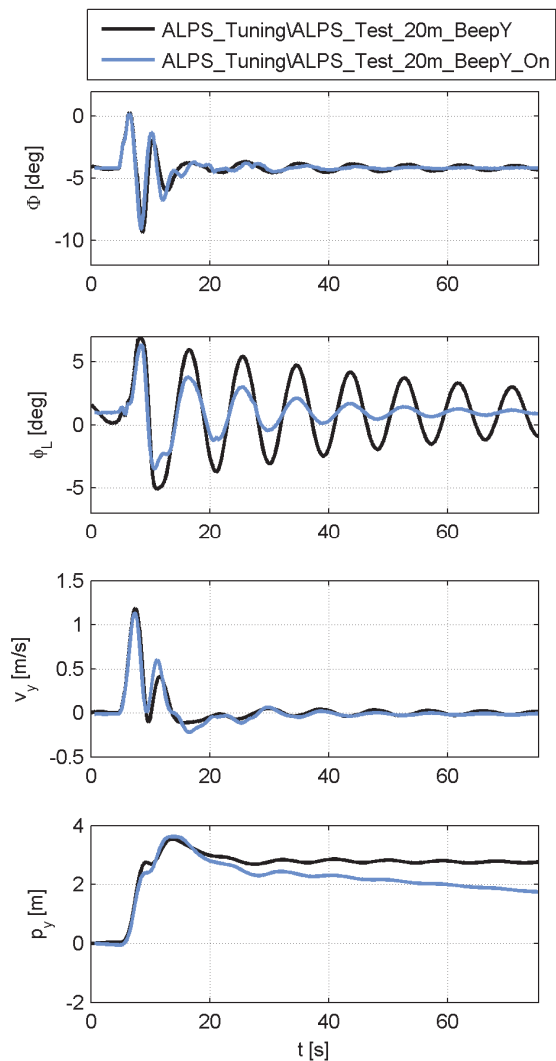


Abbildung 6-78: Versetzen der Last in Querrichtung über das Beep Command in Roll

6.5.4 Systembewertung im DLR-Simulator (AP 2.5.4)

Nachfolgend wird die final im AVES durchgeführte Pilotenstudie für den Fall des zentralen Lasthakens beschrieben.

Funktionen des Außenlast-Assistenzsystems und Versuchsaufbau

Das Außenlast-Assistenzsystems setzt sich aus den zwei Funktionen automatische Laststabilisierung, Automatic Load Damping System (ALDS), und der automatischen Lastpositionierung, Automatic Load Positionierung System (ALPS), zusammen. Die Funktion ALDS bewirkt eine Stabilisierung der Pendelbewegung der Last und führt somit zu einer Minimierung der Lastauslenkung. Die Funktion ALPS hat das Ziel, die Last über eine vorgegebene georeferenzierte Position zu stellen. ALDS und ALPS verwenden eine Rückführung der Pendelbewegung, wie es die Rückführpfade in [Abbildung 6-79](#) mit dem Lastsensor (*Load Sensor*) angeben.

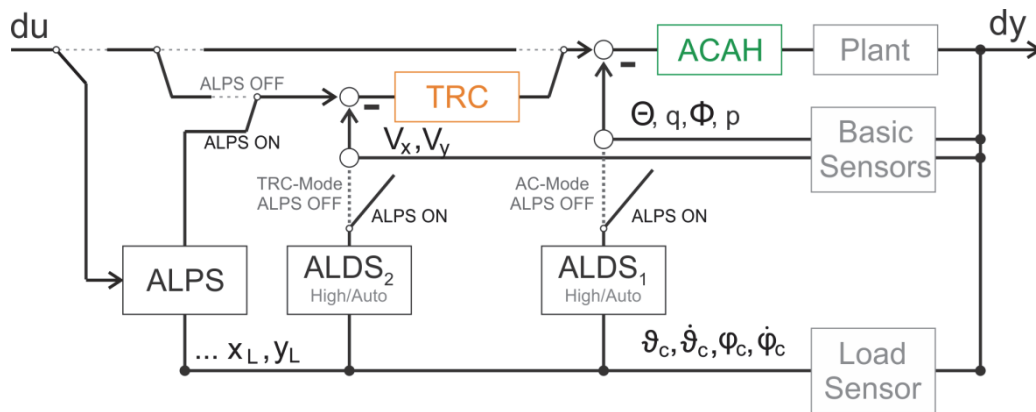


Abbildung 6-79: Architektur der automatischen Flugsteuerung mit Lastregelung in Längs- und Quersachse

In [Abbildung 6-79](#) sind die möglichen Regelmodi des Hubschraubers zusammengefasst. Im Regelmode ACAH (Attitude Command Attitude Hold) steuert der Pilot den Hubschrauber mit einer Lageregelung. Der Regelmode TRC (Translational Rate Command) stellt dem Piloten eine Geschwindigkeitsregelung zur Verfügung und setzt auf den ACAH-Regelmode als innere Schleife auf. In diesen zwei Regelmodi kann der Pilot durch die Laststabilisierung (ALDS) unterstützt werden. Die dazu benötigte Rückführung der Lastbewegung erfolgt dabei auf das Führungskommando, d.h. auf den Eingang des Reglers des entsprechenden Regelmode. Anders als die Stabilisierungsfunktion besteht bei der Funktion zur automatischen Lastpositionierung (ALPS) keine direkte Steuerungsmöglichkeit des Hubschraubers durch den Piloten. Der Pilot gibt lediglich über ein Sekundärsteuer die Sollposition der Last vor, die der ALPS-Regler in eine Hubschrauberbewegung umsetzt, mit der eine Positionierung der Last erreicht wird. Der ALPS-Regler berechnet Geschwindigkeitsvorgaben für den TRC-Regler. Im Fall einer aktiven Lastpositionierung sind die Rückführschleifen zur Laststabilisierung deaktiviert.

Das ALDS wurde für den Fall des Lasthakens im Vorfeld der Pilotenstudie sowohl für das TRC als auch für den ACAH-Mode ausgelegt. Alle über die in [Abbildung 6-79](#) dargestellte Struktur zur Verfügung gestellten Reglermodi sind in [Tabelle 6-9](#) zusammengefasst dargestellt.

Tabelle 6-9: Übersicht der Reglermodi und Regelgesetze der Lastregelung

	ALPS-Regler	TRC-Regler	ACA-H-Regler
Ohne Lastregelung	nicht aktiv	keine Lastrückführung	keine Lastrückführung
Laststabilisierung (ALDS) aktiv	nicht aktiv	Rückführung der Pendelraten auf das TRC-Kommando: $v_{x,cmd}^* = v_{x,cmd} + K_{\dot{\vartheta}_p} \dot{\vartheta}_p + K_{\vartheta_p} \vartheta_p$ $v_{y,cmd}^* = v_{y,cmd} - K_{\dot{\varphi}_p} \dot{\varphi}_p - K_{\varphi_p} \varphi_p$	Rückführung der Pendelraten auf das ACAH-Kommando: $\Theta_{cmd}^* = \Theta_{cmd} + K_{\dot{\vartheta}_p} \dot{\vartheta}_p + K_{\vartheta_p} \vartheta_p$ $\Phi_{cmd}^* = \Phi_{cmd} - K_{\dot{\varphi}_p} \dot{\varphi}_p - K_{\varphi_p} \varphi_p$
Lastpositionierung (ALPS) aktiv	Rückführung der Lastposition, Pendelraten und Pendelwinkel: $v_{x,cmd}^* = K_{xL} (x_{L,cmd} - x_L) + K_{\dot{\vartheta}_p} \dot{\vartheta}_p + K_{\vartheta_p} \vartheta_p$ $v_{y,cmd}^* = K_{yL} (y_{L,cmd} - y_L) - K_{\dot{\varphi}_p} \dot{\varphi}_p - K_{\varphi_p} \varphi_p$	keine Lastrückführung	keine Lastrückführung

Automatische Laststabilisierung (ALDS)

Aus den vorhergehenden Studien ist bekannt, dass eine Lastrückführung bei gleichzeitiger Steuerung des Hubschraubers durch den Piloten mit einer Verschlechterung der Flugeigenschaften und der Dämpfung der Lastbewegung einhergeht (siehe Kapitel 6.4.3.1). Eine aktive Lastrückführung bewirkt eine Hubschrauberbewegung, die zu einer Stabilisierung der Last führen soll. Dies hat jedoch eine Veränderung des Hubschrauberverhaltens infolge der Piloteneingabe zur Folge. Der Pilot nimmt die durch die Lastrückführung erzeugten Hubschrauberbewegungen als Störungen wahr und versucht diese zu kompensieren. Dadurch nimmt die Dämpfungswirkung der Laststabilisierung ab und die Last schwingt stärker. Um diesen prinzipbedingten Steuerungskonflikt zwischen Lastregelung und Piloteneingabe abzuschwächen, wurde für die Simulatorstudie ein Betriebsmode für die Laststabilisierung entwickelt, der bei einer Einsteuerung durch den Piloten die Lastrückführung verringert. Dadurch wird die Wirkung der Laststabilisierung zwar verringert, ermöglicht aber dem Piloten eine Steuerung des Hubschraubers, die durch die Lastrückführung weniger stark beeinflusst wird. Dazu wurden zwei verschiedene Gainsets ausgelegt. „High Damp“ beschreibt dabei das Gainset zur Erzielung einer maximalen Lastpendeldämpfung. „Auto Damp“ das Gainset mit reduzierten Verstärkungsfaktoren zur Erzielung verbesserter Flugeigenschaften. Die zwei Betriebsmodi der Laststabilisierung und die Aktivierungsbedingungen sind in Tabelle 6-10 beschrieben.

Tabelle 6-10: Übersicht der Reglermodi und Regelgesetze der Lastregelung Betriebsmodi der Laststabilisierung und deren Aktivierungsbedingungen

	Pilot aktiv	Pilot nicht aktiv
Erkennung	Steuerausschlag du größer als Amplitudenschwellwert u_{aktiv} und länger als Zeitschwellwert t_{aktiv} $du(t) = u(t) - u_0 > u_{aktiv}$ für $t(du > u_{aktiv}) > t_{aktiv}$	Steuerausschlag du kleiner als Amplitudenschwellwert u_{aktiv} und länger als Zeitschwellwert t_{aktiv} $du(t) = u(t) - u_0 \leq u_{aktiv}$ für $t(du \leq u_{aktiv}) > t_{aktiv}$
Aktivierungsparameter	$u_{aktiv} = 1 \%$ $t_{aktiv} = 1 \text{ sec}$	$u_{aktiv} = 1 \%$ $t_{aktiv} = 1 \text{ sec}$
ALDS-Betriebsmode „High Damp“	Maximale Lastdämpfung $K_{\dot{\vartheta}_p} = K_{\dot{\vartheta}_p,max}$ $K_{\vartheta_p} = K_{\vartheta_p,max}$ $K_{\dot{\varphi}_p} = K_{\dot{\varphi}_p,max}$ $K_{\varphi_p} = K_{\varphi_p,max}$	Maximale Lastdämpfung $K_{\dot{\vartheta}_p} = K_{\dot{\vartheta}_p,max}$ $K_{\vartheta_p} = K_{\vartheta_p,max}$ $K_{\dot{\varphi}_p} = K_{\dot{\varphi}_p,max}$ $K_{\varphi_p} = K_{\varphi_p,max}$
ALDS-Betriebsmode „Auto Damp“	Geringe Lastdämpfung $K_{\dot{\vartheta}_p} = K_{\dot{\vartheta}_p,min}$ $K_{\vartheta_p} = K_{\vartheta_p,min}$ $K_{\dot{\varphi}_p} = K_{\dot{\varphi}_p,min}$ $K_{\varphi_p} = K_{\varphi_p,min}$	Maximale Lastdämpfung $K_{\dot{\vartheta}_p} = K_{\dot{\vartheta}_p,max}$ $K_{\vartheta_p} = K_{\vartheta_p,max}$ $K_{\dot{\varphi}_p} = K_{\dot{\varphi}_p,max}$ $K_{\varphi_p} = K_{\varphi_p,max}$

