

## Einflüsse von Starrflügeln auf die Längsdynamik und Flugleistungen von Tragschraubern

**Falk Sachs**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Flugsystemtechnik  
Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt

# **Forschungsbericht 2025-41**

## **Einflüsse von Starrflügeln auf die Längsdynamik und Flugleistungen von Tragschraubern**

Falk Sachs

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Flugsystemtechnik  
Braunschweig

217 Seiten  
107 Bilder  
14 Tabellen  
76 Literaturstellen



DLR Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



*Herausgeber:*

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt e. V.  
Wissenschaftliche Information  
Linder Höhe  
D-51147 Köln

ISSN 1434-8454  
ISRN DLR-FB-2025-41  
Erscheinungsjahr 2026  
DOI: [10.57676/1rwt-pz05](https://doi.org/10.57676/1rwt-pz05)

**Erklärung des Herausgebers:**

Als Manuskript gedruckt.

Abdruck oder sonstige Verwendung nur nach Absprache mit dem DLR gestattet.

*Tragschrauber, Kombinationstragschrauber, Flugleistungen, Flugbereichsgrenzen*

Falk SACHS

DLR, Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig

***Einflüsse von Starrflügeln auf die Längsdynamik und Flugleistungen von Tragschraubern***

Dissertation, Technische Universität Braunschweig

In dieser Arbeit wird eine theoretische Betrachtung vorgestellt, die beleuchtet, welche Leistungseinsparungen durch die Verwendung eines Tragflügels am Tragschrauber erreicht werden können. Weiterhin werden Flugbereichsgrenzen, welche durch die Kombination von Tragflügel und autorotierendem Rotor entstehen, untersucht. Es werden analytische Formulierungen hergeleitet, die Aspekte der Kombinationstragschrauberflugmechanik beleuchten. Um die theoretischen Erkenntnisse zu untermauern, wird ein Flugversuchsträger aufgebaut, im Windkanal vermessen und im Freiflug getestet.

In den Flugversuchen werden spezifische Flugbereichsgrenzen offenbar, die auch mit Hilfe der theoretischen Betrachtungen und Simulationsmodelle reproduziert werden können. Um die Erkenntnisse weiterhin praktisch nutzbar zu halten, werden einfache Designregeln vorgeschlagen, mit denen sich Ambitionen zur Effizienzsteigerung und zur Wahrung von ausreichendem Abstand zu bekannten Flugbereichsgrenzen für zukünftige Entwürfe gemeinsam realisieren lassen.

*Autogiro, Compound Autogiro, Gyrocopter, Flight Performance, Flight Envelope*  
(Published in German language)

Falk SACHS

German Aerospace Center (DLR), Institute of Flight Systems, Braunschweig

***Impact of Fixed Wing Installation on Gyroplane Flight Performance and Longitudinal Flight Dynamics***

Doctoral Thesis, TU Braunschweig

This work presents theoretical approaches to investigate possible performance gains caused by the hybridization of a gyrocopter and a fixed wing aircraft. Furthermore, possible envelope limitations caused by the combination of a fixed wing and an autorotating rotor are examined. Analytical formulations describing several aspects of compound gyrocopter are deduced. To substantiate the theoretical findings a flight demonstrator is built, measured in wind tunnel and tested in free flight.

During flight test specific envelope limitations are found, which can be reproduced using simulation models and theoretic approaches. To make practical use of the results found, simple design considerations are proposed. Those may be considered to realize future compound gyrocopter designs combining ambitions to increase the flight performance with the demand to ensure sufficient margin to the flight envelope limitations.



**TU Braunschweig – Niedersächsisches  
Forschungszentrum für Luftfahrt**

**Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik**

**Forschungsbericht 2026-03**

**Einflüsse von Starrflügeln auf die  
Längsdynamik und Flugleistungen von  
Tragschraubern**

**Falk Sachs**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Flugsystemtechnik  
Braunschweig

---

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.



# Einflüsse von Starrflügeln auf die Längsdynamik und Flugleistungen von Tragschraubern

Von der Fakultät für Maschinenbau  
der Technischen Universität Braunschweig  
zur Erlangung der Würde

eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von: Falk Sachs  
geboren in: Prenzlau

eingereicht am: 30.09.2024  
mündliche Prüfung am: 20.06.2025

Vorsitz: Prof. Dr.-Ing. Kai Richter  
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Stefan Levedag  
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Peter Hecker



# **Kurzfassung**

## **Einflüsse von Starrflügeln auf die Längsdynamik und Flugleistungen von Tragschraubern**

Auf der Suche nach neuen Flugzeugkonfigurationen für ein vielseitiges Einsatzspektrum im Kleinflugzeugbereich bietet der Tragschrauber großes Potential. Es handelt sich um ein Fluggerät, dessen Auftrieb hauptsächlich über einen autorotierenden Rotor erzeugt wird. Dieser verschafft dem Tragschrauber die Vorteile geringer Start- und Landestrecken, hoher Wendigkeit und sehr guter Langsamflugfähigkeit. Insgesamt erhält der Tragschrauber dadurch sehr gute Notlandeeigenschaften.

Um die Autorotation aufrecht zu erhalten, muss der Rotor gegenüber der Anströmung stets positiv angestellt sein. Der resultierende Kraftvektor des Rotors ist entgegen der Flugrichtung geneigt und verursacht eine Widerstandskomponente. Um sowohl die guten Langsamflugeigenschaften zu erhalten als auch die Flugleistungen im Reiseflug zu verbessern, entstand die Idee den autorotierenden Rotor mit einem Tragflügel zur Auftriebserzeugung zu kombinieren.

In dieser Arbeit wird eine theoretische Betrachtung vorgestellt, die beleuchtet, welche Leistungseinsparungen durch die Verwendung eines Tragflügels am Tragschrauber erreicht werden können. Weiterhin werden Flugbereichsgrenzen, welche durch die Kombination von Tragflügel und autorotierendem Rotor entstehen, untersucht. Es werden analytische Formulierungen hergeleitet, die Aspekte der Kombinationstragschrauberflugmechanik beleuchten.

Dazu gehört ein Formalismus zur Ermittlung der Fluglage im stationären Geradeausflug und die Betrachtung der statischen Stabilität.

Um die theoretischen Erkenntnisse zu untermauern, wird ein Flugversuchsträger aufgebaut, im Windkanal vermessen und im Freiflug getestet. Der Flugversuchsträger verfügt über ein spezielles Trimmruder, mit dem die Rumpflage beeinflusst werden kann. Es werden Reihen von Messflügen mit verschiedenen Trimmruderstellungen durchgeführt.

Mit den Messungen aus dem Windkanal und den Flugversuchsergebnissen werden Simulationsmodelle aufgebaut, die genutzt werden, um im Flugversuch gemachte Beobachtungen nachzuvollziehen und im Detail erklären zu können. Außerdem werden die analytischen Betrachtungen durch die Arbeit mit den Realdaten aus dem Windkanal und dem Flugversuch sowie mit Hilfe der entstandenen Simulationsmodelle am Beispiel des Flugversuchsträgers validiert. Um den Einfluss des Tragflügels auf die Flugleistung des Kombinationstragschraubers zu ermitteln, wird eine Methodik entwickelt um den Widerstand des Rotors aus den Flugdaten bestimmen zu können.

In den Flugversuchen wurden spezifische Flugbereichsgrenzen offenbar, die auch mit Hilfe der theoretischen Betrachtungen und Simulationsmodelle reproduziert werden können. Um die Erkenntnisse weiterhin praktisch nutzbar zu halten, werden einfache Designregeln vorgeschlagen, mit denen sich Ambitionen zur Effizienzsteigerung und zur Wahrung von ausreichendem Abstand zu bekannten Flugbereichsgrenzen für zukünftige Entwürfe gemeinsam realisieren lassen.

# **Abstract**

## **Impact of Fixed Wing Installation on Gyroplane Flight Performance and Flight Dynamics**

Exploring new configurations with a versatile range of use, gyroplanes show great potential amongst the aircraft of general aviation. Lift of gyroplanes is predominantly provided by the autorotating rotor. This rotor enables the gyroplanes to be very agile once in the air, but also to fly slow and to take off and land on short fields. Those characteristics contribute to the gyroplane's excellent emergency landing capabilities. To maintain autorotation, the rotor has to be positively inclined with respect to the incoming air flow. The resulting rotor force vector is tilted backwards, which creates a rotor induced drag force component. To increase the flight performance and to keep the good slow flight capabilities at the same time, the idea came up to combine the gyroplane's autorotating rotor and a fixed wing to deliver a certain portion of the lift. This work presents theoretical approaches to investigate possible performance gains caused by the hybridization of a gyrocopter and a fixed wing aircraft. Furthermore, possible envelope limitations caused by the combination of a fixed wing and an autorotating rotor are examined. Analytical formulations describing several aspects of compound gyrocopter are deduced. These include the determination of the trimmed stationary flight attitude and the static stability of the compound gyrocopter. To substantiate the theoretical findings a flight demonstrator is built, measured in wind tunnel and tested in free flight. The demonstrator is equipped with a special trim elevator tab to modify the fuselage pitch angle in flight. Several measurement series with different trim tab positions are conducted.

Using the results from the flight experiments and from wind tunnel, simulation models are made up to explain observations from flight test in detail. Furthermore, analytical formulations presented in this work are validated using the data from wind tunnel and flight test of the demonstrator.

To trace the impact of the fixed wing installation on the flight performance of the compound gyrocopter a methodology is set up to calculate the drag of the rotor from flight test data.

During flight test specific envelope limitations were found, which can be reproduced using simulation models and theoretic approaches. To make practical use of the results found, simple design considerations are proposed. Those may be considered to realize future compound gyrocopter designs combining ambitions to increase the flight performance with the demand to ensure sufficient margin to the flight envelope limitations.

# Vorwort

Diese Arbeit entstand in den letzten Jahren parallel zu meiner Beschäftigung am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) am Institut für Flugsystemtechnik. Das Thema Tragschrauber war zu Beginn meiner Aktivitäten am DLR zentraler Bestandteil meiner Arbeit. Zu dieser Zeit galt sowohl das Thema als auch das Fluggerät, als eher ungewöhnlich. Für unser Team (Dr. H. Duda, Dr. I. Pruter, J. Seewald und mich) bedeutete dies allerdings stets vielfältige und relevante Forschungsmöglichkeiten in einem wenig bearbeiteten Themenkomplex. Ich freue mich, bis hierher ein Teil davon gewesen zu sein. Wir hatten oft das Glück in vielen Bereichen Vorreiter sein zu können und theoretische Forschung mit praktischen Experimenten zu verbinden.

Ich habe im Rahmen meiner Tätigkeit beim DLR viel gelernt. Dafür danke ich Herrn Dr. Duda, der sich mit unvergleichlicher Begeisterung dem Tragschrauber gewidmet hat und ich danke meinem Doktorvater Herrn Prof. Levedag, der das Thema am Institut für Flugsystemtechnik etabliert hat und auch stets hinter den dazu gehörenden Aktivitäten stand.

Ich lerne täglich von allen Kollegen in meinem Umfeld. Hervorheben möchte ich hier Dietrich Altenkirch, der bei Aufbau und Test des von mir verwendeten Versuchsträgers tatkräftig mit großem Elan und ebenso großer Kompetenz mitgearbeitet hat. Außerdem freue ich mich, dass das DLR mir/uns derart vielfältige Voraussetzungen bot, einen Flugversuchsträger zu bauen, zu instrumentieren und im Windkanal sowie im Flugversuch zu testen. Das Gelingen der Flugversuche wäre ohne Ernst Keplinger und seiner Begeisterung sowie seinem Können als RC-Tragschrauberpilot nicht möglich gewesen.

Weiterhin danke ich meiner lieben Mutter für die Korrektur eines sehr technischen Textes, der sich sicherlich hier und dort gegen den gewohnten Sprachfluss gesträubt hat. Und ich danke meiner lieben Partnerin Sina für die vielen Abende und Wochenendtage, an denen sie Verständnis für meine Abwesenheit aufgebracht und mich in meinem Tun unterstützt hat.



# Inhaltsverzeichnis

<b>1. Einführung</b>	<b>1</b>
1.1. Problemstellung . . . . .	4
1.2. Stand der Technik . . . . .	6
1.3. Ziele . . . . .	12
1.4. Methodik und Aufbau . . . . .	12
<b>2. Potentiale der Leistungserhöhung</b>	<b>15</b>
2.1. Grundlegende Zusammenhänge . . . . .	15
2.2. Flugleistungsbetrachtung für Kombinationstragschrauber . . . . .	18
2.2.1. Tragflügel bei konstantem Anstellwinkel . . . . .	22
2.2.2. Tragflügel mit veränderlichem Anstellwinkel . . . . .	33
<b>3. Referenzfluggerät</b>	<b>45</b>
3.1. Aufgabendefinition . . . . .	46
3.2. Konfiguration . . . . .	46
3.3. Modellierung und Simulation . . . . .	49
3.3.1. Rumpf, Flügel und Leitwerke . . . . .	50
3.3.2. Schubmodell . . . . .	52
3.3.3. Rotor . . . . .	58
3.4. Flugleistungsbetrachtungen am Referenzfluggerät . . . . .	62
3.4.1. Aerodynamische Charakteristika des ACG2 Tragflügels . . . . .	63
3.4.2. Vergleichende Betrachtung der Flugleistungen mit und ohne Tragflügel . . . . .	67
<b>4. Längsbewegung der Kombinationstragschrauber</b>	<b>73</b>
4.1. Einflüsse der Einzelkomponenten . . . . .	73
4.2. Fluglage und Nickmomentenbeziehungen . . . . .	75
4.2.1. Geschwindigkeitsvariationen . . . . .	85

4.2.2.	Nicklage und Momentenverteilung im Geradeausflug . . . . .	93
4.2.3.	Autorotationstrimmgrenze von Kombinationstragschraubern . . . . .	99
4.2.4.	Steuereingaben . . . . .	107
4.3.	Flugbereichsgrenzen . . . . .	108
4.4.	Statische Stabilität . . . . .	111
4.4.1.	Konventionelle Tragschrauber . . . . .	112
4.4.2.	Kombinationstragschrauber . . . . .	113
4.4.3.	Mathematische Beschreibung . . . . .	114
4.4.4.	Beispielanalyse . . . . .	116
4.5.	Anstellwinkel- und Flugbahnschwingung . . . . .	119
<b>5.</b>	<b>Flugversuche</b>	<b>125</b>
5.1.	Flugversuchsziele . . . . .	125
5.2.	Messausrüstung und Leistungsfähigkeit . . . . .	126
5.3.	Versuchsdatenaufbereitung . . . . .	127
5.4.	Flugversuchsdurchführung . . . . .	134
5.5.	Beobachtungen der Flugexperimente . . . . .	134
5.6.	Analyse der Geradeausflüge . . . . .	136
5.6.1.	Flugleistungsbetrachtung . . . . .	136
5.6.2.	Bestimmung des Rotorauftriebs und -widerstandes . . . . .	142
5.6.3.	Vergleichende Widerstandsbestimmung . . . . .	147
5.7.	Analyse der Steigflüge . . . . .	150
5.8.	Analyse der Überschreitung der Autorotationstrimmgrenze . . . . .	156
<b>6.</b>	<b>Designüberlegungen</b>	<b>165</b>
6.1.	Generelle Auslegungsprinzipien . . . . .	165
6.2.	Neuentwurf . . . . .	168
<b>7.</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>181</b>
<b>A.</b>	<b>Anhang</b>	<b>195</b>
A.1.	Bilder . . . . .	195
A.2.	Signallisten . . . . .	196
A.3.	Messungen im Windkanal . . . . .	197
A.4.	Flugversuchsprogramm . . . . .	201

---

A.5. Analytische Trimmrechnung . . . . .	202
A.6. Berechnungsvorschrift zu Ermittlung der statischen Stabilität . . . . .	205
A.7. Vermessung des ACG2 Flügel-Rumpfes im Windkanal . . . . .	207
A.7.1. Höhenleitwerk . . . . .	210
A.7.2. Flügel . . . . .	213
A.8. Auslegungsbeispiel II . . . . .	216



## Abbildungsverzeichnis

1.1. Cierva C6a, [4] . . . . .	3
1.2. Carter Copter Technology Demonstrator (CCTD) [13] . . . . .	8
1.3. Personal Air Vehicle (PAV) [7] . . . . .	8
1.4. Jaunt Air Mobility LLC Prototyp , [15] . . . . .	9
1.5. Eurocopter X <sup>3</sup> [17] . . . . .	9
1.6. Airbus Helicopters RACER [18] . . . . .	9
1.7. FD Composites Arrow Copter [20] . . . . .	10
1.8. Fraundorfer Aeronautics AG Tensor 600X [22] . . . . .	11
2.1. Flügelmasse $m_{Fl}$ nach [29] bei einer Streckung von $\Lambda_{Fl} = 10$ . . . . .	19
2.2. Nullwiderstandsbeiwert $C_{W0,Fl}$ nach [30] . . . . .	20
2.3. Auftriebsbeiwert, Polare und Verlauf der Gleitzahl $E_{Fl}$ der ausgewählten Beispielflügel aus Tabelle 2.1 für die Streckungen $\Lambda_{Fl} = 5$ und $\Lambda_{Fl} = 15$ . . . . .	21
2.4. Verhältnis von Flügelauftrieb zu Gewichtskraft . . . . .	23
2.5. Rotordrehzahl und Fortschrittsgrad im Horizontalflug für maximale Rotorentlastung von 80% bei $V_{max}$ (vgl: Abbildung 2.4) bei einem Flächenverhältnis Flügel/Rotor $S_{Fl}/S_R = 0.03$ . . . . .	24
2.6. Verhältnis von Rotorwiderstand des Tragschraubers zu Rotorwiderstand und Flügelwiderstand des Kombinationstragschraubers ( $\Lambda_{Fl} = 15$ , $S_{Fl}/S_R = 0.03$ ) . . . . .	25
2.7. Widerstand und Widerstandseinsparung $\Delta W_E$ normiert auf das Abfluggewicht ( $\Lambda_{Fl} = 15$ , $S_{Fl}/S_R = 0.03$ ) . . . . .	26
2.8. Eingesparte Leistung $\Delta P_E$ des Kombinationstragschraubers normiert auf das Abfluggewicht und eine Referenzgeschwindigkeit ( $S_{Fl}/S_R = 0.03$ ) . . . . .	28

2.9. Leistungsgewinn des Kombinationstragschraubers gegenüber dem Tragschrauber für eine maximale Rotorentlastung von 80% bei $V_{max}$ ( $\Lambda_{Fl} = 15$ , $S_{Fl}/S_R = 0.03$ ) . . . . .	29
2.10. Normierter maximaler Leistungsgewinn des Kombinationstragschraubers gegenüber dem Tragschrauber $\Delta P_{E,max}$ und dazugehörige Fluggeschwindigkeit $V_{\Delta P_{E,max}}$ . . . . .	30
2.11. Leistungseinsparungen und Gleitzahlerhöhungen durch Umrüstung eines Tragschrauber (TS) von 750 kg zum Kombinationstragschrauber (KTS) mit Tragflügeln $S_{Fl}/S_R = 0.03$ , $\Lambda_{Fl} = 10$ , Rumpf: $C_{W,par} = 0.6$ , $S_{Fr} = 1.4m^2$ . . . . .	32
2.12. Einfluss des Entlastungsgrades $x_E$ auf den Rotorwiderstand . . . . .	34
2.13. Entlastungsgrad und normierter Leistungsgewinn für $\Lambda_{Fl} = 5$ bei 100 km/h . . . . .	36
2.14. Entlastungsgrad und normierter Leistungsgewinn für $\Lambda_{Fl} = 5$ bei 150 km/h . . . . .	37
2.15. Entlastungsgrad und normierter Leistungsgewinn für $\Lambda_{Fl} = 5$ bei 200 km/h . . . . .	38
2.16. Flügelparameter für beste Leistungseinsparung bei $\Lambda_{Fl} = 5$ . . . . .	39
2.17. Flügelparameter für beste Leistungseinsparung bei $\Lambda_{Fl} = 15$ . . . . .	41
2.18. Eingesparte Vortriebsleistung an Beispieltragschraubern ( $\Lambda_{Fl} = 15$ ) . . . . .	42
2.19. Leistungseinsparungen und Gleitzahlerhöhungen durch Umrüstung eines Tragschrauber (TS) von 750 kg zum Kombinationstragschrauber (KTS) mit je Fluggeschwindigkeit optimalen Tragflügeln, $\Lambda_{Fl} = 10$ , Rumpf: $C_{W,par} = 0.6$ , $S_{Fr} = 1.4m^2$ . . . . .	43
2.20. Flächenverhältnis $S_{Fl}/S_R$ , Auftriebsbeiwert $C_{A,Fl}$ und Entlastungsgrad $x_E$ für Kombinationstragschrauber aus Fallbeispiel für je Fluggeschwindigkeit optimale Tragflügel (Vgl. Abbildung 2.19) . . . . .	43
3.1. Air Cargo Gyro 2 (ACG2) . . . . .	45
3.2. ACG2 ohne Modifikationen im DNW-LLF . . . . .	49
3.3. ACG2 mit Modifikationen im DNW-LLF . . . . .	49
3.4. Prinzipdarstellung der Baugruppenvermessung . . . . .	51
3.5. Vermessung von Rumpf und verbliebenen Anbauteilen im Windkanal . . . . .	52
3.6. Schubbeiwert über dem Propellerfortschrittsgrad . . . . .	54

3.7. Schubbeiwert für ACG2 Propeller und 5868-R6 Clark-Y Propeller abhängig von Fortschrittsgrad und Propellersteigung [44] . . . . .	55
3.8. Schubverläufe aus Windkanalversuchen und Näherungsfunktion (* Messwerte) . . . . .	56
3.9. Rückansicht des ACG2 im Windkanal . . . . .	57
3.10. Propellerinduzierte Windwinkel des Propellerabstroms des ACG2 . . . . .	58
3.11. Rotormodellierung mit Blattelementen [42] . . . . .	60
3.12. Auftriebs- und Widerstandsbeiwert des Rotorblattprofils über einen Anstellwinkelbereich von $360^\circ$ . . . . .	61
3.13. Vergleich der Rotormodelle BE (Blattelemente) und ANA (analytisch) mit gleicher Steuereingabe $\eta_{RH}$ bei 90 km/h und $\alpha = 0^\circ$ . . . . .	62
3.14. Farbinvertierte Aufnahme des ACG2 mit fluoreszierenden Fäden zur Visualisierung der oberflächennahen Strömung, $\alpha = 9^\circ$ , $V = 20\text{m/s}$ . . . . .	64
3.15. Der Tragflügel des ACG2 bei unterschiedlichen Entlastungsgraden $x_E$ . . . . .	65
3.16. Gleitzahlen über der Fluggeschwindigkeit bei konstanten Auftriebsbeiwerten für den Flügel . . . . .	66
3.17. Kenngrößen des ACG2 ohne Flügel und bei verschiedenen Flügelauftriebsbeiwerten über der Fluggeschwindigkeit . . . . .	68
3.18. Widerstandsbeeinflussung des ACG2 durch seinen Tragflügel bei festgehaltenen Anstellwinkeln und ausgewählten Trimmruderstellungen (Anstellwinkel frei) . . . . .	71
4.1. Bedeutende Einzelmomente verursacht von auftriebs- oder schuberzeugenden Baugruppen und deren Bezug zum Anstellwinkel $\alpha$ bei Kombinationstragschrauben . . . . .	81
4.2. Skizzen zu verschiedenen Angriffspunkten der Ersatzkraft aus Höhenleitwerksauftrieb und Flügelauftrieb, bedingt durch die Flügellage oder einen veränderten Einstellwinkel am Höhenleitwerk . . . . .	82
4.3. Nickmomentenbeiwerte des Rotors $c_{m,R}$ für 2 Fluggeschwindigkeiten $V_1$ und $V_2$ sowie Nickmomentenbeiwerte des Flügel-Rumpfes $c_{m,FR}$ . . . . .	85
4.4. Darstellung des Rotorkrafthebelarms $d$ in Bezug zum Schwerpunkt des Kombinationstragschraubens $CG$ . . . . .	87
4.5. Schematischer Verlauf des Nickmomentenbeiwertes des Flügel-Rumpfes $c_{m,FR}$ bezüglich des Anstellwinkels $\alpha$ . . . . .	88

4.6. Kraftvektoren und deren Ausrichtung bei zwei Fluggeschwindigkeiten (1 und 2) sowie Verlauf des Auftriebsbeiwertes des Flügel-Rumpfes $C_{A,FR}$ , des Nickmomentenbeiwertes des Flügel-Rumpfes $c_{m,FR}$ und des Nickmomentenbeiwertes des Rotors $c_{m,R}$ . . . . .	90
4.7. Nickmomentenbeiwerte für 3 Fluggeschwindigkeiten . . . . .	92
4.8. Nickmomentenbeiwerte des Rotors und des Flügel-Rumpfes für den ACG2 bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten ( $\eta_{HR} = 0^\circ$ ) . . . . .	93
4.9. Gesamtnickmomentenbeiwertsverlauf für den ACG2 ( $\eta_{HR} = 0^\circ$ ) . . . . .	94
4.10. ACG2 $\eta_{HR} = 4^\circ$ . . . . .	95
4.11. ACG2 $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ . . . . .	95
4.12. $c_m$ über $\alpha$ für ACG2, $\eta_{HR} = 4^\circ$ . . . . .	96
4.13. $c_m$ über $V$ für ACG2, $\eta_{HR} = 4^\circ$ . . . . .	97
4.14. $c_m$ über $\alpha$ für ACG2, $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ . . . . .	98
4.15. $c_m$ über $V$ für ACG2, $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ . . . . .	99
4.16. Entwicklung von Rotorkraft $F_R$ , Rotoranstellwinkel $\alpha_R$ , Rotorkrafthebelarm $d$ und Nickmomentenanteilen nach einer Geschwindigkeitserhöhung von $113\text{ km/h}$ auf $115\text{ km/h}$ , Trimmruder $\eta_{HR} = 0.0^\circ$ . . . . .	103
4.17. Entwicklung der Gradienten der Beiwerte der Nickmomentenanteile und Gesamtnickmomentenbeiwert nach einer Geschwindigkeitserhöhung von $113\text{ km/h}$ auf $115\text{ km/h}$ , Trimmruder $\eta_{HR} = 0.0^\circ$ . . . . .	104
4.18. Entwicklung der Gradienten der Beiwerte der Nickmomentenanteile und Gesamtnickmomentenbeiwert nach einer Geschwindigkeitserhöhung von $113\text{ km/h}$ auf $116\text{ km/h}$ , Trimmruder $\eta_{HR} = 0.0^\circ$ . . . . .	105
4.19. Entwicklung von Rotorkraft $F_R$ , Rotoranstellwinkel $\alpha_R$ , Rotorkrafthebelarm $d$ und Nickmomentenanteilen nach einer Geschwindigkeitserhöhung von $113\text{ km/h}$ auf $116\text{ km/h}$ , Trimmruder $\eta_{HR} = 0.0^\circ$ . . . . .	106
4.20. Auswirkung einer Nicksteuereingabe (Ziehen) . . . . .	107
4.21. Flugbereichsgrenzen des ACG2 bei verschiedenen Höhenruderstellungen . . . . .	110
4.22. Flugbereichsgrenzen des ACG2 mit reduzierter Schlagwinkelfreiheit und reduziertem Steuerweg bei verschiedenen Höhenruderstellungen . . . . .	110
4.23. Hebelarm der Rotorkraftlinie . . . . .	115
4.24. $c_{m\alpha}$ für ACG2, $\eta_{HR} = 4^\circ$ . . . . .	117

4.25. $c_{m\alpha}$ für ACG2, $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ . . . . .	118
4.26. Polstellen des Simulationsmodell der Längsbewegung des ACG2 bei 95 km/h und Höhenruderausschlägen von $\eta_{HR} = 2^\circ$ , $\eta_{HR} = 3^\circ$ und $\eta_{HR} = 4^\circ$ (Linke Abbildung: Gesamtdarstellung, Rechte Abbildung: Vergrößerung des Umfelds des Koordinatenursprungs) . . . . .	122
4.27. Polstellen des Simulationsmodell der Längsbewegung des ACG2 für 80 km/h bis 95 km/h und 110 kmh mit einem Höhenruderausschlag von $\eta_{HR} = 2^\circ$ (Linke Abbildung: Gesamtdarstellung, Rechte Abbildung: Vergrößerung des Umfelds des Koordinatenursprungs) . . . . .	123
5.1. Jeti-Fernsteuerung DC16 [65] . . . . .	126
5.2. mFDAS Messanlage . . . . .	126
5.3. Zusammenhang zwischen Steuerkommando am Steuerhebel $\eta_{RC}$ und Trimmung zu Servokommandowert $x_{servo}$ . . . . .	130
5.4. Zusammenhang zwischen Servokommandowert $x_{servo}$ und Rotorkopfnickwinkel $\eta_{RH}$ . . . . .	131
5.5. Flugmessdaten und berechnete Daten des ACG2 (Auszug Flug 9) . . . . .	135
5.6. Beispielhafte Aufzeichnung des Flugweges am Modellflugplatz Hilerse (Geländedarstellung GoogleEarth [68]) . . . . .	136
5.7. Anstellwinkelmessung am ACG2 im stationären Horizontalflug . . . . .	138
5.8. Flügel-Rumpf-Auftrieb am ACG2 im stationären Horizontalflug . . . . .	139
5.9. Rotorentlastungsgrad am ACG2 im stationären Horizontalflug . . . . .	140
5.10. Rotordrehzahl des ACG2 im stationären Horizontalflug . . . . .	141
5.11. Fortschrittsgrad des ACG2 im stationären Horizontalflug . . . . .	141
5.12. Schematische Kraftverteilung am Tragschrauber mit Flügel . . . . .	144
5.13. Rotorwiderstand des ACG2 im stationären Horizontalflug, errechnet mit gemessenen Größen . . . . .	146
5.14. Rotorwiderstand des ACG2 im stationären Horizontalflug, errechnet mit korrigiertem Rotoranstellwinkel . . . . .	147
5.15. Widerstandseinsparung durch Tragflügel am ACG2, Rechnung mit Messwerten für ACG2 gegenüber errechneten Werten für einen vergleichbaren Entwurf ohne Tragflügel . . . . .	148
5.16. Messwerte der Steigflugversuche . . . . .	151
5.17. extremer Steigflug des ACG2 . . . . .	154

5.18. kleiner Auftrieb des Flügels . . . . .	156
5.19. großer Auftrieb des Flügels . . . . .	157
5.20. Messdaten der letzten 35 Sekunden des Fluges . . . . .	158
5.21. Absinken der Rotordrehzahl im Horizontalflug ( $t = 790 \text{ s} - 800 \text{ s}$ ). Vergleich zwischen Simulation und Messung . . . . .	159
5.22. Verhalten des Tragschraubers bei Testeingabe ( $t=806 \text{ s} - 807 \text{ s}$ ) . . . .	162
6.1. Koordinaten für die Längsbewegung wichtiger Komponenten am Kom- binationstragschrauber . . . . .	172
6.2. Nickmomentenverlauf des Flügel-Rumpfes $c_{m,FR}$ und Designpunkt für den Reiseflug . . . . .	174
6.3. Verlauf flugmechanischer Kenngrößen der Längsbewegung für den neu entworfenen Kombinationstragschrauber und den ACG2 bei ver- schiedenen Höhenruderstellungen . . . . .	180
A.1. Air Cargo Gyro (ACG) . . . . .	195
A.2. Prinzipzeichnung Tragschrauber Seitenansicht, [56] . . . . .	195
A.3. Flugversuchsprogramm ACG2 . . . . .	201
A.4. Installation der Windkanalwaage . . . . .	208
A.5. Vergleich der Messreihen mit Reiseschub und Propellerleerlauf . . . .	211
A.6. Vermessene Polare des Höhenleitwerks . . . . .	212
A.7. Einfluss des Höhenleitwerkseinstellwinkels bei verschiedenen Anstell- winkeln . . . . .	213
A.8. Aerodynamische Charakteristik des Flügels über dem Anstellwinkel .	215
A.9. Verlauf flugmechanischer Kenngrößen der Längsbewegung für den ACG2 bei verschiedenen Höhenruderstellungen und einen neu ent- worfenen Kombinationstragschrauber mit Fokus auf nahezu gleich- bleibende Rotordrehzahl . . . . .	217

## Tabellenverzeichnis

2.1. Vordefinierte Größen des Tragflügels für Beispielrechnungen . . . . .	18
2.2. Vordefinierte Größen des Rotors für Beispielrechnungen . . . . .	22
2.3. Flügelbetriebspunkte abhängig von $S_{Fl}/S_R$ für $\Lambda_{Fl} = 15$ . . . . .	30
2.4. Flügelbetriebspunkte abhängig von $S_{Fl}/S_R$ für $\Lambda_{Fl} = 5$ . . . . .	31
2.5. Gleitzahlen für verschiedene Rotorentlastungsgrade $x_E$ ( $S_{Fl}/S_R = 0.037$ , $\Lambda_{Fl} = 5$ ) bei $V = 200\text{km/h}$ . . . . .	38
3.1. Schubmessungen im Windkanal . . . . .	53
4.1. Pol- und Nullstellen der Übertragungsfunktion $q_f/\eta_{RH}$ des ACG2 für $V=95\text{km/h}$ bei $\eta_{RH} = 2^\circ$ . . . . .	120
5.1. Eingangssignale der Rotorsimulation . . . . .	132
5.2. Daten aus Messflügen . . . . .	157
5.3. Messwerte und Simulation für den Moment des Steuerungsverlustes .	160
6.1. Konfigurationsänderungen des ACG2 für einen neu entworfenen Trag- schrauber mit verbesserten Schnellflugeigenschaften . . . . .	177
A.1. Telemetriesignale . . . . .	196
A.2. mFDAS-Signale . . . . .	197
A.3. Konfigurationsänderungen des ACG2 für einen neu entworfenen Trag- schrauber mit verbesserten Schnellflugeigenschaften und einer sehr geringen Rotordrehzahlvariation . . . . .	216

## Nomenklatur

### Lateinische Zeichen

$A$	Auftrieb
$C_A$	Auftriebsbeiwert
$C_a$	lokaler Profilauftriebsbeiwert der Rotorblattprofile
$C_{A0}$	Nullauftriebsbeiwert
$C_{A,BI}$	lokaler Profilauftriebsbeiwert
$C_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg
$C_{A\alpha,H}$	Auftriebsanstieg am Höhenleitwerk
$C_{A,Fl}^*$	Auftriebsbeiwert für bestes Gleiten des Tragflügels
$C_f$	Beiwert des Reibungswiderstandes
$C_P$	Leistungsbeiwert
$C_T$	Schubbeiwert
$C_W$	Widerstandsbeiwert
$C_{W,BI}$	lokaler Widerstandsbeiwert der Rotorblattprofile
$C_{W0}$	Nullwiderstandsbeiwert
$C_{W0,BI}$	Nullwiderstandsbeiwert der Rotorblattprofile
$C_Y$	Seitenkraftbeiwert
$CG$	Massenschwerpunkt
$D$	Durchmesser
$D$	Dämpfungskonstante
$D_{Prop}$	Propellerdurchmesser
$E$	Gleitzahl
$E^*$	maximale Gleitzahl
$F$	Kraft
$F_{Prop}$	Propellerschub
$F_R$	Rotorkraft
$F_{R\alpha_k}$	Rotorkraftgradient
$F_{R0}$	Rotorkraft zum Zeitpunkt 0
$F_{stick}$	Steuerkraft am Steuerknüppel
$F_x$	Kraft in x-Richtung

---

$F_G$	Gewichtskraft
$FF$	Formfaktor
$G$	Übertragungsfunktion
$H_R$	Widerstandskraft der Rotorblätter
$I$	Trägheitsmoment
$IM$	Imaginärteil
$J_{Prop}$	Propellerfortschrittsgrad
$K_{\alpha 0}$	Koeffizient der Rotoranstellwinkelberechnung
$K_{\alpha 1}$	Koeffizient der Rotoranstellwinkelberechnung
$K_{\alpha 2}$	Koeffizient der Rotoranstellwinkelberechnung
$K_{Z0}$	Koeffizient der Rotorkraftberechnung
$K_{Z1}$	Koeffizient der Rotorkraftberechnung
$K_{Z2}$	Koeffizient der Rotorkraftberechnung
$L$	Rollmoment
$M$	Nickmoment
$Ma$	Machzahl
$N$	Giermoment
$P$	mechanische Leistung
$Q_c$	Interferenzfaktor
$Re$	Reynoldszahl
$RE$	Realteil
$S$	Fläche
$S_{F1}$	Flügelfläche
$S_H$	Höhenleitwerksfläche
$S_{Prop}$	Propellerfläche
$S_R$	Rotorkreisfläche
$S_{Ref}$	Referenzfläche
$V$	Fluggeschwindigkeit
$V_{\Delta P_{E,max}}$	Fluggeschwindigkeit mit maximaler Leistungsparsnis
$W$	Widerstand
$Y$	Seitenkraft
$a$	Schallgeschwindigkeit

$a$	Beschleunigung
$b$	Spannweite
$c_m$	Nickmomentenbeiwert
$c_{m\alpha}$	Nickmomentenanstiegsbeiwert
$d$	Hebelarm der Rotorkraft zum Schwerpunkt
$e$	Oswaldzahl
$g$	Gravitationskonstante
$h$	Flughöhe über Grund
$i_F$	Einbauwinkel
$k_1$	Linie der Nickmomentenbeiwerte des Flügel-Rumpfes
$k_2$	Linie möglicher Trimpunkte für den Rotornickmomentenbeiwert
$l_{BE}$	Breite eines Blattelements
$l_\mu$	Bezugsflügeltiefe
$m$	Masse
$m_{Bl}$	Blattmasse
$m_{Fl}$	Flügelmasse
$n$	Lastvielfaches
$n_{Bl}$	Rotorblattgleitzahl
$n_{Prop}$	Motordrehzahl
$n_R$	Rotordrehzahl
$p_f$	Rollrate um die Längsachse
$q_f$	Nickrate um die Querachse
$q_{Prop}$	Staudruck hinter der Propellerebene
$q_{Stau}$	Staudruck
$r_f$	Gierrate um die Hochachse
$r_e$	charakteristischer Rotorradius
$r_{Prop}$	Propellerradius
$r_R$	Rotorradius
$t$	Zeit
$t_{Bl}$	Rotorblatttiefe
$u$	Komponente der Strömungsgeschwindigkeit in x-Richtung
$v$	Komponente der Strömungsgeschwindigkeit in y-Richtung

$v_i$	induzierte Geschwindigkeit
$w_{Bl}$	Vertikalanströmung des Rotorblattes
$w_{Ri}$	induzierter Abstrom am Rotor
$x_E$	prozentualer Rotorentlastungsgrad
$x_{Fl,CG}$	Hebelarm Flügelneutralpunkt zu Schwerpunkt, x-Richtung
$x_{H,CG}$	Hebelarm Höhenleitwerkneutralpunkt zu Schwerpunkt, x-Richtung
$x_R$	x-Koordinate Rotor TB
$x_{R,CG}$	Hebelarm Rotor TB zu Schwerpunkt, x-Richtung
$x_{RH,CG}$	Hebelarm Rotorkopf zu Schwerpunkt, x-Richtung
$x_{SS,CG}$	Hebelarm Strömungssonde zu Schwerpunkt, x-Richtung
$x_{servo}$	prozentualer Servomotorfahrweg
$z_{Fl,CG}$	Hebelarm Tragflügel zu Schwerpunkt, z-Richtung
$z_{H,CG}$	Hebelarm Höhenleitwerk zu Schwerpunkt, z-Richtung
$z_{Prop,CG}$	Hebelarm Propeller zu Schwerpunkt, z-Richtung
$z_R$	z-Koordinate Rotor TB
$z_{R,CG}$	Hebelarm Rotor TB zu Schwerpunkt, z-Richtung
$z_{RH,CG}$	Hebelarm Rotorkopf zu Schwerpunkt, z-Richtung

## Griechische Zeichen

$\Delta$	Differenz / Änderung
$\Delta\bar{\alpha}$	Anstellwinkeländerung in Folge einer Fluggeschwindigkeitsänderung $\Delta V$
$\Delta W_E$	Widerstandsersparnis durch Flügeinsatz
$\Delta P_E$	Leistungsersparnis durch Flügeinsatz
$\Theta$	Nicklagewinkel
$\Lambda_{Fl}$	Flügelstreckung
$\Lambda_m$	Pfeilung der Linie größter Profildicke
$\Omega_R$	Winkelgeschwindigkeit der Rotorblätter
$\alpha$	Anstellwinkel des Rumpfes bzw. Flügel-Rumpfes
$\alpha_{Bl}$	Anstellwinkel des Rotorblattprofils
$\alpha_H$	Anstellwinkel des Höhenleitwerks
$\alpha_R$	Rotoranstellwinkel
$\alpha_n$	Anstellwinkel für $c_m = 0$
$\bar{\alpha}$	Anstellwinkel nach einer Fluggeschwindigkeits- und Nicklageänderung
$\beta$	Schlagwinkel
$\beta_A$	Schiebewinkel
$\beta_{cr}$	Schlagwinkel rechts
$\beta_{fw}$	Schlagwinkel vorn
$\beta_{Blc}$	Schlagwinkel in Flugrichtung
$\delta$	Kennzeichnung inkrementeller Betrachtungen
$\delta_{Fl}$	relative Flügeldicke
$\varepsilon_{Bl}$	Einstellwinkel des Rotorblattes
$\varepsilon_{Fl}$	Einstellwinkel des Flügels
$\varepsilon_H$	Einstellwinkel des Höhenleitwerkes
$\eta_{RH}$	Rotorkopfnicksteuerwinkel
$\eta_{HR}$	Höhenrudersteuerwinkel
$\gamma$	Bahnneigungswinkel
$\kappa$	Konuswinkel des Rotors
$\lambda_i$	induzierter Durchflussgrad

---

$\mu_R$	Rotorfortschrittsgrad
$\nu$	Summe aus Schlagwinkel und Rotorkopfnicksteuerwinkel
$\nu$	kinematische Viskosität der Luft
$\xi_{RH}$	Rotorkopffrollsteuerwinkel
$\phi$	Phasenverschiebung
$\psi_R$	Rotorazimutwinkel
$\rho$	Luftdichte
$\sigma_R$	Rotorflächendichte (Blattfläche/Rotorkreisfläche)
$\omega_0$	Eigenfrequenz

## Indizes

0	Ausgangszustand
<i>Aero</i>	Aerodynamik
<i>ANA</i>	Analytisches Rotormodell
<i>BE</i>	Blattelementenmodell
<i>Bl</i>	Blatt
<i>CG</i>	Schwerpunkt
<i>E</i>	Einsparung
<i>Fl</i>	Flügel
<i>FR</i>	Flügel-Rumpf
<i>Fr</i>	Front/Stirn
<i>Gd</i>	Gondel
<i>G</i>	Gewicht
<i>H</i>	Höhenleitwerk
<i>HR</i>	Höhenruder (auch Trimmruder am Leitwerk)
<i>KTS</i>	Kombinationstragschrauber
<i>O</i>	Oberfläche
<i>P</i>	parasitär
<i>PL</i>	(Mess-)Plattform

---

<i>Prop</i>	Antrieb
<i>R</i>	Rotor
<i>RC</i>	Radio Controlled / Fernsteuerung
<i>Ref</i>	Referenz
<i>RH</i>	Rotorkopf
<i>Sim</i>	Simulation
<i>SS</i>	Strömungssonde
<i>TS</i>	Tragschrauber/Vergleichstragschrauber
<i>c</i>	kommandiert
<i>des</i>	Design/Auslegungspunkt
<i>e</i>	experimentelles KOS
<i>elast</i>	elastisch
<i>f</i>	flugzeugfest
<i>fatal</i>	Versagenszustand
<i>geom</i>	geometrisch
<i>ges</i>	gesamt
<i>ind</i>	induziert
<i>inst</i>	einbaubedingt
<i>m</i>	Nickmoment
<i>max</i>	maximal
<i>mF</i>	mit Flügel
<i>mess</i>	gemessen
<i>oF</i>	ohne Flügel
<i>offset</i>	Offset
<i>par</i>	parasitär
<i>q<sub>f</sub></i>	Nickbewegung
<i>trimm</i>	Trimmzustand
<i>w<sub>Ri</sub></i>	Abwind
<i>x, y, z</i>	in x-, y-, z-Richtung/um x-, y-, z-Achse

**Abkürzungen und Akronyme**

<i>ACG</i>	Air Cargo Gyro
<i>AGG</i>	Autorotationsgleichgewicht
<i>agl</i>	Above Ground Level
<i>ALAADy</i>	Automated Low Altitude Air Delivery
<i>AVL</i>	Athena Vortex Lattice
<i>BFU</i>	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung
<i>CCTD</i>	Carter Copter Technology Demonstrator
<i>CG</i>	Center of Gravity - Schwerpunkt
<i>DNW</i>	Deutsch- Niederländische Windkanäle
<i>DLR</i>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
<i>DULV</i>	Deutscher Ultraleichtflugverband e.V.
<i>EASA</i>	European Aviation Savety Agency
<i>FPR</i>	Flight Path Reconstruction
<i>GPS</i>	Global Positioning System
<i>KOS</i>	Koordinatensystem
<i>KTS</i>	Kombinationstragschrauber
<i>LLF</i>	Large Low-Speed Facility
<i>LLC</i>	Limited Liability Company
<i>MEMS</i>	Micro-Electro-Mechanical Systems
<i>mFDAS</i>	Miniature Flight Data Aquisition System
<i>MTOW</i>	Maximum Takeoff Weight
<i>PAV</i>	Personal Air Vehicle
<i>PPB</i>	Pitch-Pivot-Bolt
<i>RACER</i>	Rapid And Cost Efficient Rotorcraft
<i>ROSA</i>	Reduced Rotor Operating Speed Aircraft
<i>RPB</i>	Roll-Pivot-Bolt
<i>SRC</i>	Slowed Rotor Compound
<i>SS</i>	Strömungssonde
<i>STOL</i>	Short Takeoff and Landing
<i>TB</i>	Teeter-Bolt
<i>TU</i>	Technische Universität



# 1. Einführung

Der Bekanntheitsgrad von Tragschraubern hat in den letzten Jahren derart stark zugenommen, wie der kaum eines anderen Fluggerätes. Dabei ist das Prinzip der Autorotation, dessen sich Tragschrauber bedienen, lange bekannt und bereits vor nahezu 100 Jahren kamen diese Fluggeräte als erste operationell einsetzbaren Drehflügler zu weltweiter Berühmtheit.

Nach einer langen Phase, in der die Tragschrauber aus dem Licht der Öffentlichkeit verschwunden waren, kam es im letzten Jahrzehnt zu einer starken Zunahme der Anzahl dieser Fluggeräte im Bereich der Privat- und Sportfliegerei. Ein einfacher technischer Aufbau mit geringer mechanischer Komplexität ließ es zu, Tragschrauber in großer Zahl und daher kostengünstig zu produzieren. Die Zulassung als ultraleichte Luftsportgeräte brachte Vereinfachungen bezüglich der Wartungsdurchführung und Nachweisführung mit sich. Infolgedessen sind diese Fluggeräte auch bei vergleichbar geringen Betriebskosten zu betreiben. Diese Umstände machten den Tragschrauber zu einem sehr beliebten Fluggerät. Doch nicht allein die vergleichbar geringen Kosten motivierten viele Piloten und auch Neulinge der Fliegerei sich mit dem Tragschrauber auseinander zu setzen. Das Fluggerät übt zumeist bereits bei der allerersten Begegnung eine gewisse Faszination auf den Betrachter aus. Jeder, dem das Prinzip der Autorotation bis dato unbekannt ist, wird für kurze Zeit innehalten, um sich die Frage zu stellen, wie ein Rotor ohne mechanischen Antrieb ein Fluggerät in die Luft heben kann.