Automatische Lastpositionierung (ALPS)

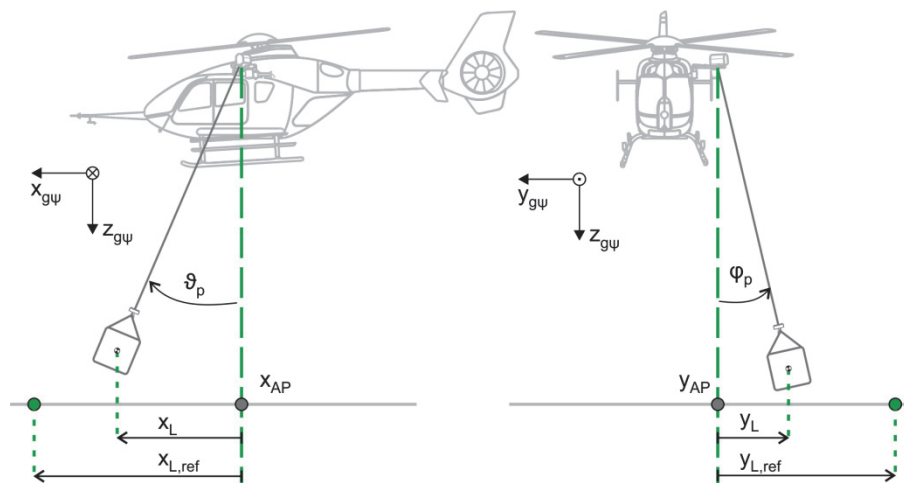
Der Mode zur automatischen Lastpositionierung kann sowohl im ACAH- als auch TRC-Mode aktiviert werden. Nach Aktivierung steuert der Pilot den Hubschrauber nicht mehr direkt. Über ein Sekundärsteuer kann der Pilot die Vorgabe für die Zielposition verändern und dadurch eine Hubschrauberbewegung bewirken. Im ALPS-Regler berechnet sich das Stellsignal für den TRC-Regler (siehe [Abbildung 6-79](#)) aus der Differenz zwischen Soll- und Istposition der Last und der Rückführung der Pendelbewegung (siehe [Tabelle 6-9](#)). Die aktuelle Lastposition (x_L, y_L) wird bezüglich eines Referenzpunktes berechnet, der die Lastposition zum Zeitpunkt der Aktivierung ($t_{ALPS,aktiv}$) der automatischen Positionierung darstellt:

$$x_L = \int_{t_{ALPS,aktiv}}^t u_{LH,g\psi} d\tau + \sin \vartheta_p L$$

$$y_L = \int_{t_{ALPS,aktiv}}^t v_{LH,g\psi} d\tau + \sin \varphi_p$$

Im ersten Term wird die Position des hubschrauberseitigen Aufhängungspunktes aus der Integration der Geschwindigkeit ($u_{LH,g\psi}, v_{LH,g\psi}$) an dieser Position berechnet. Der zweite Term stellt die

Lastauslenkung dar. Die Summe aus beiden Termen ergibt die Lastposition bezogen auf die inertia- le Referenzposition zum Zeitpunkt der Aktivierung (siehe [Abbildung 6-80](#)).



[Abbildung 6-80](#): Definition der Lastauslenkung und Lastposition

Benutzerschnittstelle zur Lastregelung (ALDS und ALPS)

Zur Erfüllung der Lastabsetzaufgabe steht dem Piloten das Display in [Abbildung 6-81](#) zur Verfügung. Der künstliche Horizont liefert die typischen Fluginformationen zur Fluglage, -höhe und -geschwindigkeit. Darunter wird ein simuliertes Bild einer Kamera angezeigt, die am Lasthaken angebracht ist. Der rote Punkt markiert die Lasthakenposition und hilft dem Piloten beim Absetzen der Last und Aktivierung der Lastpositionierung. Das Display links oben beschreibt die Lastbewegung relativ zum Hubschrauber in Form der Pendelwinkel. Wenn sich der Lastpunkt im Zentrum des Displays befindet, hängt die Last lotrecht unter dem Lasthaken. Die Laststabilisierung wird über einen Taster am 4-Wege-Schalter aktiviert (siehe [Abbildung 6-82](#)). Die Statusanzeige rechts oben gibt dem Piloten an, welcher Mode der Stabilisierung aktiv geschaltet ist.

Zur Positionierung wird das Display links unten benötigt. Darin stellt der Mittelpunkt die Lasthakenposition dar. Das Rautensymbol markiert den Zielpunkt der Last. Liegen Mittelpunkt und Zielpunkt übereinander bei gleichzeitiger Ruhelage der Last, so ist die Last über den Zielpunkt positioniert. Der Zielpunkt kann über die Beep-Trim-Steuerung zyklischen Steuerungen in Längs- und Querrichtung beliebig verschoben und somit die Last versetzt werden (siehe [Abbildung 6-81](#)). Der aktive Status der Lastregelung wird über eine grüne Farbmarkierung der Displayelemente angegeben. Der Status des Einblendens bei Aktivierung der Lastregelung wird in den Balken angezeigt, so dass der Pilot eine Rückmeldung erhält, wann die Lastregelung mit voller Autorität einsteuert.

Gegenüber der in Kapitel 6.4.3.2 dargestellten Studie wurde der 4-Wege-Schalter zur Vorgabe des Zielmarkers nun auf das zyklische Steuergerät gelegt. Im Falle eines Windenbetriebes muss der Pilot somit nicht zeitgleich am Kollektiv die Winde bedienen und die Lastposition vorgeben, was die Piloten teils vor ergonomische Schwierigkeiten stellte. Außerdem kam im, in [Abbildung 6-81](#) dargestellten Display die Information bzgl. des aktuell aktiven Gainsets für die Laststabilisierung („Statusanzeige SLD-Mode“) hinzu.

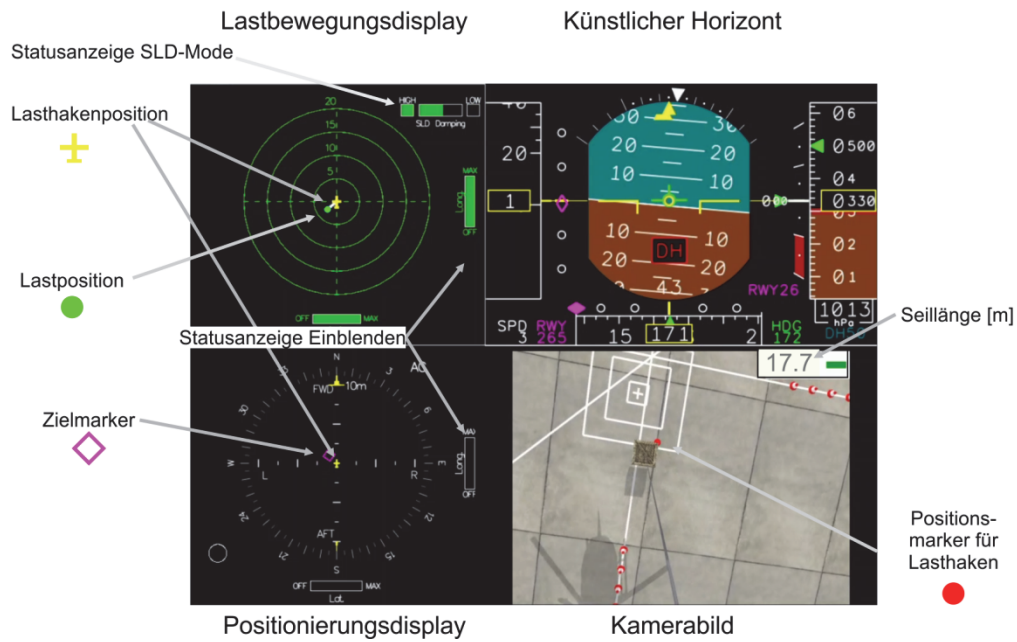


Abbildung 6-81: Display zur Ansteuerung der Lastregelung

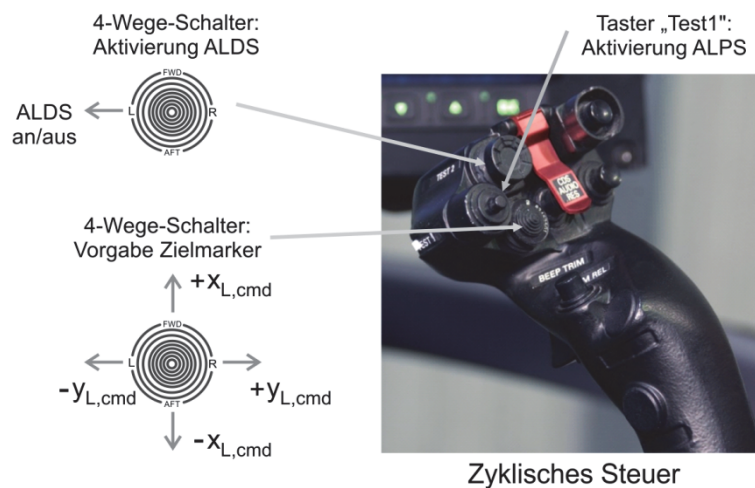


Abbildung 6-82: Bedienung der Lastregelung über das zyklische Steuer

Versuchsaufbau

Zur Bewertung des Außenlastassistenzsystems wurde im AVES als Simulationsszenario ein MTE (Mission Task Element) aufgebaut, das den finalen Abschnitt einer Außenlastmission simuliert und in [Abbildung 6-83](#) gezeigt ist. Zunächst erfolgt mit der am Lasthaken angehängten Last (Masse 500 kg, Seillänge 10 m) ein diagonaler Anflug bei einer Höhe zwischen 50 und 60 ft und einer Geschwindigkeit zwischen 12 und 16 kn Übergrundgeschwindigkeit (Groundspeed) auf die Zielposition. Der Pilot verzögert den Hubschrauber und bringt diesen in einen stabilen Schwebeflug im Zielbereich. Anschließend soll die Last im Zielpunkt möglichst ohne Schwingungen abgesetzt werden. Die Aufgabe entspricht dem ursprünglich in [34] vorgeschlagenem Aufbau des Load Placement MTEs. Es wurde in der Vorbereitung der Pilotenstudie zusätzlich zu der in Kapitel 6.4.1 vorgestellten Flugaufgabe im AVES implementiert.

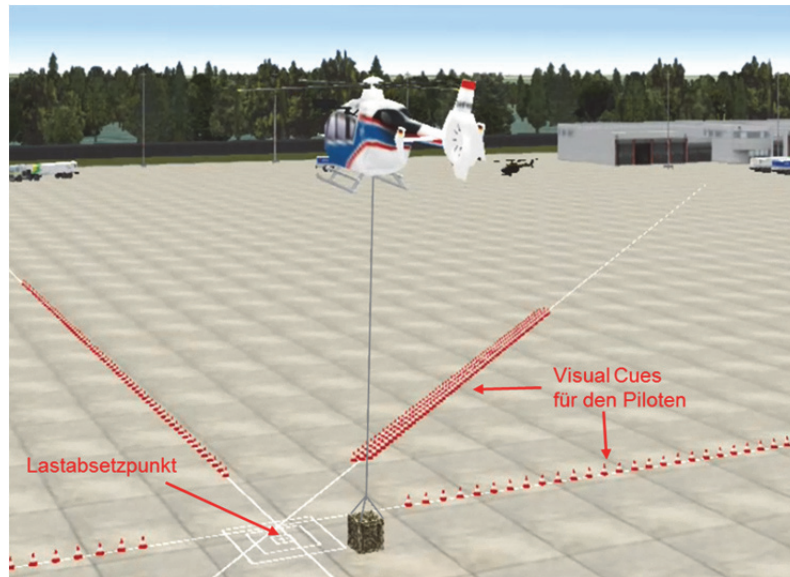


Abbildung 6-83: Lastabsetzmanöver im AVES-Hubschraubersimulator

Während des Manövers sind folgende Parameter für die Erzielung einer *Desired Performance* bzw. *Adequate Performance* einzuhalten:

Tabelle 6-11: Einzuhaltende Performance-Grenzen des Lastabsetzmanövers

Performance Requirement	Desired GVE	Adequate GVE
Zeit zur Verzögerung des Hubschraubers in den Schwebeflug und Stabilisierung	10 s	15 s
Zeit zum Absetzen der Last im Zielpunkt	50 s	120 s
Zulässiger Bereich für die Lastposition, der $\pm X$ ft größer sein darf, als die Abmessungen der Last	3 ft	6 ft

Bei der Durchführung des Manövers ist folgendes zu beachten:

- Anfluggeschwindigkeit zwischen 12 und 16 kn
- Höhe während der Anflugphase zwischen 50 und 60 ft
- Bedingungen für einen stabilen Schwebeflug:
 - Groundspeed < 2 kn
 - Minimale Steueraktivität des Piloten
 - Schwebeflugposition im Bereich der Lastzielposition

Die MTE Definitionen wurden aus [34] übernommen. Die Anfluggeschwindigkeit wurde allerdings basierend auf den neusten Erkenntnissen aus [33] erhöht (von max. 10 kn auf max. 16 kn) um eine merkliche Lastanregung in der Verzögerungsphase des Hubschraubers zu realisieren.

Versuchsorganisation

An der Studie haben insgesamt drei ausgebildete Testpiloten teilgenommen. Jeder Testpilot absolvierte das Manöver mit sechs unterschiedlichen Konfigurationen, die in Tabelle 6-12 aufgeführt sind. Bei jedem Testpunkt konnte der Pilot sich zunächst mit der neuen Konfiguration vertraut machen. Zur Bewertung der einzelnen Konfigurationen wurde das Manöver anschließend drei Mal geflogen mit dem Ziel, eine reproduzierbare Performance zu erzielen. Direkt im Anschluss an die Bewertungsflüge gab der Pilot eine Flugeigenschaftsbewertung nach Cooper-Harper [36], [37]

unter ausführlicher Begründung seiner Entscheidung ab. Danach folgte die Bewertung der Workload nach der NASA-TLX Methode [38], die eine weitergehende Befragung der vom Piloten empfundenen Workload ermöglichte. Neben den Flugdaten wurden Video- und Audiodaten (siehe [Abbildung 6-84](#)) aufgezeichnet, die zur Versuchsauswertung herangezogen werden können.

Tabelle 6-12: Getestete Konfigurationen

Testpunkt	Konfiguration
1	AC (Lageregelung) ohne ALCS
2	AC (Lageregelung) mit ALCS, HighDamp
3	AC (Lageregelung) mit ALCS, AutoDamp
4	TRC (Geschwindigkeitsregelung) ohne ALCS
5	TRC (Geschwindigkeitsregelung) mit ALCS, HighDamp
6	TRC (Geschwindigkeitsregelung) mit ALCS, AutoDamp

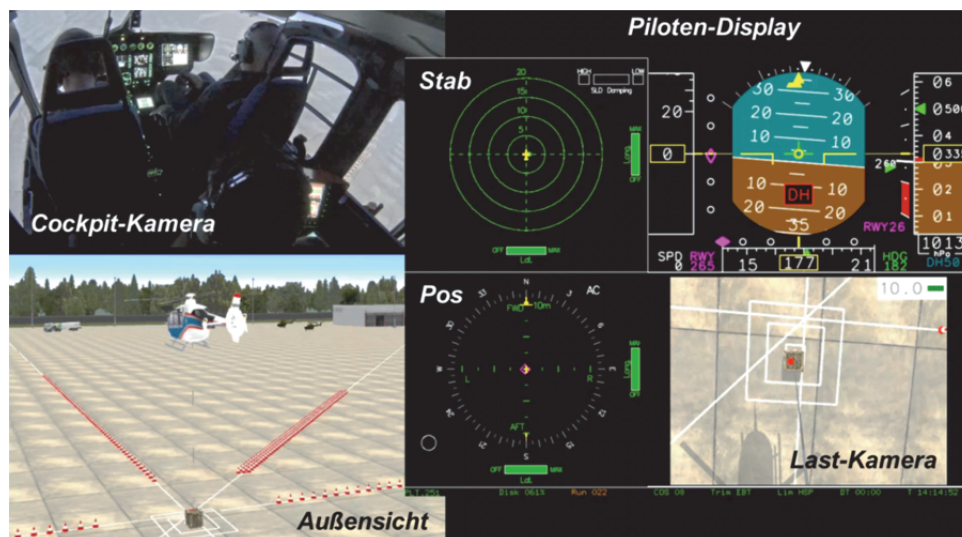


Abbildung 6-84: Simulator-Szenario im AVES

Auswertung der Versuche

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Versuchsauswertung vorgestellt. Zum besseren Verständnis wird zunächst der Ablauf des Manövers anhand der Versuchsdaten beschrieben. Es folgt die Vorstellung der Ergebnisse zur Bewertung der Flugeigenschaften und der Workload sowie die Ergebnisse zur erzielten Performance aller Piloten.

Beschreibung des Lastabsetzmanövers

Das Manöver soll anhand [Abbildung 6-85](#) beschrieben werden. Das gesamte Manöver besteht aus den folgenden vier Phasen: Beschleunigung auf eine Übergrundgeschwindigkeit (Groundspeed) zwischen 12 und 16 kn, Verzögerung in den Schwebeflug, Stabilisierung des Hubschraubers und abschließend Positionierung der Last (■). Die Marker geben die jeweiligen Zeitpunkte an, bei denen die Piloten die Verzögerung des Hubschraubers eingeleitet (◆) bzw. einen stabilen Schwebeflugzustand erreicht haben (●). [Abbildung 6-85](#) zeigt den Versuch eines Piloten mit dem Regelmode ACAH und ohne Lastregelung, d.h. ohne automatische Funktion zur Stabilisierung und Positionierung der Last. Durch die Verzögerung des Hubschraubers wird die Last stark ausgelenkt und fängt zu pendeln an. In der Querachse zeigt sich eine leicht instabile Pendelbewegung. Durch die Pendelbewegung ist eine präzise Positionierung der Last nicht möglich. Die Last kann nur außerhalb des

Zielbereichs der bestmöglichen Performance, d.h. Desired Performance (kleines, grünes Quadrat im Positionsplot), abgesetzt werden.

In Abbildung 6-86 ist das Manöver mit aktiver Lastregelung gezeigt. Die Funktion zur Laststabilisierung kann zwar die während der Verzögerung auftretende Lastauslenkung nicht unterdrücken. In der Folge wird die Lastauslenkung jedoch sehr gut gedämpft. Kurz nach Erreichen des Schwebefluges aktiviert der Pilot die automatische Lastpositionierung (ALPS-Status, □). Der Pilot steuert in dieser Funktion den Hubschrauber nicht mehr direkt, sondern nur noch indirekt durch Vorgabe der Zielposition der Last ($x_{L,Soll}$ bzw. $y_{L,Soll}$). Das Ziel der Lastpositionierung besteht darin, dass die Last der vorgegebenen Sollposition möglichst gut erreicht. Mit Hilfe der Lastpositionierung kann die Last schließlich mit geringer Auslenkung präzise im Zielpunkt abgesetzt werden (■).

Tabelle 6-13: Erklärung der Symbole in den Plots zum Lastabsetzmanöver

Symbol	Markierung	Art der Markierung
◆	Beginn der Verzögerung	Manuelles Setzen der Phase nach „Callout“ durch Pilot
●	Stabilisierung	Manuelles Setzen der Phase nach „Callout“ durch Pilot
□	Aktivierung ALPS	Identifizierung aus Signalverlauf
■	Last abgesetzt	Manuelles Setzen der Phase bei Bodenkontakt der Last

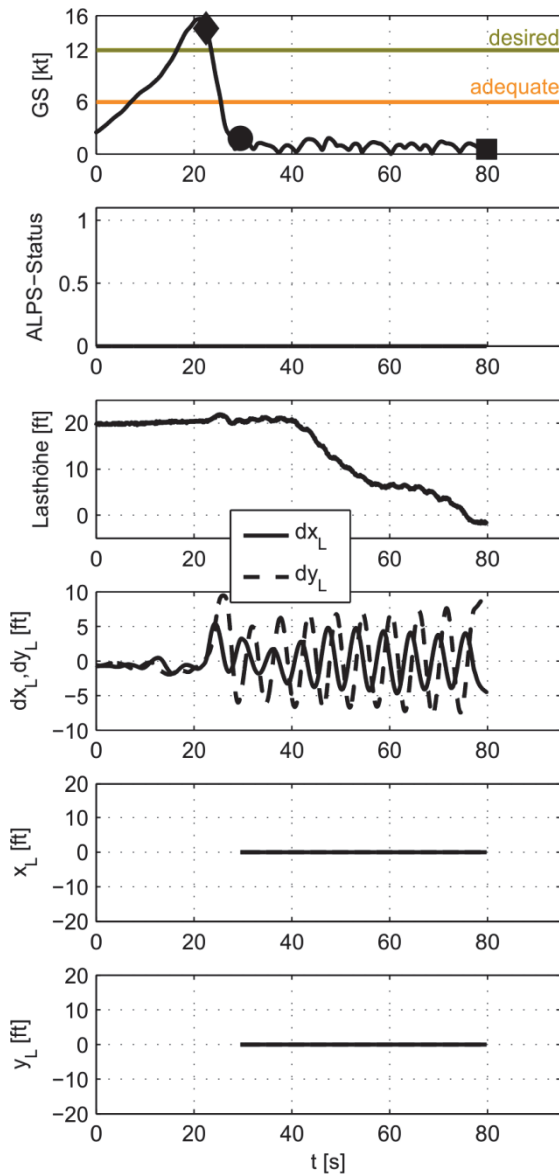


Abbildung 6-85: Lastabsetzmanöver im ACAH-Mode ohne Lastregelung

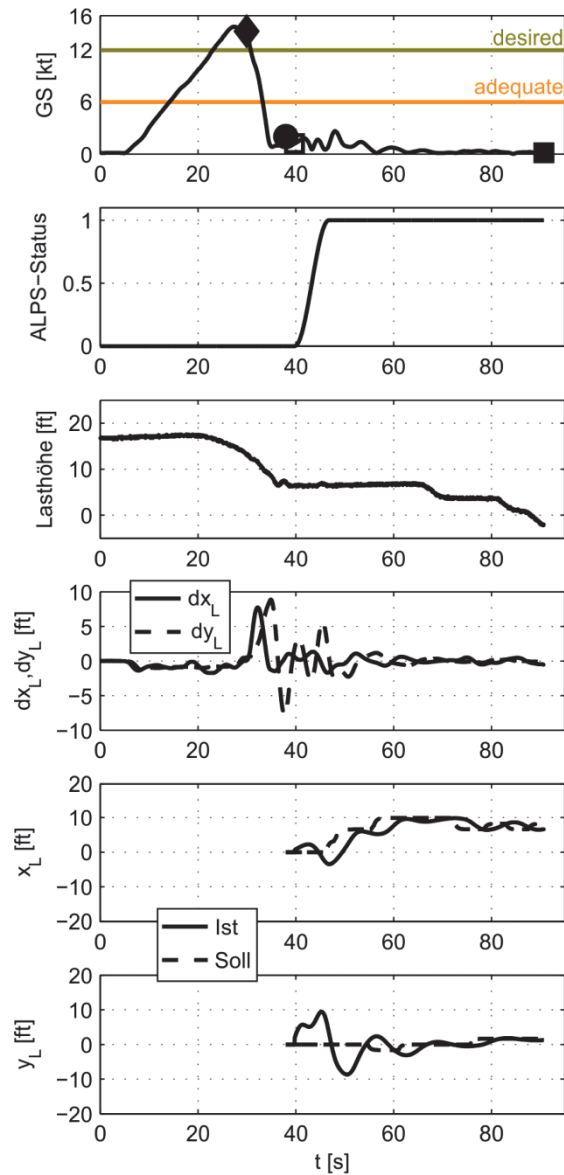


Abbildung 6-86: Lastabsetzmanöver im ACAH-Mode mit Lastregelung

Bewertung der Flugeigenschaften nach COOPER-HARPER

Die Ergebnisse der Flugeigenschaftsbewertungen sind in [Abbildung 6-86](#) für alle drei Testpiloten zusammengefasst. Bei Betrachtung der Bewertungen für den AC-Mode lässt sich eine Verbesserung mit der Bereitstellung einer Laststabilisierung mit effektiver Lastdämpfung erkennen (AC+SLD_High). Eine weitere Verbesserung lässt sich mit der Stabilisierungsfunktion erzielen, die auf eine Verbesserung der Flugeigenschaften abzielt (AC+SLD_Auto). Die Bewertungen liegen jedoch weiterhin im Level 2-Bereich, da die effektive Laststabilisierung mit einer starken Interaktion zwischen Pilotensteuerung und Lastregelung verbunden ist. Mit dem System zur Erkennung der Pilotenaktivität kann eine deutliche Verbesserung der Flugeigenschaften erzielt werden (AC+SLD_Auto).