Ihre erste Blütephase erlebten die Tragschrauber in den 1920er Jahren [1]<sup>1</sup> als erste effektiv kontrollierbare Fluggeräte mit drehenden Flügeln [2]<sup>2</sup>. Auch wenn die Zahl der Fluggeräte im Vergleich zu heutigen Maßstäben klein war, so war ihnen aufgrund ihrer Neuartigkeit eine außergewöhnliche mediale Präsenz gewiss. Innerhalb von wenigen Jahren wurden in kurzen Entwicklungszyklen eine Vielzahl von Neuerungen

---

<sup>1</sup>Introduction to Autogyros, Helicopters and other V/STOL Aircraft, 2011

<sup>2</sup>The Development of the Autogiro: A Technical Perspective, Journal of Aircraft, 2004

und Patenten entwickelt [3]<sup>3</sup>. Viele Erkenntnisse der Tragschrauberpioniere konnten direkt für die Entwicklung des Hubschraubers genutzt werden [4]<sup>4</sup>. Die Tatsache, dass Hubschrauber mit ihrer Fähigkeit zum vertikalen Flug scheinbar uneingeschränkt 3-dimensionale Bewegungen ausführen können, führten viele Beobachter zu der Annahme, der Tragschrauber wäre nur eine notwendige Entwicklungsstufe des Hubschraubers und mit der Erscheinung desselben obsolet. Doch auch wenn der Tragschrauber nicht schweben oder senkrecht steigen kann, hat er dennoch seine Existenzberechtigung. Starts und Landungen können sehr kurz gestaltet werden, geringste horizontale Fluggeschwindigkeiten und der senkrechte Sinkflug sind möglich. Dabei ist das Fluggerät bauartbedingt ausgesprochen wendig und ermöglicht aufgrund seiner geringen Aufsetzgeschwindigkeit ein vergleichsweise geringes Unfallrisiko bei Notlandungen. Die überwiegende Zahl der heute betriebenen Tragschrauber erzeugt den zum Flug notwendigen Auftrieb maßgeblich durch einen Rotor, welcher sich in Autorotation befindet. Wird zur Auftriebserzeugung der Rotor mit einem Tragflügel kombiniert, so handelt es sich um einen Kombinationstragschrauber. Das Konzept der Flügel an Tragschraubern war bereits seit den ersten Flugversuchen in den 1920er Jahren existent, allerdings war die Aufgabe der Tragflächen nur wenig mit einer möglichen Leistungsverbesserung verknüpft. Sie wurden vielmehr als notwendiges Übel erachtet. Die ersten Tragschrauber hatten eine fest installierte nach hinten geneigte Rotorwelle. Die Blätter waren lediglich durch Schlag- und später auch Schwenkgelenke gelagert. Es gab jedoch keine Möglichkeit die gesamte Rotorebene bezüglich des Rumpfes zu neigen oder zu kippen. Die Steuermomente mussten daher über die herkömmlichen aerodynamisch wirkenden Ruder eines Flächenflugzeugs aufgebracht werden. Aus diesem Grund war der Flügel als Querruderträger bei den frühen Entwürfen nicht wegzudenken. Zumal gerade im Start- oder Landefall bei geringen Fluggeschwindigkeiten und kleinen Staudrücken eine große Ruderfläche und ein möglichst großer Hebelarm wünschenswert waren. Extreme Entwürfe wie die Cierva C6A (Abbildung 1.1) zeigen die Absicht nur die Querruder als weit außen liegende kleine Tragflächen nachzuahmen.

Ein zweiter Grund, den Flügel zumindest als Stummelflügel zu bewahren, war die Möglichkeit das Fahrwerk möglichst breit zu gestalten. Gerade bei den schwierig zu kontrollierenden Starts und Landungen bei geringer Vorwärtsfahrt und bestehendem Windeinfluss wurde die Kippgefahr auf diese Art vermindert. Außerdem wurde mit

<sup>3</sup>The Cierva Autodynamic Rotor, NASA Technical Report 2015

<sup>4</sup>Autogyro, Rotary Wings Before the Helicopter, 2009



Abbildung 1.1.: Cierva C6a, [4]

möglichst breiten, an kurzen Flügeln angebrachten, Fahrwerken versucht, eine der Hauptursachen für die frühen Verluste von Tragschraubern abzumildern. Dabei handelt es sich um die hohe Neigung zu Bodenresonanz. Die fehlende Möglichkeit den Rotor direkt zu steuern und die Verwendung vergleichsweise schwerer Blätter begünstigten dieses Phänomen, dem viele Piloten, so es denn einmal begonnen hatte, nahezu machtlos gegenüberstanden [4].

Am 16ten Dezember 1933 wurde von de la Cierva in Großbritannien unter der Patentnummer 393796 ein voll steuerbarer Rotorkopf angemeldet [4]. Von da an wurde bei Cierva's Tragschrauberkonstruktionen auf Starrflügel nach Möglichkeit verzichtet. Die erste Testmaschine, eine modifizierte C19 Mk.IV, flog sogar ohne Höhenleitwerk. Aufgrund hoher Sensivität der Nicksteuerung wurde das Höhenleitwerk bei weiteren Entwicklungen beibehalten. Spätere Entwürfe von Kombinationsflugschraubern der Firma Fairey Aviation [5]<sup>5</sup>, die senkrecht starten und horizontal mit einem autorotierenden Rotor fliegen konnten, griffen den Flügel wieder auf. Dabei waren die Hauptfunktionen des Tragflügels unterschiedlich. Er dient bei der Jet-Gyrodyne (1954) in allererster Linie dazu, die Propeller fernab vom Rumpf zu platzieren und trägt bei dem größten bisher gebauten Tragschrauber, der Fairey Rotodyne (1957)

---

<sup>5</sup>Fairey Aircraft since 1915, 1974

[6]<sup>6</sup>, die Triebwerke. Außerdem erzeugt er einen bedeutsamen Anteil des Auftriebs im Reiseflug. Die Firma Carter Aviation Technologies LLC entwarf einige Kombinationstragschrauber mit vergleichsweise hoch gestreckten Flügeln, um den Rotor im Schnellflug bestmöglich zu entlasten [7]<sup>7</sup>. Durch eine effektive Entlastung des Rotors und zahlreiche dafür notwendige Innovationen konnten Rekorde im Schnellflugbereich gebrochen werden und noch gültige Maßstäbe für weitere Entwicklungen gesetzt werden (siehe Abschnitt 1.2). Auch wenn all diese Entwürfe vielversprechend erschienen, wurden bisher doch nie mehr als einige Prototypen gebaut.

## 1.1. Problemstellung

Durch die zunehmende Präsenz neuer Akteure auf dem eng umkämpften Markt der Privatflugzeughersteller steigt der Druck Neuentwicklungen zu präsentieren und die Produkte kontinuierlich zu verbessern. Derartige Verbesserungen im Bereich der Tragschrauber können Fähigkeitserweiterungen, wie z.B. ein noch kürzerer Startvorgang durch höhere Vorrotation des Rotors, eine Erhöhung der Passagierkapazität oder eine Verbesserung der Flugleistungen des Fluggerätes sein. Derzeit gibt es Bemühungen, Fortschritte in allen angesprochenen Bereichen zu erzielen.

Auch in einem neuen Segment der Luftfahrt wird über den Einsatz von Tragschraubern nachgedacht. Mit dem wachsenden Frachtaufkommen und der Zunahme der Individuallieferungen direkt zum Kunden wird vermehrt der Einsatz von Frachtdronen diskutiert und auch von namhaften Konzernen vorangetrieben. Im Projekt ALAADy (Automated Low Altitude Air Delivery) [8]<sup>8</sup> wurden Konzepte untersucht, mit denen ein solcher Transport größerer Güter möglich erscheint. Aufgrund seiner simplen und vergleichsweise günstigen Technik, seiner STOL-Fertigkeiten und der Fähigkeit zur vertikalen Autorotation rückte der Tragschrauber auch in diesem Bereich wieder vermehrt in den Vordergrund [9]<sup>9</sup>.

Bauartbedingt sind die Flugleistungen von Tragschraubern geringer als die von Flächenflugzeugen. Der Rotor muss leicht entgegen der Anströmung geneigt sein, um einen ausreichenden Luftmassendurchsatz zur Aufrechterhaltung der Autorotation zu

---

<sup>6</sup>Fairey Rotodyne, 2009

<sup>7</sup>Beyond Clean Sky: Cartercopter Slowed Rotor/Compound Exceeds Efficiency and Emission Goals, European Rotorcraft Forum, 2015

<sup>8</sup>Automated Low Altitude Air Delivery, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2016

<sup>9</sup>Preliminary Design Study for a Future Unmanned Cargo Aircraft Configuration, CEAS, 2018

gewährleisten und verursacht daher einen fluggeschwindigkeitsabhängigen Widerstand. Außerdem verursacht der Rotormast und sämtliche Anbauteile am Mast einen parasitären Widerstand, der bei Flächenflugzeugen in dieser Form nicht existiert. Daher haben Tragschrauber der ultraleichten Bauart typischerweise Gleitzahlen im Bereich von etwa vier bis fünf [10]<sup>10</sup>, während für ultraleichte Flächenflugzeuge Gleitzahlen von mehr als zehn realistisch sind.

In Bezug auf die Flugleistungen zählen hauptsächlich eine höhere Reichweite durch einen verringerten Verbrauch oder eine erhöhte Reisefluggeschwindigkeit zu den erklärten Zielen der Fluggerätehersteller. Eine Möglichkeit solche Verbesserungen zu erlangen, ist es, den autorotierenden Rotor mit einem Tragflügel zu kombinieren.

Reichweitenerhöhung und Effizienzsteigerung des Tragschrauberprinzips durch die Kopplung des Rotors mit einem Starrflügel ist für diese und andere Aufgaben von Tragschraubern von großem Interesse.

Diese Forschungsarbeit beleuchtet die möglichen Gewinne der Verbindung eines autorotierenden Rotors und eines Starrflügels zur Erzeugung von Auftrieb, aber auch deren Herausforderungen.

Während bei einem gewöhnlichen Tragschrauber im gesamten Flugbereich nahezu der gesamte Auftrieb durch den Rotor erzeugt wird, lässt sich der Rotor eines Kombinationstragschraubers durch einen Tragflügel entlasten. Je nach Entlastungsgrad ändern sich auch die inneren Zustandsgrößen des Rotors. Insbesondere die Rotorkraft und die Rotordrehzahl können mit der Änderung der Fluggeschwindigkeit und des Auftriebs des Tragflügels einer wesentlich höheren Variation unterliegen als beim gewöhnlichen Tragschrauber. Dementsprechend ändern sich auch die verfügbaren Steuerkräfte für den Piloten und das Steuerverhalten des Piloten gegenüber dem gewöhnlichen Tragschrauber, wenn der Tragschrauber in beiden Fällen gleichermaßen über die Neigung der Rotorebene gesteuert wird.

Mit der zusätzlichen Verwendung eines Starrflügels findet außerdem ein Eingriff in den Momentenhaushalt des Fluggerätes statt. Ein Kombinationstragschrauber muss konfigurationell so ausgelegt sein, dass mit dem Übergang der Auftriebskraft vom Rotor auf den Starrflügel bei zunehmender Fluggeschwindigkeit ausreichende Steu-

---

<sup>10</sup>Leistungssteigerung von Tragschraubern durch Starrflügel, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2014

erbarkeit, Stabilität und Trimmbarkeit gewährleistet sind. Die Entlastung des Rotors, dank des zusätzlichen Auftriebs, bietet Vorteile bezüglich der Reiseflugeffizienz. Im Gegensatz dazu darf der Erhalt der Manövrierfähigkeit nicht gefährdet werden. Das bedeutet insbesondere, dass eine stabile Autorotation im gesamten zulässigen Flugbereich garantiert werden muss. Diese Arbeit beleuchtet insbesondere die Fragestellungen, welche sich aus der geschilderten Problematik ergeben.

## 1.2. Stand der Technik

Bedeutende Tragschrauberentwicklungen, die eine Rotor-Starrflügel-Kombination vorsehen, wurden vor allem von Carter Aviation Technologies, LLC, verfolgt. Ebenso zählen die technischen Erfolge, die von Carter Aviation Technologies, LLC erzielt und veröffentlicht wurden, zu den bedeutendsten der letzten Jahre auf diesem Gebiet. Die Bestrebungen des Unternehmens zielten auf die Entwicklung von Demonstratoren ab um mit Hilfe des Tragschrauberkonzeptes eine Nische zwischen klassischen Flugzeug- und Hubschraubermissionen zu schließen.

Für die Entwicklung des Konzepts wurden wesentliche technische Entwicklungen umgesetzt, die erstmalig in dem Cater Copter Technology Demonstrator (CCTD) verwirklicht wurden (Abbildung 1.2). Um bei hohen Fluggeschwindigkeiten und gleichzeitig geringen Rotordrehzahlen, also bei einem hohen Rotorfortschrittsgrad  $\mu_R$  operieren zu können, musste der Schlagwinkel des Rotors in einem akzeptablen Bereich gehalten werden.

Dieses Problem wurde mit vielen verschiedenen technischen Lösungen behandelt. Der CCTD verfügt über die Möglichkeit den Kollektivwinkel der Blätter entsprechend des vorherrschenden Flugzustandes automatisch anzupassen. Je höher der Fortschrittsgrad des Rotors, desto geringer wird der Kollektivwinkel gewählt. Des Weiteren wurde eine Blattsteuerwinkel-Konuswinkel-Kopplung umgesetzt, die bei sich ändernden Auftriebskräften am Blatt den kollektiven Blattsteuerwinkel anpasst, wodurch bei hohen und dynamisch wechselnden Blattauftrieben der Schlagwinkel reduziert wird. Außerdem befindet sich die Schlagachse in einem Winkel von  $60^\circ$  gegenüber der Blattlängsachse [11]<sup>11</sup>. Damit wird über den  $\Delta_3$ -Effekt der Blatteinstellwinkel verändert. Für das hoch schlagende Blatt wird er verringert und für das herunter

<sup>11</sup> ROTOR HEAD FOR ROTARY WING AIRCRAFT, U.S. Patent, 1998

schlagende Blatt erhöht, sodass der Schlagwinkel in der Folge weniger stark ausgeprägt ist. Weiterhin wird ein aerodynamischer Effekt ausgenutzt, der ausschließlich bei sehr hohen Fortschrittsgraden auftritt. Dann kommt es aufgrund der vorherrschenden Strömungsverhältnisse am Rotor zu einer Abnahme des Schlagwinkels. Grund dafür ist die wieder zunehmende Umströmung des rücklaufenden Rotorblattes. Die Größe der Bereiche der Rotorscheibe mit einer Anströmung nahe Null verringert sich. Die Anströmung ist dann zwar aus Sicht des rücklaufenden Rotorblattes negativ, trägt aber trotzdem zur aerodynamischen Dämpfung der Schlagbewegung bei.

Diese rückwärtige Anströmung der Rotorblätter bei hohen Fortschrittsgraden führte zu einem weiteren Problem, das behandelt wurde. Es kommt zu einer Änderung des Druckpunktes, welche das Nickmoment am Rotorblatt verändert und es damit anfällig für Flattern macht. Beim CCTD ist dieses Problem durch eine mechanische Verbindung des vor- und rücklaufenden Blattes gelöst worden. Das aerodynamische Nickmoment des vorlaufenden Rotorblattes überträgt sich auf das rücklaufende Rotorblatt und macht es damit stabil gegen Flattern. Ein Gewicht an der Vorderkante der Blattspitze sorgt dafür, dass der Blattmassenschwerpunkt sich für alle Flugpunkte vor dem Gesamtdruckpunkt am Blatt befindet. Außerdem erhöht das Zusatzgewicht das Trägheitsmoment des Rotors. Damit ist auch bei geringen Drehzahlen und verhältnismäßig großen Variationen in der Anströmung eine erhöhte Laufruhe des Rotors gegeben. Die durch das Gewicht erhöhte Fliehkraft verringert über dies den Konuswinkel des Rotors.

Um die Lage von Rumpf und Rotor zueinander zu kontrollieren, wurde beim CCTD ein bis dato eher ungewöhnliches Prinzip angewendet. Der Rotormast ist schwenkbar [12]<sup>12</sup>. Dadurch kann der Angriffspunkt der Rotorkraft variiert werden. So lässt sich der Anstellwinkel des Rumpfes konstant halten, sodass der Flügel stets bei der besten Gleitzahl betrieben werden kann.

Das Carter PAV [13]<sup>13</sup> vereint wesentliche technische Lösungen der Entwicklungen der Firma in sich. Auch wenn der Erstflug bereits 2011 stattfand, wurde bisher kein Exemplar verkauft. Das Hauptaugenmerk der Entwicklung lag auf der Entlastung des Rotors durch einen Starrflügel. Der Flügel ist auf eine Spannweite von 13.7 m ausgelegt, was dem Rotordurchmesser entspricht. Eine hohe Streckung des Flügels erlaubt

<sup>12</sup>TILTING MAST IN A ROTORCRAFT, U.S. Patent, 2006

<sup>13</sup>Carter Personal Air Vehicle, American Helicopter Society, Specialists Meeting, 2008



Abbildung 1.2.: Carter Copter Technology Demonstrator (CCTD) [13]



Abbildung 1.3.: Personal Air Vehicle (PAV) [7]

einen geringen induzierten Widerstand und lässt ein Design speziell für den Schnellflug zu, sodass der Flügel mit seinen lediglich  $11 \text{ m}^2$  Flügelfläche auch nur bei hohen Fluggeschwindigkeiten den Rotor wirksam entlastet. Das Gesamtgewicht der Maschine beträgt dabei 2250kg.

Aufgrund wirtschaftlicher Probleme konnte die Entwicklung der Flugmaschinen seitens Carter Aviation Technologies, LLC nicht nennenswert weiter betrieben werden, auch wenn die Firma noch lange Zeit existierte und neue Entwürfe vorstellte [14]<sup>14</sup>. Die technischen Fortschritte dank der Demonstratoren sind prägend für weitere Entwicklungen von Kombinationsfluggeräten. Im April 2019 wurde bekanntgegeben, dass Jaunt Air Mobility LLC, ein Partner von Uber Elevate, sämtliches geistiges Eigentum (intellectual property) der Firma Carter Aviation Technologies, LLC übernommen hat und weiterführen wird. Der neue Prototyp (Abbildung 1.4) vereint viele Aspekte vorheriger Entwürfe von Carter Aviation Technologies, LLC. Die patentierte SRC-Technologie (Slowed Rotor Compound) wird als ROSA-Technologie (Reduced Rotor Operating Speed Aircraft) weiter verfolgt und weiterentwickelt.

Abseits der Tragschrauber gibt es auch im Hubschrauberbereich Bestrebungen die jeweils positiven Eigenschaften von Tragflügel und Rotor zu vereinen. Airbus Helicopters hat mit dem Eurocopter  $X^3$  (Abbildung 1.5) zu Beginn der 2000er Jahre die Entwicklung von Flugschraubern vorangetrieben. Nach zahlreichen Testflügen ab dem Jahr 2010 gingen die Erkenntnisse in das RACER-Programm über. Der Airbus RACER (Rapid and Cost Efficient Rotorcraft, Abbildung 1.6) ist ein für den Hochgeschwindigkeitsflug mit vergleichsweise hoher Reichweite entworfener Hubschrauber

<sup>14</sup>Carter Heavy Lift Transport, American Helicopter Society, Specialists Meeting, 2008



Abbildung 1.4.: Jaunt Air Mobility LLC Prototyp , [15]

[16]<sup>15</sup>. Der Flügel dieses Flugschraubers übernimmt die Aufgabe die Propellergondeln zu tragen und im Schnellflug Auftrieb zu generieren, um den Rotor zu entlasten. Die Propeller sind im Gegensatz zum  $X^3$  als Druckpropeller ausgelegt und der Flügel als Box-Wing-Konfiguration.

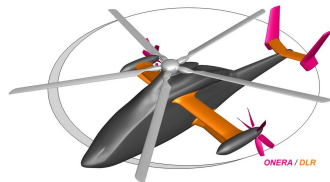
Abbildung 1.5.: Eurocopter  $X^3$  [17]

Abbildung 1.6.: Airbus Helicopters RACER [18]

<sup>15</sup>An overview of DLR compound rotorcraft aerodynamics and aeroacoustics activities within the CleanSky2 NACOR Project, AHS, 2018

Von den kommerziellen Tragschrauberherstellern ist derzeit nur ein Modell mit einem Tragflügel auf dem Markt erwerbbar. Der Arrow Copter der Firma FD-Composites GmbH. Der Flügel ist bei diesem Gerät derart integriert, dass er als Fahrwerksschwinge dient, das Tankvolumen bereitstellt und im schnellen Vorwärtsflug einen Teil des Auftriebs übernimmt. Die Flügelgröße ist derart gering ausgeführt, dass bei höchster Fluggeschwindigkeit etwa 980 N an Auftrieb generiert werden, was etwa 18% des Auftriebs bei MTOW bedeutet [19]<sup>16</sup>. Dies entspricht etwa dem Gewicht des Copiloten. Von daher ist die Änderung der Rotorkraft durch den Flügel noch innerhalb des bekannten Betriebsbereiches für gegenwärtige konventionelle Tragschraubertypen. Kürzlich wurde ein neues Modell eines Kombinationstragschrauber der Firma Fraun-



Abbildung 1.7.: FD Composites Arrow Copter [20]

dorfer Aeronautis AG aus Genderkingen bei Donauwörth erstmals im Flugtest erprobt. Laut Angaben des Herstellers soll der Tragflügel des in Abbildung 1.8 dargestellten Tensor 600X bis zu 30% des Auftriebes generieren. Laut der offiziellen Website des Unternehmens [21]<sup>17</sup> wird eine Steigerung der Fluggeschwindigkeit und auch der Reichweite von jeweils 30% gegenüber vergleichbaren Fluggeräten versprochen.

Auch beim Design der Rotorblätter wurden neue Wege beschritten. Während die meisten als Ultraleichtflugzeug zugelassenen Tragschrauber in Deutschland mit einfach zu fertigenden Rotorblättern aus Aluminium mit festem Einstellwinkel und viereckiger Grundform ausgestattet sind, wurde für den Tensor 600X ein eigenes Rotorblatt entwickelt [23]<sup>18</sup>. Im Gegensatz zu bestehenden Entwürfen bilden Propellerwelle und

<sup>16</sup>Fliegermagazin, 07-2013

<sup>17</sup>Website der FRAUNDORFER AERONAUTICS AG, 2020

<sup>18</sup>AUTOGYRO ROTOR BLADE, Patent, 2017



Abbildung 1.8.: Fraundorfer Aeronautics AG Tensor 600X [22]

Leitwerksträger eine Einheit. Dank des Tragflügels ist es auch möglich, das Leitwerk mit zwei vom Tragflügel nach hinten geführten Auslegern zu stützen und es auf diese Art an drei Punkten zu fixieren.

### 1.3. Ziele

Die Kernthese dieser Arbeit lautet:

Die Verwendung eines Starrflügels zur Auftriebserzeugung bei Kombinationstragschraubern bringt Flugleistungsgewinne mit sich. Einflüsse auf die Flugdynamik, die durch die Kombination von einem autorotierenden Rotor und einem Starrflügel entstehen, lassen sich durch eine geeignete Konstruktion derart gestalten, dass der Betrieb eines Kombinationstragschraubers ebenso sicher durchgeführt werden kann, wie der eines Tragschraubers ohne Zusatzauftriebsflächen.

Es ergeben sich im Wesentlichen drei Kernfragen, die in dieser Forschungsarbeit beleuchtet werden:

- Wie hoch sind die Leistungsgewinne, die durch den Einsatz eines Starrflügels erzielt werden können?
- Welchen Einfluss hat die Kombination von autorotierendem Rotor und Flügel auf das Flugverhalten?
- Wodurch werden die Flugbereichsgrenzen eines Kombinationstragschraubers gekennzeichnet und wie sind sie beeinflussbar?

### 1.4. Methodik und Aufbau

Zur Untersuchung der Kernthese werden theoretische und praktische Untersuchungen durchgeführt. Es werden flugmechanische Modelle entwickelt und mit Messdaten validiert. Mit diesen Modellen lassen sich Vorhersagen über das Flugverhalten von Kombinationstragschraubern treffen. Außerdem sollen mit Hilfe dieser Modelle die Grenzen möglicher Flugbereiche gefunden und deren ursächliche Zusammenhänge dargestellt werden. Ebenso werden über theoretische Betrachtungen diejenigen Bereiche der Flugenveloppe von Tragschraubern aufgezeigt, in denen ein Kombinationstragschrauber tatsächlich Leistungsvorteile gegenüber einem Tragschrauber bieten kann und es wird untersucht, in welchem Umfang diese ausfallen können. Kapitel 2

greift die erste Kernfrage auf und stellt anhand normierter Betrachtungen und mit Beispielen dar, welche Verbesserungen der Flugleistungen für Kombinationstragschrauber im Vergleich zu Tragschraubern zu erwarten sind.

Praktische Untersuchungen werden mit einem skalierten Flugversuchsträger durchgeführt. Erfahrungen aus dem Aufbau und verschiedener Tests dieses Versuchsträgers gehen mit in diese Arbeit ein. Die mit diesem skalierten Flugversuchsträger im Flugversuch gesammelten Erfahrungen dienen dazu, die theoretischen Vorhersagen zu überprüfen und die bestehenden Modelle zu verbessern oder zu erweitern. Dieser im verringerten Maßstab umgesetzte einmalige Typ eines Kombinationstragschraubers wird für alle Betrachtungen dieser Arbeit als Referenz herangezogen. Er wird in Kapitel 3 vorgestellt. Die Datenbasis, die für dieses Fluggerät besteht, ist, dank vorheriger Vermessung im Niedergeschwindigkeits-Windkanal Braunschweig (NWB), sehr umfangreich. Da es sich um „full-scale“-Versuche im Windkanal handelte, können die Messergebnisse direkt auf die späteren Flugversuche übertragen werden.

In Kapitel 4 werden mathematische Modelle zur Beschreibung der Längsdynamik von Kombinationstragschraubern dargestellt, welche in Simulinkmodellen umgesetzt werden. Insbesondere wird in diesem Kapitel das Potential der Leistungsverbesserung durch einen Tragflügel allgemein und im Speziellen für den durchgeführten Modellversuch betrachtet. Weiterhin werden die flugeschwindigkeitsabhängigen Zusammenhänge von Kraft- und Nickmomentenhaushalt sowie der sich einstellenden Fluglage des Kombinationstragschraubers beleuchtet. Die sich daraus ergebenden Begrenzungen für den Betrieb des Kombinationstragschraubers und die Einflüsse auf die statische Stabilität werden ebenso vorgestellt. Es werden beispielhaft die flugmechanischen Modellierungen genutzt, um mit Hilfe von Simulationen zu demonstrieren, welche Einflüsse Konfigurationsanpassungen auf das Flugverhalten haben können und inwieweit die Flugeigenschaften modifiziert werden können.

In Kapitel 5 werden die mit dem Flugversuchsträger durchgeführten Messflüge betrachtet und mit Modelldaten aus der Simulation übereinander gebracht. Durch eine verstellbare Höhenleitwerksflosse des Versuchsträgers war es möglich, die Trimmlage des Rumpfes und des Flügels im Flug zu ändern und somit die Auftriebskraftverteilung von Flügel und Rotor zu variieren. Das in den Messpunkten beobachtete Verhalten gibt Aufschluss über die Gültigkeit der Modelle für die Enveloppe des Fluggerätes. Weiterhin wird vorgestellt, wie der Einfluss des Tragflügels auf den Gesamtwiderstand mit Hilfe der bekannten Datenbasis und der erfassten Messergebnisse bestimmt wurde.

Mit den bis zum folgenden Kapitel 6 erlangten Erkenntnissen lassen sich allgemein gültige Anforderungen für die Auslegung von Kombinationstragschraubern ableiten, die in diesem Kapitel vorgestellt und erläutert werden. Beispielhaft wird aufgezeigt, welche Beziehungen den Entwurfsprozess leiten können, um die wichtigsten Zusammenhänge schon bei der Vorauslegung zu berücksichtigen.

Final werden in Kapitel 7 die erzielten Ergebnisse dieser Arbeit in Kurzform zusammengetragen und mit der Kernthese bzw. den daraus resultierenden Fragestellungen in Beziehung gesetzt. Weiterhin werden Fragestellungen, die im Verlauf der Arbeit aufkamen, aber in dieser nicht beleuchtet werden konnten, hervorgehoben, um so sinnvolle Zielrichtungen für zukünftige Arbeiten in diesem Feld herauszustellen.

## 2. Potentiale der Leistungserhöhung

Die Frage nach der Verwendung eines Starrflügels an einem Tragschrauber ist vor allem von der Idee der Verbesserung der Flugleistungen getrieben. Daher soll analysiert werden, welches Potential ein zusätzlicher Tragflügel diesbezüglich mit sich bringt.

### 2.1. Grundlegende Zusammenhänge

Für einen Tragschrauber ohne Flügel ist der Zusammenhang von Auftrieb und Widerstand des Rotors einfach darstellbar. Dabei ist für die Berechnung der Kräfte Auftrieb und Widerstand entsprechend einer Näherung aus [24]<sup>1</sup> lediglich die Kenntnis des Rotoranstellwinkels und der Rotorkraft notwendig. Die Gleitzahl des reinen Rotors errechnet sich dann entsprechend der Näherung zu:

$$E_R = \frac{A_R}{W_R} \approx \frac{F_R \cdot \cos(\alpha_R)}{F_R \cdot \sin(\alpha_R)} = \frac{1}{\tan(\alpha_R)} \quad (2.1)$$

Da die Rotorkraft sowohl im Dividend als auch im Divisor auftritt, verbleibt lediglich die Abhängigkeit vom Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$ . Dieser berechnet sich nach [24] zu:

$$\alpha_R = \frac{t_{Bl}}{r_R} \cdot \left[ K_{\alpha 0} + \frac{K_{\alpha 2}}{\mu_R^2} \right] + \frac{K_{\alpha 1}}{\mu_R} \quad (2.2)$$

In die Gleichung für den Anstellwinkel des Rotors geht der Quotient aus Rotorradius  $r_R$  und Rotorblatttiefe  $t_{Bl}$  ein. Weiterhin sind die verschiedenen in Gleichung 2.2 verwendeten  $K$ -Parameter vor allem von der Rotorgeometrie und den Profileigenschaften des Rotorblattprofils abhängig. Besonderen Einfluss hat der Fortschrittsgrad des Rotors  $\mu_R$ , der das Verhältnis der Fluggeschwindigkeit des Tragschraubers zu der

<sup>1</sup>Flugphysik der Tragschrauber - Verstehen und Berechnen, 2016

Geschwindigkeit der Rotorblattspitzen aufgrund der Drehrate der Rotorblätter  $\Omega_R$  angibt.

$$\mu_R = \frac{V}{\Omega_R \cdot r_R} \quad (2.3)$$

Implizit ist der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  aus Gleichung 2.2 ebenfalls durch die benötigte Rotorkraft beeinflusst, da diese den Fortschrittsgrad  $\mu_R$  maßgeblich bestimmt. In Gleichung 2.2 kann der Zusammenhang zur Fluggeschwindigkeit erkannt werden. Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit steigt der Rotorfortschrittsgrad im Allgemeinen an und der Rotoranstellwinkel sinkt. In der Konsequenz erhöht sich die Gleitzahl eines in Autorotation betriebenen Rotors mit steigender Fluggeschwindigkeit. Gleichung 2.1 setzt voraus, dass der Widerstand des Tragschrauberrotors mit

$$W_R = F_R \cdot \sin(\alpha_R) \quad (2.4)$$

approximiert werden kann. Wie in [25]<sup>2</sup> beschrieben, entspricht diese Vereinfachung aus Gleichung 2.4 in der Näherung der Summe aus Profilwiderstand und Widerstand des Rotors durch Rückneigung der Rotorkraft. Diese Werte variieren mehrfach über den Umlauf des Rotorblattes, ihre Summe ist jedoch annähernd konstant. Für übliche Tragschrauber ist die Näherung für große Flugbereiche anwendbar. Der langsame Sinkflug und der extreme Schnellflug von Tragschraubern sind aber davon ausgenommen. Bei Kombinationstragschraubern dagegen variiert die Auftriebslast des Rotors durch die Wirkung des Tragflügels. Daher stellen sich gerade im schnellen Vorwärtsflug geringere Rotordrehzahlen und höhere Fortschrittsgrade ein. Die Bedingungen für die Näherung aus [25] sind nicht mehr erfüllt, weil sich das Verhältnis von Widerstand durch Rückneigung des Rotors und Profilwiderstand der Rotorblätter durch die Entlastung des Rotors stark verändert. Daher wird eine Berechnung des Rotorwiderstandes nach [26]<sup>3</sup> angewandt, die sowohl den Widerstandsanteil aus der Rückneigung des Rotors  $F_R \cdot \sin(\alpha_R)$  als auch den Profilwiderstand der Rotorblätter  $H_R$  in Abhängigkeit von Fortschrittsgrad und Blattspitzengeschwindigkeit separat voneinander berücksichtigt.

$$H_R = \frac{\sigma_R \cdot C_{W0,Bl}}{8} \cdot \left( 2 \cdot \mu_R + \frac{1}{2} \cdot \mu_R^3 \right) \cdot \rho \cdot S_R \cdot (\Omega_R \cdot r_R)^2 \quad (2.5)$$

<sup>2</sup>Gyroplane Longitudinal Flight Dynamics, CEAS Air and Space Conference, 2011.

<sup>3</sup>Principles of Helicopter Aerodynamics, 2006

$H_R$  zeigt dabei eine große Abhängigkeit vom Nullwiderstandsbeiwert der Rotorblätter  $C_{W0,Bl}$  und der Flächendichte  $\sigma_R$ , die das Verhältnis der Fläche der Rotorblätter zu der von den Blättern überstrichenen Fläche  $S_R$  beschreibt. Weiterhin gehen die Luftdichte  $\rho$ , der Fortschrittgrad  $\mu_R$  und die Blattspitzengeschwindigkeit ( $\Omega_R \cdot r_R$ ) mit in die Gleichung ein.

$$W_R = F_R \cdot \sin(\alpha_R) + H_R \cdot \cos(\alpha_R) \quad (2.6)$$

$$E_R = \frac{A_R}{W_R} = \frac{F_R \cdot \cos(\alpha_R)}{F_R \cdot \sin(\alpha_R) + H_R \cdot \cos(\alpha_R)} \quad (2.7)$$

Mit der Einbeziehung des durch den Profilwiderstand der Rotorblätter verursachten  $H_R$  wird erklärbar, dass der Rotorwiderstand bei sehr hohen Fluggeschwindigkeiten aufgrund zunehmender Machzahleinflüsse, parasitärer Widerstandskomponenten und Rückströmungsgebieten am Rotor wieder steigt und die Gleitzahl des Rotors dementsprechend sinkt.

Für einen Tragflügel ist der Bezug von Gleitzahl und Geschwindigkeit anders beschrieben. Die Gleitzahl des Tragflügels ist durch Beiwerte beschrieben, die aufgrund ihrer Normierung für alle Fluggeschwindigkeiten gelten, allerdings einen festen Bezug zum Anstellwinkel des Tragflügels aufweisen [27]<sup>4</sup>.

$$E_{Fl} = \frac{C_{A,Fl}}{C_{W,Fl}} = \frac{C_{A,Fl}}{C_{W0,Fl} + \frac{1}{e_{Fl} \cdot \Gamma \cdot \Lambda_{Fl}} \cdot C_{A,Fl}^2} \quad (2.8)$$

Für den Flügel gilt, dass es einen Auftriebsbeiwert gibt, bei dem das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand optimal ist. Das zeigt, dass die optimale Gleitzahl des Tragflügels unabhängig von der Fluggeschwindigkeit erreichbar ist. Lediglich der Anstellwinkel des Flügels entscheidet über das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand. Im Gegensatz zu Starrflüglern muss die Auftriebslast des Tragflügels eines Kombinationstragschraubers nicht bei allen Fluggeschwindigkeiten annähernd gleich sein. Sie kann von Fluggeschwindigkeit zu Fluggeschwindigkeit variieren, weil der restlich benötigte Auftrieb stets durch den Rotor erzeugt wird. Aus diesem Grund ist der Flügelanstellwinkel nahezu unabhängig von der Fluggeschwindigkeit wählbar und der Flügel kann theoretisch immer mit optimalem Anstellwinkel betrieben werden.

<sup>4</sup>Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen, 1979

## 2.2. Flugleistungsbetrachtung für Kombinationstragschrauber

Für die folgenden Untersuchungen werden verschiedene Abfluggewichte für Tragschrauber und Kombinationstragschrauber im Bereich von 400 kg bis 1500 kg berücksichtigt. Weiterhin werden verschiedene Flügelgrößen betrachtet. Um die Ergebnisse der folgenden Auswertung allgemeingültig darzustellen, wird die Flügelgröße stets in Bezug zur Rotorgröße angegeben. Auch der Einfluss unterschiedlicher Streckungen des Flügels soll betrachtet werden. Denn gerade die Streckung des Tragflügels wirkt sich in besonderer Weise auf die Aerodynamik des Tragflügels aus [28]<sup>5</sup>. Da es nicht möglich ist, für jeden Tragschrauber den am besten zugeschnittenen Rotor zu wählen, werden die Rotoren parametrisiert.

Auch für diese allgemeinen Betrachtungen müssen wichtige Größen wie die Profilaerodynamik des Rotors und des Flügels explizit vorgegeben werden, um interpretierbare Ergebnisse zu erzielen. Für Charakteristiken des verwendeten Rotors und Tragflügel werden Werte vorgegeben, die auf Erfahrungswerten basieren und technisch realisierbar erscheinen. Die zugrunde liegenden Annahmen für den Tragflügel sind in Tabelle 2.1 aufgeführt. Bezüglich des Flügels werden der Nullwiderstandsbeiwert und die

Flügel	Nullauftriebsbeiwert $C_{A0,Fl} = 0.2$ , Auftriebsanstieg $C_{A,\alpha} = 5$ , Nullwiderstandsbeiwert $C_{W0,Fl} = 0.0112$ , Flügelmasse $m_{Fl}$ mit $7\text{kg}/\text{m}^2$ , Profildicke $\delta_{Fl} = 13\%$
--------	------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Tabelle 2.1.: Vordefinierte Größen des Tragflügels für Beispielrechnungen

Flügelmasse in Tabelle 2.1 vereinfacht dargestellt. Beide Werte hängen von der Geometrie des Flügels ab und werden von den hier gewählten Größen nur näherungsweise repräsentiert. Um allgemeingültige Ergebnisse für alle betrachteten Abfluggewichte darstellen zu können, wird die Flügelmasse mit einem linearen Zusammenhang von  $m_{Fl}/S_{Fl}$  abgeschätzt. Abbildung 2.1 zeigt, wie sich die Flügelmasse eines Kombinationstragschraubers bei verschiedenen Flächenverhältnissen von Tragflügel zu Rotor

<sup>5</sup> Aerodynamik des Flugzeugs, Erster Band, Aerodynamik des Tragflügels Teil 1, 1967

$S_{Fl}/S_R$  entwickelt. Zur Berechnung der Flügelmasse wurden Gleichungen aus [29]<sup>6</sup> genutzt. Die Abbildung zeigt auch, wie die Abschätzung von  $7\text{kg}/\text{m}^2$  einzuordnen ist.

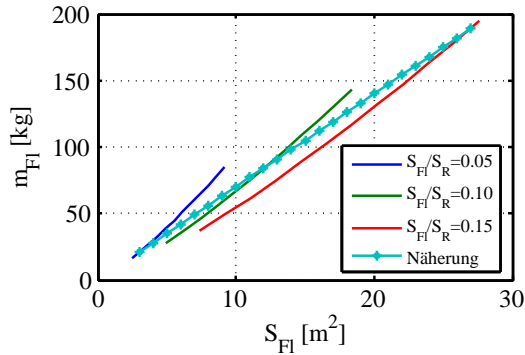


Abbildung 2.1.: Flügelmasse  $m_{Fl}$  nach [29] bei einer Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 10$

Aus Gründen der Übertragbarkeit der Ergebnisse für alle Abfluggewichte ist der Nullwiderstandsbeiwert des Tragflügels zu einer Konstante von  $C_{W0,Fl} = 0.0112$  approximiert. Variationen im tatsächlichen  $C_{W0,Fl}$  ergeben sich durch Änderungen der Bezugsflügelstreckung und deren Einfluss auf die Reynoldszahl bei unterschiedlichen Abfluggewichten. Abbildung 2.2 zeigt den Wert der konstanten Näherung im Vergleich zu den nach [30]<sup>7</sup> berechneten Werten.

Abbildung 2.3 zeigt den Verlauf des Auftriebsbeiwertes  $C_{A,Fl}$  zweier betrachteter Tragflügel in Abhängigkeit von der Flügelstreckung. Die Werte für die beiden dargestellten Flügelvarianten (Streckung  $\Lambda_{Fl} = 5$  und  $\Lambda_{Fl} = 15$ ) sind exakt gleich. Im Sinne der Vereinfachung wurde der Verlauf des Auftriebsbeiwertes  $C_{A,Fl}$  für alle zu betrachtenden Flügelvarianten gleich gewählt. Der Widerstandsbeiwert weist hingegen eine

<sup>6</sup>Aircraft Design: A Conceptual Approach, Second Edition, 1992

<sup>7</sup>Entwerfen von Verkehrsflugzeugen II, Vorlesungsmanuskript, 2009

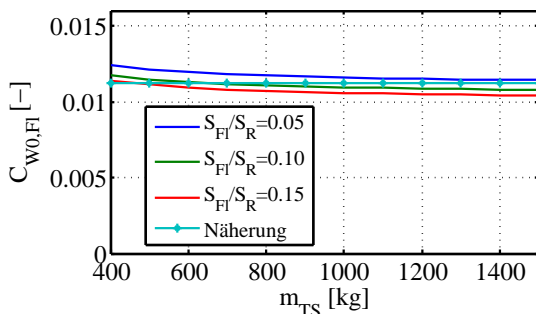


Abbildung 2.2.: Nullwiderstandsbeiwert  $C_{W0,FI}$  nach [30]

Abhängigkeit von der Flügelstreckung auf (vgl. Gleichung 2.9):

$$C_{W,FI} = \underbrace{C_{W0,FI}}_{\text{Nullwiderstand}} + \underbrace{\frac{1}{e_{FI} \cdot \Pi \cdot \Lambda_{FI}} \cdot C_{A,FI}^2}_{\text{induzierter Widerstand}} \quad (2.9)$$

Abbildung 2.3 stellt auch die Flügelgleitzahl  $E_{FI}$  in Bezug zum Anstellwinkel  $\alpha$  für die beiden Flügel unterschiedlicher Streckungen dar.

Neben den Annahmen für den Tragflügel aus Tabelle 2.1 müssen auch zahlreiche Größen des Rotors festgelegt werden, um die Ergebnisse leichter interpretieren zu können. Die Werte in Tabelle 2.2 wurden so gewählt, dass sie für einen initialen Entwurf realistisch erscheinen, also den entsprechenden Werten real umgesetzter Tragschrauber möglichst ähnlich sind. Die Rotoren der gegenwärtigen Tragschrauber ähneln sich in Aufbau und Profilwahl sehr. Ein aktuell häufig verbautes Rotorblattprofil ist das NACA 8-H-12 [31]<sup>8</sup>.

Die angenommene Kreisflächenbelastung des Rotors von  $F_R/S_R = 80 \text{ N/m}^2$  stellt eine für einen Tragschrauber übliche Flächenbelastung dar. Der Wert liegt zwischen den Angaben von [26] für frühe Tragschrauber und dem für heute übliche Modelle. Ein Tragschrauber vom Typ MTOsport [32]<sup>9</sup> hat mit maximalem Abfluggewicht von 450 kg eine Kreisflächenbelastung von  $80 \text{ N/m}^2$ , ohne Copilot etwa mit einer Ab-

<sup>8</sup>NACA Technical Note 1998: AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE NACA 8-H-12 AIRFOIL AT SIX REYNOLDS NUMBERS FROM  $1.8 \times 10^6$  to  $11.0 \times 10^6$ , 1949

<sup>9</sup>Pilot Operating Handbook for Gyroplane MTOsport, 2016

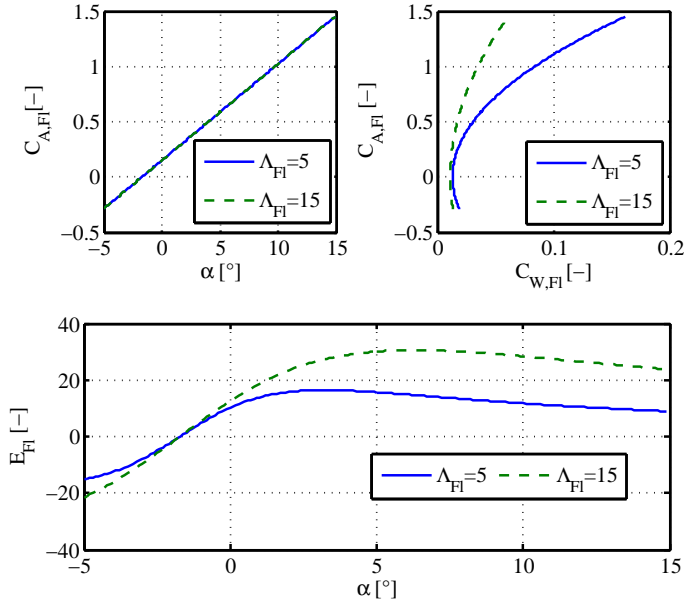


Abbildung 2.3.: Auftriebsbeiwert, Polare und Verlauf der Gleitzahl  $E_{FI}$  der ausgewählten Beispielflügel aus Tabelle 2.1 für die Streckungen  $\Lambda_{FI} = 5$  und  $\Lambda_{FI} = 15$

flugmasse von 390 kg beträgt die Kreisflächenbelastung  $69 \text{ N/m}^2$ . Um Aussagen über Leistungsvor- oder -nachteile ziehen zu können, ist für jeden betrachteten Kombinationstragschrauber stets das Pendant ohne Tragflügel zu berechnen. Dabei sind die Rotorgröße und Rotorgeometrie des Kombinationstragschraubers (KTS) und des Vergleichstragschraubers (TS) gleich groß. Der Unterschied ergibt sich lediglich durch die zusätzliche Masse des Tragflügels  $m_{FI}$  und den durch ihn zusätzlich gelieferten Auftrieb  $A_{FI}$  wie auch Widerstand  $W_{FI}$ .

$$m_{KTS} = m_{TS} + m_{FI} \quad (2.10)$$

Rotor	Auftriebsanstieg am Blattprofil $C_{A\alpha,Bl} = 2 \cdot \pi$ , Nullauftriebsbeiwert am Blattprofil $C_{A0,Bl} = 0.2$ , Einstellwinkel des Rotorblattes $\varepsilon_{Bl} = 2^\circ$ , Nullwiderstandsbeiwert $C_{W0,Bl} = 0.01$ , Flächendichte $\sigma_R = 0.03$ , Kreisflächenbelastung $F_R/S_R = 80N/m^2$
-------	--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Tabelle 2.2.: Vordefinierte Größen des Rotors für Beispielrechnungen

Zur Betrachtung der Wirksamkeit der Maßnahme einer Flügelanbringung ist lediglich die Berechnung des Auftriebs- und des Widerstandsverhaltens von Flügel und Rotor notwendig. Rumpf, Leitwerke und Anbauteile spielen für die vergleichende Leistungsbetrachtung keine Rolle. Zum Vergleich stehen stets der Referenzrotor, parametrisiert entsprechend eines bestimmten Abfluggewichtes und die ihm gegenübergestellte Kombination aus Rotor und Tragflügel.

Um zu bestimmen, welcher Tragflügel die größten Leistungersparnisse für einen Kombinationstragschrauber mit sich bringt, muss unterschieden werden, wie der Tragflügel genutzt werden soll und kann. Soll er im gesamten möglichen Flugbereich bei nahezu gleichem Anstellwinkel betrieben werden oder dafür ausgelegt sein, bei einer speziellen Fluggeschwindigkeit die beste Leistungsverbesserung zu erzielen? Bei Letzterem müsste der Tragflügel für höhere Fluggeschwindigkeiten im Anstellwinkel variiert werden, um beispielsweise den Rotor nicht zu stark zu entlasten. Für die Analyse wird entsprechend dieser beiden möglichen Nutzungshypothesen gesondert untersucht, welche Flügelparameter am geeignetsten sind und welche Leistungersparnisse jeweils erbracht werden können.