In gleicher Weise wurden die Versuche mit dem stabileren Regelmode für den Hubschrauber bewertet, dem TRC-Mode. Ohne Lastregelung kann für den TRC-Mode eine deutliche Verbesserung gegenüber dem AC-Mode festgestellt werden (siehe [Abbildung 6-87](#)). Mit der Zuschaltung der effektiven Laststabilisierung ergeben sich unterschiedliche Bewertungsergebnisse. Während zwei der drei Piloten eine Verschlechterung angeben, verbessern sich für den einen Piloten die Flugeigenschaften in den Level 1-Bereich. Der Grund für die schlechteren Bewertungen liegt in der angewendeten Steuerstrategie der Piloten. Die Piloten versuchten die mit dem TRC-Mode verbundene geringere Agilität des Hubschraubers durch verstärkte Steuereingaben zu kompensieren, was in Verbindung mit der effektiven Laststabilisierung zu einem verstärkten Steuerungskonflikt mit der Laststabilisierung geführt hat. Eine leichte Verbesserung konnte mit dem System der sich ändernden Laststabilisierung erzielt werden (TRC+SLD_Auto).

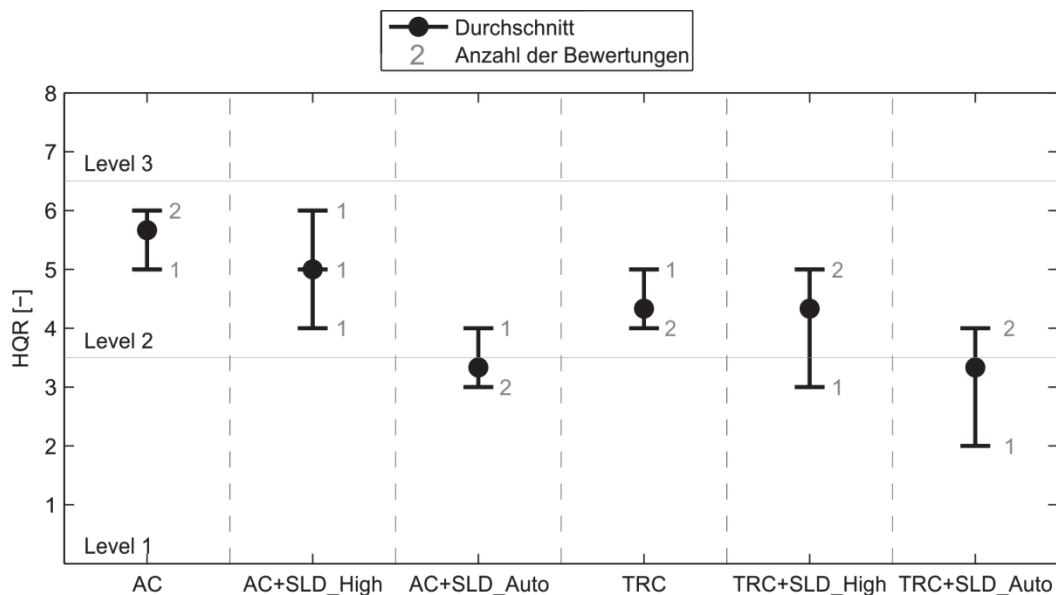


Abbildung 6-87: Flugeigenschaftsbewertungen nach COOPER-HARPER

Aus dem Vergleich der gemittelten Werte der Flugeigenschaftsbewertungen in [Tabelle 6-14](#) geht folgendes hervor:

- Im AC-Mode ist die Verbesserung in den HQ-Bewertungen mit dem Umschalt-Mode (AC+SLD_Auto) gegenüber der Konfiguration ohne Lastregelung am deutlichsten
- Im TRC-Mode fällt die Verbesserung mit dem Umschalt-Mode (TRC+SLD_Auto) geringer aus und führt zum gleichen Mittelwert wie beim AC-Mode
- Der Vergleich zwischen AC- und TRC-Mode zeigt hauptsächlich bei der Konfiguration ohne Lastregelung eine merkliche Verbesserung

Tabelle 6-14: Gemittelte Flugeigenschaftsbewertungen

AC	AC+SLD_High	AC+SLD_Auto	Delta zu AC
5.7	5	3.3	-2.4
TRC	TRC+SLD_High	TRC+SLD_Auto	Delta zu TRC
4.3	4.3	3.3	-1.0

Bewertung der Workload nach NASA-TLX

Neben der Bewertung der Flugeigenschaften gaben die Piloten zu jeder Versuchskonfiguration eine Bewertung der Workload nach dem NASA-TLX ab. Die Ergebnisse dazu finden sich in [Abbildung 6-88](#) und zeigen eine gute Korrelation mit den Flugeigenschaftsbewertungen in [Abbildung 6-87](#). Dies war zu erwarten, da die Bewertung der Flugeigenschaften hauptsächlich durch die Bewertung der Workload bestimmt wird. Bei den Konfigurationen mit dem AC-Mode ist eine eindeutige Abnahme in der Workload erkennbar, sobald die Lastregelung aktiv ist. Vor allem gaben alle Piloten für die Lastregelung mit dem Mode für gute Flugeigenschaften (AC+SLD_Auto) eine sehr niedrige Workload an.

Für die Konfigurationen mit dem TRC-Mode ergibt sich ein leicht anderes Bild. Nur die Wertungen von Pilot 3 zeigen die gleiche Tendenz wie beim AC-Mode, d.h. die Abnahme in der Workload mit der Lastregelung. Die anderen zwei Piloten haben jedoch mit aktiver Lastregelung eine höhere Workload empfunden. Vor allem zeigt sich bei Pilot 2 eine deutliche Erhöhung der Workload bei aktiver Lastregelung. Beim Vergleich der zwei Konfigurationen der Lastregelung haben alle Piloten bei der Konfiguration für gute Flugeigenschaften (TRC+SLD_Auto) eine geringere Workload angegeben.

Aus dem Vergleich der gemittelten Werte der Workload-Bewertungen in [Tabelle 6-15](#) geht folgendes hervor:

- Im AC-Mode ist die Verbesserung in den Workload-Bewertungen mit dem Umschalt-Mode (AC+SLD_Auto) gegenüber der Konfiguration ohne Lastregelung am deutlichsten
- Im TRC-Mode ist praktisch keine Verbesserung mit dem Umschalt-Mode (TRC+SLD_Auto) feststellbar
- Der Vergleich zwischen AC- und TRC-Mode zeigt hauptsächlich bei der Konfiguration ohne Lastregelung eine merkliche Verbesserung
- Im TRC-Mode wird die Lastregelung ohne automatischer Umschaltung (TRC+SLD_High) im Gegensatz zum AC-Mode mit einer höheren Workload bewertet

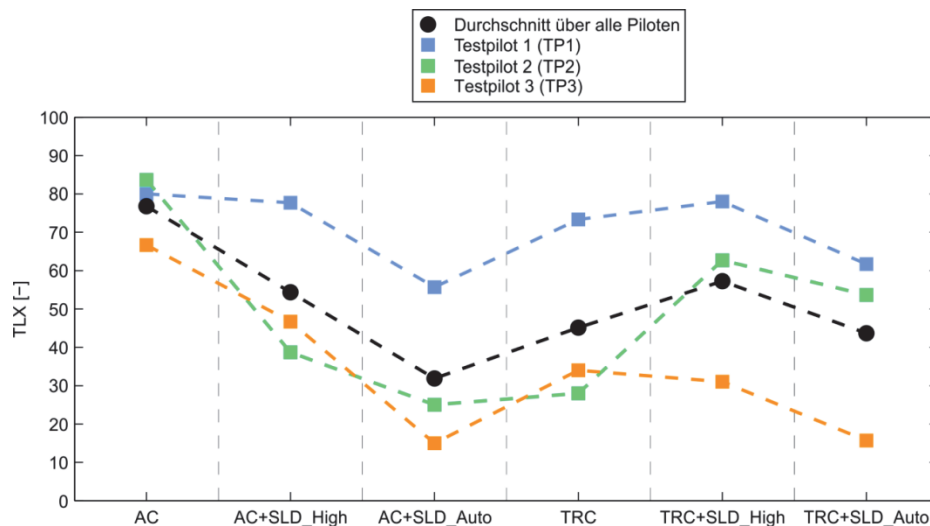


Abbildung 6-88: Mittelwert der *Workload*-Bewertung nach NASA-TLX

Tabelle 6-15: Gemittelte Workload-Bewertungen

AC	AC+SLD_High	AC+SLD_Auto	Delta zu AC
76.8	54.3	31.9	-44.9 (-58%)
TRC	TRC+SLD_High	TRC+SLD_Auto	Delta zu TRC
45.1	57.2	43.7	-1.4 (-3%)

Auswertung der Performance

Die Auswertung der Performance des Absetzmanövers erfolgte hinsichtlich der Absetzzeit und der Genauigkeit bei der Positionierung. Die Absetzdauer gibt die Zeit zwischen dem Erreichen des stabilen Schwebefluges und dem Absetzen der Last auf den Boden an. Die Genauigkeit wird durch den Abstand zwischen dem Absetzpunkt und der Zielposition bestimmt. In [Abbildung 6-89](#) sind die Absetzzeit und Abweichung von der Zielposition für alle Versuche einzeln und für jede Versuchskonfiguration als gemittelte Werte aufgetragen. Erwartungsgemäß lässt sich mit der Lastregelung eine bessere Performance sowohl in der Absetzzeit als auch in der Genauigkeit erreichen, wobei die Lastregelung in Verbindung mit dem TRC-Mode die besten Ergebnisse erzielt (TRC+SLD_High und TRC+SLD_Auto).

In [Abbildung 6-90](#) ist die über die Manöverzeit integrierte Auslenkung der Last aufgetragen. Die integrierte Auslenkung stellt ein Maß für die effektive Lastdämpfung dar. Ein hoher Wert bedeutet eine stark ausgelenkte Last während des Manövers, während ein geringer Wert eine stabile Last angibt. Auch hier ist die Wirksamkeit der Lastregelung gut erkennbar, da sich bei den Versuchskonfigurationen mit Lastregelung deutlich geringere Werte ergeben als ohne.