### 2.2.1. Tragflügel bei konstantem Anstellwinkel

Es soll gezeigt werden, welcher Tragflügel für Kombinationstragschrauber die beste Leistungersparnis erbringt, wenn der Tragflügel bei einem konstanten Anstellwinkel betrieben wird. Dieser wird für jede betrachtete Variante jeweils so gewählt, dass der Rotor bei einer maximalen Fluggeschwindigkeit von 250 km/h zu 80% entlastet wird. Diese Annahme der Entlastung des Rotors bei maximaler Fluggeschwindigkeit stellt eine sehr hohe Entlastung des Rotors dar. Gerade die Entwicklung der Rotordreh-

zahl und des Schlagwinkels sind bei derart hohen Entlastungen besonders ausgeprägt. Durch die Wahl einer derart hohen Entlastung lässt sich jedoch gut zeigen, welche Verringerung des Widerstandes und der Antriebsleistung durch eine Entlastung des Rotors erreicht werden kann. Höhere Rotorentlastungsgrade sollen ausgeschlossen werden. Es ergibt sich der in Abbildung 2.4 dargestellte Verlauf des Flügelauftriebes in Bezug zur Gewichtskraft. Dieser Verlauf des Flügelauftriebes soll unabhängig von der Flügelfläche gelten. Entsprechend der Forderung nach einer maximalen Rotorentlastung von 80% bei  $V_{max} = 250 \text{ km/h}$  gilt der dargestellte Zusammenhang von Flügelauftrieb und Gewichtskraft für alle denkbaren Verhältnisse  $S_{Fl}/S_R$ . Um den Zusammenhang aus Abbildung 2.4 zu erfüllen, müssen für kleine Flügel entsprechend große Auftriebsbeiwerte und für große Flügel entsprechend kleine Auftriebsbeiwerte gewählt werden. Entsprechend der Annahmen aus Tabelle 2.2 bedingt ein schwerer Tragschrauber

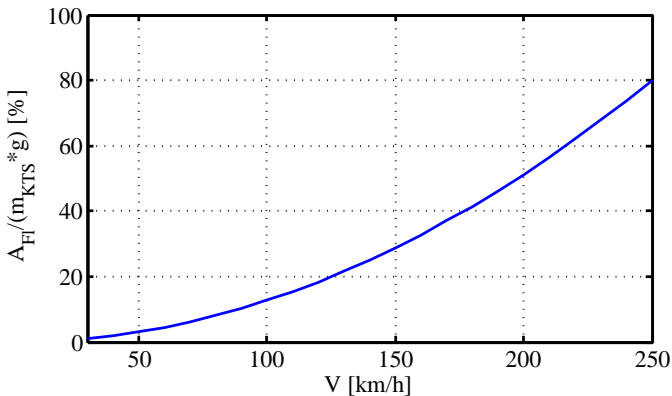


Abbildung 2.4.: Verhältnis von Flügelauftrieb zu Gewichtskraft

einen größeren Rotor und dementsprechend sinkt bei gleichbleibender Flächendichte  $\sigma_R$  auch die Rotordrehzahl  $n_R$ . Außerdem sinkt die Rotordrehzahl im Vorwärtsflug durch den zunehmenden Einfluss des Flügelauftriebes auf den Gesamtauftrieb bei steigender Fluggeschwindigkeit. Beides kann in Abbildung 2.5 nachvollzogen werden. Abbildung 2.5 stellt die Entwicklung der Rotordrehzahl für Kombinationstragschrau-

ber mit einem Flächenverhältnis von  $S_{Fl}/S_R = 0.03$  dar. Dabei ist die Fluggeschwindigkeit  $V$  und das Abfluggewicht des jeweils zu Grunde liegenden Vergleichstragschraubers ohne Tragflügel  $m_{TS}$  in die Darstellung mit einbezogen. Da die prozentuale Entlastung des Rotors für alle Abfluggewichte gleich ausfällt (vgl. Abbildung 2.4), ist die Entwicklung des Fortschrittsgrades  $\mu_R$  lediglich von der Fluggeschwindigkeit abhängig und für alle betrachteten Abfluggewichte gleich verlaufend. Dies wird im rechten Graphen von Abbildung 2.5 dargestellt. Abbildung 2.6 stellt das Verhältnis des

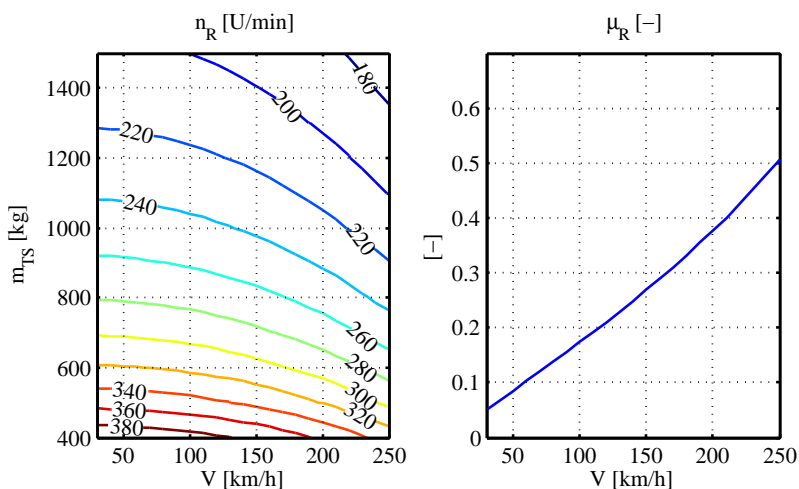


Abbildung 2.5.: Rotordrehzahl und Fortschrittsgrad im Horizontalflug für maximale Rotorentlastung von 80% bei  $V_{max}$  (vgl. Abbildung 2.4) bei einem Flächenverhältnis Flügel/Rotor  $S_{Fl}/S_R = 0.03$

Widerstandes von Rotor und Tragflügel des Kombinationstragschraubers  $W_{R,KTS} + W_{Fl,KTS}$  gegenüber dem Rotorwiderstand des korrespondierenden Tragschraubers  $W_{R,TS}$  dar. Es wird ersichtlich, dass das Verhältnis bei 195 km/h auf etwa 0.7 gesunken ist. D.h., der Kombinationstragschrauber erzeugt bei dieser Fluggeschwindigkeit durch Flügel und Rotor nur etwa 70% des auftriebsbezogenen Widerstandes des Vergleichstragschraubers. Durch die kombinierte Nutzung von Rotor und Tragflügel können

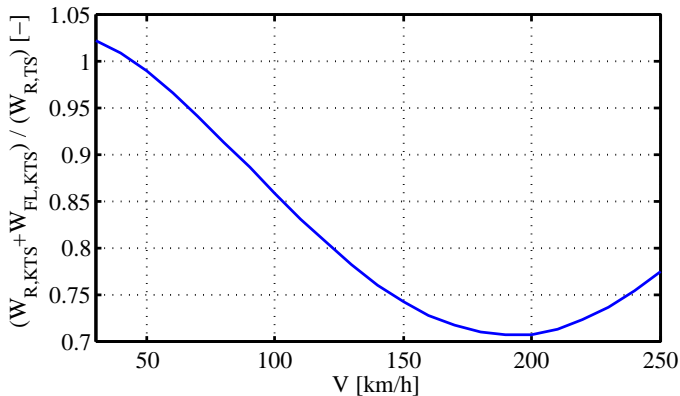


Abbildung 2.6.: Verhältnis von Rotorwiderstand des Tragschraubers zu Rotorwiderstand und Flügelwiderstand des Kombinationstragschraubers ( $\Lambda_{Fl} = 15$ ,  $S_{Fl}/S_R = 0.03$ )

mit Flügeln der gewählten Spezifikation bis zu annähernd 30% des vom Rotor durch rückwärtige Rotorneigung und durch Profilwiderstände erzeugten Gesamtwiderstandes eingespart werden. Da der Rotorwiderstand eines Tragschraubers in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit stark veränderlich ist und bei steigender Fluggeschwindigkeit sinkt, muss auch betrachtet werden, welche Widerstandsersparnis sich in absoluten Werten ergibt, um den tatsächlichen Nutzen des Tragflügels bestimmen zu können.

Abbildung 2.6 zeigt beispielhaft, dass der Tragflügel des Kombinationstragschraubers im extremen Langsamflug bezüglich des Widerstands einen Nachteil gegenüber dem normalen Tragschrauber verursacht. Unterhalb von 50 km/h übertrifft das Verhältnis von Rotorwiderstand und Flügelwiderstand des Kombinationstragschraubers zu Rotorwiderstand des Tragschraubers den Wert 1. Der Flügel erzeugt im Langsamflug weniger Auftrieb und verursacht dennoch einen gewissen Widerstand, außerdem erhöht die Flügelmasse die Gesamtmasse des Fluggerätes. Dadurch erhöht sich der Leistungsbedarf des Kombinationstragschraubers in diesem Flugbereich.

Abbildung 2.7 zeigt dazu in der linken Graphik den normierten Rotorwiderstand für alle Vergleichstragschrauber, die nach den Bestimmungen aus Tabelle 2.2 entworfen

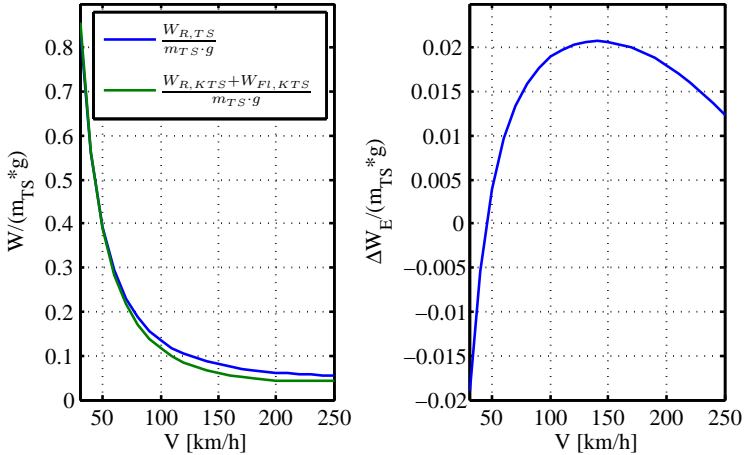


Abbildung 2.7.: Widerstand und Widerstandseinsparung  $\Delta W_E$  normiert auf das Abfluggewicht ( $\Lambda_{Fl} = 15$ ,  $S_{Fl}/S_R = 0.03$ )

sind. Zur Normierung kann das Abfluggewicht  $m_{TS} \cdot g$  genutzt werden. Als zweite Kurve ist der normierte Widerstand von Rotor und Tragflügel  $W_{R,KTS} + W_{Fl,KTS}$  für alle Kombinationstragschrauber mit einer Flügelstreckung von  $\Lambda_{Fl} = 15$  und einem Flächenverhältnis von  $S_{Fl}/S_R = 0.03$  dargestellt. Die Differenz der auftriebsbezogenen Widerstände von Tragschrauber und Kombinationstragschrauber wird als  $\Delta W_E$  bezeichnet. In der rechten Graphik ist der eingesparte Widerstand  $\Delta W_E$  ebenfalls auf das Abfluggewicht der Vergleichstragschrauber normiert dargestellt. Die Normierung auf das jeweils gleiche Abfluggewicht schafft eine bessere Vergleichbarkeit der Ergebnisse, da die Flügelmasse nicht mit einbezogen wird.

$$\Delta W_E = W_{R,TS} - (W_{R,KTS} + W_{Fl,KTS}) \quad (2.11)$$

Es zeigt sich in Abbildung 2.7, dass die ausgeprägteste Widerstandsersparnis für alle betrachteten Tragschraubergewichte bei Fluggeschwindigkeiten im Bereich von etwa 145 km/h erreicht wird. Das ist bereits bei einer weitaus geringeren Fluggeschwindigkeit der Fall, als es durch den Vergleich der auftriebsbezogenen Widerstände in Abbildung 2.6 den Anschein hat. Der Auftrieb des Flügels ist bei 145 km/h zwar geringer

als im Fall höchster prozentualer Widerstandersparnis bei 195 km/h (Abbildung 2.6), aber trotzdem wirkungsvoller zur absoluten Widerstandsreduktion. Der dominierende Effekt der Entlastung durch den Tragflügel auf den Widerstand ist die Verringerung des Rotoranstellwinkels  $\Delta\alpha_R$ , die sich in diesem Geschwindigkeitsbereich stärker auswirkt als bei höheren Fluggeschwindigkeiten. Die mit der Fluggeschwindigkeit fallende Kurve des Rotorwiderstandes macht dies deutlich. Da bei 145 km/h ein wesentlich höherer Rotorwiderstand vorherrscht als bei 195 km/h, bewirkt eine geringere prozentuale Verbesserung noch einen höheren Effekt auf die Widerstandersparnis  $\Delta W_E$  als bei 195 km/h.

Neben der Möglichkeit der Widerstandeinsparung  $\Delta W_E$  interessiert auch, welche Leistung sich durch den Einsatz eines Tragflügels maximal einsparen lässt und wie die Leistungseinsparung abhängig von der Fluggeschwindigkeit ausfällt. Dazu ist in Abbildung 2.8 ein Wert angegeben, der nachvollziehen lässt, wie sich der Einsatz eines Tragflügels auf die Leistungersparnis auswirkt.  $\Delta P_E$  ist die Leistung, die durch den Einsatz eines Tragflügels an einem Tragschrauber eingespart werden kann oder zusätzlich aufgewendet werden muss.

$$\Delta P_E = \Delta W_E \cdot V \quad (2.12)$$

Diese eingesparte Leistung  $\Delta P_E$  ist auf das Abfluggewicht und eine Referenzfluggeschwindigkeit von 150 km/h normiert und in Abbildung 2.8 dargestellt. Die Referenzfluggeschwindigkeit von 150 km/h wurde gewählt, weil sie im Bereich möglicher Reisefluggeschwindigkeiten für die zu entwerfenden Kombinationstragschrauber liegt. Weiterhin werden die Ergebnisse in Abbildung 2.8 nach unterschiedlichen Flügelstreckungen des Tragflügels  $\Lambda_{Fl}$  unterschieden. Neben der bisher betrachteten Flügelstreckung  $\Lambda_{Fl} = 15$  werden auch die Werte für  $\Lambda_{Fl} = 10$  und  $\Lambda_{Fl} = 5$  dargestellt.

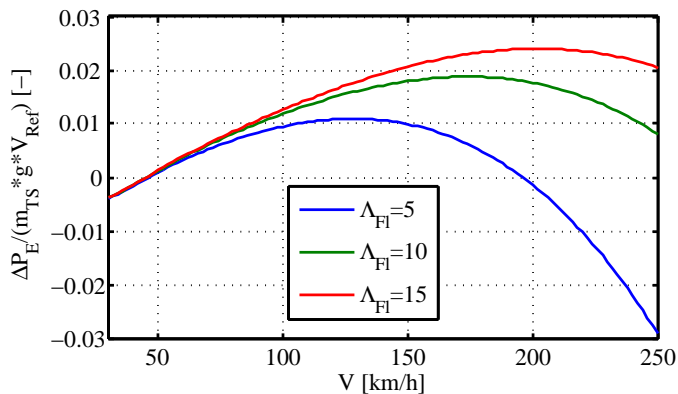


Abbildung 2.8.: Eingesparte Leistung  $\Delta P_E$  des Kombinationstragschraubers normiert auf das Abfluggewicht und eine Referenzgeschwindigkeit ( $S_{Fl}/S_R = 0.03$ )

Abbildung 2.8 zeigt, dass die höchste Leistungsersparnis für einen Tragflügel mit einer Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 15$  bei einer Fluggeschwindigkeit von ca. 200 km/h erreicht werden kann. Desto höher die Streckung ausfällt umso höher ist der mögliche Leistungsgewinn und die Fluggeschwindigkeit, bei der dieser Leistungsgewinn erzielt wird. Um die Ergebnisse der normiert dargestellten Zusammenhänge aus Abbildung 2.8 an konkreten Beispielen und mit nachvollziehbaren Leistungsangaben zu veranschaulichen, wird in Abbildung 2.9 für alle Abfluggewichte dargestellt, welche Werte sich für die eingesparte Leistung  $\Delta P_E$  in Kilowatt ( $kW$ ) durch den Einsatz eines Tragflügels mit dem Flächenverhältnis  $S_{Fl}/S_R = 0.03$  und der Streckung  $\Lambda_{Fl} = 15$  ergeben.

Im Folgenden werden die Untersuchungen für verschiedene Verhältnisse  $S_{Fl}/S_R$  wiederholt. Außerdem werden die Ergebnisse für Flügel verschiedener Streckungen  $\Lambda_{Fl}$  betrachtet. Abbildung 2.10 zeigt die Ergebnisse für diese Untersuchung. Es wurden jeweils die maximal zu erzielenden Leistungseinsparungen und die Fluggeschwindigkeiten, bei denen diese erreicht werden, dargestellt.

Das Widerstandsverhalten des Rotors ist für alle Entwürfe gleich, da die Rotorentlastung für alle Kombinationstragschrauberrotoren bei Maximalgeschwindigkeit (250 km/h) 80% beträgt. Lediglich die durch den Flügel verursachte Entlastung wirkt sich

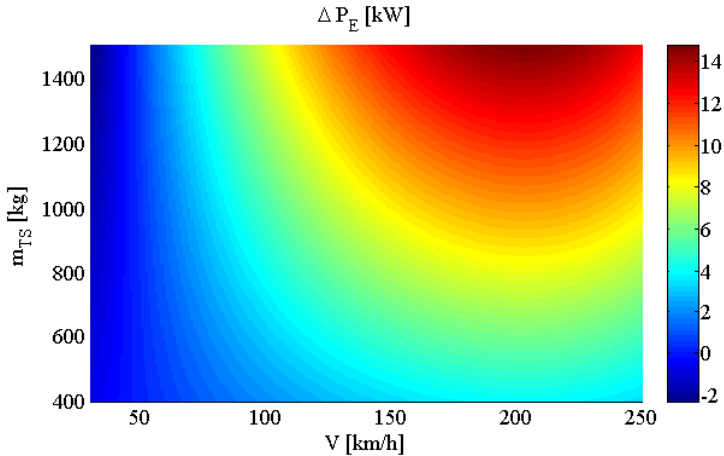


Abbildung 2.9.: Leistungsgewinn des Kombinationstragschraubers gegenüber dem Tragschrauber für eine maximale Rotorentlastung von 80% bei  $V_{max}$  ( $\Lambda_{Fl} = 15$ ,  $S_{Fl}/S_R = 0.03$ )

auf den Rotor aus. Flügelform und Flügelgröße haben keinen Einfluss auf den Rotor. Für die Flügel mit der geringsten Streckung  $\Lambda_{Fl} = 5$  aus Abbildung 2.10 zeigt sich, dass die größte Leistungseinsparung mit den größten untersuchten Flügeln ( $S_{Fl}/S_R = 0.04$ ) erreicht wird. Ursächlich hierfür ist vor allem der induzierte Widerstand des Tragflügels. Da die von allen Flügeln bereitgestellte Auftriebslast die gleiche ist, müssen die kleineren Flügel bei höheren Auftriebsbeiwerten betrieben werden. Bedingt durch die geringe Streckung der Flügel ergeben sich für die kleineren Flügel durch den Anstieg des induzierten Widerstandes größere Widerstandsbeiwerte, die letztendlich (selbst unter Berücksichtigung der kleineren Flügelgröße für die Normierung) zu höheren Widerständen der kleineren Tragflügel führen. Der geringere Nullwiderstand der kleineren Flügel und ihr geringeres Gewicht wirken sich weniger stark im Sinne einer Widerstandsverringerung aus als der Anstieg des induzierten Widerstandes. Für die Flügel mit einer Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 15$  zeigt sich in Abbildung 2.10 ein anderes Bild. Die maximale Leistungseinsparnis wird für alle Flächenverhältnisse deutlich erhöht. Für Flügelgrößen bis zu einem Verhältnis von  $S_{Fl}/S_R = 0.03$  im Vergleich zu  $\Lambda_{Fl} = 5$  sogar verdoppelt. Bei Flügelgrößen größer als  $S_{Fl}/S_R = 0.03$  zeigt sich

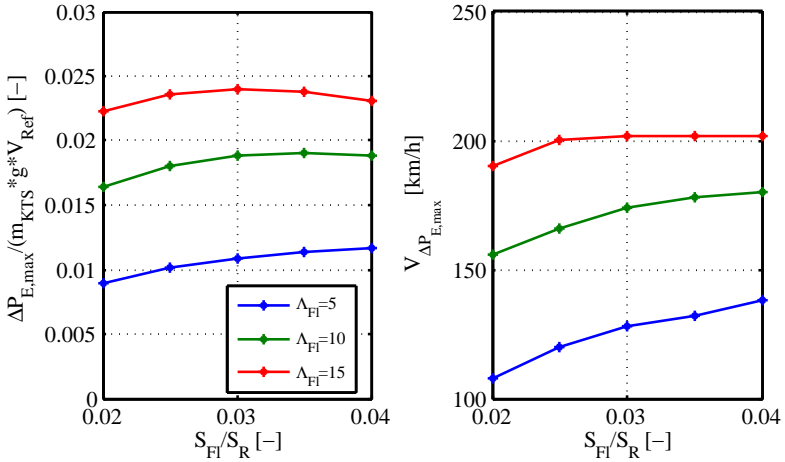


Abbildung 2.10.: Normierter maximaler Leistungsgewinn des Kombinationstragschraubers gegenüber dem Tragschrauber  $\Delta P_{E,max}$  und dazugehörige Fluggeschwindigkeit  $V_{\Delta P_{E,max}}$

eine Abschwächung dieses Trends. Größere Flügel sind für den hier beschriebenen Anwendungsfall nicht mehr von Vorteil. Die gute Aerodynamik der größeren Flügel kann nicht ausgenutzt werden, weil diese Flügel bei  $C_{A,FI}$ -Werten betrieben werden müssen, die weiter von ihrem optimalen Arbeitsbereich entfernt sind. Die größeren Tragflügel bringen lediglich zusätzliche Masse und zusätzlichen Nullwiderstand mit sich, die nicht dazu beitragen, die Leistung des Systems zu erhöhen.

$S_{FI}/S_R$	$E^*$	E	$E^*-E$	$C_{A,FI}^*$	$C_{A,FI}$
0.020	30.80	27.68	3.12	0.69	1.10
0.025	30.80	29.85	0.95	0.69	0.89
0.030	30.80	30.72	0.08	0.69	0.74
0.035	30.80	30.71	0.09	0.69	0.64
0.040	30.80	30.16	0.54	0.69	0.56

Tabelle 2.3.: Flügelbetriebspunkte abhängig von  $S_{FI}/S_R$  für  $\Lambda_{FI} = 15$

Dieser Zusammenhang wird in Tabelle 2.3 und in Tabelle 2.4 veranschaulicht. Hier ist die maximale Gleitzahl ( $E^*$ ) des Tragflügels sowie der dazugehörige  $C_A$ -Wert ( $C_{A,Fl}^*$ ) vermerkt und auch der Betriebs- $C_A$ -Wert des Tragflügels ( $C_{A,Fl}$ ), der durch die Beschränkung auf 80% Rotorentlastung bei 250 km/h zulässig ist, sowie die damit für den Tragflügel erreichbare Gleitzahl  $E$ .

Tabelle 2.3 zeigt auf, dass ein Flügel mit einer Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 15$  und einem Flächenverhältnis von  $S_{Fl}/S_R = 0.03$  in einem Anstellwinkelbereich betrieben wird, in dem das beste Verhältnis von Auftrieb und Widerstand vorliegt. Die größeren Tragflügel sind nicht nur schwerer, ihr aerodynamisches Potential kann auch nicht genutzt werden. Die Beschränkung auf einen  $C_A$ -Wert für den Schnellflug macht es für die größeren Flügelvarianten notwendig, sie in Anstellwinkelbereichen zu betreiben, die nicht optimal sind.

$S_{Fl}/S_R$	$E^*$	E	$E^*-E$	$C_{A,Fl}^*$	$C_{A,Fl}$
0.020	17.03	11.23	5.80	0.41	1.10
0.025	17.03	13.09	3.94	0.41	0.89
0.030	17.03	14.52	2.51	0.41	0.74
0.035	17.03	15.57	1.46	0.41	0.64
0.040	17.03	16.29	0.74	0.41	0.56

Tabelle 2.4.: Flügelbetriebspunkte abhängig von  $S_{Fl}/S_R$  für  $\Lambda_{Fl} = 5$

Tabelle 2.4 präsentiert Gleitzahlen und  $C_A$ -Werte des Tragflügels mit der geringen Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 5$ . Außerdem zeigt sie, dass mit steigendem Verhältnis  $S_{Fl}/S_R$  auch die maximal einzusparende Leistung ansteigt. Mit Hinblick auf die Flügel-aerodynamik erklärt sich auch dieses Verhalten. Mit steigender Flügelfläche rückt der Betriebs- $C_{A,Fl}$ -Wert näher an den  $C_{A,Fl}^*$ -Wert für einen optimalen Betrieb heran. Im Gegensatz zum Tragflügel großer Streckung (siehe Tabelle 2.3) ist der optimale  $C_{A,Fl}^*$ -Wert in Tabelle 2.4 noch nicht erreicht. Insgesamt ist die Gleitzahl des niedrig gestreckten Flügels ( $\Lambda_{Fl} = 5$ ) nur halb so groß wie die des wesentlich höher gestreckten Flügels ( $\Lambda_{Fl} = 15$ ). Diese höhere aerodynamische Effizienz des höher gestreckten Flügels spiegelt sich direkt in der erzielbaren Leistungseinsparung wider. Die Auswertung hat gezeigt, dass unter den gemachten Annahmen und Vorga-

ben die höchsten Leistungsgewinne durch möglichst hoch gestreckte Flügel erreicht werden können. Die beste Leistungersparnis ergab sich bei einem Flächenverhältnis von  $S_{Fl}/S_R = 0.03$ . Zusätzliche Flügelgröße stellt keinen Mehrwert dar, wenn sie im Hochgeschwindigkeitsflug nicht optimal zur Auftriebserzeugung genutzt werden kann.

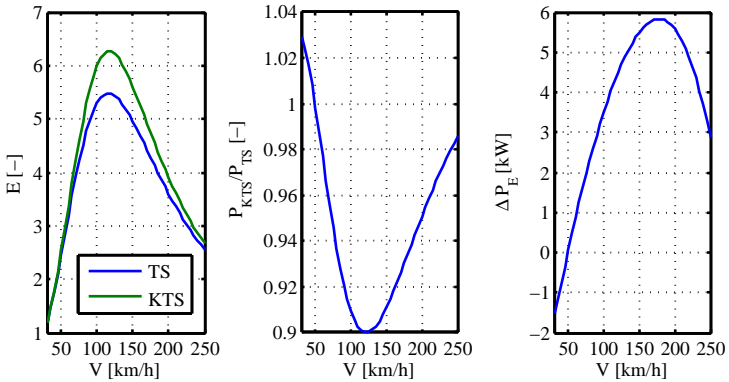


Abbildung 2.11.: Leistungseinsparungen und Gleitzahlerhöhungen durch Umrüstung eines Tragschraubers (TS) von 750 kg zum Kombinationstragschrauber (KTS) mit Tragflügeln  $S_{Fl}/S_R = 0.03$ ,  $\Lambda_{Fl} = 10$ , Rumpf:  $C_{W,par} = 0.6$ ,  $S_{Fr} = 1.4 m^2$

Abbildung 2.11 zeigt an einem konkreten Beispiel, wie sich die Anbringung eines Tragflügels mit einer Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 10$  auf einen Tragschrauber der Masse 750 kg auswirkt. Der Tragschrauber hat einen Rotorradius  $r_R = 5.4 m$  sowie einen Tragflügel mit einer Fläche von  $2.75 m^2$  ( $S_{Fl}/S_R = 0.03$ ) und einer Spannweite von  $5.25 m$ . Der Widerstandsbeiwert des Rumpfes ist  $C_{W,par} = 0.6$  und die dazu im Bezug stehende Stirnfläche beträgt  $S_{Fr} = 1.4 m^2$ .

Abbildung 2.11 hebt hervor, dass die Leistungsreduktion  $\Delta P_E$  bei 170 km/h am stärksten ausfällt, so wie es in Abbildung 2.10 abgelesen werden kann. Diese Leistungsreduktion beträgt etwa 5.8 kW. Bedingt durch den Einfluss des parasitären Widerstandes ist die Erhöhung der Gleitzahl im Bereich von 130 km/h am ausgeprägtesten. Die bei

dieser Fluggeschwindigkeit eingesparten  $\Delta P_E = 4.5 \text{ kW}$  machen 10% Leistungsgewinn im Vergleich zum reinen Tragschrauber aus. Die bei 190 km/h eingesparten 5.8 kW machen aufgrund des gewachsenen Anteils des parasitären Widerstandes nur noch knapp 6% Leistungseinsparung aus.

### 2.2.2. Tragflügel mit veränderlichem Anstellwinkel

Im Gegensatz zur Forderung eines konstanten Flügel-Anstellwinkels bzw.  $C_{A,FI}$ -Wertes wird in diesem Kapitel betrachtet, welcher Flügel in Abhängigkeit von der jeweiligen Fluggeschwindigkeit am vorteilhaftesten sein kann. Dabei wird explizit in Kauf genommen, dass ein solcher Tragflügel für höhere Fluggeschwindigkeiten als die jeweils anvisierte Fluggeschwindigkeit ungeeignet sein kann. Wird ein Tragflügel beispielsweise für eine geringe Fluggeschwindigkeit ausgelegt, könnte der Rotor bei hohen Fluggeschwindigkeiten zu stark entlastet werden oder der Tragflügel müsste bei einem Anstellwinkel betrieben werden, welcher weit vom optimalen Betriebs- $C_A$ -Wert des Flügels entfernt ist. Das bedingt Einbußen im Bereich der Gleitzahl und führt dazu, dass das aerodynamische Potential des Tragflügels bei hohen Fluggeschwindigkeiten nicht genutzt werden kann. Unter der Voraussetzung, dass sich der Anstellwinkel des Tragflügels je nach Fluggeschwindigkeit modifizieren lässt (durch geschickte Konstruktion oder ein automatisches Trimmssystem), kann für jede Ziel-Fluggeschwindigkeit ein idealer Flügel ausgelegt werden, der den Rotor um einen gewünschten Anteil des Auftriebs entlastet.

Für die, wie in Kapitel 2.2.1 beschrieben, parametrisierten Rotoren ist das Verhältnis Rotorwiderstand zu Gewicht  $W_R / (m_{TS} \cdot g)$  für alle berechneten Tragschrauberkonfigurationen gleich. Unter der Annahme einer konstanten Rotorentlastung um  $x_E$  Prozent durch den Tragflügel ergibt sich ebenfalls eine für alle Abfluggewichte allgemeingültige Kurve bezüglich der Fluggeschwindigkeit (Abbildung 2.12). Die Größe oder die Form des Flügels ist für den Verlauf dieser Kurve unerheblich, wenn sichergestellt ist, dass der notwendige Auftrieb erbracht werden kann, um den Rotor um  $x_E$  Prozent zu entlasten. Der normierte einsparbare Widerstand am Rotor ergibt sich aus der Differenz der Kurven vollständiger Rotorbelastung und reduzierter Rotorbelastung. Weiterhin wird durch den Tragflügel zusätzlicher Widerstand verursacht. Dieser beinhaltet sowohl die Einflüsse des höheren Abfluggewichtes sowie den zusätzlichen Nullwiderstand und den induzierten Widerstand des Tragflügels. Die Wahl der prozentualen

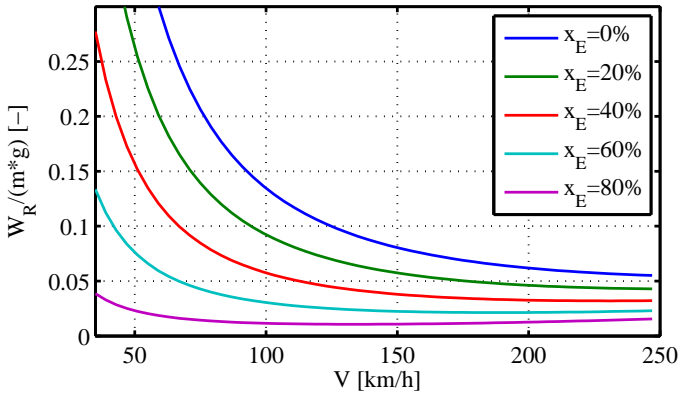


Abbildung 2.12.: Einfluss des Entlastungsgrades  $x_E$  auf den Rotorwiderstand

Rotorentlastung  $x_E$  muss dem Umstand Rechnung tragen, dass die Rotorentlastung nur dann einen Vorteil bringt, wenn die Gleitzahl des Gesamtsystems aus Flügel und Rotor gegenüber dem allein operierenden Rotor tatsächlich verbessert wird. Der verwendete Tragflügel muss also entweder noch eine höhere Gleitzahl besitzen als der um  $x_E$  Prozent entlastete Rotor, so dass es sich lohnt, Auftrieb von dem Rotor auf den Tragflügel zu transferieren oder die Entlastung des Rotors durch einen Tragflügel geringerer Gleitzahl sorgt für eine höhere Widerstandsersparnis am Rotor, als durch den Tragflügel zusätzlich verursacht wird.

Dass es nicht für jede Kombination von Tragflügel und Rotor mit nur möglichst hoher Entlastung des Rotors automatisch gilt, dass die Gesamtgleitzahl erhöht werden kann, wird zum Abschluss dieses Kapitels mit Hilfe von Tabelle 2.5 beispielhaft erläutert. Für jeden Rotorentlastungsgrad  $x_E$  entsteht ein Paar Widerstandskomponenten, die Widerstandsersparnis am Rotor und der Widerstandszuwachs am Flügel. Es existiert ein Entlastungsgrad  $x_E$ , bei dem sich mit einer optimalen Verteilung von Auftrieb auf Rotor und Flügel ein Minimum für den Gesamtwiderstand ergibt. Dieser beste Entlastungsgrad entspricht nicht immer dem Zustand einer maximal möglichen Entlastung des Rotors. In der folgenden Analyse wird das am besten geeignete  $x_E$  über eine Bestimmung der maximalen Leistungersparnis gefunden. In Abbildung 2.12 wird der Einfluss verschiedener Rotorentlastungsgrade gezeigt. Abbildung 2.12 zeigt

den normierbaren Rotorwiderstand des nach Abschnitt 2.2 parametrisierten Rotors. Es sind mehrere Rotorentlastungsgrade  $x_E$  und ihr Einfluss auf den Rotorwiderstand bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten dargestellt. Es wird ersichtlich, dass gerade im Langsamflugbereich großes Potential besteht Rotorwiderstand einzusparen. Allerdings müsste ein Flügel, der diese Aufgabe erfüllen kann, entweder über eine große Fläche oder einen hohen Auftriebsbeiwert verfügen. Die große Fläche bedingt ein hohes Flügelgewicht, das sich bei allen Fluggeschwindigkeiten negativ auf die aufzubringende Antriebsleistung auswirkt und der hohe Auftriebsbeiwert verursacht einen hohen induzierten Widerstand. Außerdem ist der maximale Auftriebsbeiwert begrenzt. So ist zwar nach Abbildung 2.12 scheinbar sehr hohes Einsparpotential im Langsamflugbereich erkennbar, das aber mit einem Tragflügel nicht oder nur ungenügend und zu Ungunsten anderer Flugbereiche genutzt werden kann. Das Einsparpotential für Widerstand am Rotor sinkt zwar mit erhöhter Fluggeschwindigkeit, ist dann aber mit Hilfe eines effizienten Tragflügels nutzbar.

Es gilt für eine anvisierte Fluggeschwindigkeit einen optimalen Flügel zu bestimmen. Dabei soll die Rotorentlastung in der hier ausgeführten Betrachtung für jede Fluggeschwindigkeit maximal bis zu 80% betragen dürfen.

Es werden die Fluggeschwindigkeiten 100 km/h, 150 km/h und 200 km/h betrachtet. Dazu wird eine Flügelstreckung im Vorfeld festgelegt. Es soll ermittelt werden, bei welcher Kombination von Flügelgröße und Auftriebsbeiwert die beste Leistungsverbesserung erreicht werden kann. Die Abbildungen 2.13, 2.14 und 2.15 zeigen die Leistungseinsparung und den Entlastungsgrad für alle Kombinationen vom Auftriebsbeiwert des Tragflügels und der Tragflügelgröße, jedoch nur für jeweils eine Fluggeschwindigkeit.

Dank der Vereinfachungen bezüglich des Nullwiderstandes des Flügels  $C_{W0,Fl}$  und der Entwicklung der Flügelmasse  $m_{Fl}$  entsprechend Kapitel 2.2 ist der zusätzliche Flügelwiderstand bei fester Streckung allgemeingültig normierbar und die Abbildungen 2.13, 2.14 und 2.15 gelten für alle Abfluggewichte gleichermaßen. Die Flügelstreckung ist in diesem Beispiel zu  $\Lambda_{Fl} = 5$  gewählt. Für die Flügelgröße werden Werte von 0 - 30% der Rotorfläche in die Betrachtung mit einbezogen. Außerdem wird festgelegt, dass ein Auftriebsbeiwert des Tragflügels von  $C_{A,Fl} = 1.1$  nicht überschritten werden soll. Dies soll berücksichtigen, dass reale Flügel nicht bei Auftriebsbeiwerten nah der Grenze zum Strömungsabriss betrieben werden können.

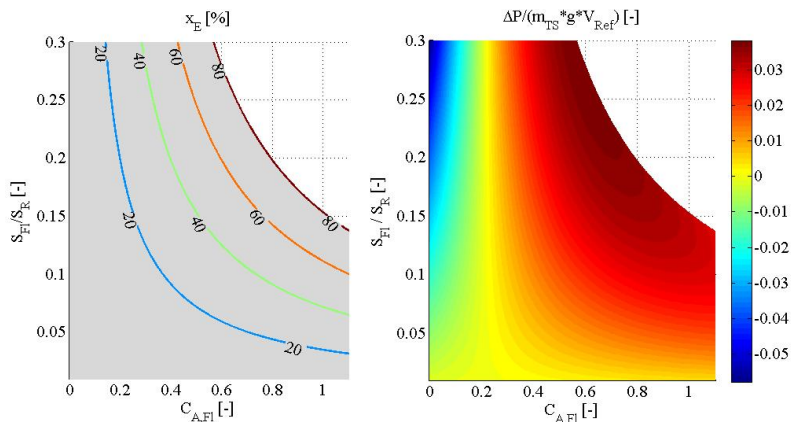


Abbildung 2.13.: Entlastungsgrad und normierter Leistungsgewinn für  $\Lambda_{Fl} = 5$  bei 100 km/h

Abbildung 2.13 zeigt, wie hoch die Leistungersparnis für Flügel- und Auftriebsbeiwertkombinationen bei einer Fluggeschwindigkeit von 100 km/h ausfallen kann. In diesem Beispiel ist die beste Leistungersparnis mit dem größtmöglichen Tragflügel von  $S_{Fl}/S_R = 0,28$  und einem Auftriebsbeiwert von  $C_A = 0,6$  erreichbar. Die Rotorentlastung liegt für diese Paarung bei 80%. Die Bereiche der Graphik, in denen keine Werte angegeben sind, zeigen an, dass die Rotorentlastung für derartige Paarungen über 80% liegt und damit nicht mehr in dem für dieses Beispiel als akzeptabel definierten Bereich. Aufgrund des höheren Staudrucks bei 150 km/h sind die möglichen Kombinationen von Flügelgröße und Auftriebsbeiwert geringer, wodurch auch der Bereich gültiger Lösungen in Abbildung 2.14 wesentlich kleiner ausfällt als in Abbildung 2.13. Abbildung 2.14 zeigt, dass für eine Fluggeschwindigkeit von 150 km/h die mögliche Leistungersparnis im Vergleich zu einer Fluggeschwindigkeit von 100 km/h gesunken ist und auch der optimale Flügel wesentlich kleiner ist. Seine Fläche entspricht 14% der Rotorkreisfläche ( $S_{Fl}/S_R = 0,14$ ). Der optimale  $C_{A,Fl}$ -Wert für diesen Flügel beträgt 0,48. Für diesen Tragflügel ist nicht mehr die mögliche Rotorentlastung von 80% am vorteilhaftesten, sondern bereits eine Entlastung von  $x_E = 64%$  stellt den Optimalwert dar.

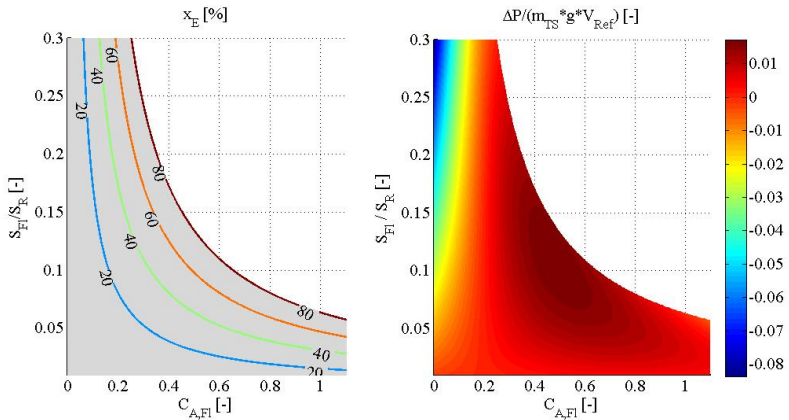


Abbildung 2.14.: Entlastungsgrad und normierter Leistungsgewinn für  $\Lambda_{Fl} = 5$  bei 150 km/h

In Abbildung 2.15 zeigt sich anhand der Farbskala, dass ein Flügel der Streckung  $\Lambda_{Fl} = 5$  bei einer Fluggeschwindigkeit von 200 km/h nur noch in einem sehr kleinen Bereich von Flügelgrößen und  $C_{A,Fl}$ -Werten Leistungseinsparungspotentiale zeigt. Die meisten möglichen Flügelvarianten bringen Verluste mit sich. Weiterhin zeigt sich auch, dass nicht die maximal mögliche Rotorentlastung günstig ist, um die beste Leistung zu erzielen, sondern ein geringerer Wert. Die Auftriebslast des Flügels beträgt dafür nur 38%. Der optimale Flügel für diesen Fall (200 km/h Fluggeschwindigkeit) weist ein Flächenverhältnis von  $S_{Fl}/S_R = 0.037$  auf und muss mit einem  $C_{A,Fl}$ -Wert von 0.45 betrieben werden.

Mit Hilfe von Tabelle 2.5 wird ersichtlich, warum gerade diese Kombination von Auftriebsbeiwert und Flächenverhältnis die vorteilhafteste zur Widerstandsreduktion ist. Tabelle 2.5 stellt die Werte der besten Flügelgleitzahl  $E_{Fl}^*$ , der Rotorgleitzahl  $E_R$ , des Auftriebsbeiwertes des Flügels  $C_{A,Fl}$  und der Gesamtgleitzahl  $E_{ges}$  von Rotor und Tragflügel des Kombinationstragschraubers bei verschiedenen Rotorentlastungsgraden  $x_E$  für die Fluggeschwindigkeit 200 km/h dar.

Die Einträge zeigen, warum es unvorteilhaft ist, den Rotor mit einem Flügel mit  $\Lambda_{Fl} = 5$  bis zu 80% zu entlasten. Bereits bei einer Rotorentlastung von  $x_E = 20\%$

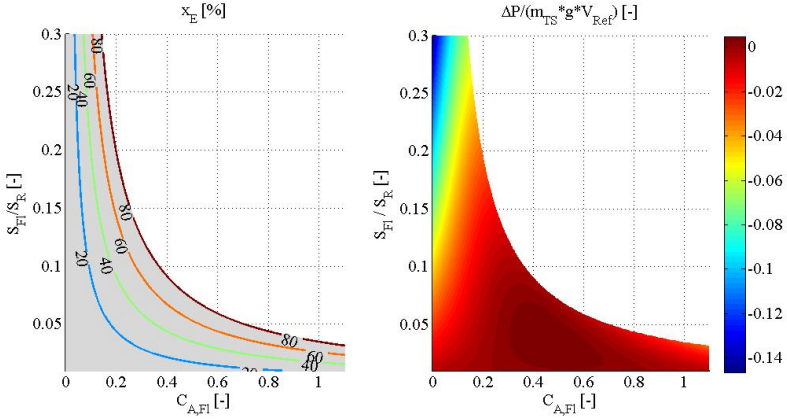


Abbildung 2.15.: Entlastungsgrad und normierter Leistungsgewinn für  $\Lambda_{Fl} = 5$  bei 200 km/h

$\Lambda_{Fl} = 5$	$V$	$E_{Fl}^*$	$E_{Fl}$	$C_{A,Fl}$	$E_R$	$E_{ges}$
	[km/h]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]
$x_E = 20\%$	200	17.0	14.6	0.23	17.2	16.6
$x_E = 40\%$	200	17.0	16.9	0.47	18.3	17.7
$x_E = 60\%$	200	17.0	14.9	0.70	18.7	16.2
$x_E = 80\%$	200	17.0	12.5	0.94	16.1	13.1

Tabelle 2.5.: Gleitzahlen für verschiedene Rotorentlastungsgrade  $x_E$  ( $S_{Fl}/S_R = 0.037$ ,  $\Lambda_{Fl} = 5$ ) bei  $V = 200\text{km/h}$

ist die Gleitzahl des Rotors höher als die des Tragflügels. Sogar besser als die beste Gleitzahl des Tragflügels  $E_{Fl}^*$ . Dennoch ist es vorteilhaft den Rotor weiter zu entlasten, um durch die Verringerung des Rotorwiderstandes die Gesamtgleitzahl von Rotor und Tragflügel des Vehikels zu erhöhen. Die Einsparung des Rotorwiderstandes fällt auch in einem Bereich von Rotorentlastungsgraden größer als  $x_E = 20\%$  höher aus als der durch den Tragflügel zusätzlich generierte Widerstand. Bei  $x_E = 40\%$  zeigt sich, dass die Gesamtgleitzahl  $E_{ges}$  von Rotor und Tragflügel durch den Einsatz des Tragflügels weiter gesteigert werden konnte. Eine weitere Entlastung auf  $x_E = 60\%$  bringt aber einen gegenteiligen Effekt. Zwar wird die Rotorgleitzahl durch die zusätzliche Entlas-

tung weiter gesteigert, aber die Gesamtgleitzahl des Vehikels sinkt. Ein klarer Hinweis darauf, dass der Widerstandszuwachs am Tragflügel den positiven Effekt der Widerstandseinsparung am Rotor bei der weiteren Entlastung des Rotors übertroffen hat. Aus Abbildung 2.15 ist bekannt, dass die beste Gesamtgleitzahl bereits bei  $x_E = 38\%$  erreicht werden kann, also knapp unterhalb der in Tabelle 2.5 betrachteten Entlastung von  $x_E = 40\%$ .

Da bei den vorherigen Untersuchungen nur jeweils eine konstante Fluggeschwindigkeit untersucht wurde, wird diese Betrachtung im Folgenden um die Einbeziehung der Fluggeschwindigkeit erweitert. Um zu bestimmen, wie sich die Parameter der optimal zur Leistungsreduktion geeigneten Tragflügel entsprechend einer sich ändernden Fluggeschwindigkeit entwickeln, wurden die Berechnungen, die den Abbildungen 2.13, 2.14 und 2.15 zugrunde liegen, für verschiedene Fluggeschwindigkeiten im Bereich von 80 bis 250 km/h durchgeführt und jeweils der optimale Tragflügel ermittelt.

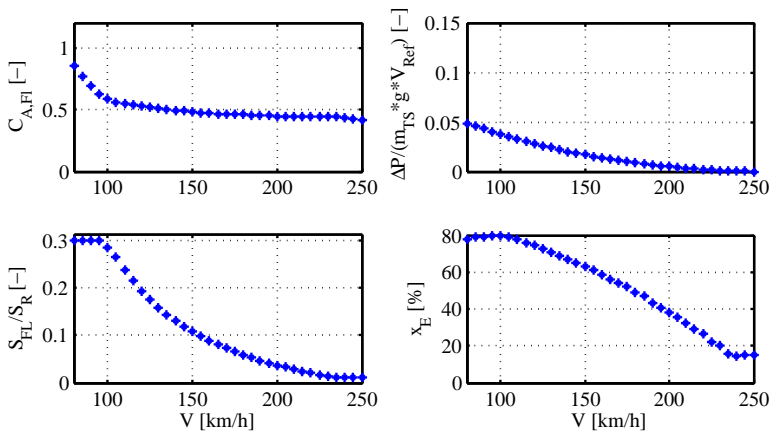


Abbildung 2.16.: Flügelparameter für beste Leistungseinsparung bei  $\Lambda_{Fl} = 5$

Abbildung 2.16 beleuchtet die Ergebnisse dieser Berechnungen für einen Tragflügel der Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 5$ . Für den verwendeten Rotor und Flügel gelten die Vorgaben aus Tabelle 2.1 und Tabelle 2.2. Entsprechend der gemachten Vereinfachungen sind die Ergebnisse für alle Abfluggewichte gültig. Es zeigt sich, dass die Flügelgröße zur optimalen Leistungsreduktion sowie der Entlastungsgrad mit zunehmender Fluggeschwindigkeit abnehmen. Die  $C_{A,Fl}$ -Werte, bei denen die beste Leistungsreduktion erreicht wird, nähern sich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit dem Wert  $C_{A,Fl}^*$  an, bei dem die beste Gleitzahl des Flügels  $E_{Fl}^*$  gegeben ist. Dennoch sind sie etwas höher als der Auftriebsbeiwert für das beste Gleiten des Tragflügels  $C_{A,Fl}^*$ . Unter rein aerodynamischen Gesichtspunkten ließe sich mit einer Kombination aus einer größeren Flügelfläche und dem Auftriebsbeiwert  $C_{A,Fl}^*$  der gleiche Auftrieb, aber ein geringerer Widerstand erzielen. Der Einfluss des Tragflügelgewichts führt jedoch dazu, dass ein kleinerer Tragflügel mit einem geringeren Gewicht aber einem höheren  $C_{A,Fl}$ -Wert günstiger für die Widerstands- und Leistungsreduktion ist.

Abbildung 2.17 gibt die Ergebnisse für Flügel mit einer Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 15$  wieder. Im Gegensatz zu den Ergebnissen für den Flügel mit der Streckung  $\Lambda_{Fl} = 5$  zeigt sich ein etwas anderes Bild. Dadurch, dass der induzierte Widerstand wesentlich geringer ausfällt als für  $\Lambda_{Fl} = 5$ , ist die beste Gleitzahl des Tragflügels stets höher als die des Rotors bei allen zulässigen Entlastungsgraden  $x_E$ . Da  $C_{A,Fl}^*$  höher ist als im Fall der kleineren Streckung, kann der Flügel bei höheren Auftriebsbeiwerten betrieben werden, um bei der besten Gleitzahl  $E^* = 30.8$  bei  $C_{A,Fl} = 0.69$  zu operieren. Die Flügelfläche kann bei geringen Fluggeschwindigkeiten aufgrund des höheren Auftriebsbeiwertes kleiner gewählt werden und bei großen Fluggeschwindigkeiten können größere Flügelflächen als bei einer Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 5$  genutzt werden, weil dank der höheren Effizienz der Tragflügel eine Entlastung der Rotoren bis zu 80% in der Gesamtbilanz noch vorteilhaft ist. Das zeigt sich darin, dass über den gesamten Fluggeschwindigkeitsbereich die größten Leistungseinsparungen stets mit der maximal zulässigen Rotorentlastung von  $x_E = 80\%$  erreicht werden.

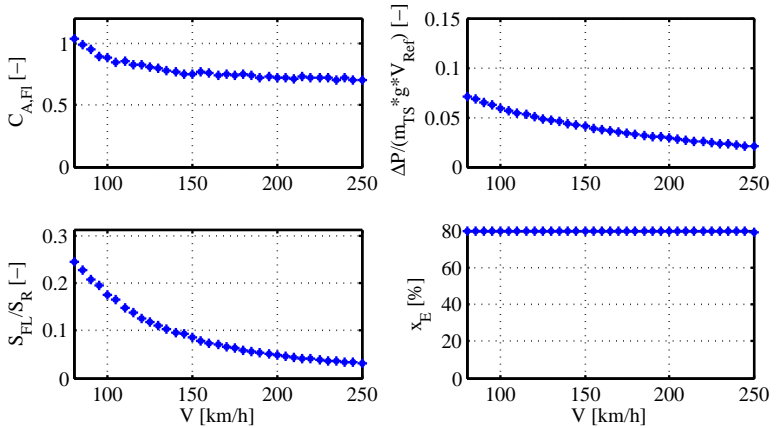


Abbildung 2.17.: Flügelparameter für beste Leistungseinsparung bei  $\Lambda_{Fl} = 15$

Abbildung 2.18 schlüsselt auf, was sich hinter den normierten Beiwerten zur Leistungseinsparung verbirgt und gibt die zu erwartenden Leistungseinsparungen für Flügel einer Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 15$  und einer maximalen Rotorentlastung von bis zu 80% wieder. Dazu wurden die Werte für die Abfluggewichte 500 kg, 1000 kg und 1500 kg dargestellt. Es ergibt sich für alle Varianten das gleiche Bild. Die höchste Leistungseinsparung ist im Bereich geringerer Fluggeschwindigkeiten zu erzielen. Hier lässt sich der Rotorwiderstand am effektivsten durch den Einsatz eines Tragflügels verringern. Desto höher die Fluggeschwindigkeit, umso mehr schwindet der positive Effekt des Tragflügels.

Abbildung 2.11 im vorherigen Abschnitt beschreibt, welche Leistungsersparnisse die Anbringung eines Tragflügels der Streckung  $\Lambda_{Fl} = 10$  mit einem Flächenverhältnis von  $S_{Fl}/S_R = 0.03$  an einen Tragschrauber mit einem Abfluggewicht von 750 kg hat, wenn der Anstellwinkel des Tragflügels im gesamten Flugbereich konstant gehalten werden kann. Bezugnehmend auf diese Auswertung mit Tragflügeln einer spezifischen Entwurfsgröße für den gesamten Flugbereich (Abbildung 2.11) wird in Abbildung 2.19 gezeigt, welche Leistungsersparnisse für den gleichen Tragschrauber erreichbar sind, wenn für jede Fluggeschwindigkeit jeweils der Auftriebsbeiwert und das Flächenverhältnis  $S_{Fl}/S_R$  optimal gewählt werden können. Die Streckung des Flügels

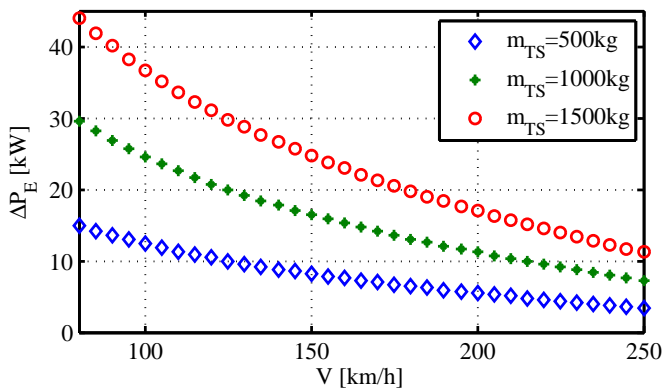


Abbildung 2.18.: Eingesparte Vortriebsleistung an Beispieltragschraubern ( $\Lambda_{Fl} = 15$ )

ist dabei jeweils  $\Lambda_{Fl} = 10$ . Die dazugehörigen Größen für den Flügelauftriebsbeiwert  $C_{A,Fl}$ , das Flächenverhältnis  $S_{Fl}/S_R$  und den Entlastungsgrad  $x_E$  sind in Abbildung 2.20 dargestellt. Es wird ersichtlich, dass sich für alle Fluggeschwindigkeiten Tragflügel auslegen lassen, die eine Leistungersparnis mit sich bringen. Gerade bei geringen Fluggeschwindigkeiten sind durch speziell ausgelegte Tragflügel auch bei der Streckung von  $\Lambda_{Fl} = 10$  gute Leistungsgewinne zu erzielen. Bei 100 km/h betragen diese ca. 40%, bei 150 km/h noch etwa 15% und bei 250 km/h nähert sich die Leistungersparnis dem Ergebnis aus Abbildung 2.11 des vorherigen Kapitels an. Daraus geht hervor, dass der für Abbildung 2.11 gewählte Flügel in seiner Größe  $S_{Fl}/S_R$  nahezu dem hier ermittelten Wert für den optimalen Tragflügel bei 250 km/h entspricht.

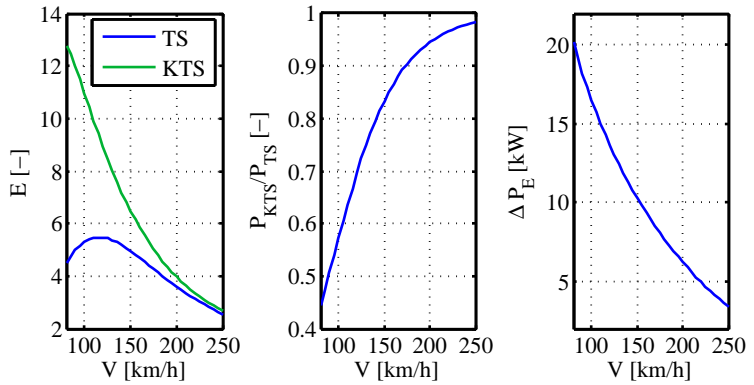


Abbildung 2.19.: Leistungseinsparungen und Gleitzahlerhöhungen durch Umrüstung eines Tragschrauber (TS) von 750 kg zum Kombinationstragschrauber (KTS) mit je Fluggeschwindigkeit optimalen Tragflügeln,  $\Lambda_{Fl} = 10$ , Rumpf:  $C_{W,par} = 0.6$ ,  $S_{Fr} = 1.4m^2$

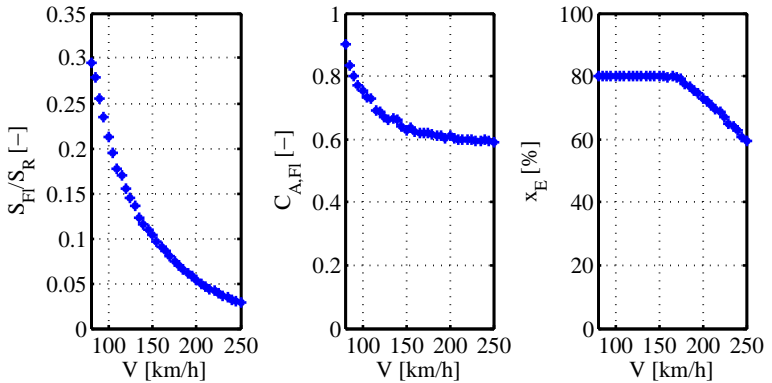


Abbildung 2.20.: Flächenverhältnis  $S_{Fl}/S_R$ , Auftriebsbeiwert  $C_{A,Fl}$  und Entlastungsgrad  $x_E$  für Kombinationstragschrauber aus Fallbeispiel für je Fluggeschwindigkeit optimale Tragflügel (Vgl. Abbildung 2.19)



### 3. Referenzfluggerät

Das Fluggerät, auf das in dieser Arbeit an mehreren Stellen beispielhaft Bezug genommen wird, ist der Air Cargo Gyro 2 (ACG2), der in Abbildung 3.1 dargestellt ist. Das Fluggerät diente am Institut für Flugsystemtechnik als Erprobungsträger für die Kombinationstragschrauberkonstruktion. Der ACG2 wurde am Institut für Flugsystemtechnik konzipiert und ausgelegt. Er entstand in Zusammenarbeit mit verschiedenen Spezialisten aus den Bereichen Modellflugversuch, Modellbau, Modellrotor und Modelltragschrauber aus Deutschland und Österreich und basiert auf Erfahrungen mit dem Vorgängermodell ACG1 [33]<sup>1</sup> (Vgl. Anhang A.1).



Abbildung 3.1.: Air Cargo Gyro 2 (ACG2)

---

<sup>1</sup>Flugerprobung zukünftiger Tragschrauber anhand skaliertter Versuchsmodelle, DLRK, 2016

### 3.1. Aufgabendefinition

Der ACG2 ist ein Demonstrator für die eine neue Art von Lastentragschraubern. Der Bedarf und die Umsetzbarkeit von derartigen Fluggeräten wurde im DLR-Projekt Automated Low Altitude Air Delivery (ALAADy) untersucht. Während der Projektlaufzeit wurde der ACG2 als Demonstrator und Erprobungsträger aufgebaut, um die Fliegebarkeit einer derartigen Konfiguration zu überprüfen und ihre Flugeigenschaften im Feldversuch zu erforschen. Angelehnt an Entwürfe aus dem Projekt ALAADy sollte auch der ACG2 Frachtgut transportieren, Kurzstart- und Kurzlandefähigkeit besitzen und dank seines Rotors im Falle von Notfällen oder schweren Störungen in Autorotation möglichst senkrecht sinken und mit möglichst geringer Gesamtenergie eine Notlandung durchführen können [34]<sup>2</sup>. Die Auslegung als Kombinationstragschrauber sollte hauptsächlich die Flugeleistungen verbessern. Darüber hinaus weist der Flügel ein hohes Maß an Funktionsintegration auf (siehe Kapitel 3.2). Um das Flugmodell auch vor Publikum präsentieren zu können, wurde es 2018 als erstes Tragschrauber-/Kombinationstragschrauber-Großmodell in Deutschland zugelassen [35]<sup>3</sup>.

### 3.2. Konfiguration

Der Aufbau des ACG2 erinnert dank seines Spornfahrwerkes an frühe Tragschrauber- und Flugzeugentwürfe und scheint anachronistisch. Doch gerade dieser Aufbau reduziert den Steueraufwand für den Piloten im Startvorgang ungemein. Dadurch, dass der Rotor im Startlauf bei neutralem Nicksteuer bereits einen Anstellwinkel hat, der größer ist als der für den Flug benötigte Anstellwinkel, beschleunigt der Rotor bis zum Flugdrehzahlniveau, ohne dass der Pilot das Nicksteuer betätigen muss. Mit dem Abheben bewirkt die sich ändernde Rumpflage, dass danach zwangsläufig ein angemessener Rotoranstellwinkel für den Geradeausflug vorliegt. Bei gut ausgetrimmtem Nicksteuer konnten Starts bis zu einer Flughöhe von mehreren Metern ohne eine einzige Nicksteuer eingabe durchgeführt werden.

Die Propeller sind nicht wie bei vielen derzeitigen Tragschraubermodellen als Drucksondern als Zugpropeller ausgeführt. Diese Anordnung reduziert vor allem die Lärm-

---

<sup>2</sup>Low-Altitude Cargo Flights Could Be Autogyro's Renaissance, AviationWeek, 05-2018

<sup>3</sup>Prüfungsakte + Flughandbuch, Flugmodell-Drehflügler ACG2

immission des Fluggerätes. In [36]<sup>4</sup> wird von einer Lärminderung in der Größenordnung von bis zu 6 dB berichtet, allein durch die Verwendung von Zugpropellern bei sonst unverändertem Fluggerät. Die Verwendung von zwei Motoren anstatt einem bringt Vorteile bezüglich des Momentenhaushaltes bei Schubänderungen und ermöglicht, die gesamte Propellerfläche bei moderaten Propellerradien zu erhöhen.

In konventionellen Tragschraubern sind die Momentenänderungen aufgrund von Leistungsänderungen um alle Flugzeugachsen für einen Piloten verhältnismäßig ausgeprägt spürbar [37]<sup>5</sup>. Das liegt unter anderem an der fehlenden Rolldämpfung durch die Flügel, aber auch daran, dass sich das Leitwerk direkt im Propellerabstrom und dem Drall der abgehenden Strömung befindet. Durch die Verwendung von zwei gegenläufigen, symmetrisch angeordneten Propellern heben sich die entstehenden Rollmomente direkt auf. Auch die Giermomente durch den verwirbelten Abstrom auf das Leitwerk heben sich im schiefbefreien Flug gegenseitig auf. Des Weiteren ist die Nickreaktion um die Querachse so weit wie möglich minimiert worden. Dafür wurden die Propeller weit oberhalb des Flügels installiert, um die Schubachse möglichst nah am Schwerpunkt vorbeizuführen. Die Verwendung zweier Propeller am Tragflügel machte die Installation einer Frontladeluke möglich. Außerdem ist dank der Verwendung von Flügelgondeln der gesamte Innenraum des Rumpfes frei von Einbauten, wodurch ein großes Ladevolumen ermöglicht wird.

Der Flügel dient neben seiner auftriebserzeugenden Funktion auch als Fahrwerks- und Motorträger. Aus Gründen der Trimmbarkeit mussten die relativ schweren Motoren so weit wie möglich vorn im Fluggerät untergebracht werden. Da die elektrischen Ströme zu den Motoren bis zu 150A betragen, mussten die Kabel kurz gehalten werden und Akkumulator und Motor nah beieinander verbaut werden. Das Höhenleitwerk ist im Einstellwinkel veränderbar, wurde jedoch nach einer Einstellung im Windkanal nicht mehr neu justiert. Untypisch für Tragschrauber ist das verbaute Höhenruder. Dies ist speziell für den Flugversuch vorgesehen, um die Trimmlage des Rumpfes relativ zum Rotor zu verändern und die Auftriebsverteilung von Rotor zu Flügel zu beeinflussen. Alle Fahrwerke sind mit Dämpfern versehen, um ein ungewolltes „Abspringen“ nach dem Aufsetzen zu vermeiden. Ist der Tragschrauber in der Luft durch seinen Kippkopf-Rotor sehr gut steuerbar, so limitiert der Kontakt mit dem Boden die Wirksam-

---

<sup>4</sup>Aerodynamic and Acoustic Analysis of Installed Pusher-Propeller Aircraft Configurations, Journal of Aircraft, 2012

<sup>5</sup>Untersuchung der Flugdynamik eines Tragschraubers im Seitengleitflug, Forschungsbericht, 2013.

keit des Steuermoments. Rollt der mit einem Rad bereits am Boden befindliche Tragschrauber um die Längsachse zur Seite eben dieses Fahrwerks, so darf der Schwerpunkt nicht in größerem Winkel über das Fahrwerk herausragen, als durch den Rotor angesteuert werden kann. Da der Rollsteuerwinkel des Rotorkopfes nur wenige Grad beträgt, kann eben dieser Umstand als einer der Hauptgründe für viele Tragschrauberunfälle durch Umkippen am Boden ausgemacht werden [38]<sup>6</sup>. Diese Erkenntnisse haben dazu bewogen, das ACG2-Fahrwerk möglichst breit zu gestalten, aber auch durch die bereits erwähnten Dämpfer das Aufsetzverhalten für den Piloten auch bei „härteren“ Landungen leichter beherrschbar zu machen.

Bei einem ersten Testflug im September 2017 wurden Schwächen bezüglich der Stabilität und Steuerbarkeit des ersten Entwurfes offensichtlich, die in darauffolgenden Analysen des beobachteten Flugverhaltens größtenteils geklärt werden konnten. Durch diese Analysen entstanden die Ideen für Anpassungen des Fluggerätes, die in einer Windkanalkampagne vermessen werden konnten. Vor und während der Windkanalkampagne im DNW ([39]<sup>7</sup>,[40]<sup>8</sup>) in Braunschweig wurden Konfigurationsanpassungen vorgenommen und auf ihre Wirksamkeit hin überprüft.

Diese sind:

- Veränderung der Schwerpunktlage und Vergrößerung der Mastlänge, um die Steuerautorität des Piloten weiter zu erhöhen
- Installation von Seitenleitwerksvergrößerungen, um die Windfahnenstabilität auch bei geringer Fluggeschwindigkeit und mit Propellern im Idle (Verringerung des Staudrucks am Leitwerk) zu verbessern
- Installation von Knickflügeln, um das Schieberollmoment zu verbessern
- Änderung der Höhenleitwerkseinstellung, um die optimale Trimmlage im Reiseflug zu erhalten
- Änderung des Propellerdrehsinns, um durch einen schubabhängigen Aufwind am Höhenleitwerk aufnickende Schubreaktionen abzumildern

---

<sup>6</sup>Dynamic Rollover of Gyroplanes during Landing—Cause and Prevention, CEAS Aeronautical Journal, 2022

<sup>7</sup>The Aeroacoustic Wind Tunnel DNW-NWB, AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2012

<sup>8</sup>The new NWB ventilator: a practical case of design-to-noise, AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2012

Dank dieser Konfigurationsanpassungen konnte der ACG2 im Normalflugbereich sicher betrieben werden und auch das Start- und Landeverhalten entsprach den Erwartungen. Einzelheiten aus den Windkanalmessungen sind beispielhaft im Anhang unter A.7 aufgeführt. Die Abbildung 3.2 zeigt die Konfiguration des ACG2 beim ersten Flugversuch und 3.3 stellt den ACG2 mit allen im Windkanal zu vermessenden Änderungen, die nach der Windkanalkampagne übernommen wurden, dar.



Abbildung 3.2.: ACG2 ohne Modifikationen im DNW-LLF



Abbildung 3.3.: ACG2 mit Modifikationen im DNW-LLF

### 3.3. Modellierung und Simulation

Da die Beobachtbarkeit einzelner flugdynamischer Vorgänge im Modellexperiment, Flugversuch oder auch im Windkanalversuch nur eingeschränkt möglich ist, wird als weiteres Hilfsmittel die flugdynamische Simulation hinzugezogen. Ein Aspekt ist, dass einige Vorgänge sehr langsam ablaufen können und innerhalb kurzer Vorbeiflüge im Sichtbereich nicht immer erkannt werden können. Zumal auch atmosphärische Störungen Messungen verfälschen können. Als Beispiel dafür sei die Übertragung eines Auftriebsanteils vom Rotor auf den Flügel bei gleichzeitigem Rotordrehzahlabbau genannt. Je nach Fluggeschwindigkeit und Ausschlag des Höhenruders am Leitwerk variiert die zeitliche Entwicklung dieses Effekts stark. Ein anderer Aspekt ist, dass mit der gegebenen Messtechnik nicht alle Größen aufgezeichnet werden konnten, um

flugdynamische Effekte ausschließlich mit Hilfe der reinen Messergebnisse erklären zu können. So wurde der Schlagwinkel der Rotorblätter nicht direkt gemessen. Seine Kenntnis ist jedoch entscheidend, um die Ausrichtung der Rotorkraft und die Durchströmung des Rotors bestimmen zu können. Um diese Größe zu ermitteln, wird auf Simulationsergebnisse zurückgegriffen. Es werden Messungen der Anströmung am Nasenmast und der inertialen Messanlage genutzt, um den Flugzustand in der Simulation nachzustellen. Ein anschließender Vergleich der Rotordrehzahl und der Rotorkraft aus der Simulation mit den gemessenen Werten dieser Größen gibt Aufschluss über die Güte der mit Hilfe der Simulation berechneten Werte.

Im Wesentlichen wurden zwei Simulationsmodelle genutzt, welche in MATLAB Simulink umgesetzt wurden [41]<sup>9</sup>. Ein Modell des Rotors, mit dem plausible Ergebnisse für die Rotorkraft und den Schlagwinkel berechnet werden, wurde genutzt, um die Messergebnisse aus den Flugversuchen zu komplettieren und interpretieren zu können. Es basiert auf einer Modellierung der Blattelemente, wie sie in [42]<sup>10</sup> vorgestellt wird.

Ein weiteres Simulationsmodell, das die Größen der Längsbewegung umfasst, wurde genutzt, um die Längsbewegung von Kombinationstragschraubern gut abbilden zu können. Dieses Modell wurde mit Messwerten aus dem Windkanal ergänzt, um speziell den ACG2 darstellen zu können. Es hilft wesentlich die Beobachtungen aus den Flugversuchen mit den theoretischen Überlegungen zu verbinden.

Dank der entstandenen Modelle ist es möglich, eine Übertragung der Flugversuchsergebnisse auf weitere Bereiche der Flugenveloppe vorzunehmen, die nicht im Flugversuch demonstriert wurden und so die Ränder der möglichen Flugenveloppe abzuschätzen.

### 3.3.1. Rumpf, Flügel und Leitwerke

#### Flügel und Höhenleitwerk

Die Modellierungen des Flügels und des Höhenleitwerks basieren auf den Messergebnissen aus dem Windkanal. Dazu wurde zuerst eine Konfiguration mit Flügel und Höhenleitwerk vermessen und im zweiten Schritt die Messung ohne Höhenleitwerk wiederholt. Aus der Differenz der Messungen konnte die Polare des Höhenleitwerks

<sup>9</sup>MATLAB-Simulink-Stateflow, 2009

<sup>10</sup>Modellierung und Simulation der Flugdynamik eines Tragschraubers, Forschungsbericht, 2009

errechnet werden. Aerodynamische Einwirkungen des Flügels auf das stromabwärts befindliche Höhenleitwerk, wie z.B. der Flügelabwind, wurden in der Messung mit erfasst und müssen nicht explizit modelliert werden.

Für die Bestimmung der Flügelpolare wurde das gleiche Verfahren angewendet. In einer ersten Messung wurden Rumpf und Flügel gemeinsam vermessen und für die zweite Messung der Flügel demontiert. Abbildung 3.4 stellt diese Methode vereinfacht dar.

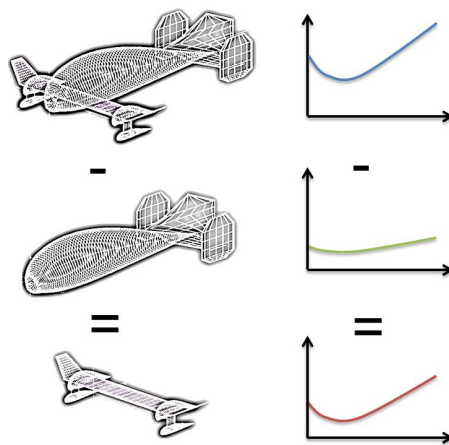


Abbildung 3.4.: Prinzipdarstellung der Baugruppenvermessung

Die Propeller wurden für die zuvor beschriebenen Messungen demontiert, um störende Einflüsse zu vermeiden. Durch ihren Abstrom, der über die Flügel und das Höhenleitwerk verläuft, haben sie einen starken Einfluss auf die dortige Aerodynamik [43]<sup>11</sup>. Neben der von den Propellern verursachten zusätzlichen Anströmungskomponente am Tragflügel wirkt auch ein vom Propellerdrall verursachter Ab- bzw. Aufwindwinkel am Leitwerk und nimmt ebenso Einfluss auf den Nickmomentenhaushalt. Die Modellierung dieser Effekte ist in 3.3.2 beschrieben.

<sup>11</sup>Flugmechanische Charakteristika von propellergetriebenen Flugzeugen mit aktiven Hochauftriebssystemen, Forschungsbericht, 2017

## Rumpf

Auch die aerodynamischen Beiwerte des Rumpfes wurden im Windkanal bestimmt. Hierzu wurden alle abnehmbaren Bauteile demontiert (Abbildung 3.5). Die Kräfte und Momente, die aus der Rumpfaerodynamik resultieren, sind in den Simulationsmodellen über eine einfache mathematische Repräsentation des Nickmomentes und des Widerstandes in Abhängigkeit von der Anströmungsgeschwindigkeit, des Schiebewinkels und des Anstellwinkels abgebildet.



Abbildung 3.5.: Vermessung von Rumpf und verbliebenen Anbauteilen im Windkanal

### 3.3.2. Schubmodell

Das verwendete Schubmodell ist auf Basis von Windkanalmessungen erstellt worden. Dabei wurden Versuchsreihen bei drei verschiedenen Strömungsgeschwindigkeiten durchgeführt. Tabelle 3.1 gibt die für das Schubmodell verwendeten Messreihen wieder. Durch die Messung der aufgetretenen Kräfte und Momente sowie der Propellerdrehzahl und der Strömungsgeschwindigkeit im Kanal lässt sich die Abhängigkeit der Schubkraft von der Propellerdrehzahl und der Flug- bzw. der Kanalgeschwindigkeit ausdrücken. In Analogie zum Rotor lässt sich der Schub der Propeller auch in Bezie-

Messreihe	Konfiguration	Windkanal- geschwindigkeit	Daten- punkte
1006	Original ohne Mastverkleidung	0 m/s	10
1012	Original ohne Mastverkleidung	20 m/s	7
1023	Original ohne Mastverkleidung	30 m/s	8

Tabelle 3.1.: Schubmessungen im Windkanal

lung zu einem Fortschrittsgrad ausdrücken. Der Fortschrittsgrad des Propellers  $J_{Prop}$  vereint Informationen zu Fluggeschwindigkeit und Propellerdrehzahl in sich.

$$J_{Prop} = \frac{V}{n_{Prop} \cdot D_{Prop}} \quad (3.1)$$

Die für diese Arbeit verwendeten Normierungen des Propellerfortschrittsgrades  $J_{Prop}$ , des Schubbeiwertes  $C_{T,Prop}$  und des Leistungsbeiwertes  $C_{P,Prop}$  entsprechen Ausführungen von [44]<sup>12</sup>. Der Schubbeiwert ist der Schub normiert über der Luftdichte  $\rho$  [ $kg/m^3$ ], der zweiten Potenz der Drehzahl  $n_{Prop}$  [ $U/s$ ] und der vierten Potenz des Propellerdurchmessers  $D_{Prop}$  [ $m$ ].

$$C_{T,Prop} = \frac{F_{Prop}}{\rho \cdot n_{Prop}^2 \cdot D_{Prop}^4} \quad (3.2)$$

Für die Normierung des Leistungsbeiwertes wird der Nenner des Schubbeiwertes aus Gleichung 3.2 nochmals mit der Drehzahl  $n_{Prop}$  und dem Durchmesser  $D_{Prop}$  erweitert, um die zusätzliche Geschwindigkeitskomponente für die Leistungsdefinition zu berücksichtigen.

$$C_{P,Prop} = \frac{P}{\rho \cdot n_{Prop}^3 \cdot D_{Prop}^5} \quad (3.3)$$

Nach [44] sind  $C_{T,Prop}$  und  $C_{P,Prop}$  Funktionen des Fortschrittsgrades  $J_{Prop}$ , der in 3.1 definiert ist. Mit Hilfe der least-squares Methode unter Verwendung einer Vandermonde-Matrix wird die Funktion aus Gleichung 3.4 für den Schubbeiwert des ACG2 ermittelt.

$$C_{T,Prop} = -0.5909 \cdot J_{Prop}^4 + 1.2575 \cdot J_{Prop}^3 - 0.9754 \cdot J_{Prop}^2 + 0.1334 \cdot J_{Prop} + 0.0997 \quad (3.4)$$

<sup>12</sup>Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, 1995.

Der daraus resultierende Verlauf des Schubbeiwertes über dem Propellerfortschrittsgrad ist in Abbildung 3.6 abgebildet. Die dargestellten Datenpunkte wurden den Messreihen 1006 (Kanalgeschwindigkeit 0m/s), 1012 (20 m/s) und 1023 (30 m/s) entnommen. Abbildung 3.7 zeigt den Schubbeiwert des ACG2 Propellers im Vergleich zu

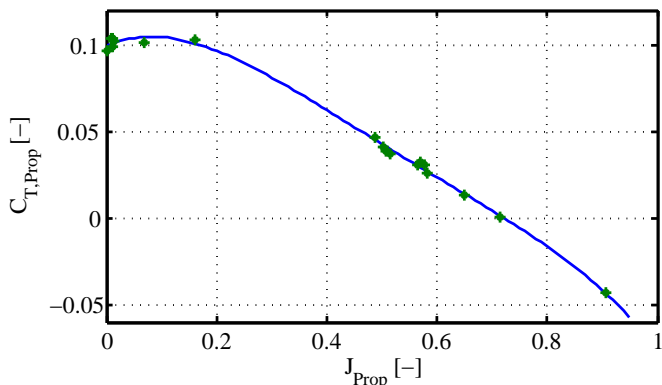


Abbildung 3.6.: Schubbeiwert über dem Propellerfortschrittsgrad

einem beispielhaften Dreiblattpropeller aus [44]. Es zeigt sich, dass sich der ACG2-Propeller anhand seiner geringen Propellersteigung relativ gut in das Diagramm einordnen lässt, obwohl es sich bei dem im Diagramm dargestellten Propeller um einen Dreiblattpropeller handelt.

Abbildung 3.8 zeigt die Ergebnisse der Näherungsfunktion aus Gleichung 3.4 zusammen mit den aus Messungen erlangten Werten. Die drei sich ergebenden Kurven kennzeichnen die drei unterschiedlichen Anströmgeschwindigkeiten.

Der Propellerschub erzeugt eine Vortriebskraft und ein Nickmoment. Doch auch andere vom Antrieb verursachten Effekte haben Einfluss auf die Kräfte und Momente der Längsbewegung. Durch die Verwirbelung des Propellerabstroms wird der am Höhenleitwerk auftreffende Abwind beeinflusst. Die Variation kann im Bereich von einem bis etwa zwei Grad sein und den Momentenhaushalt maßgeblich beeinflussen. Je nach Drehsinn der gegenseitig rotierenden Propeller trifft entweder ein Aufwind

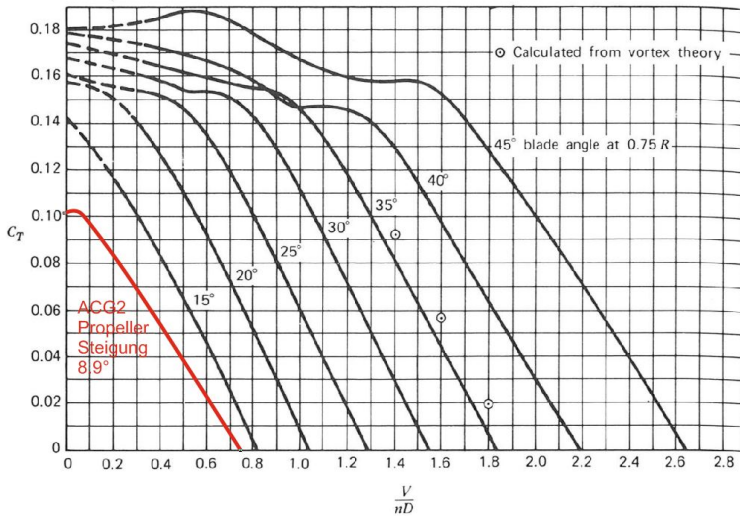


Abbildung 3.7.: Schubbeiwert für ACG2 Propeller und 5868-R6 Clark-Y Propeller abhängig von Fortschrittsgrad und Propellersteigung [44]

(linker Propeller linksdrehend) oder ein Abwind (entgegengesetzter Drehsinn) auf das Höhenleitwerk. Die Seitenleitwerke wirken dabei wie Endscheiben. Da die Seitenleitwerke sich in gleicher Höhe hinter den Propellern befinden, grenzen sie das Auf- und Abwindfeld des Propellerabstroms voneinander ab und verstärken den Effekt. Abbildung 3.9 verdeutlicht dies anhand der Rückansicht des Tragschraubers im Windkanal. Um den durch die Propellerdrehung verursachten Ab- oder Aufwindwinkel am Höhenleitwerk zu bestimmen, wurden die in Tabelle 3.1 aufgeführten Messungen verwendet. Außerdem wird die Messreihe 1052 als Referenzmessung ohne Propeller benötigt. Einzelheiten zu dieser Messreihe, wie auch zu allen anderen, sind im Anhang A.3 dokumentiert. Um den propellerinduzierten Abwindwinkel im Windkanalversuch bestimmen zu können, wurde das Delta-Nickmoment  $\Delta M_{ges}$  ermittelt, welches bei rotierenden Propellern bei unterschiedlichem Fortschrittsgrad entsteht.

$$\Delta M_{ges} = \Delta c_m \cdot l_\mu \cdot S_{Ref} \cdot q_{Stau,Ref} = \Delta M_{Aero} + \Delta M_{Prop} \quad (3.5)$$

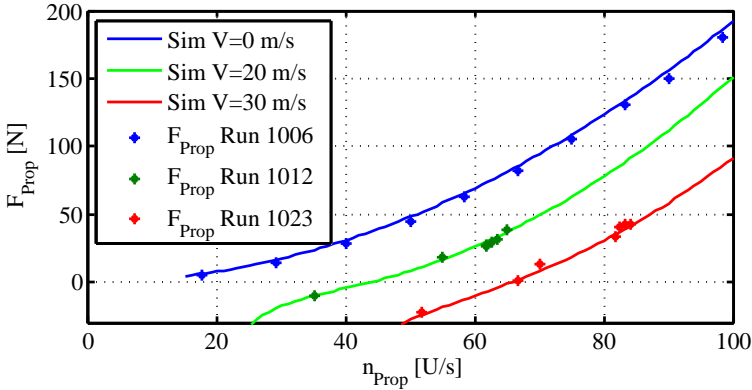


Abbildung 3.8.: Schubverläufe aus Windkanalversuchen und Näherungsfunktion (\* Messwerte)

Es setzt sich aus einem direkt durch den Propellerschub verursachten Anteil  $\Delta M_{Prop}$  und einem aus der gestörten Anströmung am Flügel Rumpf entstehenden Anteil  $\Delta M_{Aero}$  zusammen. Zur Bestimmung der Momentendifferenz  $\Delta M_{Aero}$  wird ein Datenpunkt einer Messreihe des ACG2 ohne Propeller bei  $\alpha = 0^\circ$  mit den Datenpunkten der Messreihen mit unterschiedlichen Propellerschüben bei  $20\text{m/s}$  und  $30\text{m/s}$  bei  $\alpha = 0^\circ$  verglichen. Das durch die Schubkraft verursachte aufnickende Moment  $\Delta M_{Prop}$  muss vom Gesamtmoment  $\Delta M_{ges}$  abgezogen werden, um den Einfluss des Propellerstrahls zu isolieren. Dabei ergibt sich dieses Moment  $\Delta M_{Prop}$  durch den gemessenen X-Kraft-Unterschied  $\Delta F_x$  und den Hebelarm der Propellerschublinie zum Referenzpunkt der Windkanalwaage  $z_{Prop,CG}$ .

$$\Delta M_{Prop} = \Delta F_x \cdot z_{Prop,CG} \quad (3.6)$$

$$\Delta M_{Aero} = \Delta M_{ges} - \Delta F_x \cdot z_{Prop,CG} \quad (3.7)$$

Ebenso muss die Anströmgeschwindigkeit am Höhenleitwerk ermittelt werden, um den durch den Drall des Propellerstrahls entstehenden Auf- bzw. Abwindwinkel korrekt wiedergeben zu können. Mit Gleichung 3.8 [45]<sup>13</sup> lassen sich die induzierten

<sup>13</sup>Airplane Aerodynamics and Performance, 2016

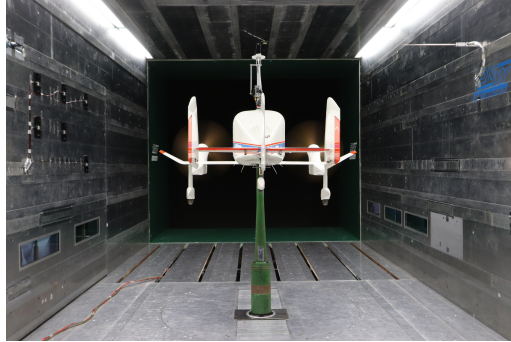


Abbildung 3.9.: Rückansicht des ACG2 im Windkanal

Geschwindigkeiten hinter der Propellerebene nach Froude [46]<sup>14</sup> bestimmen.

$$v_{i,Prop} = \frac{1}{2} \cdot \left( -V + \sqrt{V^2 + \frac{2 \cdot F_{Prop}}{\rho \cdot S_{Prop}}} \right) \quad (3.8)$$

Die Summe der induzierten Geschwindigkeit des Propellerabstroms und der Anströmgeschwindigkeit im Kanal ist die Gesamtgeschwindigkeit am Höhenleitwerk.

$$V_{ges,H} = v_{i,Prop} + V \quad (3.9)$$

Der Auftriebsanstieg des Höhenleitwerks  $C_{A\alpha,H}$  wurde, wie im Anhang unter A.7.1 angegeben, ermittelt. Mit Kenntnis von  $\Delta M_{Aero}$  aus Gleichung 3.7 und dem während der Messung vorherrschenden Staudruck am Höhenleitwerk  $q_{Stau,H}$  kann der propellerinduzierte Abwindwinkel  $\Delta\alpha_{ind,Prop}$  bestimmt werden.

$$\Delta\alpha_{ind,Prop} = \Delta\alpha_H = \frac{\Delta A_H}{C_{A\alpha,H} \cdot S_H \cdot q_{Stau,H}} = \frac{\frac{\Delta M_{Aero}}{x_{H,CG}}}{C_{A\alpha,H} \cdot S_H \cdot q_{Stau,H}} \quad (3.10)$$

Der Abwind ist skalierbar zum Fortschrittsgrad der Propellerblätter. Abbildung 3.10 zeigt Messpunkte aus Windkanalmessungen bei 20 m/s und 30 m/s zusammen in einem Diagramm. Dabei ist der durch die Propeller induzierte Anstellwinkel über dem Propellerfortschrittsgrad aufgetragen. Die Datenpunkte können durch eine Trendlinie

<sup>14</sup>Propulsion par Helices, Vorlesungsmanuskript, 2010

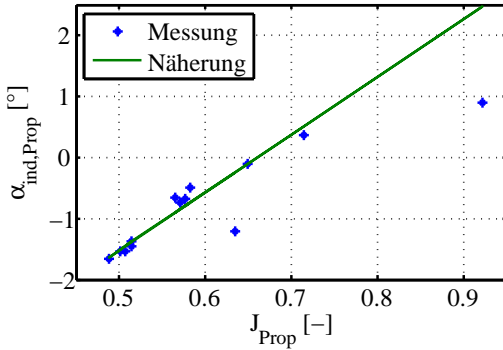


Abbildung 3.10.: Propellerinduzierte Windwinkel des Propellerabstroms des ACG2

verbunden werden. Zwei Datenpunkte befinden sich klar außerhalb der Trendlinie. Diese Datenpunkte repräsentieren Zustände, bei denen kein Schub produziert wird, bzw. die drehenden Propeller Widerstand verursachen. In diesem Fall ist mit einer Strahlaufweitung hinter dem Propeller zu rechnen. Deren Auswirkungen auf den Anstellwinkel gehen nicht in das Modell ein. Daher werden diese Datenpunkte für die Modellbildung ausgenommen. Für die Berechnung des Momentenhaushalts bedeutet dies eine Einschränkung, da die Effekte bremsender Propeller auf die Anströmung nur unzureichend wiedergegeben werden können.

Abbildung 3.10 bezieht sich auf die Windkanalmessungen. Wie in Kapitel 3.2 beschrieben, wurde nach den Windkanalmessungen der Drehsinn der Propeller geändert. Daher ist das Vorzeichen des propellerinduzierten Ab- bzw. Aufwindwinkels in den Simulinkmodellen im Gegensatz zur Darstellung in Abbildung 3.10 umgekehrt.

### 3.3.3. Rotor

In dieser Arbeit werden zwei Rotormodelle verwendet, die für die jeweiligen Anwendungsfälle besonders geeignet sind. Eines basiert auf der Simulation von Blattelementen unter Beachtung des Strömungsfeldes des Rotors und der Dreh- und Schlagdynamik des Rotors. Dieses Modell wird im Weiteren als Blattelementen-Rotormodell (BE) bezeichnet. Aufgrund der Art seiner Modellierung bildet es die Aerodynamik am

Rotorblatt möglichst realistisch und kleinräumig ab und bietet sich für Detailuntersuchungen der Rotordynamik, etwa bei sich ändernden Anströmungen oder Steuereingaben an. Für Trimmrechnungen eignet es sich allerdings weniger, da hierfür die Variation der Rotorkraft über den Umlauf vorerst im eingeschwungenen Zustand gemittelt werden muss, um eine verlässliche vom Rotorazimutwinkel unabhängige mittlere Rotorkraft zu erhalten. Dafür bietet sich ein weiteres Rotormodell an, welches auf analytischen Formeln aus [25] basiert und eine solche mittlere Rotorkraft bereits als Ausgabe vorsieht. Es wurde bereits in [47]<sup>15</sup> für die Entwicklung von Flugsteuerungsfunktionen für Tragschrauber verwendet. Dieses Modell soll im Folgenden als analytisches Rotormodell (ANA) bezeichnet werden.

Das Rotorsimulationsmodell auf Basis der Blattelemententheorie wurde in seinen Grundzügen bereits in [48]<sup>16</sup> beschrieben. Die Basis bildet eine mathematische Abbildung eines See-Saw-Rotors [49]<sup>17</sup> mit jeweils 10 Blattelementen pro Rotorblatt. Dieses Modell wurde für die hier notwendigen Zwecke für den Referenztragschrauber parametrisiert. Insbesondere musste dazu die Polare des Rotorblattprofils, ein modifiziertes Eppler 220 Rotorblattprofil [50]<sup>18</sup>, ermittelt und mit in die Simulation integriert werden. Dafür wurde mit Hilfe des Programms XFOIL [51]<sup>19</sup> eine Profilpolare bei einer charakteristischen Reynoldszahl von 550000 berechnet. Um die komplexe Aerodynamik des Rotors mit Blattelementen abbilden zu können und auch Rückanströmungen gut abbilden zu können, wurde eine Polare über den gesamten Anstellwinkelbereich erstellt. Gerade im anvisierten Anwendungsfall, der Analyse des Rotors bei großen Fortschrittsgraden, ist die Beachtung aller lokal vorkommenden Anströmbedingungen wichtig. Diese umfassen auch derart hohe Blattanstellwinkel, die lokale Strömungsabriss und auch Rückanströmungen des Rotorblattprofils verursachen. Abbildung 3.11 stellt die Verteilung der Blattelemente am simulierten Rotor dar. Abbildung 3.12 zeigt die Beiwerte für Auftrieb  $C_{A,BI}$  und Widerstand  $C_{W,BI}$  des Blattprofils über einen Anstellwinkelbereich von  $360^\circ$ .

---

<sup>15</sup>Entwicklung von Flugsteuerungsfunktionen für die automatische Landung eines Tragschraubers, Masterarbeit, 2017

<sup>16</sup>Untersuchung der Trainingseffizienz von Simulatoren für Tragschrauber, Forschungsbericht, 2016.

<sup>17</sup>Bramwell's Helicopter Dynamics, 2nd Edition, 2001.

<sup>18</sup>Online Profildatenbank der Universität Illinois

<sup>19</sup>An Analysis an Design System for Low Reynolds Number Airfoils, 1989

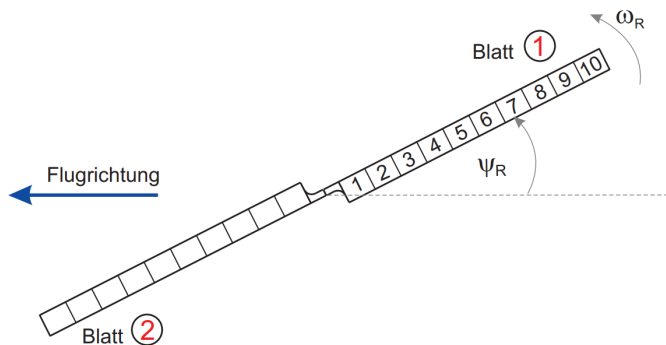


Abbildung 3.11.: Rotormodellierung mit Blattelementen [42]

Obwohl die Reynoldszahl über den Rotorradius variiert, ist die Verwendung einer einheitlichen Profilpolare, berechnet am charakteristischen Radius entsprechend  $r_e = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot r_R$ , nach [26] zulässig.

Unabhängig davon gehen Einflüsse der Machzahl  $Ma$  als Korrekturen in die Berechnung des Auftriebsbeiwertes und des Widerstandsbeiwertes ein. Ebenso wird die Dreidimensionalität des Rotorblattes berücksichtigt. Das wird realisiert, indem eine Gewichtung der Auftriebsverteilung vorgegeben wird, welche den Auftriebsverlust am äußeren Blattende durch Umströmung der Blattspitze mit einbezieht. Das Modell berücksichtigt die Schlagbewegung, die Nick- und Rollbewegung des Rotorkopfes, den Konuswinkel, die drei Anströmungskomponenten des Rotorkopfes und auch die durch den Rotor induzierten Geschwindigkeiten nach der Strahltheorie mit einer radialen Verteilung nach [52]<sup>20</sup>. Strukturelle Freiheitsgrade und aeroelastische Kopplungen werden in diesem Modell nicht abgebildet. Dieses Rotormodell wird genutzt, um mit Hilfe der Flugversuchsdaten und der Windkanaldaten eine Modellrepräsentation des ACG2-Rotors zu schaffen und mit den Simulationsergebnissen die Messergebnisse um die Größen zu ergänzen, die nicht direkt gemessen werden konnten.

Nachdem die Parameter des Blattelementen-Rotormodells (BE) bestimmt sind, kann auch das analytische Rotormodell (ANA) parametrisiert werden. Dieses Modell setzt die Kenntnis der fundamentalen Rotorparameter voraus. Die Blattgeometrie ist über

<sup>20</sup>Grundlagen der Hubschrauber Aerodynamik, 2015

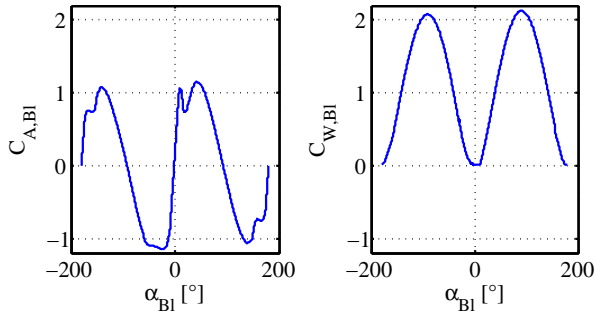


Abbildung 3.12.: Auftriebs- und Widerstandsbeiwert des Rotorblattprofils über einen Anstellwinkelbereich von  $360^\circ$

den Rotorradius  $r_R$  und die Blatattiefe  $t_{BI}$  sowie den Einstellwinkel  $\epsilon_{BI}$  des Rotorblattes beschrieben. Die Blattaerodynamik wird lediglich über den Nullauftriebsbeiwert  $C_{A0,BI}$  und den Auftriebsanstieg  $C_{A\alpha,BI}$  über dem Anstellwinkel  $\alpha_{BI}$  beschrieben. Der Profilwiderstand wird über die Rotorblattgleitzahl  $n_{BI}$  berücksichtigt. Die Angleichung der Rotormodelle ANA und BE erfolgt im Wesentlichen über eine Anpassung dieses Parameters. Da für die analytischen Rechnungen die Aerodynamik des Rotorblattes stark vereinfacht ist, wird die instationäre Aerodynamik am Rotorblattprofil besonders in Bereichen mit Rückanströmung nicht abgebildet. Auch Reynoldszahleffekte, die aus der stark variierenden Anströmung bei hohen Fortschrittsgraden resultieren, können nicht berücksichtigt werden. Daher muss bei sehr hohen Fortschrittsgraden eine vergleichsweise geringe Rotorblattgleitzahl gewählt werden, um vergleichbare Ergebnisse beider Modelle zu erzielen. Da das analytische Modell hauptsächlich in Abschnitt 4.5 für die Linearisierung des Rotorsystems genutzt wird, wird eine Rotorblattgleitzahl genutzt, die für den erwarteten Flugpunkt gute Übereinstimmung mit der Blattelementensimulation verspricht. Abbildung 3.13 zeigt die Ergebnisse beider Rotormodelle bei gleicher Eingabe für den Nicksteuerwinkel  $\eta_{RH}$  bei einem Flug mit 90 km/h und einem Anstellwinkel des Fluggerätes von Null Grad. Um die Drehzahl-, Kraft- und Anstellwinkelentwicklung nachzustellen, wurde die gleiche Eingabe von  $\eta_{RH}$  für beide Rotormodelle vorgegeben. Der Ausgangszustand, an dem die Simulationen starten, ist ebenfalls für beide Rotormodelle gleich gewählt.