Der Vergleich der in [Tabelle 6-16](#) aufgeführten, gemittelten Performance-Daten zeigt folgendes auf:

- Im AC-Mode ist die Abweichung mit der Lastregelung im Umschalt-Mode (AC+SLD_Auto) am geringsten, die Absetzzeit liegt dagegen etwas über der Referenzkonfiguration
- Im AC-Mode ist die Lastauslenkung im Umschalt-Mode (AC+SLD_Auto) am geringsten
- Im TRC-Mode sind sowohl Abweichung als auch Absetzzeit mit der Lastregelung im Umschalt-Mode (TRC+SLD_Auto) am geringsten

- Im TRC-Mode ist die Auslenkung mit der Lastregelung ohne Umschaltung (TRC+SLD_High) am geringsten. Mit dem Umschalt-Mode (TRC+SLD_Auto) ist die Lastauslenkung etwas größer, jedoch deutlich geringer verglichen mit der Referenzkonfiguration (TRC)

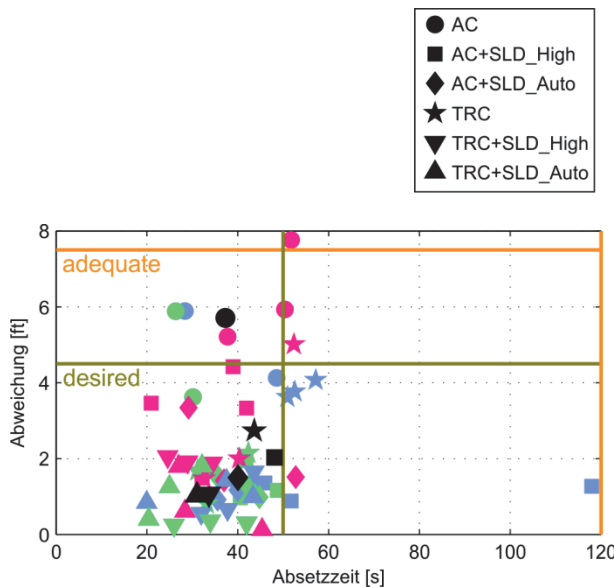


Abbildung 6-89: Positionierungsgenauigkeit und Absetzzeit aller Versuche

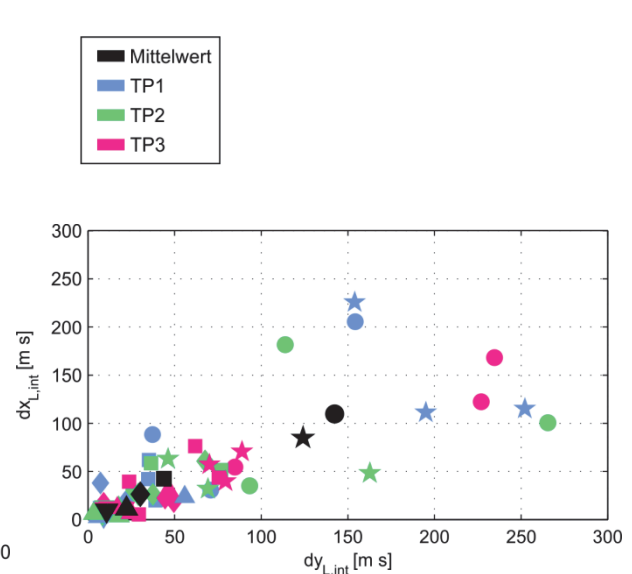


Abbildung 6-90: Integrierte Auslenkung über die gesamte Manöverzeit aller Versuche

Tabelle 6-16: Gemittelte Performance-Daten

	AC	AC+SLD_High	AC+SLD_Auto	Delta zu AC
Abweichung [ft]	5.7	1.9	1.5	-4.2 (-74%)
Absetzzeit [s]	32.3	45.8	40.0	+7.7 (+24%)
Auslenkung längs [m·s]	142.4	41.8	30.2	-112.2 (-79%)
Auslenkung quer [m·s]	109.6	38.7	26.4	-83.2 (-76%)
	TRC	TRC+SLD_High	TRC+SLD_Auto	Delta zu TRC
Abweichung	2.7	1.1	1.0	-1.7 (-63%)
Absetzzeit	43.6	33.7	31.0	-12.6 (-29%)
Auslenkung längs [m·s]	124.2	9.5	11.4	-112.8 (-91%)
Auslenkung quer [m·s]	84.8	10.8	22.2	-62.6 (-74%)

Diskussion der Ergebnisse

Ohne Lastregelung:

Bei den Versuchen ohne Lastregelung war die Pendelbewegung deutlich höher als mit aktiver Lastregelung. Vor allem beim Absetzen der Last hatten die Piloten praktisch keine Möglichkeit, eine schwingende Last zu stabilisieren und im Zielpunkt abzusetzen. Das Absetzen erfolgte durch den Piloten mit Blick auf die Kamerasicht (siehe [Abbildung 6-81](#)) und das Absenken des Hubschraubers zum Zeitpunkt, wenn die Last in den Zielbereich pendelt. Die fehlende Kontrolle der Lastbewegung führte zu einer schlechten Performance in der Positionierungsgenauigkeit (siehe [Abbildung 6-89](#)) und gleichzeitig zu einer hohen Workload (siehe [Abbildung 6-87](#) und [Abbildung 6-88](#)), die schließlich in einer Flugeigenschaftsbewertung mit „Level 2“ und einer hohen Workload-Bewertung resultierten.

Dagegen haben die Piloten geäußert, dass sie die Steuerbarkeit des Hubschraubers ohne die Aufgabe der Lastpositionierung im Level 1-Bereich bewerten würden. Würde das Manöver in zwei Bereiche aufgeteilt werden, würde der Teil mit der Verzögerung und Stabilisierung des Hubschraubers mit Level 1 bewertet werden. Der zweite Teil mit der Positionierung und dem Absetzen der Last dagegen klar mit Level 2. Die Bewertung des gesamten Manövers folgt aus der schlechtesten Teilbewertung, so dass die Versuche ohne Lastregelung von allen Piloten einheitlich mit Level 2 bewertet wurden.

Mit Lastregelung:

Mit dem Einsatz der Lastregelung, die eine automatische Stabilisierung und Positionierung der Last ermöglicht, kehrt sich die Bewertung der Teilbereiche des Manövers um. Im ersten Teil bewerteten die Piloten das Verhalten des Hubschraubers mit aktiver Lastregelung als Level 2. Als Grund gaben sie die schlechte Vorhersehbarkeit der Hubschrauberantwort infolge ihrer Steuereingaben an. Die Tendenz zu einem gegenphasigen Antwortverhalten führte zu einer hohen Anfälligkeit für PIO. Bei Auftreten einer PIO konnte diese jedoch sehr schnell durch den Piloten unterbunden werden, in dem er seine Steuerverstärkung zurücknahm.

Im zweiten Teil des Manövers hingegen gaben die Piloten eine Bewertung im Level 1-Bereich ab. Bei Erreichen des Zielpunktbereichs war die Last nahezu stabilisiert. Sobald die automatische Positionierung aktiv war, konnten die Piloten über die Bedienung der Sekundärsteuer die Last präzise über den Zielpunkt bringen. Die hohe Stabilität des Systems erlaubte ihnen, sich nur auf das Kamerabild zu konzentrieren und den Blick nach außen zu minimieren. Mit Hilfe der automatischen Positionierung konnte die Last stets mit hoher Genauigkeit nahe des Zielpunktes abgesetzt werden (siehe [Abbildung 6-89](#)). Laut [Tabelle 6-16](#) ergab sich für den AC-Mode mit Lastregelung keine Verbesserung in der Absetzzeit. Der Grund hierfür liegt in der fehlenden Kontrollmöglichkeit der Lastbewegung ohne aktive Lastregelung, so dass die Piloten die Last möglichst schnell absetzen wollten, sobald sich die Last in der Nähe des Zielpunktes befand. Dadurch ergaben sich auch große Abweichungen in der Position. Mit der automatischen Positionierung hingegen versuchten die Piloten, die Last genau in den Zielpunkt zu setzen und den verfügbaren Zeitrahmen auszunutzen.

Insbesondere die Ausleitung der Verzögerungsphase war für die Piloten herausfordernd und resultierte in einer hohen Workload. Durch die Verzögerung und ihrer Trägheit wird die Last in Bewegungsrichtung ausgelenkt. Der Regler zur automatischen Stabilisierung kommandiert daraufhin eine Hubschrauberbewegung in Richtung der Lastauslenkung, wodurch sich der Hubschrauber vom Zielpunkt entfernt. Steuert der Pilot gegen die vom Regler kommandierte Ausgleichsbewegung an, wird die Wirkung der Laststabilisierung verringert. In der Folge kann es zum entgegengesetzten Einsteuern des Piloten und der Regelung kommen.

Vergleich der zwei Modi zur Laststabilisierung

Für den Stabilisierungsregler wurden in dieser Studie zwei Modi getestet. Die Bewertungen der Flugeigenschaften und der Workload haben eine eindeutige Verbesserung für den Mode mit der automatischen Umschaltung (AC+SLD_Auto und TRC+SLD_Auto) gezeigt. Zum Mode ohne Umschaltung (AC+SLD_High und TRC+SLD_High) wurde von den Piloten die Unvorhersehbarkeit der Hubschrauberantwort infolge ihrer Steuereingaben bemängelt. Dies hat zu einer hohen Anfälligkeit für PIO und aus Sicht der Piloten zu einem Steuerungskonflikt geführt, wie die in [Tabelle 6-17](#) zusammengetragenen Kommentare der Piloten belegen. Mit der automatischen Umschaltung wurde von den Piloten eine bessere Steuerbarkeit festgestellt. Der Einfluss der Lastregelung auf das Hubschrauberverhalten wurde als geringer empfunden und somit die Vorhersehbarkeit der Steuereingaben verbessert.

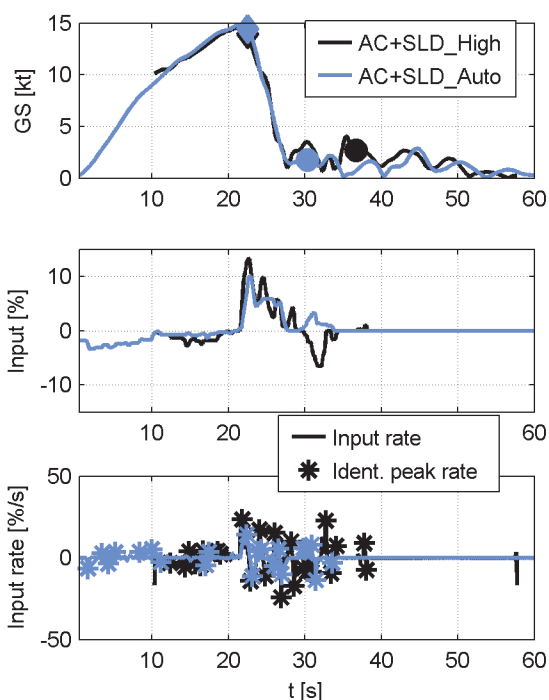
Tabelle 6-17: Pilotenkommentare zu den Versuchen mit Lageregelung und aktiver Lastregelung

	Stabilisierung ohne Umschaltung (AC+SLD_High)	Stabilisierung mit Umschaltung (AC+SLD_Auto)
Testpilot 1	<p>„Tried to suppress PIO. The unpredictability leads to helicopter motion and control inputs out of phase creating the unpredictability. But when in PIO, it is quite easy to suppress PIO by focussing on the outside view and reducing my feedback control.“</p>	<p>„This configuration is definitely easier to fly.“</p> <p>„Nonlinearity of the damping system in this configuration ist not so severe. I recognize the damping control only 20% of the time compared to 100% before. And then it is not so severe as before. Still, the hardest subtask is the deceleration. But now I am getting closer to the height. I was able to share my workload with the height sub-task.“</p>
Testpilot 2	<p>„Stabilisierung der Last behindert die Stabilisierung des Helikopters. Sie kämpft gegen die Eingaben und führt zum Überschießen. Vielleicht eher verzögern.“</p> <p>„Weniger Workload wegen der Stabilisierung. Sehr Beruhigend. Man muss sich allerdings damit arrangieren und die eigenen Eingaben mit dem System gerade bei der Verzögerung zusammenbringen. Enge Toleranzgrenzen. Man darf sich mit den Eingaben nicht verschätzen. Dort wäre noch Verbesserungspotential.“</p>	<p>„Habe mehr Einfluss auf das Verhalten des Helikopters. Fühl mich nicht so behindert durch die Stabilisierung. Andere Strategie verfolgt: spätere und aggressivere Verzögerung. Kam besser zur Position. Scheint gut zu funktionieren. Vom Gefühl ist das jetzt gut.“</p> <p>„Richtig perfekt ist es immer noch nicht. Wenn man der Strategie (rechtzeitige und gleichmäßige Verzögerung) folgt, sind nur Kleinigkeiten, die verbessert werden könnten. Es ist nur noch minimal zu kompensieren, außer beim Bremsmanöver, bei dem man alles geben muss.“</p>
Testpilot 3	<p>„Die Verzögerung war schwieriger und hat länger gedauert, weil ich mich wie ein Passagier gefühlt habe. Ich musste auf die Antwort des Helikopters warten, was nicht vorauszuschauen war. Die Positionierung war einfacher.“</p>	<p>„Es war besser. Die Verzögerung benötigte weniger Einsteuerung. Danach ist die Workload gering. Der Pilot hat wenig zu tun, da das System von sich aus alles stabilisiert.“</p>

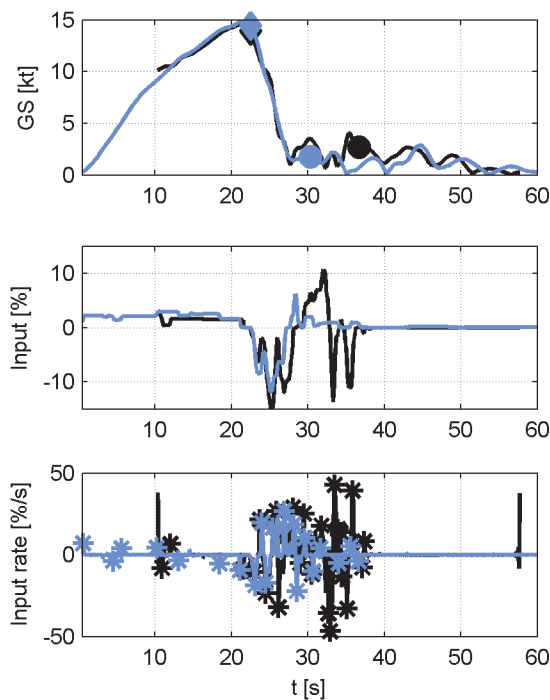
„Haben in den letzten zwei Flügen zwar desired Performance erreicht. Allerdings auch eine höhere Workload erfahren.“

„In der ersten Aufgabe war die Zeit ziemlich knapp. Jetzt habe ich die Zeit die desire Performance zu übertreffen durch kleinste Korrekturen. Die Workload ist gering. Jetzt habe ich nur noch einen Parameter zu beobachten, während es vorher viele Parameter zur gleichen Zeit gewesen sind.“

Die subjektive Bewertungen der Piloten kann durch eine Analyse der Steueraktivität während des Manövers gestützt werden. Aus den in [Abbildung 6-91](#) und [Abbildung 6-92](#) gezeigten Verläufen zum Steuerausschlag (Input [%]) und zur Steuerrate (Input rate [%/s]) lassen sich Kennwerte ermitteln, die eine Beschreibung der Steueraktivität des Piloten ermöglichen.



[Abbildung 6-91](#): Steuerungsverhalten des TP3 im ACAH-Mode mit Lastregelung in der Längsachse



[Abbildung 6-92](#): Steuerungsverhalten des TP3 im ACAH-Mode mit Lastregelung in der Querachse

Folgende Kennwerte (siehe [Tabelle 6-18](#)) wurden für den in [Abbildung 6-91](#) und [Abbildung 6-92](#) dargestellten Vergleich zwischen den zwei Modi der Laststabilisierung ermittelt:

Tabelle 6-18: Kennwerte der Steueraktivität für die Versuche von TP3 mit der Lageregelung

Kennwert	Stabilisierung ohne Umschal-	Stabilisierung mit Umschal-
	tung (SLD_High) längs / quer	tung (SLD_Auto) längs / quer
Attack number [-]	24 / 27	27 / 16
Attack number per second [1/s]	0.51 / 0.57	0.29 / 0.18
Mean control displacement [%]	3.13 / 5.32	2.26 / 2.51
Mean attack rate [%/s]	10.14 / 18.99	8.48 / 9.95
Cutoff frequency [rad/s]	0.49 / 0.69	0.35 / 0.44
HQ-Rating	5	3
Mean TLX-Rating	47	15

Die Verläufe und die dazugehörigen Kennwerte zeigen für die Stabilisierung ohne Umschaltung eine erhöhte Steueraktivität des Piloten, die sich hauptsächlich durch höhere Steueramplituden und schnellere Steuerausschläge kennzeichnet. Ein wichtiger Kennwert ist die sog. Cutoff frequency, die als Bandbreite interpretiert werden kann, mit der ein Pilot durch seine Steuerung einen geschlossenen Regelkreis bildet [39]. Ein höherer Wert in der Cutoff frequency bedeutet daher eine Einsteuerung durch den Piloten mit einer höheren Frequenz.

Ohne Umschaltung in der Laststabilisierung haben die Piloten eine schlechte Vorhersehbarkeit des Hubschrauberverhaltens festgestellt. Diese äußert sich darin, dass der Pilot verstärkt einsteuern muss, um die aus seiner Sicht auftretenden Störungen zu kompensieren. Eine erhöhte Steueraktivität führt daher in der Regel zu einer erhöhten Workload, wie die Bewertungsergebnisse zu den Flugeigenschaften und der Workload nach NASA-TLX belegen. Die besseren Bewertungsergebnisse für die Laststabilisierung mit der Umschaltung belegen daher, dass dieser Mode deutlich besser für den pilotierten Einsatz in Verbindung mit einer Lastregelung geeignet ist.

Vergleich zwischen Lage- und Geschwindigkeitsregelung

In dieser Studie sollte ebenfalls untersucht werden, wie die Piloten den Einsatz einer Hubschrauberregelung mit höherer Stabilität als eine Lageregelung (ACAH) in Verbindung mit einer Lastregelung bewerten würden. Anhand der Bewertungsergebnisse zu den Flugeigenschaften und der Workload lässt sich festhalten, dass der größte Unterschied zwischen der Lageregelung (ACAH) und der Geschwindigkeitsregelung (TRC) in den Versuche ohne Lastregelung bestehen. Mit der Geschwindigkeitsregelung waren die Bewertungen deutlich verbessert, was an der einfacheren Steuerstrategie und am stabileren Verhalten der Last lag.

Mit Lastregelung hat sich für die Lageregelung eine eindeutige Verbesserung erzielen lassen. Bei der Geschwindigkeitsregelung hingegen konnte lediglich für die Lastregelung mit automatischer Umschaltung der Laststabilisierung eine Verbesserung festgestellt werden. Ohne Umschaltung gaben zwei der drei Piloten sogar eine schlechtere Bewertung ab als ohne Lastregelung. Ihre Bewertungen begründeten die Piloten damit, dass die Anregung von PIO leicht möglich war (Pilot 1) und dass das Verhalten des Hubschraubers nicht vorhersehbar war, so dass sie Schwierigkeiten mit der Anwendung einer richtigen Steuerstrategie hatten (Pilot 2). Hierzu merkte Pilot 1 an, dass die Verzögerung mental fordernd war, dass die Steuerung an sich keine große Workload verursacht,

jedoch die Abschätzung, wann das Steuer loszulassen ist, um den Hubschrauber in den Zielbereich zu verzögern.

Zum Vergleich zwischen der Lage- und Geschwindigkeitsregelung merkte Pilot 1 an, dass größere Unterschiede bei schlechteren Sichtbedingungen auftreten würden. Mit der Geschwindigkeitsregelung wäre es möglich, die Geschwindigkeit konstant zu halten, auch wenn der Hubschrauber schwingt (wegen der Ausgleichsbewegung zur Stabilisierung der Lastbewegung). Pilot 3 äußerte seine Einschätzung, dass das Flugmanöver für die Geschwindigkeitsregelung zu aggressiv ausgelegt sei, d.h. die geforderte Verzögerung zu hoch sei für das träge Hubschrauberverhalten. Zusammenfassend stellte Pilot 3 fest, dass die Lageregelung für ihn natürlicher erscheint und daher auch besser vorhersehbar ist.

Beeinträchtigung der Stabilisierung des Hubschraubers durch Displaynutzung

Zwei von drei Piloten haben angemerkt, dass der Einsatz eines Displays, auf dem die Lastbewegung als Kamerabild angezeigt wird, zu Schwierigkeiten bei der Kontrolle des Hubschraubers geführt hat. Durch den Blick auf die Kamerasicht haben die Piloten versucht, die Lastbewegung zu kontrollieren, d.h. zu dämpfen. Dadurch verringerten sie gleichzeitig Anzahl und Dauer ihrer Blicke nach außen. Die Folge war eine schlechtere Performance bei der Verzögerung und Stabilisierung des Hubschraubers in den Schwebeflug. Die schlechtere Performance äußerte sich in einer längeren Stabilisierungszeit und größeren Positionsabweichung vom Zielpunkt. Nach bewusster Nutzung der Außensicht waren die Piloten in der Lage, den Hubschrauber genauer in Position zu bringen.

Neben der Verschiebung ihrer Aufmerksamkeit von der Außensicht auf das Kamerabild konnte bei den Versuchen ohne Lastregelung festgestellt werden, dass die Piloten mit Hilfe des Kamerabildes versucht haben, die Lastbewegung über ihre Steuereingaben zu dämpfen. Dies führte jedoch meist zu einer gegensätzlichen Wirkung, d.h. zu einer Anfachung der Pendelbewegung.

Diese Beobachtungen zeigen, dass der Einsatz einer Display-Anzeige, die ein Kamerabild auf die Last anzeigt, zu zwei Problemen führen kann. Zum einen kann das Kamerabild die Aufmerksamkeit des Piloten von der Außensicht auf das Display transferieren. Zum anderen kann bei fehlender Lastregelung der Versuch des Piloten, die Last zu kontrollieren, eine Verstärkung der Lastbewegung verursachen.

Zusammenfassung der Ergebnisse zur Flugeigenschaftsuntersuchung des ALCS für den Fall des zentralen Lasthakens

In einer Simulatorstudie wurde der Einsatz einer Lastregelung für einen Hubschrauber mit einer Außenlast von drei ausgebildeten Testpiloten bewertet. Die Lastregelung stellt dem Piloten über die Rückführung der Lastbewegung auf die Rotorsteuerung eine automatische Stabilisierung der Pendelbewegung und im Schwebeflug eine automatische Positionierung der Außenlast bereit. Die Bewertung erfolgte mit Hilfe einer Flugaufgabe, in der die Piloten eine Außenlast (Lastmasse 500 kg), die an einem Seil mit einer Länge von 10 m am Lasthaken befestigt war, in einem Zielpunkt absetzen mussten. Als Hilfsmittel standen den Piloten ein Display mit einer Anzeige der Lastbewegung und ein nach unten gerichtetes Kamerabild zur Verfügung. Jeder Pilot führte die Flugaufgabe in sechs unterschiedlichen Konfigurationen aus. Zu den zwei Modi der Hubschrauberregelung, Lageregelung (ACAH-Mode) und Geschwindigkeitsregelung (TRC-Mode), wurden jeweils drei Versuchskonfigurationen getestet: ohne Lastregelung, mit Lastregelung und einfacher Laststabilisierung, und mit Lastregelung und Laststabilisierung mit automatischer Umschaltung.

Die zwei Konfigurationen der Lastregelung unterscheiden sich in der Art der Laststabilisierung. Während bei der einfachen Laststabilisierung eine Rückführung der Lastbewegung mit der Anfor-

derung einer maximaler Lastdämpfung zum Einsatz kam, bietet die Laststabilisierung mit der Umschaltung einen automatischen Wechsel zwischen zwei Stabilisierungsmodi. Gewechselt wird zwischen den zwei Auslegungen mit der Anforderung einer maximalen Lastdämpfung und einer geringen Beeinträchtigung der Flugeigenschaften infolge der Laststabilisierung. Der Wechsel erfolgt in Abhängigkeit der Steueraktivität des Piloten. Sobald der Pilot aktiv in die Steuerung des Hubschraubers eingreift, wird die Stabilisierung aktiv, die zwar eine geringere Lastdämpfung bewirkt, dafür aber die Flugeigenschaften weniger beeinträchtigt. Steuert der Pilot den Hubschrauber nicht mehr aktiv, wird die Laststabilisierung mit der maximalen Lastdämpfung eingeschaltet.