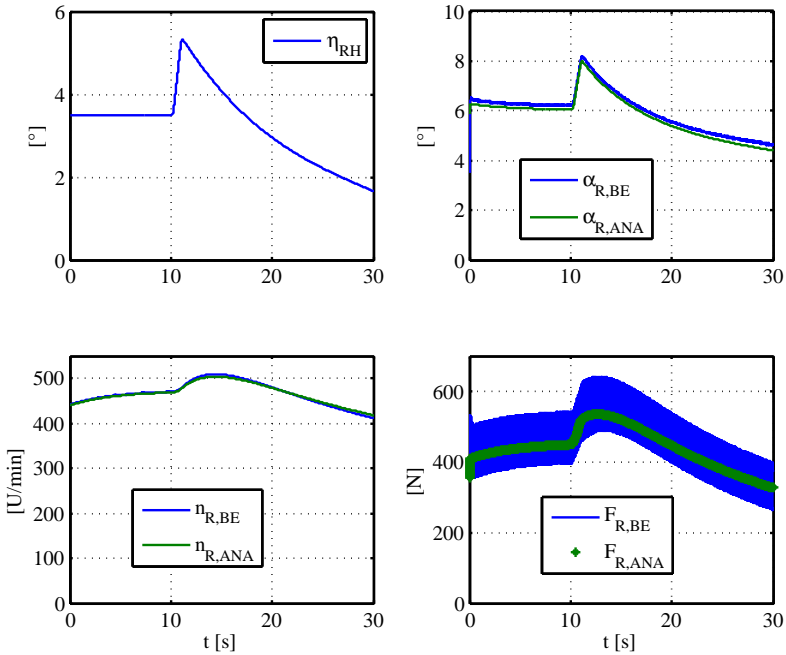


Abbildung 3.13.: Vergleich der Rotormodelle BE (Blattelemente) und ANA (analytisch) mit gleicher Steuereingabe  $\eta_{RH}$  bei 90 km/h und  $\alpha = 0^\circ$

Der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  zeigt für beide Rotormodelle eine gute Übereinstimmung, ebenso die Rotordrehzahl  $n_R$ . In Bezug auf die Rotorkraft ist erkennbar, dass die Rotorkraftschwingung durch das Blattelementenmodell wesentlich ausgeprägter abgebildet wird als durch das analytische Rotormodell. Der Mittelwert der Kraft-Schwingung ist für beide Rotormodelle vergleichbar.

### 3.4. Flugleistungsbetrachtungen am Referenzfluggerät

An dieser Stelle bietet sich eine Übertragung der allgemeinen Betrachtung des Sachverhalts aus Kapitel 2 auf den ACG2 an. Mit einem Rotordurchmesser von 4.2 m und

einem Abfluggewicht von 38.6 kg ergibt sich für den ACG2 eine Flächenbelastung von lediglich  $2.79 \text{ kg/m}^2$

### 3.4.1. Aerodynamische Charakteristika des ACG2 Tragflügels

Die Einflüsse der Einzelkomponenten des ACG2 wurden im Windkanal ([39],[40]) vermessen. Die Ergebnisse zeigen, dass der Flügel inklusive seiner nicht demontierbaren Anbauteile wie Akkumulatorgondeln und Triebwerksgondeln einen hohen Nullwiderstandsanteil aufweist ( $C_{W0} = 0.05$ ). Trotz der geringen Flügelgröße entspricht dies ca. 20% des gesamten Nullwiderstands des Flügel-Rumpfes. In [53]<sup>21</sup> wird die für ACG2 verwandte Variante der Triebwerksanordnung als sehr ungünstig für den auftretenden Interferenzwiderstand zwischen Triebwerksgondel und Flügel beschrieben. Hinzu kommt, dass der auftriebsabhängige Widerstandsanteil beim ACG2-Tragflügel wesentlich höher ausfällt als der erwartete induzierte Widerstand für einen Flügel vergleichbarer Größe und Streckung. Auch dieser Anteil wird hauptsächlich von den Anbauteilen Triebwerksgondeln und den Akkumulatorgondeln verursacht, dazu kommt der Interferenzwiderstands am Flügel-Rumpf-Übergang. Der Flügel trifft nahezu im rechten Winkel auf die Rumpfkontur. In [53] wird beschrieben, dass Sekundärströmungen, die hinter den Triebwerksaufnahmen oder am Flügel Rumpf-Übergang entstehen, Ablösewirbel mit starkem Einfluss auf den auftriebsabhängigen Widerstand verursachen können.

Dank der Windkanalaufnahmen mit fluoreszierenden Fäden und Schwarzlicht (Abbildung 3.14) lassen sich die Quellen für die auftretenden Ablösungen am Tragflügel identifizieren. Bei hohen Anstellwinkeln kann nahe des Rumpfes eine relativ kleinräumige Störung der Flügelüberströmung beobachtet werden. Viel stärker fällt dagegen das Ablösegebiet hinter den Triebwerksaufnahmen aus. Sind die Fäden im rückwärtigen Bereich der Triebwerksgondeln bei geringen Anstellwinkeln noch in scheinbarer Ruhe, lässt sich mit geringfügig steigenden Anstellwinkeln und steigendem Flügel-auftrieb bereits eine starke Verwirbelung im Bereich der Triebwerksgondeln ablesen, die einen großen Bereich der Saugseite des Flügels zu beeinflussen scheint.

Der theoretisch erwartete Oswaldfaktor  $e$  für den reinen Flügel liegt bei etwa 0.8 bis 0.9. Die Windkanalergebnisse dagegen sind rechnerisch nur mit einem Oswaldfaktor

<sup>21</sup> Aerodynamik der reinen Unterschallströmung, 1979

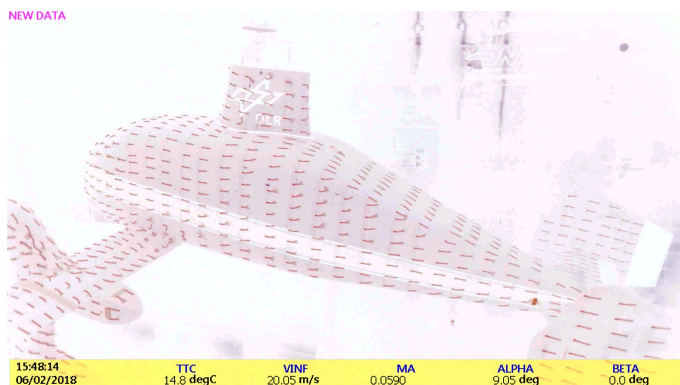


Abbildung 3.14.: Farbinvertierte Aufnahme des ACG2 mit fluoreszierenden Fäden zur Visualisierung der oberflächennahen Strömung,  $\alpha = 9^\circ$ ,  $V = 20\text{m/s}$

von  $e = 0.3$  zu reproduzieren, was sich mit den oben beschriebenen Beobachtungen aus dem Windkanal gut erklären lässt.

Für die Betrachtung des ACG2-Tragflügels wird der Widerstand in drei Anteile aufgeteilt, den Nullwiderstand der Gondeln  $C_{W0,Gd}$ , den Nullwiderstand des Tragflügels  $C_{W0,Fl}$  und den auftriebsabhängigen Widerstand des Flügels ( $Fl$ ) mit Gondeln ( $Gd$ ).

$$C_{W,Fl,Gd} = C_{W0,Fl} + C_{W0,Gd} + \frac{1}{e_{Fl,Gd} \cdot \Pi \cdot \Lambda_{Fl}} \cdot C_{A,Fl}^2 \quad (3.11)$$

Für den Vergleich des ACG2 mit einem Tragschrauber ohne Flügel wird eine Referenz benötigt. Für diese Referenz wird vorausgesetzt, dass der Nullwiderstand der Triebwerke auch dort auftritt. Vereinfachend wird die Annahme getroffen, dass der gesamte auftriebsabhängige Widerstandsanteil für die Referenz entfällt. Der Anteil des Flügelwiderstandes am Nullwiderstand wird mit Hinblick auf die Frontfläche und Oberfläche und des Flügels im Vergleich zu den Anbauteilen konservativ zu  $C_{W0,Fl} = 0.015$  abgeschätzt. Für die Gondeln verbleibt  $C_{W0,Gd} = 0.035$ .

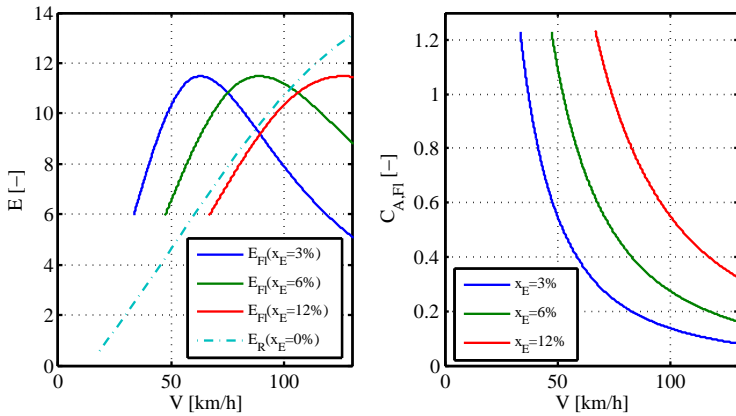


Abbildung 3.15.: Der Tragflügel des ACG2 bei unterschiedlichen Entlastungsgraden  $x_E$

### **Einfluss des Rotorentlastungsgrades $x_E$**

Abbildung 3.15 zeigt, was es für die Gleitzahl bedeutet, wenn der Tragflügel des ACG2 bei drei unterschiedlichen Flächenbelastungen betrieben wird. In der oberen Abbildung wird zum Vergleich die Gleitzahl des Rotors über der Geschwindigkeit angegeben. Die Flächenbelastungen entsprechen der des Rotors, dem doppelten Wert und dem vierfachen Wert. Dabei beträgt der Entlastungsgrad des Rotors in gleicher Reihenfolge ca. 3%, 6% und 12%.

Auftriebsbeiwerte über  $C_{A,Fl} = 1.2$  sind für den gegebenen Flügel ohne Zusatzüberströmung durch die Propeller nicht erreichbar, daher werden die Kurven an dieser Stelle abgeschnitten (rechter Graph aus Abb. 3.15). So kann beispielsweise unterhalb von 65 km/h keine Rotorentlastung von 12% erreicht werden. Aus Abbildung 3.15 wird auch deutlich, dass der Auftriebsbeiwert der besten Gleitzahl für den Flügel des ACG2 ein geringer Wert von lediglich  $C_{A,Fl}^* = 0.3$  ist. Grund für diesen geringen Wert ist der sehr hohe auftriebsabhängige Widerstandsanteil des Tragflügels, welcher hauptsächlich durch die aerodynamische Interaktionen mit den Triebwerks- und Akkumulatorgondeln am Tragflügel verursacht wird.

### Einfluss des Auftriebsbeiwertes

Eine gleichbleibende Flächenbelastung bzw. ein konstanter Rotorentlastungsgrad ist für einen Flügel eines Kombinationstragschraubers praktisch nicht relevant, da der Flügelauftrieb dank des autorotierenden Rotors durchaus variieren darf. Daher wird weiterhin betrachtet, was erreicht werden kann, wenn der Flügel des ACG2 bei gleichbleibenden Auftriebsbeiwerten betrieben wird. Befindet sich der Flügel für den gesamten Flug bei ähnlichen oder nahezu gleich bleibenden Anstellwinkeln, kann der Tragflügel über den gesamten Flugbereich bei nahezu gleicher Gleitzahl betrieben werden. In diesem Fall ist die Flächenbelastung variabel. Bei Betrieb mit dem optimalen Flügelanstellwinkel  $C_{A,Fl}^*$  werden stets die Gleitzahlmaxima der abgebildeten Kurven aus Abbildung 3.15 erreicht.

Abbildung 3.16 zeigt die Gleitzahl Flügels bei drei beispielhaften Auftriebsbeiwerten. Zum Vergleich ist der ACG2 Rotor bei nominaler Flächenbelastung angegeben.

Durch die einfache Betrachtung der Gleitverhältnisse in Abbildung 3.16 wird ersicht-

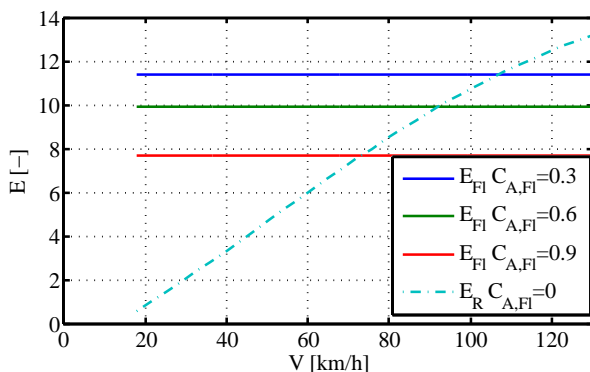


Abbildung 3.16.: Gleitzahlen über der Fluggeschwindigkeit bei konstanten Auftriebsbeiwerten für den Flügel

lich, dass die Gleitzahl des Flügels die des Rotors bis zu einer bestimmten Geschwindigkeit übertrifft. Für einen  $C_{A,Fl}$  von 0.6 ist dies bis ca. 90 km/h der Fall. Inwiefern

der Tragflügel Leistungsgewinne erzielen kann, hängt neben der reinen Gleitzahl auch vom Entlastungsgrad des Rotors und dem Flügelgewicht ab. Für den Reiseflug gilt: Je nach Rotorentlastungsgrad kann ein Tragflügel mit einer geringeren Gleitzahl als der Rotor die Rotorgleitzahl derart erhöhen, dass durch die Nutzung des Tragflügels ein Leistungsgewinn entsteht (Kapitel 2.2.1). Im Langsamflug spielt das Flügelgewicht eine entscheidende Rolle, ob der Flügel zur Leistungsverbesserung beitragen kann. Zwar zeigt Abbildung 3.16, dass er gerade hier einen potentiellen Vorteil gegenüber dem Rotor aufweist, allerdings ist er erst dann von Vorteil, wenn er mehr Auftrieb liefert als für das Tragen seines Eigengewichtes notwendig ist. Durch die geringen Staudrücke im Langsamflugbereich sind also zusätzliche Leistungsaufwände durch den Tragflügel möglich.

### 3.4.2. Vergleichende Betrachtung der Flugleistungen mit und ohne Tragflügel

#### Tragflügel bei konstantem Anstellwinkel

Abbildung 3.17 zeigt Ergebnisse einer Vergleichsrechnung für den ACG2 in Bezug zu einer Variante des ACG2 ohne Tragflügel. Die Auftriebsbeiwerte für den Tragflügel sind über den gesamten Geschwindkeitsbereich als konstant angenommenen. Gezeigt werden Ergebnisse für die Auftriebsbeiwerte  $C_{A,Fl} = 0.3, 0.6$  und  $0.9$ , sowie zum Vergleich auch ohne Flügel ( $C_{A,Fl} = 0$ ). Es ist zu erkennen, welcher Rotorentlastungsgrad  $x_E$  durch den Flügel beim jeweiligen Auftriebsbeiwert und entsprechend der Fluggeschwindigkeit erreicht wird. Mit  $C_{A,Fl} = 0.9$  wird bei 125 km/h ein Rotorentlastungsgrad von ca. 80% erreicht. Die dadurch veränderte Gleitzahl des Rotors  $E_R$  ist ebenso dargestellt. Der bei einem Flügelauftriebsbeiwert von  $C_{A,Fl} = 0.9$  entlastete Rotor zeigt bereits deutlich einen wieder fallenden Trend der Rotorgleitzahl, da der Widerstandsanteil  $H_R$  an Bedeutung gewinnt. Die geringeren Flügelauftriebe tragen auch bei höchster Fluggeschwindigkeit noch zu einer Erhöhung der Rotorgleitzahl bei. Neben der Rotorgleitzahl wird auch der reine Rotorwiderstand  $W_R$  dargestellt.

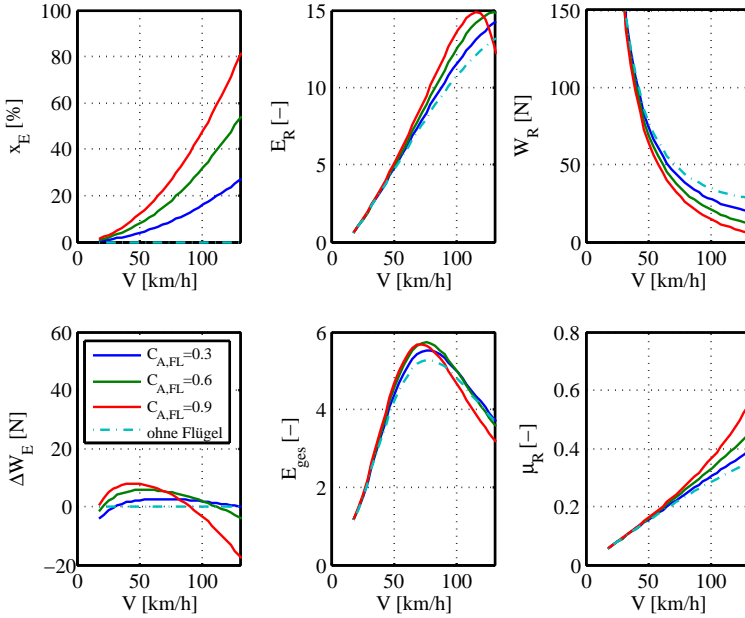


Abbildung 3.17.: Kenngrößen des ACG2 ohne Flügel und bei verschiedenen Flügelauftriebsbeiwerten über der Flugeschwindigkeit

Es lässt sich erkennen, dass dieser durch den Einsatz des Tragflügels bei allen betrachteten Flügelauftriebsbeiwerten  $C_{A,Fl}$  gesenkt werden konnte. Obwohl sich in der Gleitzahl des mit  $C_{A,Fl} = 0.9$  entlasteten Rotors bei 110 km/h ein zwar negativer Trend zeigte, ist der Widerstand des Rotors dennoch geringer als bei den weniger entlasteten Rotoren. Zwei Effekte tragen hauptsächlich zur Verringerung des Rotorwiderstandes bei, die Verringerung der Rotorkraft und die Verringerung des Rotoranstellwinkels. Die Verringerung des Rotorwiderstandes ist linear von der Verringerung der Rotorkraft abhängig. Die Entwicklung des Rotoranstellwinkels folgt dagegen der Vorschrift 2.2. Mit steigender Rotorentlastung nimmt der Fortschrittsgrad des Rotors zu. Dabei wird die Steigung der Funktion 2.2 mit zunehmendem Fortschrittsgrad flacher. Die Verringerung des Rotorwiderstandes durch Entlastung des Rotors hat also bei gerin-

gen Entlastungen den stärksten Effekt ( $\Delta W_R/x_E$ ). Desto höher die Entlastungen des Rotors ausfallen, umso geringer der positive Effekt, bis bei hohen Fortschrittsgraden die vom Fortschrittsgrad abhängigen Profilwiderstände  $H_R$  für einen erneuten Anstieg des Rotorwiderstandes sorgen.

Die letztendliche Netto-Widerstandseinsparung des Gesamtgerätes gegenüber dem Vergleichstragschrauber  $\Delta W_E$  zeigt aber, dass durch den Einfluss des Flügelgewichts im Langsamflugbereich zusätzliche Nachteile für den Widerstand entstehen. Weiterhin wird ersichtlich, dass der Betrieb mit hohen  $C_{A,Fl}$ -Werten dazu führt, dass der Tragflügel auch insbesondere bei höheren Fluggeschwindigkeiten mit hohen Entlastungsgraden  $x_E$  zusätzlichen Widerstand verursachen kann. Dank der ungünstigen Interaktionen von Flügel und angebauten Gondeln können diese Verluste derart bedeutend ausfallen, dass sie die Gesamtgleitzahl des Fluggerätes  $E_{ges}$  im Schnellflugbereich merklich verschlechtern.

Die beste Gleitzahlverbesserung lässt sich in einem Bereich von 70 - 80 km/h mit einem moderat angestellten Tragflügel erreichen ( $C_{A,Fl} \approx 0.6$ ). Allein der gering belastete Tragflügel mit einem  $C_{A,Fl} = 0.3$  wirkt sich auch bei hoher Fluggeschwindigkeit nicht negativ auf das Widerstandsverhalten aus, da der auftriebsabhängige Anteil des Widerstandes in diesem Fall ebenfalls am geringsten ausfällt.

Der Rotorfortschrittsgrad wird in jedem Fall erhöht. Die höchste betrachtete Rotor-entlastung mit  $C_{A,Fl} = 0.9$  führt allerdings dazu, dass der Profilwiderstand des Rotors einen bedeutenden Anteil ausmacht und die Rotorgleitzahl  $E_R$  trotz und gerade wegen steigender Entlastung durch den Tragflügel ab einer Fluggeschwindigkeit von ca. 110 km/h wieder sinken lässt.

Der Fortschrittsgrades des Rotors  $\mu_R$ , der für die Dynamik des Rotors von großer Wichtigkeit ist, steigt bei großer Rotorentlastung, wie etwa im Fall des erhöhten Flügelauftriebsbeiwertes, deutlich an. Da auch der Schlagwinkel vom Fortschrittsgrad abhängt, muss bei der Hybridisierung des Tragschraubers mit einem Tragflügel unter Umständen eine Anpassung des Blatteinstellwinkels ( $\varepsilon_{Bl}$ ) berücksichtigt werden, um den im Schnellflug erhöhten Schlagwinkel zu verringern.

Für die in Abbildung 3.17 gezeigten Fälle stellt sich heraus, dass der ACG2-Tragflügel bei moderaten Auftriebsbeiwerten zu einer Verbesserung der Gesamtgleitzahl im Geschwindigkeitsbereich von 40 -100 km/h beitragen kann. Eine Erhöhung des Flügelanstellwinkels und des Flügelauftriebsbeiwertes auf einen Beispielwert von 0.9 wirkt

sich oberhalb von 70 km/h negativ auf die Gleitzahl aus. Der induzierte Widerstand und der durch die Interferenzeffekte beschriebene Widerstandsanteil bei höherem Anstellwinkel des Flügels erzeugen einen derart hohen Widerstand, dass dieser nicht mehr durch die Verringerung des Rotorwiderstandes ausgeglichen wird. Der Einsatz des Flügels ist in diesem Fall eher nachteilig.

Vereinfachend und für eine bessere Anschaulichkeit wurden für den Flügel-Rumpf feste Anstellwinkel vorgegeben. Um die tatsächlichen Auswirkungen auf den Gesamtwiderstand vorherzusagen, ist aber die Kenntnis des wahren Rumpfanstellwinkels  $\alpha$  zwingend nötig. Die Annahme, dass der Rumpfanstellwinkel über den Flugbereich nahezu konstant gehalten wird, ist nicht allgemein gültig. Entsprechend der jeweiligen Positionierung und Ausrichtung von Rotor, Leitwerk, Propeller und Flügel gegenüber dem Schwerpunkt beeinflussen diese den Momentenhaushalt mit sich ändernder Geschwindigkeit, was eine Änderung der Fluglage bedingen kann.

### **Tragflügel in geschwindigkeitsabhängiger Fluglage**

Um die tatsächliche Fluglage im Geradeausflug zu ermitteln, ist eine Trimmrechnung notwendig. Diese kann auf verschiedenen Wegen realisiert werden. Entweder mit Hilfe einer Simulationsumgebung oder mit Hilfe von vereinfachten Formeln, die das Verhalten von Rotor, Rumpf und Flügel beschreiben. Eine solche Trimmrechnung wird in 4.2 beschrieben.

Im Vorgriff werden die Ergebnisse der Trimmrechnung genutzt, um die möglichen Leistungsgewinne bzw. -verluste des ACG2 gegenüber einer Variante ohne Flügel darzustellen. In Abbildung 3.18 sind beispielhaft Kurven der Widerstandsersparnis dargestellt, die bei konstanten Anstellwinkeln erreicht werden können. Sie beziehen die Einflüsse der Triebwerksgondeln und Batteriegondele mit ein. In separaten Trimmrechnungen werden die Anstellwinkelverläufe für verschiedene Fluggeschwindigkeiten und Trimmruderstellungen  $\eta_{HR}$  berechnet. Anschließend wird die tatsächliche Widerstandsbeeinflussung unter Berücksichtigung der tatsächlichen Anstellwinkelverläufe abgebildet und ebenfalls in das Diagramm 3.18 eingetragen. So kann anhand von Abbildung 3.18 auch die Änderung des Anstellwinkels in Grundzügen nachvollzogen werden. Es wurden die Trimmwerte für einen Trimmruder ausschlagswinkel von

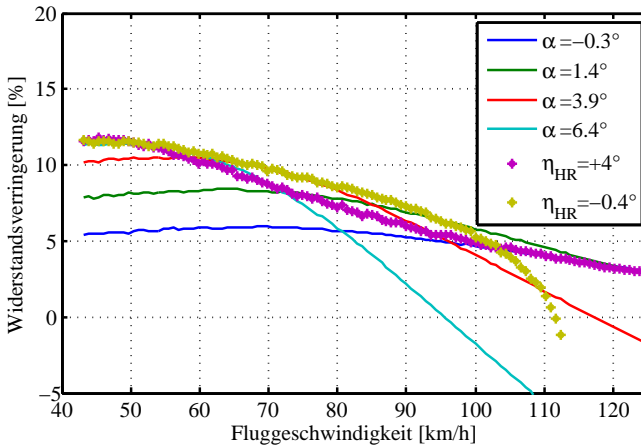


Abbildung 3.18.: Widerstandsbeeinflussung des ACG2 durch seinen Tragflügel bei festgehaltenen Anstellwinkeln und ausgewählten Trimmruderstellungen (Anstellwinkel frei)

$\eta_{HR} = -0.4^\circ$  und  $\eta_{HR} = +4.0^\circ$  berechnet. Diese entsprechen den maximalen Ausschlägen für das Trimmruder am Höhenleitwerk, die während der Flugversuche genutzt wurden (Kapitel 5).

Durch die aufnickend wirkende Einstellung des Trimmruders  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  wird im mittleren Geschwindigkeitsbereich eine höhere Widerstandseinsparung  $\Delta W_E$  erreicht. Allerdings zeigt sich bei höheren Fluggeschwindigkeiten, dass durch den zunehmenden Anstellwinkel des Flügel-Rumpfes und dem ungünstigen auftriebsabhängigen Widerstandseinfluss des ACG2 Tragflügels mit seinen Gondeln ein Zusatzwiderstand erzeugt wird, der ab einer Fluggeschwindigkeit von ca. 105 km/h stark ansteigt. Oberhalb der höchsten dargestellten Fluggeschwindigkeit ergeben sich keine gültigen Trimpunkte mehr für diese Einstellung des Trimmruders. Mit einem positiven Trimmruder ausschlag von  $\eta_{HR} = +4.0^\circ$  lassen sich auch für höhere Geschwindigkeiten gültige Trimpunkte errechnen, nur fällt die Widerstandsreduzierung im Normalflugbereich geringer aus und auch bei sehr hohen Fluggeschwindigkeiten ergibt sich kaum noch ein Vorteil durch den Tragflügel. Dass mit  $\eta_{HR} = +4.0^\circ$  im Langsamflugbereich größere  $\Delta W_E$ -Werte erreicht werden, hängt mit dem am Höhenleitwerk erzeugten Auf-

trieb zusammen. Dieser fällt für den Fall von  $\eta_{HR} = +4.0^\circ$  wesentlich höher aus als bei  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  und trägt zu einer erhöhten Rotorentlastung in diesem Flugbereich bei.

## 4. Längsbewegung der Kombinationstragschrauber

In Kapitel 2 konnte gezeigt werden, dass die Erweiterung eines Tragschraubers mit einem Tragflügel zum Kombinationstragschrauber Verbesserungen der Flugleistungen zulässt. Die Verwendung eines Tragflügels schafft die Verbindung der Starrflügelflugdynamik mit der eines autorotierenden Rotors. Diese Kombination fordert, über die Leistungsbetrachtung hinaus, vor allem eine Betrachtung der damit verbundenen Einflüsse auf die Flugdynamik der Längsbewegung. Kombinationstragschrauber sind dafür ausgelegt, die Auftriebslast zwischen Rotor und Flügel aufzuteilen. Das Verhältnis der jeweiligen Kräfte und Momente kann entsprechend der Fluggeschwindigkeit stark variieren.

Dieses Kapitel erklärt die Zusammenhänge der bestehenden Beziehungen und identifiziert darauf basierende Grenzen des Flugbereiches. Durch Beispiele wird erläutert, wie sich die Längslage, die Kraftverteilung und die Momentenbeziehungen mit der Fluggeschwindigkeit verändern und welche Konfigurationsmerkmale dies beeinflussen. Es wird auf Grenzen des Flugbereiches eingegangen und aufgezeigt, wie die statische Stabilität von Kombinationstragschraubern zu beschreiben ist.

### 4.1. Einflüsse der Einzelkomponenten

#### Rotor

Beim klassischen Tragschrauber sind die Funktionen der Auftriebserzeugung sowie die Nick- und Rollmomentenkontrolle über den steuerbaren Rotor abgedeckt. Nick- und Rollmomente werden über eine Neigung des Rotorkopfes um die Nick- oder Rollachse erreicht. Durch die Änderung der Rotorkraftlinie relativ zum Schwerpunkt werden Momente um die Längs- oder Querachse erzeugt. Wie schnell die Blattspitzenebene der Steuerbewegung des Rotorkopfes folgt, hängt von den dynamischen und

physikalischen Charakteristika des Rotors ab. Diese sind vor allem die Lockzahl (benannt nach Lock [54]<sup>1</sup>), die Rotordrehzahl und der Fortschrittsgrad des Rotors. Wird ein Anteil der Auftriebslast über einen Starrflügel übernommen, hat dies einen starken Einfluss auf die Entwicklung der Rotordrehzahl und den Fortschrittsgrad.

### **Rumpf und Leitwerk**

Der Rumpf von Tragschraubern sollte so gestaltet sein, dass der aerodynamische Widerstand minimiert wird. Gerade auch bei heutigen Modellen tragen die häufig wenig aerodynamisch gestalteten Rumpfe zu den vergleichsweise geringen Flugleistungen dieser Tragschrauber im Vorwärtsflug bei. Im Reiseflug macht der vom Rumpf verursachte Widerstand einen bedeutenden Anteil des Gesamtwiderstandes aus. Das wird unter anderem in [55]<sup>2</sup> dargestellt. Die aerodynamische Gestaltung des Rumpfes und des Rotormastes kann erheblich zur Leistungsverbesserung beitragen. Je nach Formgebung des Rumpfes besteht auch ein Einfluss auf das Nickmoment des Tragschraubers. Hauptsächlich Einfluss auf das Nickmoment des Fluggerätes hat jedoch das Höhenleitwerk. Es dient dazu, die Nickbewegung des Rumpfes aerodynamisch zu dämpfen. Durch Form, Position und Größe des Höhenleitwerks wird die dynamische und statische Stabilität des Tragschraubers beeinflusst (Kapitel 4.4). Durch den Einstellwinkel am Höhenleitwerk kann die Rumpflage des Tragschraubers im Vorwärtsflug modifiziert werden. Dabei verschiebt sich die Rotorkraftlinie in Bezug auf den Schwerpunkt, was sich auf die statische Stabilität auswirkt [25].

### **Triebwerk**

Je nach Einbauort des Triebwerks ergibt sich ein Hebelarm der Propellerschubachse zum Schwerpunkt. Dieser kann durch die Neigung der Propellerschubachse eliminiert werden. Erfolgreiche Tragschraubermodelle der 30er Jahre nutzten genau diese Möglichkeit und stellten negative Winkel des Propellerschubs gegenüber der Rumpfachse ein [56]<sup>3</sup>. Im Anhang ist in Abbildung A.2 ein amerikanischer Tragschrauberentwurf dieser Zeit vorgestellt. Wird der Antrieb über ein einzelnes Propellertriebwerk realisiert, verursachen Schubänderungen Reaktionen um alle Flugzeugachsen. Haupt-

---

<sup>1</sup>Further Development of the Autogyro Theory, 1927

<sup>2</sup>Effects of Rotor Contamination on Gyroplane Flight Performance, European Rotorcraft Forum, 2015

<sup>3</sup>Wings of Tomorrow, 1931

sächlich bedingt durch die Wirkungen des abgehenden Propellerstrahls (Gierreaktion), des Propellermoments (Rollreaktion) und im Zusammenhang mit dem Hebelarm der Schubachse zum Schwerpunkt (Nickreaktion) ([57]<sup>4</sup>, [58]<sup>5</sup>). Durch die Verwendung von zwei gegenseitig rotierenden Propellertriebwerken kann sichergestellt werden, dass die Momente um Roll- und Gierachse sich gegenseitig aufheben. Kann die Schubachse baulich nicht durch den Schwerpunkt gelegt werden, bzw. ist dies aus leistungstechnischen Überlegungen ausgeschlossen, verbleibt dann lediglich ein schubabhängiges Moment um die Nickachse.

## Flügel

Der Flügel des Tragschraubers erzeugt je nach Staudruck und Anstellwinkel eine Auftriebskraft. Dazu kommt ein vom Auftrieb unabhängiges Nullmoment und ein auftriebsabhängiger Anteil, bedingt durch die am Neutralpunkt angreifende Auftriebskraft. Je nach Installationsort des Tragflügels wird das Nickmoment unterschiedlich vom Tragflügel beeinflusst. Der Auftrieb des Flügels, wie auch das durch den Flügel hervorgerufene Nickmoment, haben Einfluss auf die Fluglage des Tragschraubers und den Betriebspunkt des Rotors. Damit ändert sich das Flugverhalten eines Tragschraubers mit Flügel wesentlich im Gegensatz zu einem Tragschrauber ohne Flügel.

## 4.2. Fluglage und Nickmomentenbeziehungen

Wirkende Kräfte an Flügel, Rotor, Antrieb und Leitwerk erzeugen in Verbindung mit den jeweiligen Hebelarmen zum Schwerpunkt des Fluggerätes Momente, welche Rotationsbewegungen verursachen und die Fluglage beeinflussen können. Die Fluglage wiederum spielt eine wichtige Rolle für die Anströmung der auftriebserzeugenden Flächen und des Rotors, was eine Änderung der wirkenden Kräfte verursachen kann. Diese Zusammenhänge, die dadurch entstehen, dass für den Horizontalflug zum einen die vertikal wirkenden Kräfte im Gleichgewicht stehen und zum anderen ein Momentengleichgewicht erreicht werden muss, welches einen stationären Flug überhaupt zulässt, werden in diesem Abschnitt beleuchtet.

---

<sup>4</sup>Flugdynamische Analyse eines Tragschraubers im Grenzbereich, Diplomarbeit, 2012

<sup>5</sup>Entwicklung und Validierung eines Simulationsmodells für das Triebwerks und Schubverhalten des Tragschraubers MTOsport, Diplomarbeit, 2010

Während die vom Starrflügel und Leitwerk verursachten Kräfte und Momente hauptsächlich vom Staudruck abhängig und entsprechend diesem normierbar sind [59]<sup>6</sup>, so lässt sich der autorotierende Rotor hauptsächlich durch seinen Fortschrittsgrad charakterisieren [60]<sup>7</sup>. Der Kombinationstragschrauber verlangt stets nach einer Beachtung und sogar Kombination beider Betrachtungsweisen. Diese Verbindung normalerweise getrennter Bereiche der Flugmechanik erfordert angepasste Darstellungsformen, die nicht dem klassischen Bild der einen oder anderen Betrachtungsweise entsprechen. Es wird ein Ansatz präsentiert, mit dem die Fluglage eines Kombinationstragschraubers anhand analytischer Betrachtungen abhängig von der Fluggeschwindigkeit ermittelt werden kann. Weiterhin wird anhand von flugmechanischen Betrachtungen erläutert, wie das Zusammenspiel von Starrflügel und autorotierendem Rotor interpretiert werden kann, um die möglichen Flugzustände eines Kombinationstragschraubers im horizontalen Geradeausflug zu erklären.

### **Konventionelle Tragschrauber**

Die Basis eines jeden Kombinationstragschraubers in Bezug auf die Konstruktion ist ein konventioneller Tragschrauber. Die Zusammenhänge zwischen Kräften und Momenten lassen sich einfacher beschreiben, da zumindest die Auftriebsverteilung im Geradeausflug kaum Änderungen unterliegt. Der Momentenhaushalt eines konventionellen Tragschraubers wird hauptsächlich über den Rotor, das Leitwerk und den Propellerschub beeinflusst. In [25] wird ausführlich beschrieben, wie die Fluglage eines konventionellen Tragschraubers am Trimpunkt errechnet werden kann. Hier soll zum Vergleich mit dem Kombinationstragschrauber das angewendete physikalische Gedankenmodell knapp umrissen werden. Dabei wird davon ausgegangen, dass die Funktionen der einzelnen Baugruppen eines Tragschraubers in ihrer Funktionalität derart stark voneinander getrennt sind, dass gegenseitige Beeinflussungen für den Geradeausflug vernachlässigt werden können. Der Rotor kompensiert näherungsweise vollständig die Gewichtskraft, der Propellerschub entspricht dem Widerstand und das Leitwerk dient lediglich zum Ausgleich eines verbleibenden Restmomentes für eine angestrebte Nicklage.

---

<sup>6</sup>Handbuch der Luftfahrzeugtechnik, 2014

<sup>7</sup>Helicopter Aerodynamics, 2004

Für einen konventionellen Tragschrauber normaler Bauart ist diese Vereinfachung für den Geschwindigkeitsbereich des normalen Vorwärtsfluges zulässig. Der Vorteil dieser Betrachtung ist, dass sich bei idealisiert konstanter Rotorkraft ein fester Zusammenhang von Fluggeschwindigkeit und Rotoranstellwinkel ergibt. Damit ist auch der Rotorwiderstand in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit bekannt. Somit weisen die beiden hauptsächlichen Widerstandsanteile, Rotorwiderstand und parasitärer Rumpfwiderstand, eine reine Geschwindigkeitsabhängigkeit auf. Daher sind die Kraftbeziehungen bezüglich Fluggeschwindigkeit einfach ermittelt und lediglich die Momentenbeziehung verbleibt zu bestimmen. Die Forderung nach einem Gleichgewicht für die Nickmomentenanteile führt auf die Anstellwinkelformel:

$$\alpha = \frac{-m \cdot g \cdot z_{R,CG} \cdot \left( \alpha_R - \frac{x_{R,CG}}{z_{R,CG}} \right) + F_{Prop} \cdot z_{Prop,CG} + \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S_H \cdot C_{A\alpha H} \cdot x_{H,CG} \cdot \varepsilon_H}{-m \cdot g \cdot z_{R,CG} - \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S_H \cdot C_{A\alpha H} \cdot x_{H,CG}} \quad (4.1)$$

Einige arithmetische Zeichen der Formel 4.1 unterscheiden sich zu [25], da die Hebelarme in dieser Arbeit vorzeichenbehaftet betrachtet werden. In [25] sind die Hebelarme nicht vorzeichenbehaftet.

### Kombinationstragschrauber

Für einen Kombinationstragschrauber kann die vereinfachte Beschreibung, die zur Formel 4.1 führte, nicht mehr gelten, da die Systeme Rotor, Flügel und Leitwerk bei der Betrachtung sowohl der Kraft- als auch der Momentenbeziehungen nicht voneinander entkoppelt werden können. Der mit einzubeziehende Flügelauftrieb nimmt erheblichen Einfluss auf die Entwicklung der Rotorkraft und damit auch auf die Ausrichtung des Rotors relativ zur Anströmung.

Die Rotordynamik weist, wie auch beim konventionellen Tragschrauber, eine Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit  $V$  auf. Allerdings müssen für den Kombinationstragschrauber stärker ausgeprägte Abhängigkeiten der Rotorkraft  $F_R$  und der damit assoziierten Rotordrehzahl  $n_R$  betrachtet werden. Da die Rotordrehzahl mit zunehmender Flügelkraft sinkt, ist die Variation des Fortschrittsgrades  $\mu_R$  im Flugbereich stärker ausgeprägt als beim konventionellen Tragschrauber.

Die Beziehungen von Kräften und Momenten der einzelnen Bauteile lassen sich wie

folgt verkürzt darstellen: Die benötigte Rotorkraft  $F_R$  wird entsprechend der Flugeschwindigkeit durch den Flügelauftrieb  $A_{Fl}$  und den Höhenleitwerksauftrieb  $A_H$  verändert. Diese wiederum hängen neben der Fluggeschwindigkeit auch vom Rumpfanstellwinkel  $\alpha$  ab. Entsprechend der Lage und der momentanen Ausrichtung der Bauteile Flügel, Höhenleitwerk, Rotor und Motor sowie der gegenwärtig von ihnen ausgehenden Kräfte, üben sie Nickmomente aus, die die Rumpflage und den Rumpf- sowie den Rotoranstellwinkel beeinflussen. Damit bestehen gegenseitige Abhängigkeiten aller Komponenten untereinander, die es vor dem Hintergrund einer variablen Rotorkraft zu berücksichtigen gilt.

Die Unbekannten des Systems zu Beginn einer Trimmrechnung sind die Kräfte an Flügel ( $A_{Fl}, W_{Fl}$ ) und Höhenleitwerk ( $A_H, W_H$ ), der Schub ( $F_{Prop}$ ), die Rotorkraft ( $F_R$ ), die Rotordrehzahl ( $n_R$ ), der Rumpfanstellwinkel ( $\alpha$ ) und der Rotoranstellwinkel ( $\alpha_R$ ).

Die Kräfte an Flügel und Höhenleitwerk sind direkt vom Rumpfanstellwinkel abhängig. Die Rotorkraft stellt sich entsprechend der Fluggeschwindigkeit und des Anstellwinkels des Rotors ein.

Für einen stationären Zustand der Autorotation gilt für den Anstellwinkel des Rotors ein fester Zusammenhang zum Fortschrittsgrad des Rotors. Unter Nutzung dieser bekannten Zusammenhänge wird ein Gleichungssystem aus den Gleichungen 4.2 bis 4.4 aufgestellt.

Fasst man alle direkt vom Anstellwinkel und der Fluggeschwindigkeit abhängigen Variablen ( $A_{Fl}, W_{Fl}, A_H, W_H$ ) zu einer Gruppe zusammen, so verbleiben vier Unbekannte zu ermitteln. Diese sind: Der benötigte Propellerschub  $F_{Prop}$ , der Anstellwinkel  $\alpha$  für die Kräfte an Flügel-Rumpf und Leitwerk, der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  und die Rotorkraft  $F_R$ . Mit den Bedingungen für das Kräfte- und Momentengleichgewicht ( $\sum F = 0$ ,  $\sum M = 0$ ) lassen sich drei der gesuchten Größen ermitteln, für die vierte Größe, die Rotorkraft  $F_R$ , muss eine weitere Bedingung gefunden werden. Die Bestimmung des Trimmzustandes des Kombinationstragschraubers beginnt damit, dass das Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt aufgestellt und mit Näherungen für kleine Winkel linearisiert wird.

$$\begin{aligned} \sum M^{CG} = 0 = & A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + A_H \cdot x_{H,CG} + F_R \cdot \cos(\alpha_R - \alpha) \cdot x_{R,CG} \\ & - F_R \cdot \sin(\alpha_R - \alpha) \cdot z_{R,CG} + F_{Prop} \cdot z_{Prop,CG} \end{aligned} \quad (4.2)$$

$$\begin{aligned} \sum M^{CG} = 0 \approx & A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + A_H \cdot x_{H,CG} + F_R \cdot x_{R,CG} - F_R \cdot (\alpha_R - \alpha) \cdot z_{R,CG} \\ & + F_{Prop} \cdot z_{Prop,CG} \end{aligned}$$

Mit Hilfe der Kleinwinkelnäherungen lässt sich eine vereinfachte X-Kraft-Gleichung aufstellen:

$$F_{Prop} \approx F_R \cdot (\alpha_R - \alpha) + W_P + F_G \cdot \alpha + W_{Fl}. \quad (4.3)$$

Durch Einsetzen der Gleichung 4.3 kann die Größe  $F_{Prop}$  aus Gleichung 4.2 eliminiert werden. Die Rotorkraft wird über die Auftriebsgleichung beschrieben.

$$F_R \approx -A_{Fl} - A_H + F_G. \quad (4.4)$$

Das Ziel ist es, mit den bisherigen Gleichungen eine Abhängigkeit von  $\alpha_R$  und  $\alpha$  herzustellen, für die sowohl die Kraft- als auch die Momentengleichgewichtsbedingungen erfüllt sind. In 4.2 wird  $F_{Prop}$  durch die Gleichung 4.3 ersetzt und danach für alle Terme  $F_R$  der Ausdruck aus 4.4 eingesetzt. Anschließend kann diese Formel nach  $\alpha_R$  aufgelöst werden. Die in 4.5 auf der rechten Seite verbleibenden Kraftkomponenten des Flügel-Rumpfes sind ausschließlich von  $\alpha$  abhängig. Es ergibt sich eine Abhängigkeit der Form  $\alpha_R = f_{\alpha_R}(\alpha)$ .

$$\begin{aligned} \alpha_R = & \frac{A_{Fl} \cdot (x_{Fl,CG} - x_{R,CG} - \alpha \cdot z_{R,CG} + \alpha \cdot z_{Prop,CG})}{(F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (+z_{R,CG} - z_{Prop,CG})} \dots \\ & + \frac{A_H \cdot (-x_{R,CG} - \alpha \cdot z_{R,CG} + \alpha \cdot z_{Prop,CG} + x_{H,CG})}{(F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (+z_{R,CG} - z_{Prop,CG})} \dots \\ & + \frac{F_G \cdot (x_{R,CG} + \alpha \cdot z_{R,CG}) + W_P \cdot z_{Prop,CG} + W_{Fl} \cdot z_{Prop,CG}}{(F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (+z_{R,CG} - z_{Prop,CG})} \end{aligned} \quad (4.5)$$

So können zu jeder Fluggeschwindigkeit unendlich viele Lösungen für die Kombination von Rotor- und Rumpfanstellwinkel berechnet werden. Alle diese Lösungen aus 4.5 erfüllen das Momentengleichgewicht unter der Maßgabe, dass  $\alpha_R$  und damit  $F_R$

unabhängig voneinander eingestellt werden können. Daher ist von den unendlich vielen Lösungen für  $\alpha_R(\alpha)$  jedoch nur diejenige gültig, bei der die Kombination von  $\alpha_R$  und  $F_R$  physikalisch sinnvoll ist. Dieser Zusammenhang wird über den Fortschrittsgrad ermittelt. Denn es gilt sowohl  $F_R = f_{F_R}(\mu)$  als auch  $\alpha_R = f_{\alpha_R}(\mu)$ . Über den vom Rumpfanstellwinkel abhängigen Rotoranstellwinkel aus 4.5 wird ein dazugehöriger Fortschrittsgrad ermittelt. Mit Hilfe dieses Fortschrittsgrades aus 4.6 wird eine virtuelle Rotorkraft entsprechend des Rotoranstellwinkels und der Rotordrehzahl errechnet.

$$\mu_{1,2} = -\frac{K_{\alpha 1}}{2 \cdot \left( K_{\alpha 0} \cdot \frac{t_{Bl}}{r_R} - \alpha_R \right)} \pm \sqrt{\left( \frac{K_{\alpha 1}}{2 \cdot \left( K_{\alpha 0} \cdot \frac{t_{Bl}}{r_R} - \alpha_R \right)} \right)^2 - \frac{t_{Bl}}{r_R} \cdot \frac{K_{\alpha 2}}{\left( K_{\alpha 0} \cdot \frac{t_{Bl}}{r_R} - \alpha_R \right)}} \quad (4.6)$$

Abschließend wird bestimmt, bei welchem Anstellwinkel die über das Kräftegleichgewicht 4.4 ermittelte Rotorkraft mit der über den Rotoranstellwinkel aus Gleichung 4.5 errechneten Rotorkraft übereinstimmt. Für die Kombination von Rotoranstellwinkel und Anstellwinkel, bei der die auf diese Art berechneten Werte für die Rotorkraft übereinstimmen, ist das Trimmgleichgewicht erreicht. Ausführlich ist das Vorgehen im Anhang unter A.5 beschrieben.

In Abbildung 4.1 ist schematisch der Verlauf der Momentenbeiträge der einzelnen Baugruppen in Beiwertform über dem Anstellwinkel  $\alpha$  für einen Kombinationstragschrauber angegeben. Dieser Verlauf ist vereinfacht dargestellt. Es wird davon ausgegangen, dass die Propellerschubachse durch den Schwerpunkt verläuft und daher keine Kopplung von Schub und Nickmoment besteht ( $c_{m,Prop} = 0$ ). Weiterhin wird davon ausgegangen, dass der Propellerschub keinen Einfluss auf den Flügel- oder Leitwerksauftrieb ausübt. Mit den gemachten Vereinfachungen sind alle Größen ohne Einschränkung der Allgemeingültigkeit auf den Staudruck normierbar. Die Addition der Nickmomentenbeiwerte von Höhenleitwerksanteil und Flügelanteil ergibt die gestrichelte Gerade  $k_1$ . Wird diese an der Abszisse gespiegelt, ergibt sich die strichpunktierte Linie  $k_2$ . Alle im ausgetrimmten Geradeausflug gültigen Nickmomentenbeiwerte des Rotors  $c_{m,R}$  müssen sich entlang der Gerade  $k_2$  befinden.