Die automatische Lastpositionierung ist für beide Modi der Laststabilisierung identisch. Im Schwebflug kann der Pilot die Lastpositionierung aktivieren. Dadurch übernimmt die Lastregelung die Hubschraubersteuerung und der Pilot kann in Folge die Last über die Bedienung eines Sekundärsteuers (Vier-Wege-Schalter am zyklischen Steuerknüppel) die Lastposition vorgeben.

Die Ergebnisse der Studie können wie folgt zusammengefasst werden:

- Ohne Lastregelung war die Pendelbewegung deutlich höher als mit aktiver Lastregelung. Vor allem beim Absetzen der Last hatten die Piloten praktisch keine Möglichkeit, eine schwingende Last zu stabilisieren und im Zielpunkt abzusetzen. Die fehlende Kontrolle der Lastbewegung führte zu einer schlechten Performance in der Positionierungsgenauigkeit und gleichzeitig zu einer hohen Workload.
- Mit Lastregelung bewerteten die Piloten das Verhalten des Hubschraubers mit aktiver Lastregelung als Level 2. Als Grund gaben sie die schlechte Vorhersehbarkeit der Hubschrauberantwort infolge ihrer Steuereingaben an. Die Tendenz zu einem gegenphasigen Antwortverhalten führte zu einer hohen Anfälligkeit für PIO. Im zweiten Teil des Manövers hingegen gaben die Piloten eine Bewertung im Level 1-Bereich ab. Bei Erreichen des Zielpunktbereichs war die Last nahezu stabilisiert. Sobald die automatische Positionierung aktiv war, konnten sich die Piloten über die Bedienung der Sekundärsteuer die Last präzise über den Zielpunkt bringen. Mit Hilfe der automatischen Positionierung konnte die Last stets mit hoher Genauigkeit nahe des Zielpunktes abgesetzt werden.
- Der Mode der Lastregelung mit automatischer Umschaltung wurde von den Piloten eindeutig besser bewertet als der Mode ohne Umschaltung, da dieser den Eindruck einer Unvorhersehbarkeit der Hubschrauberantwort infolge ihrer Steuereingaben hervorrief. Mit der automatischen Umschaltung wurde von den Piloten eine bessere Steuerbarkeit festgestellt. Der Einfluss der Lastregelung auf das Hubschrauberverhalten wurde als geringer empfunden und somit die Vorhersehbarkeit der Steuereingaben verbessert.
- Eine Analyse der Steueraktivität hat ergeben, dass bei der Stabilisierung ohne Umschaltung eine erhöhte Steueraktivität des Piloten auftrat, die durch eine höhere Cutoff-Frequenz gekennzeichnet war. Die erhöhte Steueraktivität führte zu einer erhöhten Workload, wie die subjektiven Bewertungsergebnisse belegen. Die besseren Bewertungsergebnisse für die Laststabilisierung mit der Umschaltung zeigen, dass dieser Mode deutlich besser für den pilotierten Einsatz in Verbindung mit einer Lastregelung geeignet ist.
- Zwischen der Lageregelung (ACAH) und der Geschwindigkeitsregelung (TRC) konnte lediglich in den Versuchen ohne Lastregelung ein merklicher Unterschied festgestellt werden. Mit Lastregelung konnte für den Versuchsaufbau dieser Studie kein wesentlicher Unterschied festgestellt werden. Einen erhöhten Nutzen der Geschwindigkeitsregelung könnte sich möglicherweise bei schlechteren Sichtbedingungen ergeben.
- Der Einsatz eines Displays, auf dem die Lastbewegung als Kamerabild angezeigt wird, kann zu Schwierigkeiten bei der Kontrolle des Hubschraubers führen. Durch den Blick auf die Kameransicht wird der Blick der Piloten von der Außensicht abgelenkt. Die Folge war eine schlechtere Performance bei der Steuerung des Hubschraubers. Bei den Versuchen ohne Lastregelung konnte festgestellt werden, dass die Piloten mit Hilfe des Kamerabildes ver-

sucht haben, die Lastbewegung über ihre Steuereingaben zu dämpfen. Dies führte jedoch meist zu einer gegensätzlichen Wirkung, d. h. zu einer Anfachung der Pendelbewegung.

7 Nutzen und Verwertbarkeit

Mit Hilfe der beantragten kostenneutralen Verlängerung des Projektes konnte die automatische Außenlaststabilisierung und –positionierung im DLR-Simulator (AVES) sowohl für den Fall der Rettungswinde mit variabler Seillänge als auch für den Fall des zentralen Lasthakens nachgewiesen werden. Das System konnte in das AFCS einer H135 Prototypenmaschine von AHD übertragen werden. Die Funktionen ALDS und ALPS konnten somit beide auf der einer Testbench nachgewiesen und das ALDS im Flugversuch für den Fall des Lasthakens durch AHD erprobt werden.

Die Ergebnisse der Pilotenstudien im DLR-Simulator zeigen, dass das ALCS die Positionierungsgenauigkeit erhöht, die Lastpendelbewegung effektiv dämpft und parallel dazu auch die Flugeigenschaften verbessert und die Workload der Piloten signifikant reduziert werden kann. Dadurch wird mit dem im Projekt SISAL entwickelten ALCS ein unmittelbarer Beitrag zur Erhöhung der Flugsicherheit und zur Erhöhung der Aufgabeneffizienz im Außenlasttransport geleistet.

Im Rahmen des LuFo-V-3 Programmaufrufs des BMWi (Laufzeit: 01.01.2018 - 31.03.2021) wurde gemeinsam mit Airbus Helicopters Deutschland (Verbundführer), HENSOLT und EUROAVIONICS ein Projektantrag für das Projekt HeliPAS-OW (Helikopter Pilotenassistenz System für Offshore Windparks) eingereicht, worin vom DLR in einem Arbeitspaket das Außenlastassistenzsystem weiterentwickelt werden soll. Dabei soll die automatische Außenlastpositionierung auf bewegte Ziele (z.B. ein fahrendes Schiff) im Simulator (AVES) demonstriert werden. Zudem werden Aspekte der Mensch-Maschine-Schnittstelle am Rettungswindenbediengerät untersucht und Möglichkeiten zur Optimierung solcher Rettungswindenbediengeräte betrachtet.

Das erneute Herantreten von Airbus Helicopters Deutschland an das DLR auf diesem Themengebiet für die Durchführung eines weiteren gemeinsamen Verbundprojektes im Rahmen von HeliPAS-OW ist das Resultat der erfolgreichen Zusammenarbeit in SISAL und der dadurch erzielten Ergebnisse. Darüber hinaus zeigt es den hohen Stellenwert des AVES als eine in Deutschland einzigartige Versuchsplattform für die Wissenschaft und Industrie.

Durch die erneute Kooperation wird Airbus Helicopters Deutschland als Hubschrauberhersteller und führender Industriepartner, sowie die weiteren Partner, HENSOLT und EUROAVIONICS, auf dem Themengebiet der Pilotenassistenz unterstützt und das DLR kann seine Position als ein verlässlicher Partner der Industrie weiter stärken.

Das DLR hat darüber hinaus durch die Weiterentwicklung des Systems in HeliPAS-OW auf Basis der Erkenntnisse aus dem Projekt SISAL eine eigene Verwertungsperspektive und wissenschaftliche Anschlussfähigkeit. Der Vorsprung von Know-how und die wissenschaftlichen Erkenntnisse sichern dem DLR internationale Wettbewerbsfähigkeit. Die Forschungsergebnisse werden weiterhin in geeigneter Form der Öffentlichkeit zugänglich gemacht und im Rahmen von Technologietransfer an die Industrie weitergegeben.

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 SISAL wurden erfolgreich zwei Dissertationen angefertigt. Außerdem wurden die erzielten Ergebnisse in Publikationen (siehe Kapitel 9) der Öffentlichkeit zugänglich gemacht. Darüber hinaus entstanden im Rahmen des Projektes Patent- und Gebrauchsmusteranmeldungen (siehe Kapitel 9), die in zukünftigen Projektakquisetätigkeiten des DLRs vorteilhaft sind.

8 Fortschritt bei anderen Stellen

Systeme zur automatischen Stabilisierung und Positionierung von Hubschrauberaußenlasten werden bei verschiedenen Forschungseinrichtungen und Unternehmen untersucht. Die größten Fortschritte konnten in den letzten Jahren den USA beobachtet werden. Dort wurden ebenfalls automatische Außenlaststabilisierungssysteme entwickelt und im Flug erprobt. Maßgeblich wird dort die Entwicklung durch ein militärisches Interesse an einem solchen System getrieben. Die Forschungsaktivitäten finden am AFDD (Aeroflightdynamics Division U.S. Army) in Zusammenarbeit mit US-Amerikanischen Universitäten (Standford University, Penn State University) und der Industrie (Boeing, Sikorsky) statt. Dabei steht der Fall der zentralen Lastaufhängung im Fokus. Mit der Untersuchung des Falls der Rettungswinde besitzt die Forschung am DLR ein weltweites Alleinstellungsmerkmal.

Die neuesten Forschungsarbeiten bei anderen Stellen ([26]-[33]) beschäftigen sich alle primär mit Flugeigenschaftsaspekten von automatischen Außenlaststabilisierungssystemen. Hintergrund ist der vorhandene Konflikt zwischen manuellen Pilotensteuereingaben und der automatischen Eingabe durch den Regler der bei Systemen entsteht bei denen die Laststabilisierung auf der Ausgleichsbewegung des gesamten Hubschraubers beruht. Ist die automatische Laststabilisierung aktiv verlieren die manuellen Steuereingaben des Piloten an Vorhersehbarkeit bzgl. der resultierenden Hubschrauberantwort. Dieser Konflikt ist letztendlich systeminhärent und kann nur durch eine geschickte Systemauslegung auf ein Minimum reduziert (wie es u.a. in dem in SISAL ausgelegten System gelang) jedoch nie vollständig umgangen werden.

Neueste Forschungsarbeiten an anderen Stellen setzen auf hybride Systeme ([27], [28], [33]). Solche Systeme bestehen aus einer direkten Laststabilisierung mittels eines aktiven, translatorisch verfahrbaren Lasthakens (relativ zur Hubschrauberzelle) und einer indirekten Laststabilisierung durch den Eingriff in die Flugsteuerung (die zur Bewegung des gesamten Hubschraubers führt). Durch Synergie-Effekte beider Systeme soll so der Konflikt zwischen guten Lastdämpfungseigenschaften und guten Flugeigenschaften aufgelöst werden. Im Flugversuch konnte eine Erhöhung der Lastpendeldämpfung beim Zusammenschalten beider Systeme von den Wissenschaftlern nachgewiesen werden. Die Flugeigenschaften verbesserten sich dadurch jedoch nur geringfügig. Piloten kommentierten, sie hätten das Gefühl, dass die beiden Systeme auch gegeneinander arbeiten [33]. Ein weiterer Nachteil solcher hybriden Systeme besteht in der Erhöhung der Abflugmasse, zusätzlicher Systemkomplexität (u.a. durch zusätzliche Aktuatoren etc.) und damit verbundenen zusätzlichen Ausfallwahrscheinlichkeiten.

9 Veröffentlichungen, Vorträge

Konferenzbeiträge:

- [1] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; Weber, Pascal; v. Hinüber, Edgar; Knedlik, Stefan: "Initial Flight Test of an Automatic Slung Load Control System for the ACT/FHS", 40th European Rotorcraft Forum, Southampton, UK, 2.-5. September, 2014
- [2] Nonnenmacher, Daniel; Jones, Michael: "Handling Qualities Evaluation of an Automatic Slung Load Stabilisation System for the ACT/FHS", 41st European Rotorcraft Forum, Munich, Germany, 1.-4. September, 2015
- [3] Kim, H.; Design of an Automatic Load Positioning System for Hoist Operations, 72nd Annual Forum of the American Helicopter Society, West Palm Beach, Florida, USA, 17-19 May, 2016

Journal-Veröffentlichungen:

- [4] Nonnenmacher, Daniel; Jones, Michael: "Handling Qualities Evaluation of an Automatic Slung Load Stabilisation System for Rescue Hoist Operations", DOI 10.1007/s13272-016-0211-6, CEAS Aeronautical Journal, Volume 7, Issue 4, Pages 587-606, 2016
- [5] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; Weber, Pascal; v. Hinüber, Edgar; Knedlik, Stefan: "Initial Flight Tests of an Automatic Slung Load Control System for the ACT/FHS", DOI 10.1007/s13272-016-0181-8, CEAS Aeronautical Journal, Volume 7, Issue 2, Pages 209-224, 2016
- [6] Kim, H., Design of an automatic load positioning system for hoist operations, CEAS Aeronautical Journal, Vol. 8, No. 2, pp. 335-351(17), 2017

Promotionen:

- [7] Nonnenmacher, Daniel; „Automatische Stabilisierung von Hubschrauberaußenlasten an einer Rettungswinde“; DLR Forschungsbericht ISRN DLR-FB 2017-48, TU Braunschweig, August 2017
- [8] Kim, Hyun-Min; „Pilotenassistenzsystem zur automatischen Lastpositionierung bei Hubschrauber-Windeneinsätzen“; DLR Forschungsbericht ISRN DLR-FB 2017-53, TU Braunschweig, Oktober 2017

Patent- und Gebrauchsmusteranmeldungen:

- [9] DE 20 2016 103 450; Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 51147 Köln, DE; „Automatisches Lastpositionierungssystem für einen Hubschrauber mit einer Außenwinde“, Eintragungstag: 05.10.2017
- [10] DE 10 2017 114 478 A1, Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; „Automatisches Lastpositionierungssystem für einen Hubschrauber mit einer Außenwinde“, Offenlegungstag: 04.01.2018

10 Literaturliste

- [11] Nonnenmacher, Daniel; Kim, Hyun-Min; Götz, Joachim; Abschlussbericht - Hubschrauber Außenlast Assistenzsystem (HALAS), IB 111-2014/05, April 2014
- [12] Roger H. Hoh and Robert K. Heffley. Development of handling qualities criteria for rotorcraft with externally slung loads. In Proceedings of the American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Quebec, Canada, 11-13 June 2002
- [13] Roger H. Hoh, Robert K. Heffley, and David G. Mitchell. Development of handling qualities criteria for rotorcraft with externally slung loads. Technical Report NASA/CR-2006-213488 U.S. Army RDECOM No. AFDD/TR-06-003, Hoh Aeronautics, Inc. National Aeronautics and Space Administration - NASA, California, USA, 2006
- [14] J. D. Shaughnessy and M. D. Pardue. Helicopter sling load accident/incident survey: 1968-1974. Technical Report TM X-74007, National Aeronautics and Space Administration - NASA, Langley Research Center, Hampton, Virginia, USA, March 1977
- [15] Randa L. Shehab and Robert E. Schlegel. A human factors perspective on human external loads. Technical Report DOT/FAA/AM-98/13, Civil Aeromedical Institute, Federal Aviation Administration - FAA, Oklahoma City, Oklahoma, USA, May 1998
- [16] AAIB Bulletin. Technical Report No: 8/2003 Ref: EW/C2002/05/07, CAA Air Accidents Investigation Branch, United Kingdom, 2002
- [17] N.U. Jahressicherheitsbericht 2010. Technical report, European Aviation Safety Agency - EASA, Cologne, Germany, 2011
- [18] N.U. EHEST analysis of 2000-2005 european helicopter accidents. Technical report, European Helicopter Safety Team - EHEST, Cologne, Germany, 2010
- [19] Theodore S. Garnett. Design and flight test of the active arm external load stabilization system (AAELSS II). In Proceedings of the American Helicopter Society 32nd Annual Forum, Washington, D.C., USA, 10-12 May 1976
- [20] Mario Hamers and Gerd Bouwer. Flight director for helicopter with slung load. In Proceedings of the 30th European Rotorcraft Forum, Marseille, France, 14 – 16 September 2004
- [21] Luigi S. Cicolani and George E. Ehlers. Modeling and simulation of a helicopter slung load stabilization device. In Proceedings of the American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, 11-13 June 2002
- [22] Luigi S. Cicolani, Reuben Raz, Aviv Rosen, Rachel Gordon, Andrew Cone, and Johannes N. Theron. Flight test, simulation and passive stabilization of a cargo container slung load in forward flight. In Proceedings of the American Helicopter Society 63rd Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, USA, 1-3 May 2007
- [23] Mario Hamers, Edgar von Hinüber, and Alfred Richter. CH53G experiences with a flight director for slung load handling. In Proceedings of the American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montréal, Canada, April 29 - May 1 2008
- [24] Brenner, H., Automatische Pendeldämpfung und Positionierung von Hubschrauber-Außenlasten, DLR-FB 111-2009/27, ISSN 1434-8454, 232 Seiten, 2009
- [25] Christina M. Ivler, J. David Powell, Mark B. Tischler, Jay W. Fletcher, and Carl Ott. Design and flight test of a cable angle/rate feedback flight control system for the RASCAL JUH-60 helicopter. In Proceedings of the American Helicopter Society 68th Annual Forum, Fort-Worth, Texas, USA, 1-3 May 2012
- [26] Christina M. Ivler, Mark B. Tischler, and Powell J. David. Cable angle feedback control systems to improve handling qualities for helicopters with slung loads. In Proceedings of the

- AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Portland, Oregon, USA, 8-11 August 2011
- [27] Patterson, B. W., C. M. Ivler, and P. M. Hayes. External load stabilization control laws for an H-6 helicopter testbed. In Proceedings of the American Helicopter Society 70th Annual Forum, Montreal, Quebec, Canada, 2014
 - [28] Patterson, B. W., R. Enns, C. King, B. Kashawlic, S. Mohammed, and G. Lukes. Design and flight test of a hybrid external load stabilization system for an H-6 helicopter testbed. In Proceedings of the American Helicopter Society 71st Annual Forum, 2015
 - [29] Rigsby, J., C.-H. Hung, and J. F. Horn. Design and evaluation of a robust feedback controller for helicopters handling externally slung loads. In Proceedings of the American Helicopter Society 69th Annual Forum, Phoenix, Arizona, USA, 2013
 - [30] Rigsby, J. and J. F. Horn. Piloted simulation evaluation of a robust feedback controller for helicopters handling externally slung loads. In Proceedings of the American Helicopter Society 70th Annual Forum, Montreal, Quebec, Canada, 2014
 - [31] Krishnamurthi, J. and J. F. Horn. Helicopter slung load control using lagged cable angle feedback. In Proceedings of the American Helicopter Society 69th Annual Forum, Phoenix, Arizona, USA, 2013
 - [32] Krishnamurthi, J. and J. F. Horn. Helicopter slung load control using lagged cable angle feedback. *Journal of the American Helicopter Society* 60(2), pp. 1- 12, 2015
 - [33] Bellandi, E. ; Ivler, C. M. ; Bourreza, A. ; Brewer, R. ; Enns, R. ; Hehr, R.: Design Refinement and Flight Test of the AVMS Active External Load Stabilization System. Proceedings of the 72nd Annual Forum of the AHS International, West Palm Beach, Florida, USA, 2016
 - [34] Ivler, C.M., Powell, J.D., Tischler, M.B., Fletcher, J.W., Ott, C.: Design and flight test of a cable angle feedback flight control system for the RASCAL JUH-60 helicopter. *J. Am. Helicopter Soc.* 59(4), 1–15, 2014
 - [35] LUSARDI, J. A. ; BLANKEN, C. L. ; BRADDOM, S. R. ; CICOLANI, L. S. ; TOBIAS, E.L.: Development of External Load Handling Qualities Criteria for Rotorcraft. Proceedings of the 66th Annual Forum of the AHS International, Phoenix, AZ, 2010
 - [36] COOPER, G. E. ; HARPER, R. P.: The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities. AGARD Report No.567, 1969
 - [37] HOH: Lessons Learned Concerning the Interpretation of Subjective Handling Qualities Pilot Rating Data. Proceeding of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Portland, OR, 1990
 - [38] HART, S. G.: NASA Task Load Index (TLX). Volume 1.0; Paper and Pencil Package. NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA United States, Technical Report, 1986
 - [39] TISCHLER, M. B. ; REMPLER, R. K.: Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples. 2nd Edition, AIAA Education Series, Reston, Virginia, 2012
 - [40] Tischler, M.B., Ivler, C.M., Mansur, M.H., Cheung, K.K., Berger, T., Berrios, M.: Handling-qualities optimization and trade-offs in rotorcraft flight control design. In: Proceedings of the RAeS Rotorcraft Handling Qualities Conference, Liverpool, UK, 2008
 - [41] TSITSILONIS, L. ; MCLEAN, D.: Station-keeping Control System for a Helicopter with a Suspended Load. *Transaction of the Institute of Measurement and Control*, Vol. 3, No. 3, pp. 121-135(15), 1981

- [42] GUPTA, N. K. ; BRYSON, A. E. J.: Near-Hover Control of a Helicopter with a Hanging Load. *Journal of Aircraft*, Vol. 13, No. 4, pp. 217-222(6), 1976
- [43] STEVENS, B. L. ; LEWIS, F. L.: *Aircraft Control and Simulation*. 2nd ed., John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2003
- [44] LEONHARD, W.: *Einführung in die Regelungstechnik*. 6.Auflage, Vieweg Verlag, Braunschweig/Wiesbaden, 1992
- [45] BROCKHAUS, R. ; ALLES, W. ; LUCKNER, R.: *Flugregelung*. 3. Auflage, Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg, 2011
- [46] TAKAHASHI, M. D. ; SCHULEIN, G. ; WHALLEY, M.: Flight Control Law Design and Development for an Autonomous Rotorcraft. *Proceedings of the 64th Annual Forum of the AHS International*, Montreal, Canada, 2008
- [47] LUNZE, J.: *Regelungstechnik 1*. 5.Auflage, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2006
- [48] BLANKEN, C. L. ; TISCHLER, M. B. ; LUSARDI, J. A. ; IVLER, C. M.: ADS-33 Past, present, and Future. *Proceedings of the AHS Rotorcraft Handling Qualities Specialists' Meeting*, Huntsville, AL, 2014
- [49] Anonymous: Handling quality requirements for military rotorcraft. *Aeronautical Design Standard, Technical Report ADS-33EPRF*, U.S. Army Aviation and Missile Command (USAAMCOM), Redstone Arsenal, Alabama, USA, 2000

11 Liste der erstellten Dokumentation

- [50] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL Vorhabenbeschreibung DLR-Partnerantrag, August 2013
- [51] AHD, DLR, iMAR: SISAL Verbundvorhabenbeschreibung, August 2013
- [52] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL-Zwischenbericht Januar - Juni 2014
- [53] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL-Zwischenbericht Juli - Dezember 2014
- [54] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL-Zwischenbericht Januar - Juni 2015
- [55] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL-Zwischenbericht Juli - Dezember 2015
- [56] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL-Zwischenbericht Januar - Juni 2016
- [57] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL-Zwischenbericht Juli - Dezember 2016
- [58] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL-Zwischenbericht Januar - Juni 2017
- [59] Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; SISAL-Zwischenbericht Juli - Dezember 2017
- [60] DLR, Änderungsantrag zum DLR-Vorhaben in SISAL, Braunschweig, 24.10.2016
- [61] Kim, Hyun-Min; Nonnenmacher, Daniel; Technischer Bericht: „Bewertung eines Assistenzsystems zur automatischen Stabilisierung und Positionierung einer Außenlast am Hubschrauber anhand einer Pilotenstudie im AVES-Simulator“, Dezember 2017.