Das in Abbildung 4.1 ausgeführte Beispiel orientiert sich am Aufbau des ACG2. Das Höhenleitwerk weist einen negativen Nickmomentenanstieg  $c_{m\alpha,H}$  auf und der Tragflügel aufgrund seiner Position vor dem Schwerpunkt einen positiven Nickmomenten-

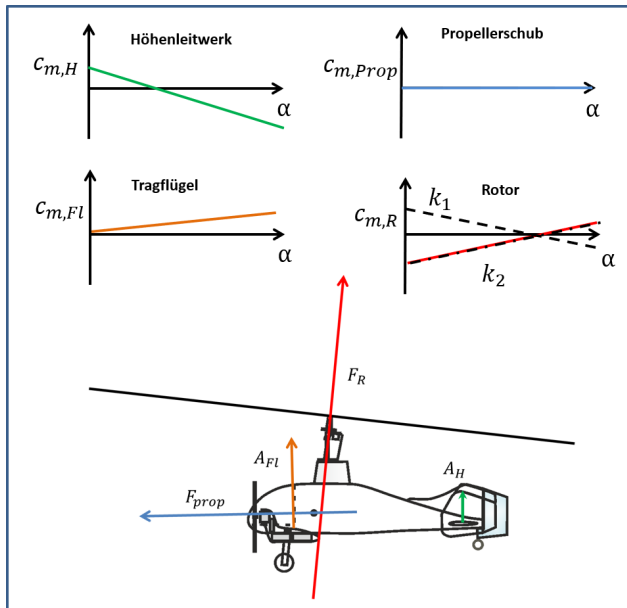


Abbildung 4.1.: Bedeutende Einzelmomente verursacht von auftriebs- oder schuberzeugenden Baugruppen und deren Bezug zum Anstellwinkel  $\alpha$  bei Kombinationstragschraubern

anstieg  $c_{m\alpha,Fl}$ . Dieser sorgt dafür, dass die Gerade  $k_1$  (Summe der Nickmomentenbeiwerte des Flügelrumpfes inklusive des Höhenleitwerks) flacher verläuft als die des Höhenleitwerks allein und auch erst bei einem höheren Anstellwinkel die Nulllinie durchtritt.

In dem Anstellwinkelbereich in dem  $k_1$  positive Werte aufweist, wird vom Rotor ein abnickendes Moment gefordert, so befindet sich die Rotorkraftachse hinter dem Schwerpunkt um getrimmt fliegen zu können. Bei hohen Anstellwinkeln des Rumpfes muss die Rotorkraftachse vor dem Schwerpunkt verlaufen um die Fluglage halten zu können. Diese Fluglage stellt sich im Langsamflug ein.

Da sich die Momentenanteile von Tragflügel und Höhenleitwerk zusammenfassen lassen, können sie auch gemeinsam durch eine Ersatzkraft mit eigenem Kraftangriffspunkt beschrieben werden.

Je nach Einbauposition und Einstellwinkel von Höhenleitwerk und Flügel liegt der gemeinsame Angriffspunkt der Auftriebskräfte dieser Baugruppen entweder hinter (Variante 1) oder vor (Variante 2) dem Schwerpunkt des Luftfahrzeugs. Damit ist das von diesen Baugruppen gemeinsam verursachte Nickmoment entweder positiv oder negativ. Abbildung 4.2 beschreibt in den beiden oberen Bildern, wie eine Variation des Ersatzkraftangriffspunktes durch eine Änderung des Höhenleitwerkseinstellwinkels erreicht werden kann und in den unteren Bildern, wie der Angriffspunkt der Ersatzkraft durch eine Änderung der Flügelposition erreicht wird, ohne dass am Höhenleitwerk ein Auf- oder Abtrieb erzeugt wird. Im Falle eines Kraftangriffspunktes

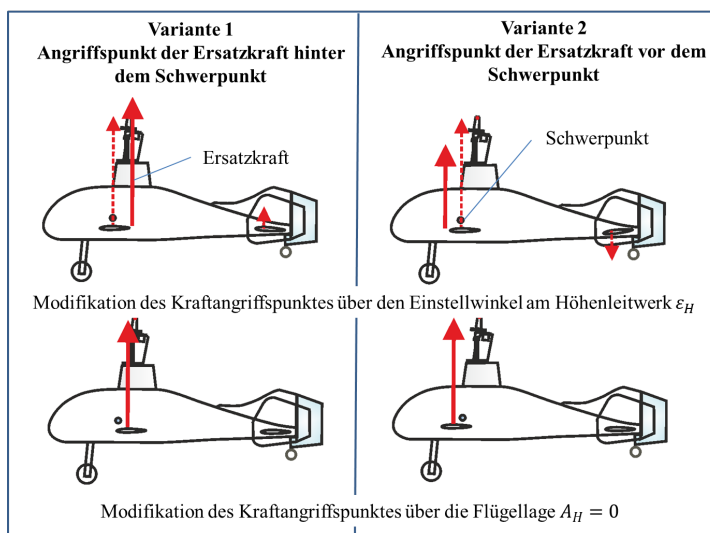


Abbildung 4.2.: Skizzen zu verschiedenen Angriffspunkten der Ersatzkraft aus Höhenleitwerksauftrieb und Flügelauftrieb, bedingt durch die Flügelage oder einen veränderten Einstellwinkel am Höhenleitwerk

der Ersatzkraft hinter dem Schwerpunkt (Variante 1 in Abb. 4.2) wird ein abnickendes Moment erzeugt, das durch den Rotor mit einem aufnickend wirkenden Moment kompensiert werden muss. Befindet sich der gemeinsame Kraftangriffspunkt dagegen

vor dem Schwerpunkt (Variante 2 in Abb. 4.2), muss durch den Rotor ein abnickendes Moment erzeugt werden. Beide Bauarten sind realisierbar, doch die Risikobewertung für den Flug sehr verschieden.

Mit steigender Fluggeschwindigkeit erhöht sich der Staudruck und damit bei gleichbleibendem Anstellwinkel des Rumpfes auch der Auftrieb des Flügels. Bei Variante 1 sorgt dies automatisch für ein steigendes abnickendes Moment am Flügel-Rumpf, welches durch den Rotor ausgeglichen werden muss. Gleichzeitig verringert sich entsprechend der gestiegenen Fluggeschwindigkeit der Rotoranstellwinkel, der benötigt wird, um die gegenwärtige Rotorkraft zu erhalten. Das Flügel-Rumpf-Moment veranlasst eine Ausrichtung der Rotorschubachse bei zunehmender Fluggeschwindigkeit zur Flugzeugnase hin. Der Rumpf nickt ab, bis die Momentenanteile von Flügel-Rumpf und Rotor wieder im Gleichgewicht stehen. Ob der Rotor auch abnickt oder eher aufnickt, hängt davon ab, wie stark die Auftriebsveränderung am Flügelrumpf durch den verringerten Anstellwinkel ausfällt. Der Nicksteuerwinkel des Rotorkopfes in einer neuen Trimmposition ist nun erhöht im Vergleich zur vorherigen Trimmposition bei der vorherigen Fluggeschwindigkeit. Entsprechend des Abnickens des Flügel-Rumpfes wird die Auftriebslast wieder mehr an den Rotor zurückübertragen. (Diese vereinfachte Darstellung dient der bildlichen Veranschaulichung. In Spezialfällen z.B. bei sehr kleinen Änderungen des Nickmoments verursacht durch gleichzeitig hohen Auftriebszuwachs am Flügel-Rumpf kann sich der Nicksteuerwinkel des Rotorkopfes bedingt durch eine starke Abnahme des benötigten Rotoranstellwinkels auch verringern.)

Bei Variante 2 erzeugt die Ersatzkraft für die Auftriebskräfte am Flügel-Rumpf ein aufnickendes Moment. Dieses Moment muss mit der Ausrichtung der Rotorkraft kompensiert werden. Um das zu erreichen muss die Rotorkraftachse in Richtung Heck verschoben, der Rotor also weiter nach vorn genickt werden. Mit steigender Fluggeschwindigkeit steigt die wirkende Kraft am Flügel-Rumpf (bei gleichbleibendem Anstellwinkel) und das vom Rotor ausgeübte abnickende Moment muss ebenso zunehmen. Da die Rotorkraft aber abnimmt, muss die Rotorkraftachse durch eine Verringerung des Rotorkopfnicksteuerwinkels nach vorn geneigt werden. Dadurch wird im gleichen Maße die Rotoranströmung verringert.

Ein bedeutender Einflussfaktor bei diesem Vorgang ist die Entwicklung des Rotoranstellwinkels. Der für die jeweils geforderte Rotorkraft notwendige Rotoranstellwin-

kel sinkt mit zunehmender Fluggeschwindigkeit aufgrund der Abnahme der Rotorkraft bei wachsendem Flügel-Rumpf-Auftrieb und dem erhöhten Staudruck. Reicht die Abnahme des Rotoranstellwinkels aufgrund von Geschwindigkeitszunahme und Rotorkraftabnahme nicht aus, um die Rotorkraftachse von sich aus ausreichend nach hinten zu verlagern, nickt der Tragschrauber mit zunehmender Geschwindigkeit auf. Das wiederum verstärkt den Flügel-Rumpf-Auftrieb und das aufnickende Moment des Flügel-Rumpfes, welches eine weitere Vorneigung des Rotors erzwingt. Die Auftriebslast wird mit steigender Fluggeschwindigkeit vom Rotor auf den Tragflügel übertragen. Das Korrektiv durch den abnickenden Flügel-Rumpf und den dort sinkenden Anstellwinkel - wie bei Variante 1 - besteht nicht.

Es herrscht eine ungünstige Kombination vor. Zum einen schwindet die benötigte Rotorkraft mit steigender Fluggeschwindigkeit, zum anderen erhöht sich der Rumpfanstellwinkel. In der Folge entstehen große Steuerwege für  $\eta_{RH}$ . Damit kann ab einer bestimmten Fluggeschwindigkeit die Möglichkeit verloren gehen, das Fluggerät in der Nickachse zu kontrollieren, da der vordere Anschlag des Nicksteuers erreicht werden kann. Ist der Anschlag erreicht, wird der Tragschrauber bei gleichbleibender Fluggeschwindigkeit seinen Anstellwinkel so weit erhöhen, bis wieder ein Momentengleichgewicht eintritt. Dieser einzig bei einem Kombinationstragschrauber zu beobachtende gefährliche Flugzustand wird in Abschnitt 4.2.3 näher beschrieben. Fordert der angestrebte Nickmomentengleichgewichtszustand einen Anstellwinkel, bei dem ein Strömungsabriss an einer der Auftriebsflächen stattfindet, kann es zu einer abrupten Störung des Momentengleichgewichts in einer extremen Fluglage kommen und das Fluggerät gefährden.

Es ist dennoch möglich einen Kombinationstragschrauber mit einer Flügelposition vor dem Schwerpunkt zu bauen. Die Korrektur des Momentenhaushaltes muss dann über die Geometrie, die Position und die Einstellung des Höhenleitwerks geschehen (vgl. Abb. 4.2). Über Größe und Position des Höhenleitwerks relativ zum Flügel und zum Schwerpunkt kann der Nickmomentenanstieg der Flügel-Rumpf-Konfiguration beeinflusst werden. Der umgesetzte Einstellwinkel des Höhenleitwerks entscheidet maßgeblich darüber, in welchem Anstellwinkelbereich der gewünschte Nickmomentenbeiwert des Flügel-Rumpfes für einen ausgetrimmten Geradeausflug eingestellt werden soll.

### 4.2.1. Geschwindigkeitsvariationen

Abbildung 4.1 aus dem vorherigen Kapitel zeigt entsprechend der erwähnten Vereinfachungen (kein Schuboffset, keine Interaktion von Auftrieb und Schub) für den Verlauf des Flügel-Rumpf-Nickmomentenbeiwertes  $c_{m,FR}$ , dass sich die möglichen Nickmomentenbeiwerte für den Rotor eines Kombinationstragschraubers  $c_{m,R}$  im ausgeprägten Geradeausflugzustand entlang einer Linie  $k_2$  befinden. In diesem Abschnitt wird gezeigt, welcher Anstellwinkel sich entsprechend einer vorherrschenden Flugeschwindigkeit einstellt und welche Vorgänge zu einer Änderung des Anstellwinkels führen.

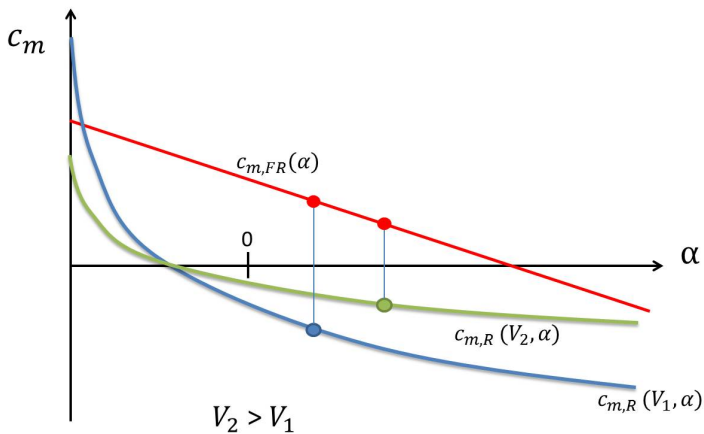


Abbildung 4.3.: Nickmomentenbeiwerte des Rotors  $c_{m,R}$  für 2 Flugeschwindigkeiten  $V_1$  und  $V_2$  sowie Nickmomentenbeiwerte des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$

Abbildung 4.3 stellt die Verläufe des Nickmomentenbeiwertes am Flügel-Rumpf und des Nickmomentenbeiwertes des Rotors über dem Anstellwinkel dar und zeigt wie Trimpunkte für verschiedene Flugeschwindigkeiten ermittelt werden können. Abgebildet sind die Verläufe der Nickmomentenbeiwerte des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  und des Rotors  $c_{m,R}$  bei zwei Flugeschwindigkeiten. Für die Nickmomentenbeiwerts-

kurven des Rotors  $c_{m,R}$  gilt, dass jede Kurve nur für eine Fluggeschwindigkeit gültig ist. Bei dem Anstellwinkel, an dem die Summe der Nickmomentenanteile Null wird, ist der Trimpunkt für die vorliegende Fluggeschwindigkeit erreicht. In Abbildung 4.3 sind diese Punkte hervorgehoben. Entsprechend der schematischen Darstellung kann nachvollzogen werden, dass eine Steigerung der Fluggeschwindigkeit von  $V_1$  auf  $V_2$  eine Erhöhung des Anstellwinkels mit sich bringt. Im Speziellen bedeutet dies eine Erhöhung des Flügel-Rumpf-Auftriebs durch den erhöhten Staudruck und gesteigerten Anstellwinkel. Im gleichen Maße sinkt der Rotorantrieb und der Rotoranstellwinkel verringert sich ebenfalls bei dieser Fluggeschwindigkeitssteigerung aufgrund der verringerten benötigten Rotorkraft.

Die Kurven für  $c_{m,R}$  aus Abbildung 4.3 gelten für den unbeschleunigten Geradeausflug. Weiterhin sind folgende Bedingungen für den stationären Horizontalflug beachtet, die es erlauben die gezeigten Kurven für  $c_{m,R}$  zu konstruieren:

- Der Flügel-Rumpf Auftrieb  $A_{FR}$  ist eine Funktion des Anstellwinkels  $\alpha$ .
- Die Summe aus dem Auftrieb des Rotors  $A_R$  und dem Auftrieb des Flügel-Rumpfes  $A_{FR}$  entspricht der Gewichtskraft  $F_G$ .
- Der Anstellwinkel des Rotors  $\alpha_R$  ist derart gewählt, dass die benötigte Rotorkraft  $F_R$  in stationärer Autorotation bei konstanter Rotordrehzahl  $n_R$  erzeugt werden kann.
- Der Rotorkrafthebelarm  $d$  ergibt sich geometrisch entsprechend der Kombination von Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  und Anstellwinkel  $\alpha$ .

$c_{m,R}$  ist das normierte Rotornickmoment. Dieses entspricht dem Produkt der Rotorkraft  $F_R$  und dem Rotorkrafthebelarm  $d$ , welcher die kürzeste Entfernung der Rotorschubachse zum Schwerpunkt des Fluggerätes ( $CG$ ) darstellt. (vgl. Abbildung 4.4)

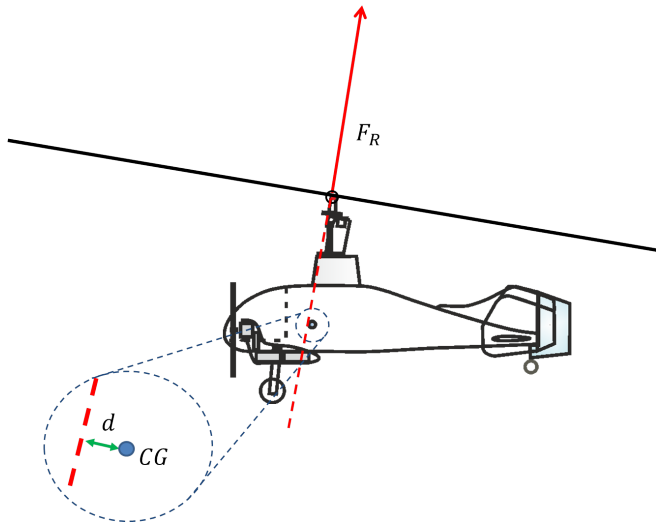


Abbildung 4.4.: Darstellung des Rotorkrafthebelarms  $d$  in Bezug zum Schwerpunkt des Kombinationstragschraubers  $CG$

Die Krümmung einer Kurve der Nickmomentenbeiwerte des Rotors  $c_{m,R}$  aus Abbildung 4.3 hängt vor allem von der Entwicklung der Rotorkraft bedingt durch die Änderung des Flügelauftriebs ab. Die negative Steigung der Kurve der Nickmomentenbeiwerte des Rotors verringert sich durch die zunehmende Rotorentlastung mit zunehmendem Anstellwinkel. Eine Erhöhung des Staudrucks verursacht den gleichen Effekt, weswegen die Steigung einer Kurve bei höherer Fluggeschwindigkeit geringer ausfällt als die einer Kurve mit geringerer Fluggeschwindigkeit.

Um zu verfolgen, wie sich der Anstellwinkel des Kombinationstragschraubers entsprechend der Fluggeschwindigkeit ändern wird, müssen mehrere Nickmomentenkurven des Rotors und des Flügel-Rumpfes gemeinsam dargestellt werden.

Eine wesentliche Rolle für die sich einstellende Trimmlage des Fluggerätes spielt der Nickmomentenbeiwert des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$ . Der Verlauf des Nickmomentenbeiwertes des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  in Abbildung 4.5 zeigt schematisch, ab welchem Anstellwinkel  $\alpha_n$  der Flügel-Rumpf selbst ein abnickendes Moment erzeugt.

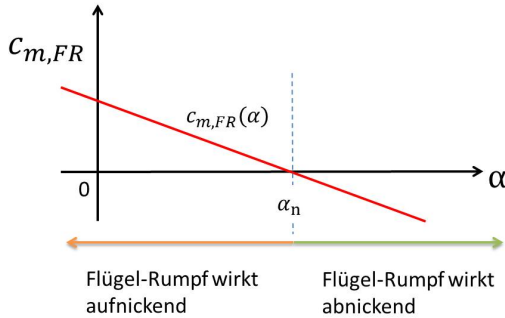


Abbildung 4.5.: Schematischer Verlauf des Nickmomentenbeiwertes des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  bezüglich des Anstellwinkels  $\alpha$

Der Flügel-Rumpf erzeugt für jeden geringeren Anstellwinkel ein aufnickendes Moment.

Wird für einen Tragschrauberrumpf mit einem ausreichend großen Tragflügel erst bei einem sehr hohen Anstellwinkel  $\alpha_n$  die Nulllinie durchschritten, bedeutet das, dass bis zum Erreichen dieses Anstellwinkels  $\alpha_n$  ein gleich großes abnickendes Moment durch den Rotor erzeugt werden muss, da der Flügel-Rumpf erst nach passieren von  $\alpha_n$  selbst ein abnickendes Moment entwickelt. Gleichzeitig verursachen hohe Anstellwinkel des Flügel-Rumpfes eine große Entlastung des Rotors und daher schwindende Steuermomente durch den Rotor.

Es muss für jede Fluggeschwindigkeit geklärt werden, ob sich entsprechend der Forderungen nach dem Kräftegleichgewicht in z-Richtung und der stabilen Autorotation des Rotors ein Anstellwinkel des Flügel-Rumpfes ergibt, bei dem der entlastete Rotor genügend große Steuermomente aufbringen kann, um das vom Flügel-Rumpf bei eben diesem Anstellwinkel erzeugte Moment aussteuern zu können.

Der Fall, bei dem dies nicht mehr gilt, wäre sehr gefährlich, weil etwa ein weiteres Aufnicken des Kombinationstragschraubers nicht ohne Änderung der Fluggeschwindigkeit unterbunden werden könnte und die Rotorentlastung weiter fortschreiten würde, bis der Anstellwinkel  $\alpha_n$  erreicht wird. Ist dieser dann erreicht, kann der Rotor allerdings derart stark entlastet sein, dass die Steuerung des Kombinationstragschraubers unmöglich ist.

Um das aufnickende Moment des Flügel-Rumpfes auszugleichen, wird der Rotor gegenüber dem Rumpf so ausgerichtet, dass die Rotorkraftlinie im Abstand des Rotorkrafthebelarmes  $d$  vom Schwerpunkt verläuft (vgl. Abbildung 4.6). Dabei ist  $d$  eine Funktion des Winkels  $\nu$ , der sich aus dem Nicksteuerwinkel  $\eta_{RH}$  und dem Längsschlagwinkel  $\beta_{Blc}$  zusammensetzt. Gleichzeitig entspricht  $\nu$  der Differenz von Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  und Anstellwinkel  $\alpha$ .

$$\nu = \beta_{Blc} + \eta_{RH} = \alpha_R - \alpha \quad (4.7)$$

Weiterhin hat die Lage von Schwerpunkt und Rotor entscheidenden Einfluss auf  $d$ . Die entsprechenden Koordinaten in flugzeugfesten  $x$ - und  $z$ -Koordinaten sind  $x_{R,CG}$  und  $z_{R,CG}$ .

$$d = f(\nu) = (x_{R,CG}) \cdot (\cos(\nu)) + (z_{R,CG}) \cdot (-\sin(\nu)) \quad (4.8)$$

Die Rotorkraft  $F_R$  und der Hebelarm  $d$  ergeben zusammen das Rotornickmoment  $M_R$  bzw. den zugehörigen Nickmomentenbeiwert des Rotors  $c_{m,R}$  nach einer Normierung auf Staudruck, Referenzfläche und Referenzflügeltiefe.

$$M_R = d \cdot F_R \quad (4.9)$$

$$c_{m,R} = \frac{F_R \cdot d}{\rho/2 \cdot V^2 \cdot S_{Ref} \cdot l_\mu} \quad (4.10)$$

Für einen Kombinationstragschrauber mit einem  $c_{m,FR}$ -Verlauf des Flügel-Rumpfes wie in Abbildung 4.5 gezeigt, verursacht eine Fluggeschwindigkeitserhöhung bei Anstellwinkeln des Rumpfes unterhalb von  $\alpha_n$  folgendes Verhalten:

Die benötigte Rotorkraft sinkt bedingt durch den in Folge der Staudruckerhöhung zunehmenden Flügelauftrieb. Die zweite Folge der Staudruckerhöhung ist, dass auch das aufnickende Moment des Flügel-Rumpfes anwächst. Der Rotor wird gegenüber dem Rumpf weiter nach vorn geneigt und die Rotorschubachse wird weiter hinter den Schwerpunkt ausgerichtet, um das Momentengleichgewicht beizubehalten. Dabei wird der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  verringert. Dies geschieht kontinuierlich unter Abnahme der Rotordrehzahl. Entsprechend der Entwicklung von  $F_R$  und  $d$  nickt der Flügel-Rumpf auf, bis das Momentengleichgewicht dank eines negativen Nickmomentenanstieges des Flügel-Rumpfes  $c_{m\alpha,FR}$  wieder erreicht wird. Die Anstellwinkeländerung, die sich nach einer Fluggeschwindigkeitsänderung einstellt, wird als  $\Delta\bar{\alpha}$  bezeichnet.

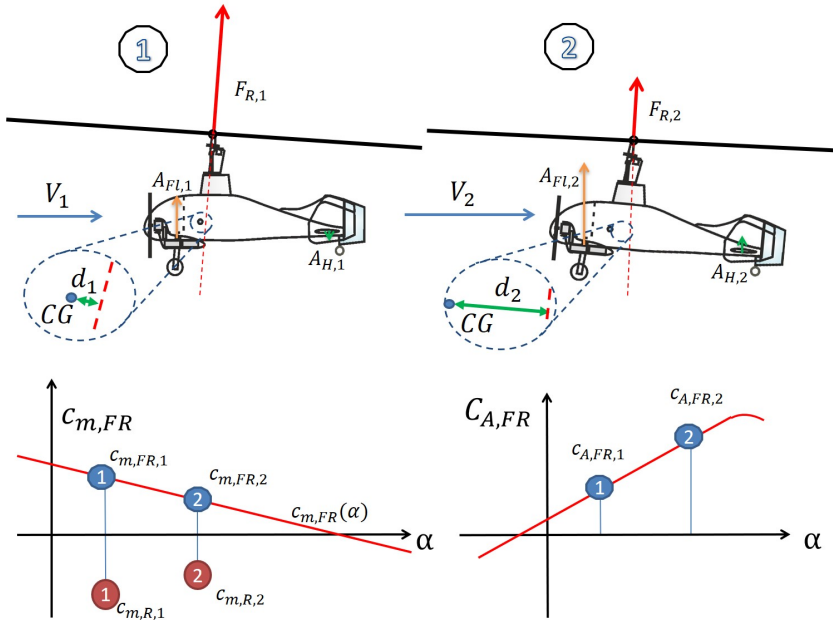


Abbildung 4.6.: Kraftvektoren und deren Ausrichtung bei zwei Flugeschwindigkeiten (1 und 2) sowie Verlauf des Auftriebsbeiwertes des Flügel-Rumpfes  $C_{A,FR}$ , des Nickmomentenbeiwertes des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  und des Nickmomentenbeiwertes des Rotors  $c_{m,R}$

Die besondere Kennzeichnung wurde vorgenommen, um sie von anderweitig verursachten Anstellwinkeländerungen abzugrenzen.

Auf Beiwertebene entspricht das zuvor beschriebene Verhalten einem Absinken von  $c_{m,R}$  nach der Beschleunigung, bedingt durch die fallende Rotorkraft und lediglich geringem Zuwachs von  $d$ . Die Summe aus  $c_{m,R}$  und  $c_{m,FR}$  ist nun positiv und sorgt für einen Anstellwinkelzuwachs um  $\Delta\bar{\alpha}$ , bis  $c_{m,FR}$  dank statischer Stabilität des Flügel-Rumpfes abgenommen hat und dem Betrag von  $c_{m,R}$  entspricht. Diese Vorgänge sind in Abbildung 4.6 abgebildet.

Die Abbildung zeigt, wie die Flugeschwindigkeit von  $V_1$  auf  $V_2$  gesteigert wird. Die Rotorkraft sinkt vom Wert  $F_{R,1}$  auf den Wert  $F_{R,2}$ . Die Rotorkraftlinie wird für den

neuen Trimpunkt neu ausgerichtet. Dafür wird der Rotorkrafthebelarm  $d$  vom Wert  $d_1$  auf  $d_2$  verändert, was insbesondere in der in Abbildung 4.6 dargestellten Vergrößerung nachvollzogen werden kann.

Der Nickmomentenbeiwert des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  sowie der Auftriebsbeiwert des Flügel-Rumpfes  $C_{A,FR}$  werden durch die Änderung des Anstellwinkels vom Zustand 1 zum Zustand 2 linear verändert. Dies ist in den schematischen Graphen zum Nickmomentenbeiwert  $c_{m,FR}$  und zum Auftriebsbeiwert  $C_{A,FR}$  nachzuvollziehen. Das entsprechend der Flugeschwindigkeit verringerte Nickmoment des Rotors lässt ein Aufnicken und eine Auftriebszunahme am Flügel-Rumpf zu, bis ein neues Nickmomentgleichgewicht gefunden ist, bei dem  $c_{m,R,2}$  und  $c_{m,FR,2}$  betragsgleich sind.

In Abbildung 4.7 wird dargestellt, was bei einem Kombinationstragschrauber der Bauart wie in Abbildung 4.4 passiert, wenn die Geschwindigkeit stark gesteigert wird. Durch den positiven  $c_{m,FR}$ -Wert für einen gewissen Anstellwinkelbereich größer als  $\alpha = 0$  in Abbildung 4.7 ist klar, dass die Ersatzkraft der gesamten Auftriebsanteile des Flügelrumpfes im Reiseflug vor dem Schwerpunkt wirkt. Vergleichbar ist dies mit der „Variante 2“ aus Abbildung 4.2. Die Ersatzkraft des Flügel-Rumpf-Auftriebs verläuft für alle Anstellwinkel vor dem Schwerpunkt, für die gilt:  $c_{m,FR}(\alpha) > 0$ .

In Abbildung 4.7 sind die Nickmomentenkurven für drei unterschiedliche Flugeschwindigkeiten aufgetragen. Der Nickmomentenverlauf des Flügel-Rumpfes sei ungestört von Schubeinflüssen. Die möglichen Nickmomentenbeiwerte des Rotors für gültige Trimpunkte für alle Flugeschwindigkeiten können sich nur entlang der Linie  $k_2$  befinden.  $V_3$  stellt eine Geschwindigkeit höher als  $V_2$  dar. Für  $V_3$  kann kein gültiger Trimpunkt mehr erzeugt werden. Das Gesamtmoment kann nicht Null werden, da die Linie  $k_2$  in keinem Punkt geschnitten wird. Es gibt keine Möglichkeit diesen Kombinationstragschrauber über eine längere Zeit bei der Flugeschwindigkeit  $V_3$  zu betreiben, ohne einen starken Rotordrehzahlverlust und eine unkontrollierte Fluglage in Kauf zu nehmen. Dies ist eine Betriebsgrenze, die aus der Verwendung eines autorotierenden Rotors in Kombination mit einem Starrflügel entsteht und ist daher einzigartig für Kombinationstragschrauber. Sie wird im Abschnitt 4.2.3 näher betrachtet.

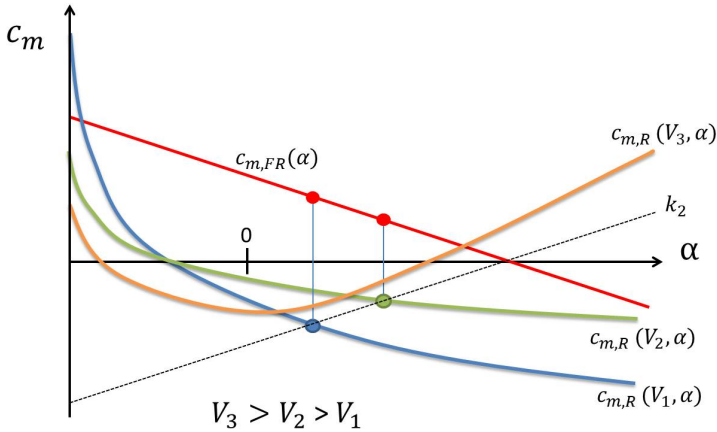


Abbildung 4.7.: Nickmomentenbeiwerte für 3 Fluggeschwindigkeiten

Die Betrachtungen für Änderungen der Fluglage nach Fluggeschwindigkeitsvariationen sollen auf den ACG2 übertragen werden. Für diesen werden weitere Einflüsse mit einbezogen, die bisher aus Gründen der Anschaulichkeit vernachlässigt wurden. So wird der Einfluss einer Zusatzanströmung des Flügels durch die Propeller und das vom Schub direkt verursachte Nickmoment mit betrachtet. Der Nickmomentenbeiwert des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  wird um die durch den Propellerschub verursachten Effekte zu  $c_{m,FR,Prop}$  erweitert. Den in Abbildung 4.8 und 4.9 aufgetragenen Werten liegt ein Höhenruderausschlag von  $\eta_{HR} = 0^\circ$  zu Grunde. Wie in Abbildung 4.8 gezeigt, verschiebt sich durch den Einfluss des Propellerschubes die Gerade der Nickmomentenbeiwerte des Flügel-Rumpfes leicht - entsprechend der betrachteten Fluggeschwindigkeit und des notwendigen Schubniveaus. Allerdings fällt der Einfluss der unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten auf die Kurven für den Nickmomentenbeiwert des Rotors  $c_{m,R}$  wesentlich prägnanter aus. Die Summenkurven der mit den getroffenen Bedingungen errechneten Nickmomentenbeiwerte aus Abbildung 4.8 geben den Gesamtverlauf des Nickmoments des ACG2 für einen Höhenruderausschlag von  $\eta_{HR} = 0^\circ$  an und werden in Abbildung 4.9 dargestellt. Mit ihnen lässt sich der Trimpunkt ermitteln. Sie zeigen aber auch an, bei welcher Geschwindigkeit kein Trimpunkt mehr gefunden

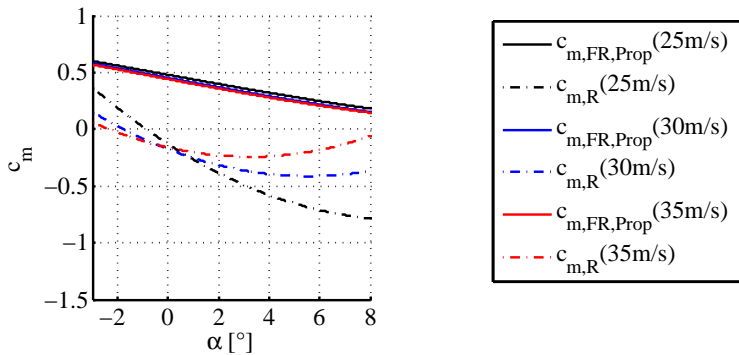


Abbildung 4.8.: Nickmomentenbeiwerte des Rotors und des Flügel-Rumpfes für den ACG2 bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten ( $\eta_{HR} = 0^\circ$ )

werden kann. Bei dieser Fluggeschwindigkeit wird die Autorotationstrimmgrenze des Kombinationstragschraubers erreicht.

Diese wird immer dann erreicht, wenn die Steigung der Summenkurve der Nickmomentenbeiwerte auf Null steigt (Wendepunkt), bevor ein Gesamtnickmomentenbeiwert von 0 erreicht werden kann, bzw. wenn ein lokales Minimum dieser Kurve erreicht wird und gleichzeitig der Gesamtnickmomentenbeiwert  $c_{m,ges}$  noch positiv ist.

Für den Fall  $V = 30\text{m/s}$  kann in Abbildung 4.9 durch Betrachtung der Summenkurve der Momente nachvollzogen werden, dass der Trimpunkt bei  $\alpha = 2.9^\circ$  erreicht wird. Der Anstellwinkel, bei dem der Wendepunkt der Gesamtmomentenkurve liegt, ist bei  $7.5^\circ$ , also relativ weit vom Trimpunkt entfernt. Für den Fall  $V = 35\text{m/s}$  liegt das Minimum der Gesamtmomentenkurve im positiven Bereich der Nickmomentenbeiwerte, somit kann für diese Geschwindigkeit kein stationärer Trimpunkt erfolgen werden. Dieses Minimum ist in Abbildung 4.9 markiert und durch den eingefügten Pfeil gekennzeichnet.

#### 4.2.2. Nicklage und Momentenverteilung im Geradeausflug

Der ACG2 ist als Forschungsflugmodell so gebaut worden, dass mit Hilfe seines Trimmeruders das Nickmoment des Flügel-Rumpfes direkt im Flug verändert werden konnte. Dadurch lässt sich beobachten, welche neuen Trimmlagen sich im Gerade-

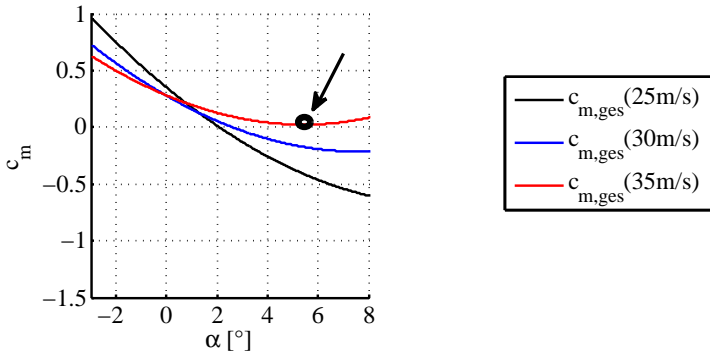
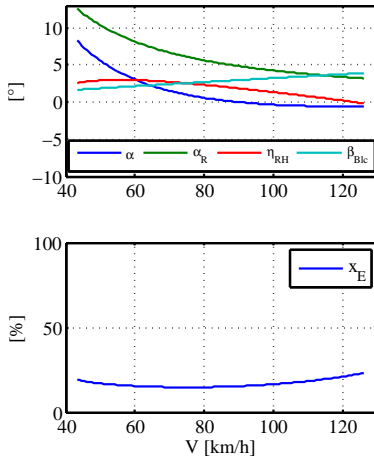
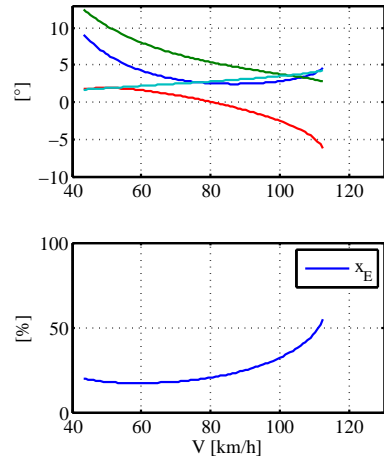


Abbildung 4.9.: Gesamtnickmomentenbeiwertsverlauf für den ACG2 ( $\eta_{HR} = 0^\circ$ )

ausflug einstellen. Die folgenden Abbildungen 4.10 und 4.11 veranschaulichen die Entwicklung des Rumpfanstellwinkels  $\alpha$ , des Rotoranstellwinkels  $\alpha_R$  und des Nickssteuerwinkels  $\eta_{RH}$  des ACG2 entsprechend der Fluggeschwindigkeit anhand berechneter Ergebnisse. Die benötigte Trimmrechnung wird entsprechend der analytischen Lösung für Kombinationstragschrauber aus Kapitel 4.2 durchgeführt. Die Rechnungen werden für den Flugfall mit der positivsten im Flugversuch geflogenen Höhenruderstellung  $\eta_{HR} = +4^\circ$  (abnickend getrimmt) und der negativsten geflogenen Höhenruderstellung  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  (aufnickend getrimmt) separat durchgeführt.

Der negative Höhenruderausschlag  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  sorgt bei allen Fluggeschwindigkeiten für einen höheren Anstellwinkel  $\alpha$  und daher für einen erhöhten Auftrieb am Flügel-Rumpf. Demzufolge wird für  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  eine geringere Rotorkraft benötigt. Dies zeigt sich in einem geringeren Rotoranstellwinkel für  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  im Vergleich zu  $\eta_{HR} = 4^\circ$ . Durch die geringere Rotorkraft ist für den betrachteten Fall von  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  die Rotordrehzahl verringert und der Schlagwinkel erhöht im Vergleich zum Fall  $\eta_{HR} = 4^\circ$ . Die starke Abnahme des Rotorkopfnicksteuerwinkels  $\eta_{RH}$ , die sich in Abbildung 4.11 zeigt und gänzlich anders verläuft als in Abbildung 4.10, ist bedingt durch eine starke Zunahme des Anstellwinkels  $\alpha$ , aber auch durch einen höheren Schlagwinkel  $\beta_{Blc}$  am weniger belasteten Rotor.

Abbildung 4.12 zeigt die Momentenbeiwerte für den Flügel  $c_{m, Fl}$ , den Schub  $c_{m, Prop}$ , das Höhenleitwerk  $c_{m, H}$  und den Rotor  $c_{m, R}$  zugehörig zu den Anstellwinkeln, die sich

Abbildung 4.10.: ACG2  $\eta_{HR} = 4^\circ$ Abbildung 4.11.: ACG2  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ 

entsprechend der Trimmzustände der unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten einstellen. Die Anteile für das Höhenleitwerk und den Flügel weisen eine nahezu lineare Abhängigkeit zum Anstellwinkel auf. Der zum Schub zugehörige Nickmomentenbeiwert hängt stark vom benötigten Schubniveau ab und zeigt daher keine lineare Abhängigkeit zum Anstellwinkel. Ähnliches gilt für den Nickmomentenbeiwert des Rotors. Er hängt von der Konstellation von Rotorkraft  $F_R$  und Rotorkrafthebelarm  $d$  ab. Dieser ist vor allem im Langsamflugbereich groß, um einen Flug bei ausreichend großem Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  zu ermöglichen. Bei höheren Fluggeschwindigkeiten bildet der Rotornickmomentenbeiwert ein Plateau. In einer Auftragung gegenüber der Fluggeschwindigkeit wie in Abbildung 4.13 zeigt sich, dass der Nickmomentenbeiwert des Rotors gegenüber der Fluggeschwindigkeit ab einer Fluggeschwindigkeit von 20 m/s (72 km/h) nahezu konstant bleibt. Die Zunahme des Rotorkrafthebelarms  $d$  und die Abnahme der Rotorkraft  $F_R$  verhalten sich so zueinander, dass sich der Nickmomentenbeiwert des Rotors  $c_{m,R}$  ab einer Fluggeschwindigkeit von 20 m/s nur noch wenig ändert.

Abbildung 4.13 zeigt außerdem, dass  $c_{m,Prop}$  mit zunehmender Fluggeschwindigkeit sinkt. Der Hintergrund ist, dass die Widerstandszunahme geringer ist als die Stau-

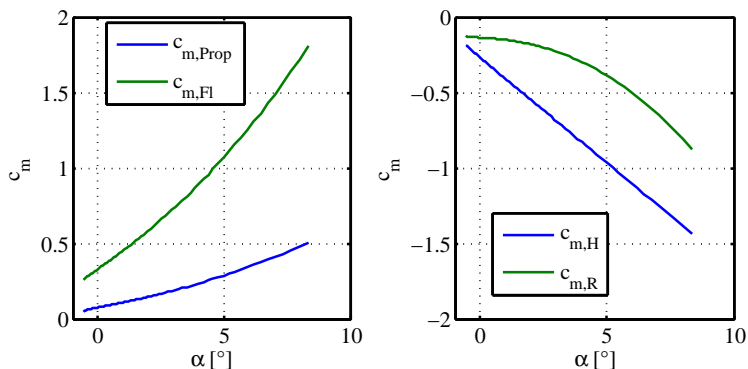


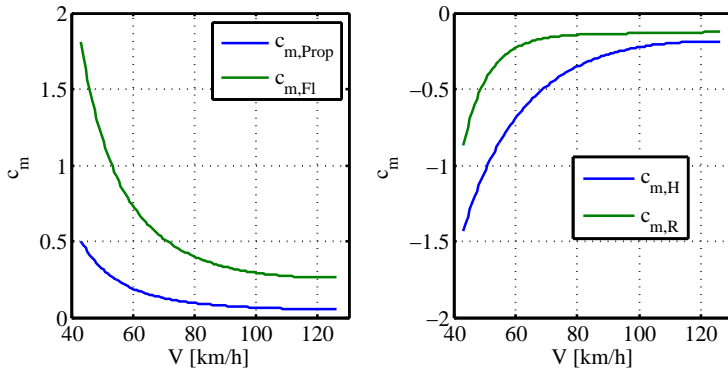
Abbildung 4.12.:  $c_m$  über  $\alpha$  für ACG2,  $\eta_{HR} = 4^\circ$

druckzunahme, da der Rotorwiderstand mit zunehmender Fluggeschwindigkeit verringert wird. Dementsprechend muss der Schub nicht quadratisch zur Geschwindigkeit gesteigert werden und der Schubbeiwert sowie der assoziierte schubverursachte Nickmomentenbeiwert  $c_{m,prop}$  sinken.

Generell zeigt der Flügel-Rumpf des ACG2 für einen Trimmruderausschlag von  $\eta_{HR} = 4^\circ$  keine Tendenz im betrachteten Geschwindigkeitsbereich wieder aufzunicken. Anders verhält sich dies für den Fall  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ . Wie in Abbildung 4.11 zu sehen ist, nimmt der Anstellwinkel bereits ab einer Geschwindigkeit von etwa 23 m/s (83 km/h) wieder zu.

In Bezug auf Abbildung 4.2 lassen sich beide untersuchten Höhenruderstellungen der „Variante 2“ zuordnen (Ersatzkraft vor dem Schwerpunkt). Der Unterschied liegt in der Positionierung der Ersatzkraft des Flügel-Rumpf-Auftriebs. Während der Angriffspunkt der Ersatzkraft für eine negative Höhenruderstellung weit vor dem Schwerpunkt liegt, ist die Vorlage durch eine ausgeprägt positive Höhenruderstellung wie die genutzten  $\eta_{HR} = 4^\circ$  stark verringert worden. Dadurch wurde vor allem das aufnickende Moment des Flügel-Rumpfes reduziert.

Wie in Abbildung 4.3 gezeigt und in Abschnitt 4.2.1 diskutiert, sorgt die Rotorkraftabnahme bei  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  mit zunehmender Geschwindigkeit für eine Zunahme des Nickwinkels des Rumpfes. Da im betrachteten Geschwindigkeitsbereich der Anstellwinkel des Rumpfes anfänglich ab- und dann wieder zunimmt, sind die Kurven nicht

Abbildung 4.13.:  $c_m$  über  $V$  für ACG2,  $\eta_{HR} = 4^\circ$ 

bijektiv. Auch der Nickmomentenverlauf des Flügels  $c_{m,Fl}$  ist abhängig von der Fluggeschwindigkeit. Entsprechend der Charakteristik der Leistungskurve eines Tragschraubers [61]<sup>8</sup> wird sowohl bei niedriger als auch bei hoher Geschwindigkeit ein hohes Schubniveau benötigt. Daher verursacht die Zusatzanströmung des Tragflügels durch die Propeller bei erhöhtem Schub im Langsam- wie auch im Schnellflug einen gewissen Zusatzauftrieb, der sich auf den erzeugten Nickmomentenanteil auswirkt.

Abbildung 4.11 zeigt im Gegensatz zu Abbildung 4.10, dass durch die veränderte Höhenruderstellung über den gesamten Flug ein höherer Anstellwinkel eingestellt wurde. Der negative Höhenruderausschlag  $\eta_{HR}$  verschiebt die Kurve des Nickmomentenbeiwerts des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  bezüglich des Anstellwinkels  $\alpha$  nach oben. Dementsprechend stellt sich ein höherer Anstellwinkel ein, um zu einem Trimmgleichgewicht zu gelangen.

Durch das gezogene Höhenruder wurde der Nickmomentenbeiwert des Höhenleitwerks im gesamten Anstellwinkelbereich erhöht. Dementsprechend muss durch den Rotor ein entsprechend negatives Nickmoment ausgeübt werden, was eine geänderte Ausrichtung von Rotor zu Rumpf bedingt und damit eine veränderte Fluglage des Flügel-Rumpfes im Trimpunkt (größerer Nicklagewinkel  $\Theta$ ). Außerdem ist die Änderung des Beiwertes  $c_{m,R}$  (siehe Abbildung 4.15) im Geschwindigkeitsbereich von

<sup>8</sup>L'Autogire et sa Technique, 2008

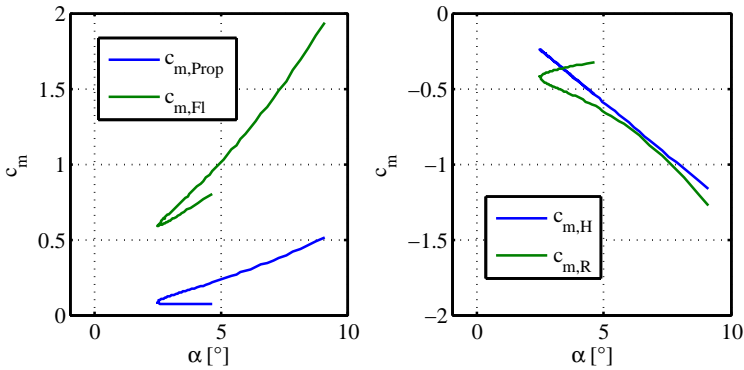
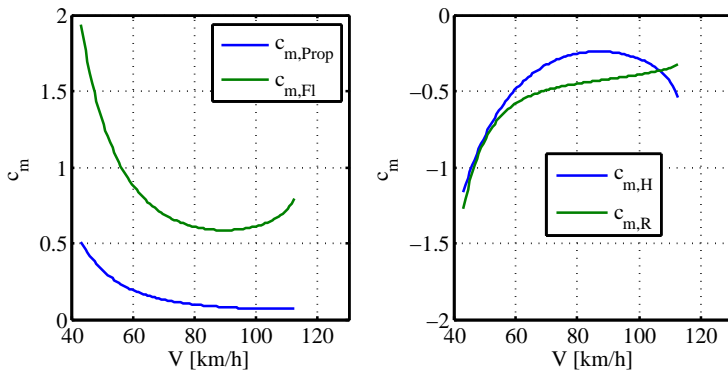


Abbildung 4.14.:  $c_m$  über  $\alpha$  für ACG2,  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$

70 - 105 km/h (20 - 30 m/s) wesentlich ausgeprägter als im Vergleichsfall (Abbildung 4.13), da ein größerer Anstellwinkelbereich in Richtung positiver Anstellwinkel bei steigender Fluggeschwindigkeit durchschritten wird (Abbildung 4.11). Diese Anstellwinkelentwicklung bedingt eine steigende Auftriebskraft am Flügel-Rumpf. Der gleichzeitig vergleichsweise hohe negative Nickmomentenbeiwert des Rotors deutet darauf hin, dass bei sinkender Rotorkraft eine dementsprechend hohe Anpassung des Nicksteuerwinkels  $\eta_{RH}$  in negativer Richtung notwendig ist (Abbildung 4.11). Da der vordere Anschlag des Nicksteuers sich bei  $-9.2^\circ$  befindet, führt eine weitere Geschwindigkeitssteigerung nach dem Erreichen des Nicksteueranschlages zu einem Steuerungsverlust, wie er in den Flugversuchen mit dem ACG2 auftrat (vgl. Kapitel 5.8).

In Abbildung 4.15 ist ersichtlich, dass bei negativer Trimmung am Höhenruder ( $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ ) mit zunehmender Fluggeschwindigkeit im betrachteten Geschwindigkeitsbereich kein Plateau für den Nickmomentenbeiwert erreicht werden kann. Das mit zunehmender Fluggeschwindigkeit zunehmende Aufnicken des Tragschraubers sorgt für eine starke Änderung der Nickmomentenanteile auch bei steigender Fluggeschwindigkeit mit Ausnahme des Propellereinflusses ( $c_{m,Prop}$ ).

Abbildung 4.15.:  $c_m$  über  $V$  für ACG2,  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ 

### 4.2.3. Autorotationstrimmgrenze von Kombinationstragschraubern

Abbildung 4.9 zeigt, dass die Steigung der Summenkurve der Nickmomentenbeiwerte bei einer beispielhaften Fluggeschwindigkeit von  $V = 35 \text{ m/s}$  bereits positiv wird, bevor sie die Abzisse schneiden kann. Ein Pfeil markiert den lokalen Extrempunkt der Kurve. Da durch das Aufnicken des Tragschraubers mit zunehmendem Anstellwinkel kein abnickendes Moment erzeugt werden kann, nickt der Tragschrauber im Horizontalflug weiter auf, so lange die Fluggeschwindigkeit beibehalten oder weiter erhöht wird. Dieser Vorgang kann einsetzen, ohne dass der Pilot es bemerkt, weil das abnickende Moment des Rotors kurzzeitig durch ein gedrücktes Nicksteuer  $\eta_{RH}$  verstärkt werden kann und die horizontale Flugbahn erhalten werden kann. Da dadurch aber der Rotoranstellwinkel derart gesenkt werden muss, dass stabile Autorotation nicht mehr möglich ist und ein weiterer Rotordrehzahlverlust auftritt, ist der Verlust der Steuerrautorität eine mögliche Folge. Der Rotordrehzahlabbau kann derart langsam geschehen, dass er kaum bzw. nicht rechtzeitig wahrgenommen wird. Die Kombination aus Fluggeschwindigkeit und Anstellwinkel, bei der dieses Phänomen erstmalig einsetzt, wird als Autorotationstrimmgrenze bezeichnet.

Der gesamte Prozess nach der Erhöhung der Fluggeschwindigkeit bis zur Einstellung einer neuen getrimmten Fluglage verläuft in mehreren Teilschritten:

- 1) Erhöhung des Flügelauftriebs mit Erhöhung der Fluggeschwindigkeit

- 2) Reduktion der benötigten Rotorkraft für den Horizontalflug
- 3) Neuausrichtung des Rotors für stabile Autorotation mit reduzierter Rotorkraft
- 4) Erhöhung des Anstellwinkels  $\alpha$ , wenn das neue Gesamtnickmoment positiv ist oder Verringerung des Anstellwinkels  $\alpha$ , wenn das neue Gesamtnickmoment negativ ist
- 5) Weitere Verringerung der Rotorkraft bei Anstellwinkelzunahme oder Erhöhung der Rotorkraft bei Anstellwinkelabnahme
- 6) Neuausrichtung des Rotors für stabile Autorotation mit veränderter Rotorkraft  $F_R$
- n) Wiederholung von 4), 5) und 6), bis ein neues Kraft- und Momentengleichgewicht erreicht ist

Wird durch den Rotor nach der Neuausrichtung des Rotors (Punkt 3) mit der neuen Rotorkraft ein Nickmoment erzeugt, das negativ und betragsmäßig größer ist als das entgegen gerichtete Nickmoment von Flügel-Rumpf und Antrieb, so wird der Anstellwinkel wieder etwas reduziert, bis sich ein neues Gleichgewicht einstellt. Die Änderung im Anstellwinkel, die sich nach der Fluggeschwindigkeitsänderung für die neue Trimmlage nach Abschluss des oben beschriebenen Vorgangs ergeben hat, ist  $\Delta\bar{\alpha}$ . Die Anstellwinkeländerung  $\Delta\bar{\alpha}$ , die sich im Zuge der Änderung der Fluggeschwindigkeit einstellt oder der Anstellwinkel in der neuen Trimmlage  $\bar{\alpha}$  werden als gestrichene Größen dargestellt.

Beispielhaft wird der Fall eines aufnickenden Verhaltens nach einer Geschwindigkeitserhöhung beschrieben: Durch die Anstellwinkeländerung  $\Delta\bar{\alpha}$  ändert sich der Nickmomentenbeitrag des Flügel-Rumpfes für die neue Trimmlage entsprechend:

$$\Delta c_{m,FR} = \Delta\bar{\alpha} \cdot c_{m\alpha,FR}. \quad (4.11)$$

Gleichzeitig wird die Rotorkraft um  $\Delta F_R(\Delta\bar{\alpha})$  aufgrund des gewachsenen Flügel-Rumpf-Auftriebes  $\Delta A_{FR}(\Delta\bar{\alpha})$  verringert. Die notwendige Veränderung des Rotoranstellwinkels zieht eine Änderung des Rotorkrafthebelarms  $d$  durch eine Manipulation

des Rotorkopfsteuerwinkels  $\eta_{RH}$  nach sich, welche in die Winkeländerung  $\Delta v$  eingeht.

$$\Delta v = \Delta \alpha_R + \Delta \bar{\alpha} = \Delta \eta_{RH} + \Delta \beta_{Blc} \quad (4.12)$$

$$\Delta d = (x_{R,CG}) \cdot (\cos(\Delta v)) + (z_{R,CG}) \cdot (-\sin(\Delta v)) \quad (4.13)$$

Die Änderung des Nickmomentenbeiwerts des Rotors  $\Delta c_{m,R}$  wird unter Beachtung der Abnahme der Rotorkraft um  $\Delta F_R$  und der Zunahme des Rotorkrafthebelarms  $\Delta d$  formuliert:

$$\Delta c_{m,R}(\Delta \bar{\alpha}) = \frac{\Delta F_R(\Delta \bar{\alpha}) \cdot \Delta d(\Delta \bar{\alpha})}{\rho/2 \cdot V^2 \cdot S_{Ref} \cdot l_\mu}. \quad (4.14)$$

Die Anstellwinkeländerung  $\Delta \bar{\alpha}$ , nach der sich ein neues Trimmgleichgewicht ergibt, lässt sich auch in viele kleine Inkremente  $\delta \bar{\alpha}$  zerlegen, in denen sich die Schritte 4, 5, 6 und n wiederholen, bis ein neues Trimmgleichgewicht gefunden ist.

$$\Delta \bar{\alpha} = \sum_{i=0}^n (\delta \bar{\alpha})_i \quad (4.15)$$

Kann durch den Rotor nach der Neuausrichtung (Punkt 3) dauerhaft nur ein Moment erzeugt werden, das betragsmäßig geringer ausfällt als das verbleibende aufnickende Moment von Flügel-Rumpf und Antrieb, so wird der Tragschrauber weiter aufnicken. Wenn während des Durchschreitens zunehmender Rumpfanstellwinkel (Punkte 4, 5, 6, n) erstmals kein Momentengleichgewicht mehr gefunden werden kann, ist die Autorotationstrimmgrenze erreicht.

Anhand inkrementeller Anstellwinkeländerungen  $\delta \bar{\alpha}$  lässt sich auch graphisch darstellen, was passiert, wenn kein neuer Trimmzustand gefunden werden kann.

So lange gilt:

$$\delta c_{m,R}(\delta \bar{\alpha}) + \delta c_{m,FR}(\delta \bar{\alpha}) < 0, \quad (4.16)$$

kann eine Erhöhung des Anstellwinkels  $\bar{\alpha}$  um  $\delta \bar{\alpha}$  zu einem neuen Trimmgleichgewicht führen, da mit zunehmendem Anstellwinkel  $\bar{\alpha}$  der Gesamtmomentenbeiwert um die Nickachse weiter abnimmt und auf Null zustrebt. Sobald dies jedoch nicht mehr gilt, kann ein Momentengleichgewicht nach einer Anstellwinkelerhöhung unter Einhaltung einer stationären Autorotation nicht mehr erreicht werden. Diese Betrachtung bezieht sich auf den inkrementellen Übergang von einer Fluggeschwindigkeit zur nächsten und auch die Entwicklung vom Flügel-Rumpfanstellwinkel  $\bar{\alpha}$  nach der Flug-

geschwindigkeitsänderung vollzieht sich inkrementell mit der Schrittweite  $\delta\bar{\alpha}$ . Dem Nickmomentenbeiwert des Rotors  $\delta c_{m,R}$  liegt die Rotorkraftänderung  $\delta F_R$  zu Grunde. Die ist genau so groß, dass für jeden Schritt  $\delta\bar{\alpha}$  der Horizontalflugzustand unter Achtung des Flügelauftriebs  $A_{Fl}(\bar{\alpha})$  gehalten werden kann. Es gilt also für jeden Schritt  $\delta\bar{\alpha}$ , dass ein Auftriebszuwachs am Flügelrumpf  $\delta A_{Fl}(\bar{\alpha})$  eine genau so große Abnahme des Rotorauftriebes verlangt oder andersherum.

Abbildung 4.16 zeigt, wie sich die Größen Rotorkraft  $F_R$ , Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$ , Rotorkrafthebelarm  $d$  und die von Rotor, Flügel-Rumpf und Motor ausgeübten Momente bedingt durch die schrittweise Anstellwinkeländerung nach einer Fluggeschwindigkeitserhöhung von  $113 \text{ km/h}$  auf  $115 \text{ km/h}$  verändern. Das Höhenruder/Trimmruder hat dabei einen Ausschlag von  $\eta_{HR} = 0.0^\circ$ . Jeder dargestellte Datenpunkt stellt die Ergebnisse einer schrittweisen Erhöhung von  $\bar{\alpha}$  um  $\delta\bar{\alpha}$  dar. Die Schrittweite beträgt dabei  $\delta\bar{\alpha} = 1/10000 \text{ rad}$ .

Durch das Aufnicken des ACG2 sinkt die Rotorkraft  $F_R$  in Folge der Auftriebserhöhung am Flügel-Rumpf, der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  wird reduziert und der Rotorkrafthebelarm  $d$  wird negativer, d.h. die Rotorkraftachse wandert weiter hinter den Schwerpunkt. Bei  $\alpha = 4.4^\circ$  kann ein Momentengleichgewicht erreicht werden. Die Kurven für  $M_R$  und  $-(M_{FR} + M_{Prop})$  schneiden sich. Aus Abbildung 4.17 geht hervor, dass der Gesamtnickmomentenbeiwert  $c_{m,ges}$  nach einer Phase des Aufnickens um ca.  $0.5^\circ$  bei einem Anstellwinkel von  $4.4^\circ$  auf Null sinkt. Bei diesem Anstellwinkel ist das Trimmgleichgewicht für die Fluggeschwindigkeit von  $115 \text{ km/h}$  erreicht. Um dieses Ergebnis zu erhalten, wurde der Rumpfanstellwinkel in 35 Schritten jeweils um  $\delta\bar{\alpha}$  erhöht.

Abbildung 4.17 zeigt links die Gradienten des Nickmomentenbeiwertes bezüglich der inkrementellen Anstellwinkeländerungen  $\delta c_{m,ges}/\delta\bar{\alpha}$  und seiner Anteile, die vom Rotor, vom Flügel-Rumpf und vom Schub herrühren. Rechts wird der Nickmomentenbeiwert  $c_{m,ges}$  selbst dargestellt.

Der Gradient des Gesamtmomentenbeiwertes  $\delta c_{m,ges}/\delta\bar{\alpha}$  ist negativ. Der Beitrag des Flügelrumpfes  $\delta c_{m,FR}/\delta\bar{\alpha}$  entspricht im Wesentlichen dem Nickmomentenanstieg  $c_{m,\alpha}$  des Flügel-Rumpfes und ist nahezu unabhängig von der Fluggeschwindigkeit. Der Gradient des Nickmomentenbeiwertes des Rotors  $\delta c_{m,R}/\delta\bar{\alpha}$  hat dagegen eine starke Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit.

$\delta c_{m,R}/\delta\bar{\alpha}$  aus Abbildung 4.17 ist für diese Geschwindigkeitssteigerung größtenteils

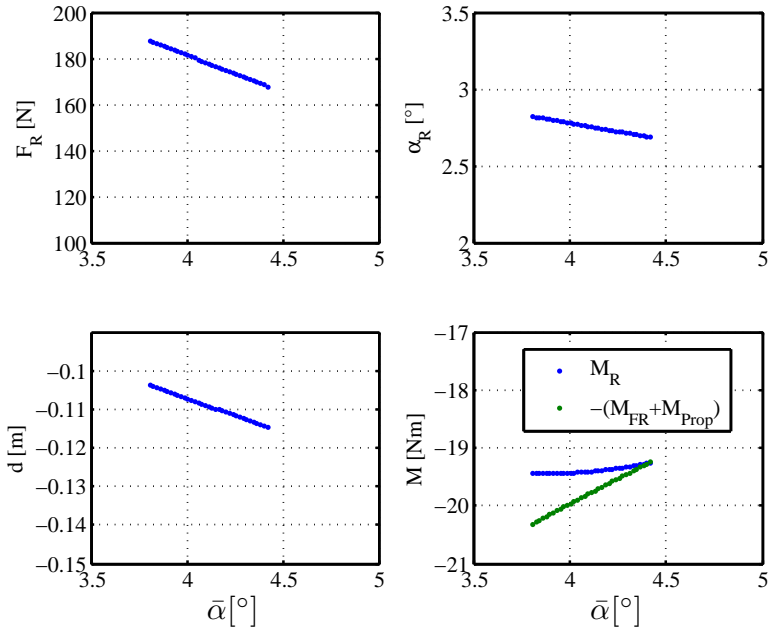


Abbildung 4.16.: Entwicklung von Rotorkraft  $F_R$ , Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$ , Rotorkrafthebelarm  $d$  und Nickmomentenanteilen nach einer Geschwindigkeitserhöhung von  $113 \text{ km/h}$  auf  $115 \text{ km/h}$ , Trimmrudder  $\eta_{HR} = 0.0^\circ$

positiv, d.h. dass aufgrund der aufnickenden Bewegung des Rumpfes das negative Nickmoment des Rotors  $M_R$  abnimmt. Dies ist vor allem durch die Abnahme der Rotorkraft zu begründen. Entsprechend des Aufnickens des Rumpfes ist bekannt, dass sich der Rotorkrafthebelarm  $d$  vergrößert, was eigentlich zu einem abnickenden Moment des Rotors führen würde. In diesem Fall allerdings nicht stark genug, um den Einfluss der Abnahme der Rotorkraft auf das Nickmoment des Rotors zu kompensieren. Da das abnickende Moment des Flügelrumpfes betragsmäßig bei der erreichten End-Fluggeschwindigkeit groß genug ist, kann die aufnickende Bewegung gestoppt werden.

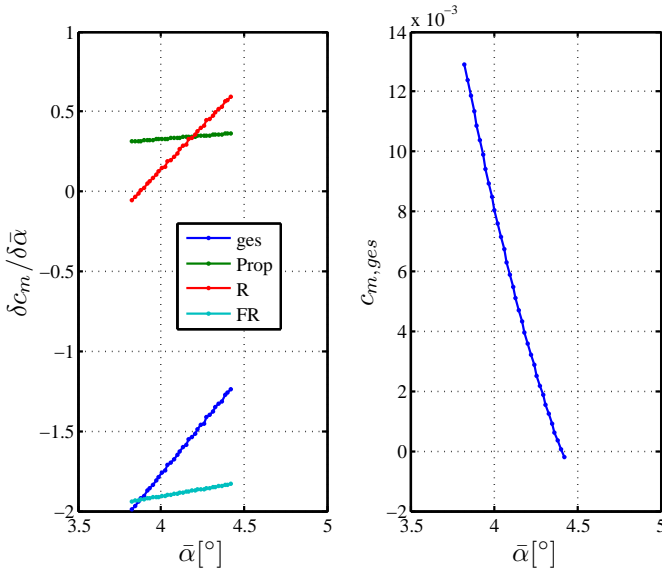


Abbildung 4.17.: Entwicklung der Gradienten der Beiwerte der Nickmomentenanteile und Gesamtnickmomentenbeiwert nach einer Geschwindigkeitserhöhung von  $113 \text{ km/h}$  auf  $115 \text{ km/h}$ , Trimmruder  $\eta_{HR} = 0.0^\circ$

Anders ist es bereits bei einer weiteren Fluggeschwindigkeitserhöhung um lediglich einen weiteren  $\text{km/h}$ . Dieser Fall wird in den Abbildungen 4.18 und 4.19 dargestellt. Nach einer Geschwindigkeitserhöhung von  $113 \text{ km/h}$  auf  $116 \text{ km/h}$  ist der Gradient  $\delta c_{m,R} / \delta \bar{\alpha}$  aus Abbildung 4.18 ausgeprägt stärker positiv und wächst mit zunehmendem Anstellwinkel stärker an. D.h., dass das abnickende Moment des Rotors während des Aufnickvorgangs nach der Fluggeschwindigkeitserhöhung zunehmend schwächer wird. Es ist negativ, sinkt aber in seinem Betrag, wie in Abbildung 4.19 dargestellt. Während der aufnickenden Bewegung erreicht das abnickende Moment des Rotors daher nicht mehr den gleichen Betrag wie die Summe der aufnickenden Momentenanteile von Flügel-Rumpf und Antrieb. In Abbildung 4.18 wird ersichtlich, dass hauptsächlich der Gradient des Nickmomentenanteils des Rotors dazu beiträgt, dass sich der Gradient des Gesamtnickmoments ins Positive verkehrt, weshalb die Kurve des Nickmomentenbeiwertes  $c_{m,ges}$  bei zunehmendem  $\bar{\alpha}$  keinen Nulldurchgang mehr

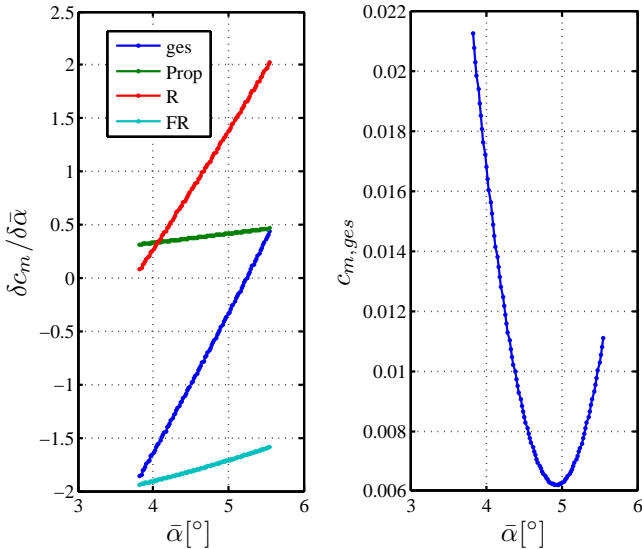


Abbildung 4.18.: Entwicklung der Gradienten der Beiwerte der Nickmomentenanteile und Gesamtnickmomentenbeiwert nach einer Geschwindigkeitserhöhung von  $113 \text{ km/h}$  auf  $116 \text{ km/h}$ , Trimmruder  $\eta_{HR} = 0.0^\circ$

erreicht.

Abbildung 4.19 zeigt, dass trotz der Zunahme des Abstandes  $d$  bei abnehmender Rotorkraft  $F_R$  kein Momentengleichgewicht mehr erreicht werden kann. Die Zunahme des Anstellwinkels kann aufgrund des verbleibenden positiven Gesamtmomentes nicht mehr aufgehalten werden. Die Autorotationstrimmgrenze ist überschritten. Nach insgesamt 100 Iterationsschritten wurde die Berechnung für Abbildung 4.18 und Abbildung 4.19 abgebrochen.

Ein weiterer Horizontalflug bei der vorliegenden Fluggeschwindigkeit ( $116 \text{ km/h}$ ) und Trimmruderstellung  $\eta_{HR} = 0.0^\circ$  kann nur für kurze Zeit und unter Rotordrehzahlverlust durchgeführt werden. Der Rotor muss schnellstmöglich durch eine Geschwindigkeitssenkung oder den Flug bei erhöhtem Lastvielfachen wieder belastet werden, um die Steuerbarkeit und ein beherrschbares Schlagverhalten sicher zu stellen.

Konsequenz des Überschreitens der hier beschriebenen Autorotationstrimmgrenze ist,

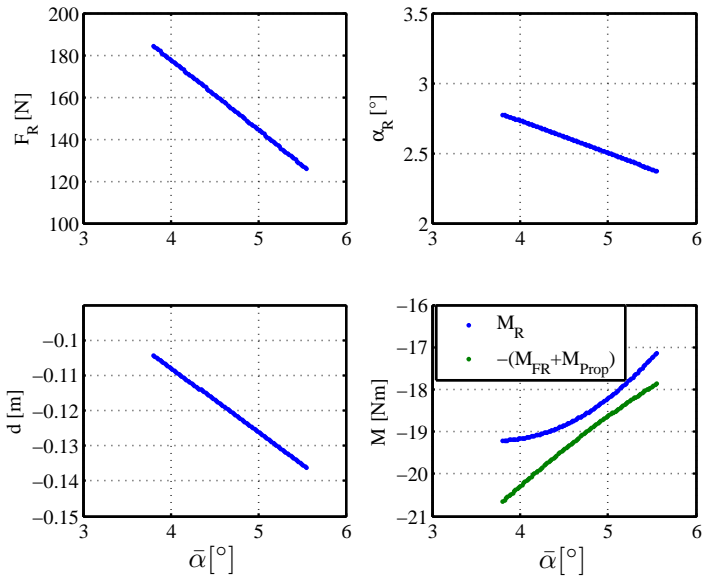


Abbildung 4.19.: Entwicklung von Rotorkraft  $F_R$ , Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$ , Rotorkrafthebelarm  $d$  und Nickmomentenanteilen nach einer Geschwindigkeitserhöhung von  $113 \text{ km/h}$  auf  $116 \text{ km/h}$ , Trimmeruder  $\eta_{HR} = 0.0^\circ$

dass der Rotor, um die Flughöhe konstant zu halten, so weit nach vorn geneigt werden muss, dass Autorotation bei stabiler Rotordrehzahl nicht mehr möglich ist. Insofern verliert der Rotor allmählich an Drehzahl und Rotorkraft. Daher wird er immer weiter nach vorn geneigt, bis der Nickanschlag erreicht ist. Dies führt zum Verlust der Steuerbarkeit um die Nickachse.

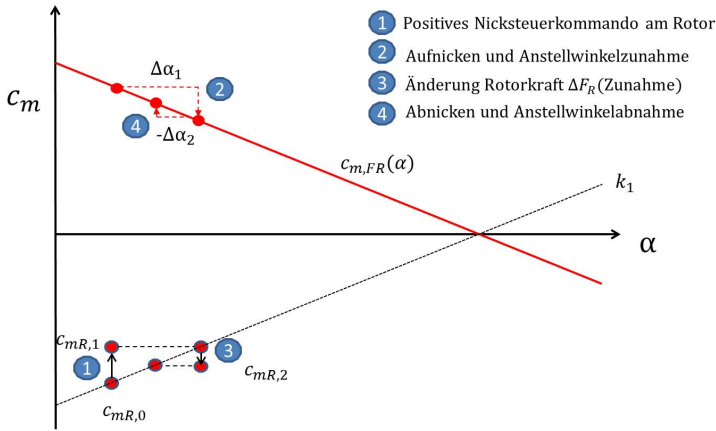


Abbildung 4.20.: Auswirkung einer Nicksteuereingabe (Ziehen)

#### 4.2.4. Steuereingaben

Abbildung 4.20 beschreibt den Momentenhaushalt eines Tragschraubers mit Tragflügel bei einer Steuereingabe. Im vorliegenden Fall wird eine positive Nicksteuereingabe vorgenommen (1). Dadurch wird im ersten Moment der Abstand  $d$  (Gleichung 4.20) der Rotorkraftachse zum Schwerpunkt verändert, sodass der Rotornickmomentenbeitrag sich von  $c_{m,R,0}$  auf  $c_{m,R,1}$  vergrößert und ein positives Gesamtnickmoment entsteht. Der Tragschrauber nickt auf (2), bis sich ein Momentengleichgewicht einstellt. Da sich der Rotoranstellwinkel durch das Steuerkommando und die Nickbewegung vergrößert, erhöht sich die Rotorkraft und der Rotornickmomentenbeitrag sinkt auf das Niveau von  $c_{m,R,2}$  (3). Dementsprechend wird der Anstellwinkel nach Zunahme der Rotorkraft wieder etwas verringert (4).

Nach (4) hat sich ein neuer Anstellwinkel eingestellt. Befindet sich der Tragschrauber auf der Vorderseite der Leistungskurve, kann durch Schubreduktion der Horizontalflugzustand bei geringerer Fluggeschwindigkeit beibehalten werden. Wird der Schub nicht angepasst, nimmt die Fluggeschwindigkeit des Tragschraubers ab und die dann überschüssige Leistung lässt den Tragschrauber steigen.

### 4.3. Flugbereichsgrenzen

Bei der Bestimmung von Flugbereichsgrenzen muss auf die Eigenheiten des Kombinationstragschraubers eingegangen werden. Diese Begrenzungen der Enveloppe resultieren aus dem Zusammenspiel von Kraft- und Momentenbeziehungen in Kombination mit dem Autorotationsfreiheitsgrad des Rotors.

Am Beispiel des ACG2 werden wesentliche Flugbereichsgrenzen für den horizontalen Geradeausflug aufgezeigt, welche die maximale Fluggeschwindigkeit des Fluggerätes bestimmen. Dabei werden strukturbezogene Begrenzungen wie Flattern und maximale Fluglasten bewusst ausgeklammert und der Fokus auf konfigurationsabhängige Faktoren gelegt.

Die Flugbereichsgrenzen wurden mit Hilfe von Trimmrechnungen ermittelt. Dazu wurde für verschiedene Fluggeschwindigkeiten bei verschiedenen Höhenruderstellungen  $\eta_{HR}$  ein Trimpunkt für das Fluggerät berechnet. Sollte kein Trimpunkt erreicht werden können, wurde geprüft, welche physikalische Randbedingung dem zu Grunde liegt. Dabei wurden fünf Betriebsgrenzen geprüft.

#### **Autorotationstrimmgrenze**

Aufgrund der sich einstellenden Fluglage des Flügel-Rumpfes und vorliegender Rotorkraft wird bei weiterer Geschwindigkeitssteigerung keine Kombination von Rotorkraft in stabiler Autorotation und Ausrichtung der Rotorkraftachse mehr erreicht, bei der ein Momentengleichgewicht um die Nickachse gegeben sein kann. Ausführlich beschrieben ist diese Begrenzung in Kapitel 4.2.3. Theoretisch ist auch ein Sonderfall möglich, bei dem der Rotor derart stark entlastet wird, dass die Rotorkraft auf Null zurückgeht und der Kombinationstragschrauber in einem Flugpunkt wie ein Flächenflugzeug, ohne Möglichkeit der Steuerung durch den Rotor, horizontal geradeaus fliegt. Eine derartige Flugbereichsgrenze wurde untersucht, ist für den ACG2 aber nicht nachzuweisen.

#### **Steuerbereichsgrenze**

Aufgrund der sich einstellenden Fluglage des Flügel-Rumpfes und des Rotors bei der vorliegenden Fluggeschwindigkeit und Höhenruderstellung  $\eta_{HR}$  muss das Nicksteuer derart stark ausgeschlagen werden, dass einer der Steueranschläge erreicht wird. Beim ACG2 befindet sich der maximal positive Steuerausschlag  $\eta_{RH} = 15^\circ$  und maximal

negative Steuerausschlag beträgt  $\eta_{RH} = -9.2^\circ$ .

### Schlagwinkelgrenze

Aufgrund der an dieser Flugbereichsgrenze vorliegenden Entlastung des Rotors und einer reduzierten Rotordrehzahl entstehen durch erhöhte Fortschrittsgrade hohe Schlagwinkel. Bei weiterer Steigerung der Fluggeschwindigkeit würden die Schlaggelenksanschlüsse am Rotorkopf erreicht werden. In [62]<sup>9</sup> wird auf Testergebnisse im Windkanal verwiesen, die zeigen, dass bei steigenden Fortschrittsgraden der Schlagwinkel erst linear steigt und dann exponentiell. Unterstützt wird dieses Phänomen durch einen hohen Rotorentlastungsgrad. Für den ACG2 befinden sich die Schlaggelenksanschlüsse bei  $\beta_{Blc,max} = + - 7^\circ$ .

### Schubgrenze

Eine weitere Begrenzung der maximalen Fluggeschwindigkeit des ACG2 im horizontalen Geradeausflug ist die entsprechend der maximal verfügbaren Vortriebsleistung. Auf Meereshöhe und bei gegebener Standardatmosphäre beträgt diese Fluggeschwindigkeit etwa 185 km/h. Da aber im untersuchten Bereich stets andere Betriebsgrenzen zuvor erreicht werden, ist diese Flugbereichsgrenze des Geradeausfluges praktisch nicht relevant.

Abbildung 4.21 zeigt, welche Flugbereichsgrenze im untersuchten Flugbereich erreicht werden kann. Es wird deutlich, dass die erste jeweils erreichte Begrenzung des Flugbereiches die Autorotationstrimmgrenze ist. Exemplarisch ist in Abbildung 4.21 auch die Schubgrenze angegeben, die jedoch keine praktische Relevanz hat, da das Fluggerät bereits bei geringeren Fluggeschwindigkeiten die Autorotationstrimmgrenze erreicht. Auch die anderen untersuchten Flugbereichsgrenzen wären für den ACG2 erst bei höheren Fluggeschwindigkeiten bestimmend, die aber physikalisch nicht dauerhaft erreicht werden können.

---

<sup>9</sup>On the nonlinear dynamics of a rotor in autorotation: A combined experimental and numerical approach, 2015

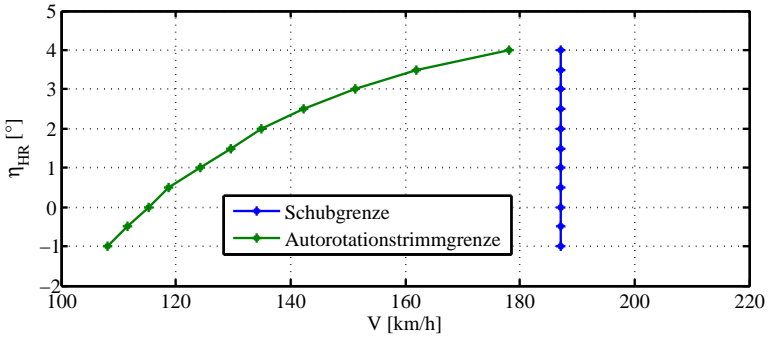


Abbildung 4.21.: Flugbereichsgrenzen des ACG2 bei verschiedenen Höhenruderstellungen

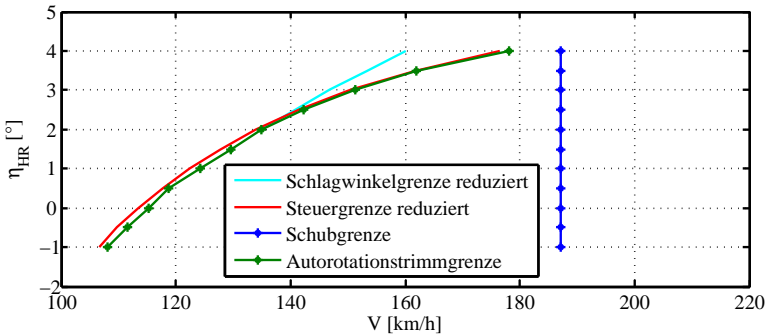


Abbildung 4.22.: Flugbereichsgrenzen des ACG2 mit reduzierter Schlagwinkelfreiheit und reduziertem Steuerweg bei verschiedenen Höhenruderstellungen

Abbildung 4.22 zeigt die Relevanz der Flugbereichsgrenzen für den ACG2, wenn exemplarisch der Steuerweg verringert wird auf einen Bereich von  $\eta_{RH} = [-5 \ 10]^\circ$ . Außerdem wird eine Verringerung des maximalen Schlagwinkels auf  $\beta_{Blc,max} = 5^\circ$  dargestellt. Die Verringerung des möglichen maximalen Schlagwinkels wirkt sich ab einer Höhenruderstellung von  $\eta_{HR} = 2.5^\circ$  und oberhalb einer Flugeschwindigkeit von 140 km/h aus, denn gerade hier treten hohe Fortschrittsgrade auf. Bei geringeren

Fluggeschwindigkeiten und Höhenruderstellungen wird auch mit dieser Modifikation zuerst die Autorotationstrimmgrenze erreicht. Für die Verringerung der Steuergrenze zeigt sich ein etwas anderes Bild. Auch wenn der Einfluss dieser Modifikation auf den Flugbereich nur minimal scheint, ist es so, dass sich die Änderung des Steuerbereiches bei nahezu jeder Trimmruderstellung negativ auf die maximal fliegbare Geschwindigkeit auswirkt. Das bedeutet, dass der verfügbare Steuerweg des ACG2 im Nominalfall vor Erreichen der Autorotationstrimmgrenze bereits auf wenige Grad (etwa  $4^\circ$ ) verringert ist.

#### 4.4. Statische Stabilität

Die statische Stabilität stellt für alle Fluggeräte mit dynamischem Auftrieb eine notwendige Bedingung für den getrimmten stationären Geradeausflug dar. Theoretisch können statisch instabile Fluggeräte ausgetrimmt geflogen werden, in der praktischen Anwendung ist dies allerdings ohne permanente Reglerunterstützung nicht möglich, da das System bei der kleinsten Störung seine Ruhelage verlässt und nicht wieder selbstständig zu ihr zurückkehrt.

Statische Stabilität bei einem Tragschrauber/Kombinationstragschrauber ist wie bei Flächenflugzeugen dann gegeben, wenn das Derivat für den Nickmomentenanstieg bezüglich des Anstellwinkels  $c_{m\alpha}$  negativ ist. Im Gegensatz zu Flächenflugzeugen ist  $c_{m\alpha}$  jedoch nicht zwangsweise im gesamten Flugbereich annähernd gleich, sondern unterliegt, je nach Konfiguration, einer starken Varianz. Ausschlaggebend dafür ist der sich entsprechend der Fluggeschwindigkeit ändernde Betriebszustand des Rotors und die damit verknüpfte Ausrichtung der Rotorkraftachse gegenüber dem Gesamtschwerpunkt. Bedingt durch diese Zusammenhänge ist  $c_{m\alpha}$  keine Konstante, sondern eine Funktion der Fluggeschwindigkeit. Weitere maßgebliche Einflussgrößen sind neben der eigentlichen Konfiguration des Luftfahrtgerätes auch der Einstellwinkel des Höhenleitwerks oder Ausschläge eines Trimmruders am Höhenleitwerk sowie das momentane Gewicht des Kombinationstragschraubers. Da in den folgenden Betrachtungen nach einzelnen Einflüssen auf den Nickmomentenanstieg unterteilt wird, wird der resultierende Nickmomentenanstieg aller Komponenten von nun an als  $c_{m\alpha,ges}$  bezeichnet.

#### 4.4.1. Konventionelle Tragschrauber

Konventionelle Tragschrauber heutiger Bauart verfügen neben dem Rotor über keine weiteren Baugruppen, die primär der Auftriebserzeugung dienen. Es sind für die Richtungsstabilität lediglich Höhen- und Seitenleitwerke am Rumpf angebracht, von denen das Höhenleitwerk im Normalflugzustand einen eher unbedeutenden Teil an Auftrieb oder Abtrieb generiert. Der Momentenhaushalt der Längsbewegung wird nur vom Rotor, dem Höhenleitwerk und dem Antrieb beeinflusst. Dabei ist der Einfluss des Höhenleitwerks  $c_{m\alpha,H}$  auf den Nickmomentenanstieg  $c_{m\alpha,ges}$  konstant und negativ, wenn sich das Höhenleitwerk wie gewöhnlich am Heck des Fluggerätes befindet. Ein konstanter Propellerschub hat keine direkte Auswirkung auf den Nickmomentenanstieg, er beeinflusst lediglich das gegenwärtige Nickmoment. Indirekt kann der Propellerstrahl aber dennoch Einfluss auf den Nickmomentenanstieg haben. Liegt das Höhenleitwerk im Propellerstrahl, wird der Staudruck dort erhöht und der Betrag des Nickmomentenbeiwertes entsprechend der lokalen Steigerung des Staudrucks erhöht. Das gilt für positive wie auch für negative Werte.

Der Anteil des Rotors auf das  $c_{m\alpha,ges}$  kann sowohl positiv (aufnickend) als auch negativ (abnickend) in seiner Wirkungsrichtung sein. Verläuft die Schubachse entsprechend des Flugzustandes vor dem Schwerpunkt, bewirkt eine den Rotoranstellwinkel vergrößernde Böe eine sprunghafte Zunahme der Rotorkraft und verursacht damit ein aufnickendes Moment ( $c_{m\alpha,R}>0$ ). Verläuft die Schubachse vor dem Böeneinfluss hinter dem Schwerpunkt gilt:  $c_{m\alpha,R}<0$ . Entscheidend für die Reaktion des Tragschraubers auf eine Böe ist das  $c_{m\alpha,ges}$  der Gesamtfluggerätes, welches sich aus der Summe der Einzelkomponenten ergibt.

Das Höhenleitwerk konventioneller Tragschrauber ist mit einem negativen Einstellwinkel versehen, der dafür sorgt, dass die Rotorkraftachse mit steigender Flugeschwindigkeit in ihrer Ausrichtung tendenziell Richtung Heck wandert. Das bedeutet, dass Tragschrauber konventioneller Bauart aufgrund des Einflusses des Höhenleitwerkes mit steigender Flugeschwindigkeit statisch stabiler werden. Ebenso kann es sein, dass sie im sehr langsamen Flug statisch instabil werden, da dann die Rotorkraftachse vor dem Schwerpunkt verlaufen kann und die zunehmende Rotorkraft im Falle einer Böe derart stark aufnickend wirken kann, dass der Tragschrauber bei einer positiven Vertikalböe weiter aufnicken würde.

Eine konstruktive Besonderheit des Rotorkopfes mildert dieses Verhalten ab oder verhindert es gänzlich. Der Teeter Bolt (TB), der den Befestigungspunkt des Rotors am Rotorkopf darstellt, befindet sich in x-Richtung hinter dem Pitch Pivot Bolt (PPB), um den der Rotorkopf in der Nickachse geneigt wird. Dadurch wird der Rotorkopf bei losem Steuerknüppel dazu veranlasst, bei einer Rotorkrafterhöhung gegenüber dem Rumpf nach vorn zu kippen. Somit werden die Rotorkopfneigung, die Anströmung des Rotors und die Rotorkraft wieder verringert und ein aufnickendes Verhalten des Tragschraubers verhindert. Ist der Rotorkopf des Tragschraubers über Aktuatoren und ein festes Gestänge ohne signifikante Elastizität gesteuert, wie es am Beispiel des 450 kg schweren ALAADy Demonstrator [63]<sup>10</sup> ausgeführt wurde, müssen derartige Störungen durch Böenanregung stets durch den Piloten explizit ausgesteuert werden. Der Fall des losen Ruders ist mit einem solchen Aufbau nicht darstellbar.

#### 4.4.2. Kombinationstragschrauber

Für den Kombinationstragschrauber gelten in Bezug auf die statische Stabilität prinzipiell die gleichen Zusammenhänge. Der zusätzliche Starrflügel kann zusammen mit dem Höhenleitwerk wie eine gemeinsame Auftriebsfläche betrachtet werden. Die Funktionen für den Nickmomentenbeiwert des Höhenleitwerkes  $c_{m,H}(\alpha)$  und den Nickmomentenbeiwert des Tragflügels  $c_{m,Fl}(\alpha)$  können aufgrund ihres linearen Bezugs zum Anstellwinkel  $\alpha$  durch Addition zu  $c_{m,FR}(\alpha)$  zusammengefasst werden. Ist die Steigung dieser Funktion  $c_{m\alpha,FR}$  negativ, ist die Baugruppe Flügel-Rumpf statisch stabil.

Ob statische Stabilität des Gesamtfluggerätes gegeben ist, hängt dann noch vom Rotor ab. Ergibt sich aus der Summe der vom Flügelrumpf und vom Antrieb verursachten Nickmomente ein positiver Wert, muss das vom Rotor ausgeübte Nickmoment negativ sein um ausgetrimmt fliegen zu können. Das bedingt, dass die Rotorschubachse hinter dem Schwerpunkt verläuft. Dadurch wird die statische Stabilität erhöht. Nachteil dieser Konstellation kann eine Limitierung der Steuerung in bestimmten Flugbereichen sein, wie sie im Abschnitt 4.2.3 beschrieben wird.

---

<sup>10</sup> Simulatorunterstützte Erprobung und Training automatischer Flüge mit einem unbemannten Tragschrauber, DLRK, 2019

### 4.4.3. Mathematische Beschreibung

Bei der Betrachtung der statischen Stabilität wird die Wirkung einer Anstellwinkeländerung auf das Nickmoment betrachtet. Dabei haben die durch die Anstellwinkeländerung verursachten Teilauftriebe ( $\Delta$ -Anteile) an Höhenleitwerk  $\Delta A_H$  und Tragflügel  $\Delta A_{Fl}$  im Zusammenspiel mit dem jeweiligen Hebelarm dieser Bauteile zum Schwerpunkt Einfluss auf das Nickmoment. Ein weiterer Einfluss wird durch das Rotornickmoment  $\Delta M_R$  ausgeübt. Der zur Rotorkraftänderung  $\Delta F_R$  zugehörige Rotorkrafthebelarm  $d$  hängt vom vorherrschenden Trimmzustand ab. Für die Momentenbeziehung bei einer Anstellwinkeländerung gilt:

$$\Delta M_{ges} = \Delta A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + \Delta A_H \cdot x_{H,CG} + \Delta M_R \quad (4.17)$$

Der Anteil  $\Delta M_R$  repräsentiert das vom Rotor ausgeübte Nickmoment infolge der Anstellwinkeländerung  $\Delta \alpha$  bzw.  $\Delta \alpha_R$ . Vereinfachend wird für diese Betrachtung davon ausgegangen, dass die durch eine Böe verursachte Anstellwinkeländerung am Rotor  $\Delta \alpha_R$  der Anstellwinkeländerung am Rumpf  $\Delta \alpha$  entspricht.

$$\Delta M_R = \Delta F_R \cdot d \quad (4.18)$$

Anders als bei den Auftriebsflächen Flügel und Leitwerk hängt die durch  $\Delta \alpha$  verursachte Änderung der Rotorkraft neben der Flugeschwindigkeit auch vom Betriebspunkt des Rotors ab. Hierbei spielen vor allem der Rotorfortschrittsgrad  $\mu_R$  und die Rotorkraft  $F_{R0}$  am Betriebspunkt eine Rolle. Außerdem ist der Rotorkrafthebelarm  $d$  entscheidend. Dieser ist von Flugpunkt zu Flugpunkt unterschiedlich und stellt die kürzeste Entfernung der Rotorkraftlinie zum Schwerpunkt dar. Wesentlich bestimmt wird  $d$  durch die Winkelpaare Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  und Anstellwinkel  $\alpha$  bzw. Rotorkopfnicksteuerwinkel  $\eta_{RH}$  und Schlagwinkel in Längsrichtung  $\beta_{Blc}$ . Der Winkel  $v$  entspricht der Summe aus  $\eta_{RH}$  und  $\beta_{Blc}$  sowie der Differenz von  $\alpha_R$  und  $\alpha$ . Mit ihm kann der Rotorkrafthebelarm  $d$  berechnet werden.

$$v = \eta_{RH} + \beta_{Blc} = \alpha_R - \alpha \quad (4.19)$$

Die ausführliche Herleitung von  $d$  ist im Anhang A.6 gegeben. Für den Rotorkrafthebelarm  $d$  gilt bei einem Tragschrauber oder Kombinationstragschrauber mit in latera-

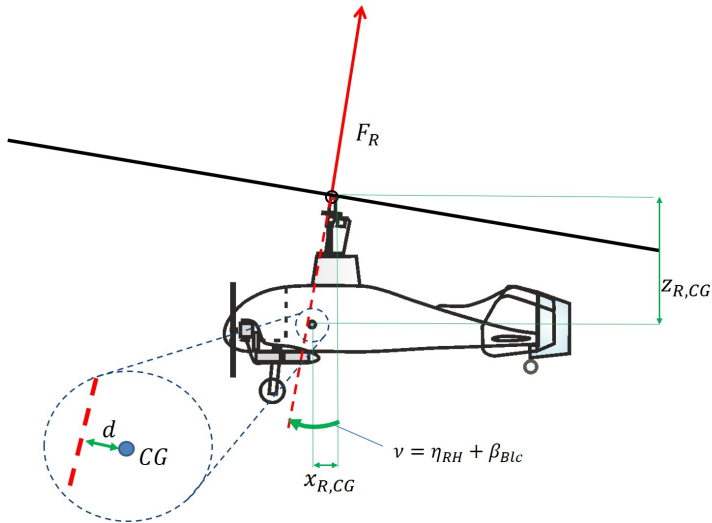


Abbildung 4.23.: Hebelarm der Rotorkraftlinie

ler Richtung symmetrischer Massenverteilung:

$$d(g, h) = \begin{pmatrix} x_R - x_{CG} \\ y_R - y_{CG} \\ z_R - z_{CG} \end{pmatrix} \cdot \vec{n}_0 = (x_{R,CG}) \cdot (\cos(v)) + (z_{R,CG}) \cdot (-\sin(v)) \quad (4.20)$$

Des Weiteren wird im Anhang A.6 der Gradient  $F_{R\alpha_R}$  ermittelt.

$$F_{R\alpha_R} = \frac{F_{R0} \cdot \pi \cdot \mu_R}{K_{Z0} + K_{Z1} \cdot \mu_R + K_{Z2} \cdot \mu_R^2} \quad (4.21)$$

$F_{R\alpha_R}$  beschreibt die Anfangsreaktion der Rotorkraft eines Tragschrauberrotors auf eine Vertikalböe. Die Rotordrehzahl wird dabei als quasi-stationär angesehen. Einflussgrößen für eine Delta-Rotorkraft

$$\Delta F_R = \Delta\alpha \cdot F_{R\alpha_R} \quad (4.22)$$

sind neben der Anstellwinkeländerung  $\Delta\alpha$  laut Gleichung 4.21 auch die Rotorkraft am Betriebspunkt  $F_{R0}$  und der Fortschrittsgrad des Rotors  $\mu_R$ .

Nach der Normierung auf die Bezugsflügelteiefe  $l_\mu$  und die Referenzfläche  $S_{Ref}$  gilt nach Zusammenfassung aller Anteile:

$$c_{m\alpha,ges} = \frac{C_{A\alpha,Fl} \cdot x_{Fl,CG} \cdot S_{Fl} + C_{A\alpha,H} \cdot x_{H,CG} \cdot S_H + F_{R\alpha_R} \cdot d \cdot \frac{1}{q_{Stau}}}{l_\mu \cdot S_{Ref}} \quad (4.23)$$

$F_{R\alpha_R}$  und  $d$  sind Funktionen der Fluggeschwindigkeit und des Anstellwinkels bezüglich der dazugehörigen Trimpunkte. Werden nur getrimmte Flugzustände betrachtet, lässt sich der Verlauf von  $c_{m\alpha,ges}$  bezüglich der Fluggeschwindigkeit oder bezüglich des Anstellwinkels ausdrücken. Dies wird in 4.4.4 im Detail demonstriert.

#### 4.4.4. Beispielanalyse

Für die folgende Analyse wird wieder der ACG2 herangezogen. Dieser bietet sich als Forschungsobjekt an, da durch das trimmbare Höhenruder das vom Flügel-Rumpf erzeugte Nickmoment direkt beeinflusst werden kann.

Im Folgenden werden die Anteile am gesamten Nickmomentenanstieg  $c_{m\alpha,ges}$  einzeln betrachtet, um deren Entwicklung bei unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten verfolgen zu können. Das Höhenleitwerk hat den Anteil  $c_{m\alpha,H}$ , der Flügel verursacht  $c_{m\alpha,Fl}$  und der Rotor  $c_{m\alpha,R}$ . Vom Motor geht kein direkter Einfluss auf den Nickmomentenanstieg aus. Einflüsse aus der Zusatzüberströmung durch den Propellerstrahl schlagen sich allerdings zu Teilen in  $c_{m\alpha,Fl}$  nieder. Dieser Einfluss wird durch die Einbeziehung des Verhältnisses des Staudrucks, der vom Propellerstrahl beeinflusst wurde, zum sonst herrschenden Staudruck  $q_{Prop}/q_{Stau}$  berücksichtigt.

$$c_{m\alpha,H} = \frac{C_{A\alpha,H} \cdot x_{H,CG} \cdot S_H}{l_\mu \cdot S_{Ref}} \quad (4.24)$$

$$c_{m\alpha,Fl} = \frac{C_{A\alpha,Fl} \cdot x_{Fl,CG} \cdot S_{Fl} \cdot q_{Prop}}{l_\mu \cdot S_{Ref} \cdot q_{Stau}} \quad (4.25)$$

$$c_{m\alpha,R} = \frac{F_{R\alpha_R} \cdot d}{l_\mu \cdot S_{Ref} \cdot q_{Stau}} \quad (4.26)$$

Der durch das Höhenleitwerk verursachte Nickmomentenanstieg  $c_{m\alpha,H}$  steht in direkter Beziehung zum Auftriebsanstieg des Höhenleitwerks  $C_{A\alpha,H}$ . In den folgenden Betrachtungen wird davon ausgegangen, dass eine Änderung der Trimmerstellung näherungsweise keinen Einfluss auf den Auftriebsanstieg am Höhenleitwerk hat. Da-

her ist der Wert des vom Höhenleitwerk verursachten Nickmomentenanstiegs für die betrachteten Fälle ( $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  und  $\eta_{HR} = +4^\circ$ ) konstant. Analog zu Abschnitt 4.2.2 wurden die negativste Höhenruderstellung  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  und die positivste Höhenruderstellung  $\eta_{HR} = +4^\circ$ , die im Flugversuch mit dem ACG2 getestet wurden, für diese Betrachtung ausgewählt.

Die Zusatzüberströmung des Flügels durch die Propeller wird in die Betrachtung mit einbezogen, weswegen der Anteil des vom Flügel verursachten Nickmomentenanstieges  $c_{m\alpha,Fl}$  im Gegensatz zum Anteil des Höhenleitwerkes  $c_{m\alpha,H}$  einen leicht gekrümmten Verlauf aufweist. Da der Nickmomentenanstieg des Rotors  $c_{m\alpha,R}$  stark vom Rotorkrafthebelarm  $d$  abhängt, ist  $c_{m\alpha,R}$  für den Fall mit gedrücktem Trimmruder (Abb. 4.24) im gesamten Flugbereich betragsmäßig geringer als im Fall mit leicht gezogenem Trimmruder (Abb. 4.25). Denn aufgrund des positiveren Momentenbeitrages des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  bei leicht gezogenem Trimmruder, muss der Rotor weiter nach vorn geneigt werden, um das aufnickende Moment des Flügel-Rumpfes auszugleichen. Dadurch wird der Rotorkrafthebelarm  $d$  vergrößert, was die statische Stabilität erhöht.

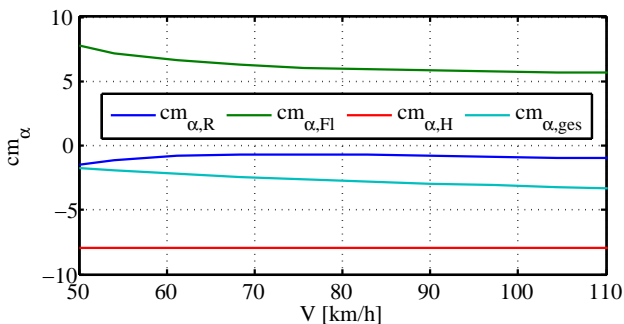


Abbildung 4.24.:  $c_{m\alpha}$  für ACG2,  $\eta_{HR} = 4^\circ$

Abbildung 4.25 zeigt, dass mit zunehmender Fluggeschwindigkeit der vom Rotor verursachte Nickmomentenanstieg  $c_{m\alpha,R}$  sinkt und damit auch  $c_{m\alpha,ges}$  negativer wird. Der Einfluss des wachsenden Rotorkrafthebelarmes  $d$  bedingt durch einen negativeren

Rotorkopfnicksteuerwinkel  $\eta_{RH}$ , der in Abschnitt 4.2.2 in Abbildung 4.11 nachvollzogen werden kann, dominiert die Entwicklung von  $c_{m\alpha,R}$ . Die Abnahme von Rotorkraft  $F_R$  und Rotordrehzahl  $n_R$  mit steigender Fluggeschwindigkeit  $V$  haben einen geringeren Einfluss auf die Entwicklung auf  $c_{m\alpha,R}$  als der Rotorkopfnicksteuerwinkel  $\eta_{RH}$ . In Abbildung 4.24 bleibt das  $c_{m\alpha,R}$  im Gegensatz zu Abbildung 4.25 auf einem geringen negativen Niveau relativ konstant. Das resultiert daraus, dass der Anstellwinkel des Kombinationstragschraubers ab einer Fluggeschwindigkeit von 20 m/s nahezu konstant bleibt und die Rotorkraft  $F_R$  und die Rotordrehzahl  $n_R$  in etwa demselben Maße sinken, wie der Rotorkrafthebelarm  $d$  durch die Abnahme des Rotoranstellwinkels  $\alpha_R$  ansteigt.

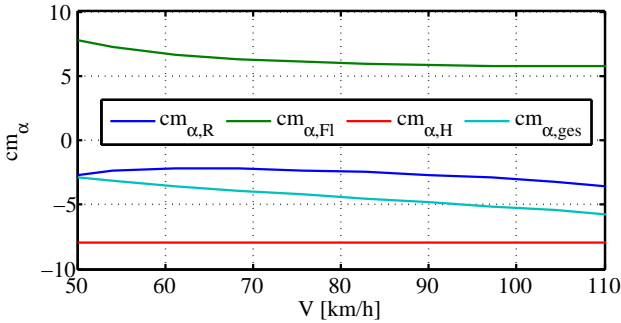


Abbildung 4.25.:  $c_{m\alpha}$  für ACG2,  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$

Der ACG2 hat bei weiterer Geschwindigkeitssteigerung mit gezogenem Trimmruder zwar ein Steuerbarkeitsproblem (vgl. Kapitel 4.2.3 und Kapitel 5.8), da der vordere Steueranschlag erreicht wird. Die statische Stabilität der Längsbewegung für kurze, böenartige Anstellwinkeländerungen ist aber durchaus gegeben. Während die Wahl einer Flügelposition vor dem Schwerpunkt bezüglich der Problematiken der Trimmbarkeit und Steuerbarkeit genau zu prüfen ist, kann sie bei einem Kombinationstragschrauber durch das vom Tragflügel ausgeübte aufnickende Moment helfen, ausreichend statische Stabilität durch die Beeinflussung der Ausrichtung der Rotorkraftachse zu erzeugen. Gleichzeitig kann dabei auf einen negativen Einstellwinkel und daher

einen gewissen Abtrieb am Höhenleitwerk verzichtet werden. Bezogen auf das Höhenleitwerk verspricht dies einen geringen aber dauerhaften Leistungsgewinn gegenüber konventionellen Tragschraubern.

## 4.5. Anstellwinkel- und Flugbahnschwingung

Die Analyse der Pol- und Nullstellen der Übertragungsfunktion des Fluggerätes lässt Rückschlüsse über sein dynamisches Verhalten nahe des Flugpunktes zu, an dem die Übertragungsfunktion ermittelt wurde [64]<sup>11</sup>. Vor allem die Reaktion auf äußere Anregungen kann anhand der gewählten Übertragungsfunktionen beschrieben werden. Durch die Analyse der Pollagen wird ersichtlich, ob das jeweilige System stabil oder instabil auf eine Anregung reagiert. Grundlegende Arbeiten zur Beschreibung der Dynamik der Längsbewegung von Tragschraubern wurden bereits in [25] am Beispiel eines Tragschraubers vom Typ MTOsport beschrieben.

In [25] wird die Charakteristik der Längsbewegung von Tragschraubern als Mischung aus Helikopter- und Starrflügelmoden beschrieben. Es wurden vor allem zwei charakteristische Polpaare und ein einzelner Pol in der Übertragungsfunktion der Längsbewegung von Krafteingabe am Steuerknüppel zu Nickrate identifiziert.

Wie bei einem Flächenflugzeug lässt sich bei einem konventionellen Tragschrauber anhand der Pollagen die schnelle Anstellwinkelschwingung gut von der relativ langsamen Phygoidschwingung trennen. Im Allgemeinen ist die Anstellwinkelschwingung gut gedämpft. Die Phygoide hingegen weist jedoch nur eine sehr geringe Dämpfung auf, die abhängig von der Fluggeschwindigkeit positiv oder sogar leicht negativ ausfallen kann. Die Eigenfrequenz der Phygoide weist eine ähnliche Frequenz auf, wie sie auch bei Flächenflugzeugen konventioneller Bauart erwartet werden kann. Eine Besonderheit ist ein zusätzlicher realer stabiler Pol auf der Abzisse. Dieser beschreibt die Rotordrehfrequenz.

In Abweichung zum Flächenflugzeug wurden für den Tragschrauber vier statt drei Nullstellen in der Übertragungsfunktion ermittelt. Es stellte sich heraus, dass die zusätzliche Nullstelle den Einfluss des zusätzlichen Pols durch die relative Nähe in der komplexen Zahlenebene nahezu vollständig ausgleicht. Daher ist die Übertragungsfunktion  $G = q_f / F_{stick}$  vergleichbar mit der von Flugzeugen. In der zitierten Analyse

---

<sup>11</sup>Flight Dynamics Principles, 2013

[25] wurde die Schlagwinkelentwicklung als linear zur Fluggeschwindigkeit angenommen und auch der Rotorabwind ohne zusätzliche Dynamik abgebildet.

Für die Analyse der Pollagen des Kombinationstragschraubers ACG2 wurden die flugmechanischen Beziehungen der Längsdynamik in einem Simulationsmodell nachgebildet. Dieses mathematische Modell wurde mit Hilfe geometrischer Daten und aerodynamischer Beiwerte des ACG2 aufgebaut, welche in den vorhergehenden Windkanalversuchen (Anhang A.3) ermittelt wurden. So, dass ein Simulationsmodell der Längsbewegung entstand, mit dem der ACG2 beschrieben werden kann und an dem Parametervariationen möglich sind, um unter anderem die Auswirkungen verschiedener Modifikationen erforschen zu können.

Im Gegensatz zu [25] werden sowohl die Schlagwinkeldynamik als auch die Dynamik des Rotorabwindes für die folgenden Betrachtungen zum ACG2 mit einbezogen. Dadurch kommen noch zwei weitere Pole hinzu, die die Schlagwinkeldynamik und die Dynamik des Rotorabwindes repräsentieren.

Für den Kombinationstragschrauber ACG2 werden in Tabelle 4.1 die Pole und Nullstellen für die Übertragungsfunktion von Nicksteuerausschlag auf die Nickbewegung  $G = q_f / \eta_{RH}$  bei einer Fluggeschwindigkeit von 95 km/h und einem Höhenruderausschlag von  $2^\circ$  aufgeführt.

Polstellen	Nullstellen
-34.34	0
-13.79	-36.38
-2.77 + 5.87i	-18.76
-2.77 - 5.87i	-4.96
-0.39	-0.48
-0.02 + 0.38i	-0.05
-0.02 - 0.38i	

Tabelle 4.1.: Pol- und Nullstellen der Übertragungsfunktion  $q_f / \eta_{RH}$  des ACG2 für  $V=95\text{km/h}$  bei  $\eta_{RH} = 2^\circ$

Ein konjugiert komplexes Polpaar nahe des Koordinatenursprungs steht für die Phygoide. Es ergibt sich eine Dämpfung von lediglich 0.05 und eine Frequenz von 0.06

Hz. Damit beträgt die Schwingungsdauer annähernd 17 s. Die Phygoide des ACG2 bei 95 km/h mit moderat positivem Höhenruderausschlag ist schwach gedämpft, aber stabil. Die Anstellwinkelschwingung ist ebenso durch ein konjugiert komplexes Polpaar repräsentiert und ebenfalls stabil. Mit einer Dämpfung von  $D=0.42$  ist sie gut gedämpft. Ihre Frequenz beträgt 6.49 rad/s bzw. etwa 1 Hz. Die Werte für die Dämpfung und die Schwingungsdauer für beide Eigenbewegungsformen befinden sich in Bereichen, die allgemein als gut kontrollierbar beschrieben werden. Diese mit dem linearisierten Simulationsmodell der Längsbewegung des ACG2 ermittelten Werte decken sich mit den Beschreibungen des Fernsteuerungspiloten des Versuchsträgers. Er beschrieb das Fluggerät in seiner finalen Konfiguration als sehr gut steuerbar und einfach beherrschbar.

Es existieren drei weitere reelle Pole in der linken Halbebene. Ein Pol liegt auf der Abzisse bei  $-0.39$  rad/s. Er charakterisiert die Änderungsdynamik der Rotordrehzahl und gilt daher als Rotorpol. Es lässt sich feststellen, dass eine Nullstelle sich bei  $-0.48$  rad/s befindet und durch seine unmittelbare Nähe zum Rotorpol, dessen Einfluss zu großen Teilen kompensiert. Ein solches Verhalten wurde bereits in [42] beschrieben. Ein weiterer Pol auf der Abzisse befindet sich bei  $-34.34$  rad/s. Seine Frequenz entspricht der Modellierung des Rotorabwindes. Der dritte stabile Pol befindet sich bei  $-13.79$  rad/s. Er resultiert aus der Dynamik des Schlagverhaltens des Rotors und wird hauptsächlich durch die Geometrie des Rotors und die Rotordrehzahl beeinflusst. Ebenso befindet sich eine Nullstelle bei  $-36.38$  rad/s, was den Einfluss des Pols bei  $-34.34$  rad/s nahezu aufhebt und eine weitere Nullstelle existiert bei  $-18.76$  rad/s, also nahe des Pols, welcher die Schlagdynamik charakterisiert. Aufgrund ihrer hohen Dynamik im Vergleich zur Anstell- und Flugbahnschwingung werden diese Pole für die folgenden Abbildungen nicht gesondert dargestellt. Die Abbildungen 4.26 und 4.27 zeigen beispielhaft den Einfluss von Parametervariationen auf die mit dem Simulationsmodell ermittelten Eigenbewegungsformen. In Abbildung 4.26 wird der Ausschlagwinkel des Höhenruders variiert, wie es auch beim ACG2 möglich war. Die dargestellten Werte befinden sich in dem Bereich, der auch in den Testflügen genutzt wurde. Die Flugeschwindigkeit beträgt 95 km/h. Es wird ersichtlich, dass die Eigenfrequenz der Anstellwinkelschwingung mit zunehmendem Höhenruderausschlag abnimmt und dass die Dämpfung sich erhöht ( $D_{AS} = 0.42$ ,  $f_{AS} = 1$  Hz bei  $\eta_{HR} = 2^\circ$  und  $D_{AS} = 0.54$ ,  $f_{AS} = 0.7$  Hz bei  $\eta_{HR} = 4^\circ$ ). Ein zunehmender Höhenruderausschlag entspricht da-

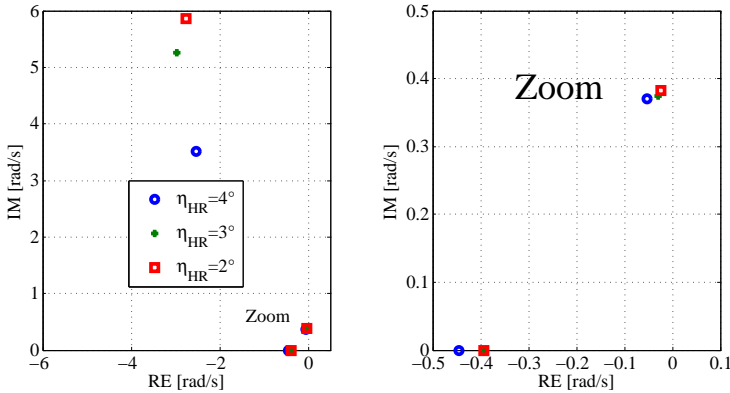


Abbildung 4.26.: Polstellen des Simulationsmodell der Längsbewegung des ACG2 bei 95 km/h und Höhenruderausschlägen von  $\eta_{HR} = 2^\circ$ ,  $\eta_{HR} = 3^\circ$  und  $\eta_{HR} = 4^\circ$  (Linke Abbildung: Gesamtdarstellung, Rechte Abbildung: Vergrößerung des Umfelds des Koordinatenursprungs)

bei einer zunehmenden Übertragung von Auftriebskraft vom Flügel auf den Rotor. Gleichzeitig nimmt Eigenfrequenz der Phypoide nur sehr unwesentlich ab und deren Dämpfung nimmt zu ( $D_{PH} = 0.05$ ,  $f_{PH} = 0.06 \text{ Hz}$  bei  $\eta_{HR} = 2^\circ$  und  $D_{PH} = 0.16$ ,  $f_{PH} = 0.06 \text{ Hz}$  bei  $\eta_{HR} = 4^\circ$ ).

In Abbildung 4.27 wird die Fluggeschwindigkeit schrittweise erhöht und die Höhenruderstellung bei  $\eta_{HR} = 2^\circ$  belassen. Man erkennt, dass die Eigenfrequenz der Anstellwinkelschwingung mit zunehmender Fluggeschwindigkeit zunimmt, wogegen die Dämpfung nahezu konstant bleibt ( $D_{AS} = 0.45$ ,  $f_{AS} = 0.9 \text{ Hz}$  bei  $V = 80 \text{ km/h}$  und  $D_{AS} = 0.41$ ,  $f_{AS} = 1.2 \text{ Hz}$  bei  $V = 110 \text{ km/h}$ ). Gleichzeitig nimmt Eigenfrequenz der Phypoide leicht ab und deren Dämpfung nimmt zu. ( $D_{PH} = 0.02$ ,  $f_{PH} = 0.07 \text{ Hz}$  bei  $V = 80 \text{ km/h}$  und  $D_{PH} = 0.12$ ,  $f_{PH} = 0.05 \text{ Hz}$  bei  $V = 110 \text{ km/h}$ ).

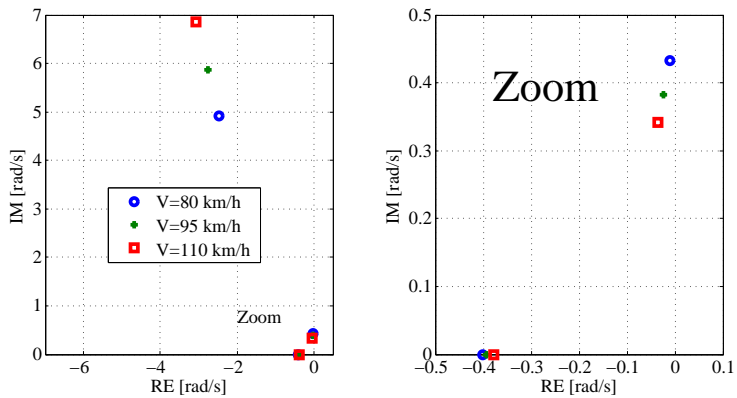


Abbildung 4.27.: Polstellen des Simulationsmodell der Längsbewegung des ACG2 für 80 km/h bis 95 km/h und 110 km/h mit einem Höhenruderausschlag von  $\eta_{HR} = 2^\circ$  (Linke Abbildung: Gesamtdarstellung, Rechte Abbildung: Vergrößerung des Umfelds des Koordinatenursprungs)



## 5. Flugversuche

### 5.1. Flugversuchsziele

Der Aufbau des Flugmodells war stark eingebunden in die Forschungsaktivitäten des Projektes ALAADy. Wie unter Abschnitt 3.1 näher erläutert, stellt der ACG2 eine in diesem Projekt für den Lastentransport vorgeschlagene UAV-Konfiguration dar. Mit dem ACG2 sollten verschiedene vorgeschlagene Konfigurationsmerkmale erprobt werden. Dazu gehörte die Demonstration von kurzen Starts und Landungen dank des autorotierenden Rotors. Weiterhin versprechen die gegenläufigen Zugpropeller einen für Tragschrauber geringen Einfluss auf den Momentenhaushalt bei Schubänderungen sowie eine verhältnismäßig geringe Lärmentwicklung. Ebenso wurde in den Flugversuchen die Absicht verfolgt, bewerten zu können, inwiefern sich der Tragflügel auf den Gesamtwiderstand des Kombinationstragschraubers auswirkt und welche Einflüsse des Starrflügels bezüglich der Längsdynamik und Rotordynamik beobachtet werden können.

Um Studien bei unterschiedlichen Flügelanstellwinkeln aber gleichbleibender Flugeschwindigkeit im Horizontalflug durchführen zu können, bestand die Möglichkeit den Anstellwinkel des Rumpfes und des Flügels gemeinsam zu ändern, denn der Tragflügel ist mit einem festen Einstellwinkel mit dem Rumpf verbaut. Dazu wurde ein Trimmruder an der Höhenleitwerksflosse genutzt. So konnten Manöver mehrfach wiederholt werden und dabei die Trimmruderstellung und in der Folge auch der Rumpfanstellwinkel modifiziert werden. Mit jeder Änderung des Rumpfanstellwinkels ging auch immer eine Änderung der Auftriebsverteilung zwischen Rotor und Flügel einher.

Für die Widerstandsermittlung im Flugversuch wurden möglichst lange gerade horizontale Flugabschnitte mit möglichst konstanter Fluggeschwindigkeit geflogen. Diese wurde von Versuch zu Versuch variiert. Um höhere g-Belastungen konstant zu erzeugen, wurden Kreise verschiedener Querlage und Fluggeschwindigkeit geflogen und es

wurden Steig- und Sinkflüge durchgeführt, um den Schubeffluss auf die Flugdynamik bewerten zu können.

## 5.2. Messausrüstung und Leistungsfähigkeit

Die Instrumentierung für die Flugversuche wurde zweigeteilt aufgebaut. Zum einen wurde die Telemetrie der Fernsteueranlage, wie in Abbildung 5.1 [65]<sup>1</sup> dargestellt, genutzt, um Flugdaten aufzuzeichnen und zum anderen wurde eine autarke Messplattform im Rumpf des Fluggerätes verbaut, welche ebenfalls Flugdaten erfasste (Abbildung 5.2). Die Firma JETI model, von der sämtliche Standard-Modellbaukomponenten des ACG2 stammen, bietet für den Modellbau qualitativ hochwertige Sensorik. Zudem ist es möglich, nahezu jede Modellfunktion zu überwachen. Desto mehr Datenkanäle überwacht, per Telemetrie an die Fernsteuerung übertragen und dort aufgezeichnet werden, umso geringer fällt die Datenrate jedes einzelnen Datenkanals aus. Daher musste abwägend entschieden werden, welche Funktionen überwacht werden sollten. Tabelle A.1 im Anhang zeigt die aufgezeichneten Datenströme.



Abbildung 5.1.: Jeti-Fernsteuerung DC16 [65]



Abbildung 5.2.: mFDAS Messanlage

Besonders wichtig für die Versuchsauswertung sind die Steuereingaben für das Nickssteuer, Rollsteuer, die Ruder- und die Schubsteuerung. Weiterhin haben die Drehzahlen von Propellern und Rotor sowie ergänzend die Leistungsangaben des Antriebsstranges eine große Wichtigkeit für die spätere Interpretation der Flugversuchsergebnisse.

<sup>1</sup>Jeti Homepage, URL: <http://www.jetimodel.com>

Die Messung der Anströmungsgeschwindigkeit per Modellsonde erwies sich bereits im Windkanal als sehr zuverlässig. Die Geschwindigkeitsmessung mit dieser Sonde zeigte einen Messfehler von lediglich 1%, der auch durch hohe Anstell- und Schiebewinkel wenig beeinflusst wurde. Außerdem wurde über einen GPS-Empfänger die Trajektorie des ACG2 aufgezeichnet.

Sehr bedeutend für den Versuch ist ebenfalls die Aufzeichnung der GPS-Zeit. Die gleichzeitige Aufzeichnung der GPS-Zeit in der Telemetrieanlage und in der Messplattform ermöglichte es, die Daten aus der Telemetrieaufzeichnung mit denen der Messplattform nachträglich zu synchronisieren. Die im Rumpf installierte Messplattform ist die am Institut für Flugsystemtechnik aufgebaute mFDAS (miniature Flight Data Acquisition System) [66]<sup>2</sup>. Ihr ursprünglicher Einsatzzweck ist die Verwendung in Fallschirmmanwendungen als unkompliziertes, kostengünstiges, autarkes und robustes Messgerät. In ihr ist ein GPS-Empfänger verbaut, dazu eine MEMS-basierte inertielle Messeinheit für die Erfassung von Drehraten und Beschleunigungen, ein Luftdrucksensor, ein Magnetometer und erstmalig für die ACG2-Flugversuche eine Strömungssonde zur Messung des Schiebewinkels, des Anstellwinkels und der Fluggeschwindigkeit. Die Verwendung eines Mikrocontrollers lässt die Ausführung von einfachen Programmen zum Starten der Sensoren und zum Aufzeichnen der Daten zu. Die minimalistische Ausführung des Systems fordert Kompromisse in Bezug auf die Datenrate. Beschleunigungen und Drehraten werden mit 25 Hz in den Speicher geschrieben, alle anderen Sensordaten werden mit lediglich 10 Hz gespeichert. Die erfassten und gespeicherten Datenströme sind im Anhang in Tabelle A.2 aufgeführt.

### 5.3. Versuchsdatenaufbereitung

Da die Flugdaten von zwei verschiedenen Aufzeichnungsgeräten stammen, mussten die Daten synchronisiert werden. Dazu wurde basierend auf der GPS-Zeit eine neue Zeitbasis geschaffen, nach der die aufgezeichneten Daten, die mit unterschiedlichen Datenraten aufgezeichnet wurden, interpoliert werden konnten. Die Sensoren nahmen vor allem Daten am Rumpf des Tragschraubers auf. Direkte Messungen bezüglich des Tragschrauberrotors beschränken sich auf die Signale für die Nick- und Rollsteuerung und die Rotordrehzahl. Sämtliche weitere Größen, die die Rotoranströmung und Ro-

<sup>2</sup>Konzeption, Auslegung und Test eines miniaturisierten Flugdaten Erfassungssystems, Institutsbericht, 2016

tordynamik betreffen, müssen aus den vorhandenen Messgrößen berechnet werden. Für die Ermittlung der Größen Rotorwiderstand und Rotorauftrieb muss neben der Rotorkraft  $F_R$ , deren Berechnung in Abschnitt 5.6.2 vorgestellt wird, auch der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  bekannt sein. Der Rotoranstellwinkel setzt sich im Geradeausflug aus dem Anstellwinkel des Luftfahrzeuges  $\alpha$ , dem Längssteuerwinkel  $\eta_{RH}$  (Rotor-kopfnickwinkel) und dem Schlagwinkel des Rotors in Flugrichtung  $\beta_{Blc}$  zusammen.

$$\alpha_R = \alpha + \eta_{RH} + \beta_{Blc} \quad (5.1)$$

Um aus der Messung des Anstellwinkels am Nasenmast den tatsächlichen Anstellwinkel zu berechnen, sind mehrere Schritte notwendig, um die Störungen durch die Nickbewegung, den Einbauwinkel und den Rotorabwind zu kompensieren. Der Rumpfanstellwinkel wird an der Spitze des Nasenmastes über eine Fünfflochsonde gemessen. Der Einbauwinkel des Nasenmastes in Bezug auf die Rumpflängsachse ist  $-3.5^\circ$ . Dieser Wert wurde gewählt, da die in der Auslegung angenommenen Anstellwinkel für den Normalflugbereich sich etwa im Bereich  $+2^\circ$  bis  $+4^\circ$  befinden. Durch die Ausrichtung der Sonde wird ausgehend vom Normalflugzustand ein möglichst großer Messbereich abgedeckt. Um den korrekten Anstellwinkel zu ermitteln, muss dieser Einbauwinkel berücksichtigt werden. Die Korrektur durch den Einbauwinkel ist daher:

$$\delta\alpha_{inst} = +3.5^\circ. \quad (5.2)$$

Darüber hinaus hat der Rotorabwind  $w_{Ri}$  einen Einfluss auf die Anstellwinkelmessung. Der Nasenmast ist dem Abwind des Rotors ständig ausgesetzt. Auch dieser Einfluss muss einbezogen werden, um den wahren Anstellwinkel zu berechnen. Der Rotorabwind konnte nicht gemessen werden und musste daher über andere Methoden bestimmt werden. Im vorliegenden Fall wurde dies über eine Simulation realisiert. Diese betrachtet den Rotor isoliert und stellt eine Vereinfachung der tatsächlichen Verhältnisse dar (Formel 5.3). Einflüsse der Rumpfkantur auf die lokale Ausprägung des Abwindes konnten im Vorfeld nicht vermessen werden und werden vernachlässigt.

$$\delta\alpha_{w_{Ri}} = \text{atan}\left(\frac{w_{Ri}}{V}\right) \approx \frac{w_{Ri}}{V} \quad (5.3)$$

Als weitere Einflussgröße spielt die Flugzeugbewegung selbst eine Rolle. Durch den Abstand des Nasenmastes zum Schwerpunkt und die Nickbewegung entsteht eine Ver-

fälschung des Anstellwinkels bei Nickbewegungen. Hier lässt sich der Anstellwinkel mit der in der mFDAS gemessenen Nickrate korrigieren.

$$\delta\alpha_{q_f} = +\text{atan}\left(\frac{q_f \cdot x_{SS,CG}}{V}\right) \approx +\frac{q_f \cdot x_{SS,CG}}{V} \quad (5.4)$$

Damit ergibt sich für den wahren Rumpfanstellwinkel:

$$\alpha = \alpha_{mess} + \delta\alpha_{inst} + \delta\alpha_{w_{Ri}} + \frac{q_f \cdot x_{SS,CG}}{V} \quad (5.5)$$

Dabei entspricht der angegebene Hebelarm dem horizontalen Abstand der Strömungs-sonde (SS) vom Schwerpunkt (CG):

$$x_{SS,CG} = x_{SS} - x_{CG}. \quad (5.6)$$

Der Einfluss des geringen vertikalen Abstandes der Messsonde zum Schwerpunkt  $z_{SS,CG}$  wird vernachlässigt. Der entstehende Fehler liegt im Rahmen der Messgenauigkeit.

Um den Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  zu ermitteln, muss neben dem Rumpfanstellwinkel  $\alpha$  unter anderem der Rotorkopfsteuerwinkel  $\eta_{RH}$  bestimmt werden. Es bestehen zwei wesentliche Einflüsse auf den Rotorkopfsteuerwinkel  $\eta_{RH}$ . Zum einen die Position des Steuerhebels des Piloten in der Fernsteuerung und zum anderen die Trimmeingabe des Piloten für den Nicksteuerhebel über die Trimmknöpfe. Das Signal des Steuerhebels  $\eta_{RC}$  wurde aufgezeichnet und die Trimmposition gesondert notiert. Aus Trimmeingabe und Steuereingabe wird der Servokommandowert (sichtbar in der Servoanzeige) erstellt. Abbildung 5.3 zeigt diesen Zusammenhang für verschiedene Trimmwerte für den Rotorkopf. Der Servoverfahrweg ist direkt vom Servokommandowert abhängig. Über die Hebelverhältnisse von Servo und Rotorkopf ergibt sich ein fester Zusammenhang der Servokommandowerte zu den sich ergebenden Rotorkopfnickwinkeln. Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 5.4 gezeigt.

Zu den Einflüssen auf den Nicksteuerwinkels kommt ein weiterer hinzu, der nicht direkt aus Steuereingaben resultiert. Dies ist die Elastizität der Rotorkopfsteuerung. Da der Teeterbolt (TB) des Rotorkopfes sich hinter dem Pivot Pitch Bolt (PPB) befindet, erzeugt die Rotorkraft ein abnickendes Moment [24]. Lose und Spiel in der Steuerung sorgen dann für eine Vorneigung des Rotorkopfes mit wachsender Rotorkraft. Bei erhöhten Lastvielfachen ist dieser Einfluss durchaus ausgeprägt und in der Mo-

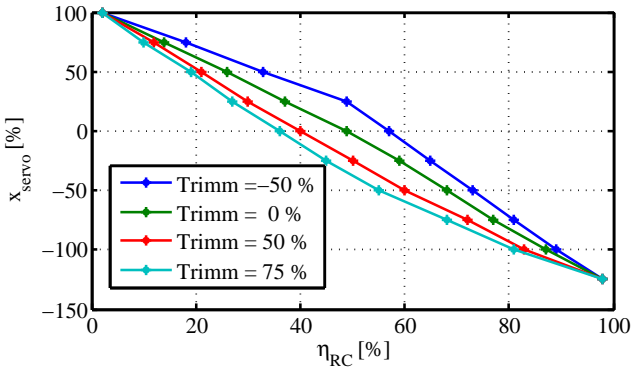


Abbildung 5.3.: Zusammenhang zwischen Steuerkommando am Steuerhebel  $\eta_{RC}$  und Trimmung zu Servokommandowert  $x_{servo}$

dellierung nicht zu vernachlässigen. Die Winkeländerung des Rotorkopfes, bedingt durch die Rotorkraft, beträgt beim ACG2 etwa  $0.0035^\circ/N$ . Bei hohen Fortschrittsgraden des Rotors und damit verbundenen hohen Schlagwinkeln verläuft die Wirklinie der Rotorkraft nahe des PPB, wodurch das abnickende Moment, welches die Winkeländerung verursacht, schwindet. Da dann jedoch auch typischerweise die Rotorkraft beim Kombinationstragschrauber gering ist, lässt sich dieser Einfluss vernachlässigen und die Elastizität gut durch die lineare Näherung abbilden.

$$\eta_{RH} = \eta_{RH,c} + \eta_{elast} \quad (5.7)$$

Wesentlich aufwendiger gestaltet sich die Ermittlung des Schlagwinkels  $\beta_{Blc}$ . Im Gegensatz zu Versuchen mit größeren, bemannten Tragschraubern [37], ist die direkte Messung des Schlagwinkels am ACG2 nicht möglich. Daher muss der Schlagwinkel entweder analytisch nach Berechnungsvorschriften aus [24], oder über eine Rotorsimulation bestimmt werden. Um entweder analytische Berechnungsvorschriften oder die Simulation anwenden zu können, müssen die physischen und aerodynamischen Eigenschaften des Rotors bestmöglich bekannt sein. Der Längsschlagwinkel  $\beta_{Blc}$  wird von verschiedenen Faktoren beeinflusst. Der dominierende Einfluss ist durch den Fortschrittsgrad des Rotors  $\mu_R$  gegeben. Entsprechend des Fortschrittsgrades stellt sich im

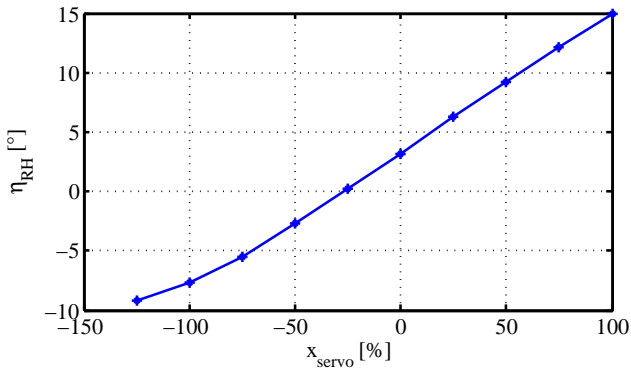


Abbildung 5.4.: Zusammenhang zwischen Servokommandowert  $x_{servo}$  und Rotorkopfnickwinkel  $\eta_{RH}$

stationären Geradeausflug ein entsprechender Schlagwinkel ein. Der zweite Effekt ist durch die Nickbewegung des Rotorkopfes gegeben. Diese setzt sich aus einem Steueranteil des Rotorkopfes und einem Anteil durch die Nickbewegung des Tragschraubers zusammen. Bei positiven Nickraten  $q_f$ , wie im Kreisflug, stellt sich ein geringer Schlagwinkel ein als im Geradeausflug, da sich die Dynamik der Schlagbewegung und die Nickbewegung überlagern. Die für ein Schlagwinkelgleichgewicht angestrebte Raumlage des Rotors verändert sich kontinuierlich und gleichförmig und bedingt durch die Massenträgheit des Rotors, hängt der Rotor in der kontinuierlichen Nickbewegung leicht nach, was den Schlagwinkel verringert [67]<sup>3</sup>. Es bestehen folgende Abhängigkeiten:

$$\beta_{Blc} = f(q_f, \mu_R, \dot{\eta}_{RH}) \quad (5.8)$$

Dabei ist der Fortschrittsgrad des Rotors  $\mu_R$ :

$$\mu_R = \frac{V}{\Omega_R \cdot r_R} \quad (5.9)$$

Um den Schlagwinkel zu bestimmen, wird eine Rotorsimulation durchgeführt. Um die in der nachträglichen Simulation erzeugten Ergebnisse mit den Messergebnissen abzugleichen, wird das Signal der Rotordrehzahl genutzt, welches bei einigen Flügen

<sup>3</sup>Helicopter Flight Dynamics, 2nd Edition, 2007

Größe	Einheit	Herkunft
Rotorkopfsteuerwinkel	[rad]	RC-Telemetrie
Anstellwinkel	[°]	Messung mFDAS
Fluggeschwindigkeit	[m/s]	Messung mFDAS
Nickrate	[rad/s]	Messung mFDAS
Rotorstartdrehzahl	[U/min]	RC-Telemetrie

Tabelle 5.1.: Eingangssignale der Rotorsimulation

verlässlich aufgezeichnet werden konnte. Als weitere gemessene Eingänge werden die in Tabelle 5.1 aufgeführten Signale genutzt. Für die Simulation des Rotors sind diese Signale als Eingänge ausreichend, um die Rotordynamik der Längsbewegung nachzubilden. Die ungestörte Anströmung des Rotorkopfes, ohne den Einfluss des Rotorabwindes  $w_{Ri}$ , kann mit Hilfe dieser Signale beschrieben werden. Die tatsächliche Anströmung des Rotorkopfes kann lediglich durch die Berechnung der resultierenden Rotordrehzahl und Rotorkraft mit anschließender Bestimmung des Rotorabwindes ermittelt werden. Daher muss zu Beginn der Berechnung von Rotordrehzahl  $n_R$ , Rotorkraft  $F_R$ , Rotorabwind  $w_{Ri}$  und Längsschlagwinkel  $\beta_{Blc}$  in der Simulation eine Startdrehzahl des Rotors  $n_{R0}$  bekannt sein. Der Rotorabwind und der Schlagwinkel waren im Flugversuch nicht messbar. Die Rotordrehzahl wurde aufgezeichnet. Da die Strömungssonde erst nach den Windkanalversuchen installiert wurde, sind geringe Anstellwinkelvariationen, die nicht vermessen werden konnten, möglich. So wurden im Windkanal Rauchaufnahmen erzeugt, um die Anströmung an der Rumpfnase zu visualisieren und die Beeinflussung einer Strömungssonde vor dem Rumpf abschätzen zu können. Rein visuell ist eine Störung der Anströmung durch den Rumpf am Einbauort der Strömungssonde nicht auszumachen. Kleine Variationen der Anströmung sind mit dieser qualitativen Methode allerdings nicht zu erkennen. Dazu kommt, dass die Installation der Strömungssonde selbst die Anströmung beeinflussen kann. Daher wird ein Korrekturparameter  $\delta\alpha_{offset}$  eingeführt.

Für die Berechnung des Anstellwinkels am Rotorkopf ergibt sich:

$$Term = \alpha_{mess} + \delta\alpha_{inst} + \delta\alpha_{w_{RH}} + \delta\alpha_{q_f} + \delta\alpha_{offset} + \eta_{RH,c} + \eta_{elast} \quad (5.10)$$

$$\alpha_{RH} = \text{atan} \left[ \frac{\sin(Term) \cdot V - q_f \cdot x_{RH,CG}}{\cos(Term) \cdot V + q_f \cdot z_{RH,CG}} \right]$$

Dabei gilt für die angegebenen Hebelarme:

$$x_{RH,CG} = x_{RH} - x_{CG} \quad (5.11)$$

und

$$z_{RH,CG} = z_{RH} - z_{CG}. \quad (5.12)$$

Mit dem Blattelementenmodell (Kapitel 3.3.3) wird die Berechnung der Rotordynamik unter Nutzung des Rotorkopfstellwinkels, der Steuereingaben, der Flugeschwindigkeit und der Nickbewegung des Fluggerätes durchgeführt. Der Wert  $\delta\alpha_{offset}$  wurde leicht variiert, bis eine gute Übereinstimmung von nachsimulierter Rotordrehzahl und gemessener Rotordrehzahl vorlag.

Da die Flügel-Rumpfaerodynamik dank der Windkanalversuche (Kapitel 3.3.1) bekannt ist und die durch die Propeller induzierten Geschwindigkeiten über das Propellermodell berechnet werden können (Kapitel 3.3.2), sind die vom Flügel-Rumpf und den Propellern verursachten Kräfte vollständig berechenbar und bekannt. Einzig die Rotorkraft ist anderweitig zu bestimmen. Ein Abgleich der gemessenen Beschleunigungen mit den berechneten Beschleunigungen bietet die Möglichkeit Fehler im Rotormodell zu identifizieren.

Daher stellt die z-Beschleunigung eine zweite Möglichkeit zur Bestimmung der Güte des Rotormodells dar. Rotordrehzahlwert und Vertikalbeschleunigung zusammen geben ein gutes Bild davon, ob das Rotormodell entsprechend dem physikalischen Vorbild nachgebildet werden konnte. Abbildung 5.5 zeigt einen 30-sekündigen Auszug der Messdaten und nachsimulierten Daten aus Flug 9 ( $t = 635 \text{ s} - 665 \text{ s}$ ). Dargestellt sind die Messungen der Flugeschwindigkeit von der RC-Anlage  $V_{RC}$  und der mit der Messplattform verbundenen Strömungssonde  $V_{PL}$ . Außerdem die gemessene Nickgeschwindigkeit  $q_f$ , der Anstellwinkel  $\alpha$ , der Nicksteuerwinkel  $\eta_{RH}$  und die gemessenen Lastvielfachen  $n_x$  und  $n_z$ . Dazu ist der Rotorkopfstellwinkel  $\alpha_{RH}$  dar-

gestellt, der nach Gleichung 5.10 mit Hilfe der Rotorsimulation berechnet wurde. Die weiteren in Rot dargestellten Werte sind mit Hilfe der Simulation gewonnen worden. Dies sind der longitudinale Schlagwinkel  $\beta_{BlC}$ , der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$ , die Rotor-drehzahl  $n_{R,Sim}$  und das simulierte Lastvielfache  $n_{z,Sim}$ . Die Größen  $n_{R,Sim}$  und  $n_{z,Sim}$  wurden genutzt um den Korrekturfaktor  $\delta\alpha_{offset}$  für die Anstellwinkelberechnung zu ermitteln.

## 5.4. Flugversuchsdurchführung

Für den Flugversuch bestand ein Versuchsprogramm (Anhang A.4). Die Flüge waren derart strukturiert, dass vor den tatsächlichen Versuchsflügen eine Phase des Eingewöhnens und der Adaption für den Piloten vorgesehen war. Während dieser Vorversuche wurde das Trimmgewicht eingestellt und eine für den Piloten angenehme Höhenrudertrimmstellung erfliegen, die anhand einfacher Flugmanöver getestet wurde. Danach wurden spezifische Manöver, wie Geradeausflüge, Kreisflüge sowie Steig- und Sinkflüge verschiedener Geschwindigkeiten und Bahnneigungswinkel durchgeführt. Nach erfolgreichem Abschluss dieser Manöverflüge wurde die Höhenrudertrimmstellung verändert. Geradeausflüge und Kreisflüge bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten und Kreisradien wurden wiederholt. Das Ablesen der Fluggeschwindigkeit und die entsprechenden Durchsagen an den Modellpiloten wurden vom Versuchsleiter übernommen. Abbildung 5.6 zeigt einen Beispielflug. Die relevante Messstrecke für den unbeschleunigten Horizontalflug befand sich in etwa auf Mitte des Flugplatzes und das Ziel war es, diese mit konstanter Fluggeschwindigkeit und -höhe zu durchfliegen.

## 5.5. Beobachtungen der Flugexperimente

Im Flugversuch selbst konnten nur wenige Parameter direkt über die Telemetrie dargestellt und verfolgt werden. Der für die Auftriebsverteilung wichtige Anstellwinkel des Rumpfes wurde aufgezeichnet, konnte aber nicht beobachtet werden. Der RC-Pilot orientierte sich am visuellen Eindruck der Fluglage.

In der Datenanalyse wurde klar, dass wie erwartet, der Flügel im Vorwärtsflug einen bedeutenden Anteil des Auftriebs übernimmt. Überraschend war hingegen, wie sensibel der Kombinationstragschrauber auf Veränderungen der Trimmruderstellung rea-

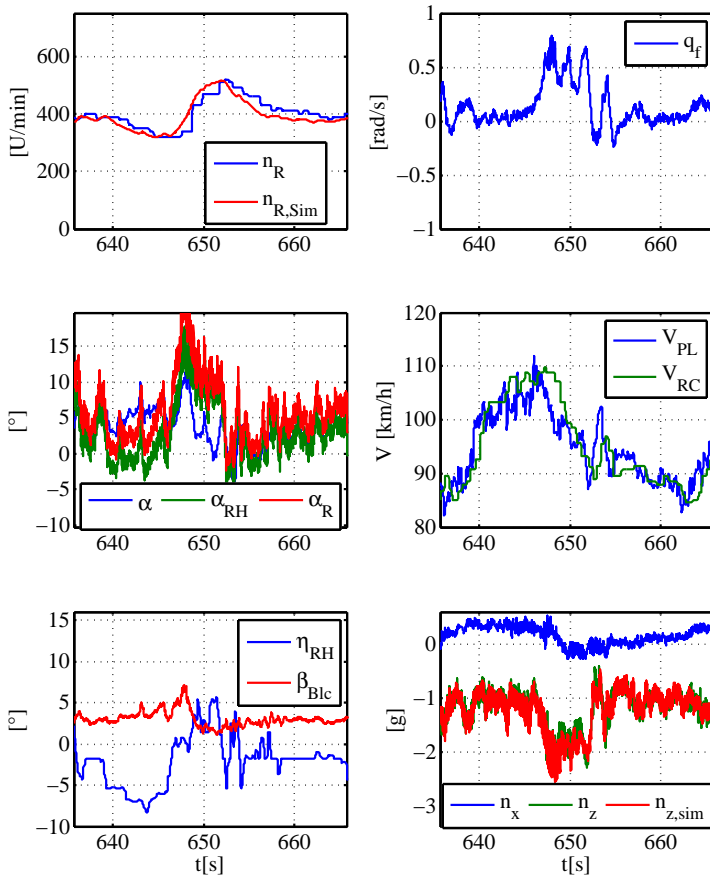


Abbildung 5.5.: Flugmessdaten und berechnete Daten des ACG2 (Auszug Flug 9)

giert. Das durch das Kraft- und Momentengleichgewicht geforderte Zusammenspiel von Flügel-Rumpfanstellwinkel  $\alpha$  und Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  wird bedeutend über die Trimmruderstellung beeinflusst. Damit einhergehende Änderungen von Rotorkraft



Abbildung 5.6.: Beispielhafte Aufzeichnung des Flugweges am Modellflugplatz Hilerse (Geländedarstellung GoogleEarth [68])

und Rotornicksteuerwinkel traten stärker auf als erwartet.

Die Änderung des Flügel-Rumpfanstellwinkels, um wenige Grad, verursacht bei höherer Fluggeschwindigkeit bedeutende Flügelkraftunterschiede. Nur ist diese Änderung von rein äußerlicher Betrachtung her kaum erkennbar, da durch den kompensierenden Einfluss des Rotors die Flugbahn nicht beeinflusst sein muss. Der Kombinationstragschrauber näherte sich im Experiment der Steuerbarkeitsgrenze an, ohne dass dies ausreichend wahrgenommen wurde. Der Modellpilot hatte durch seine Fokussierung auf das Flugmodell keine optische Rückmeldung über die Position seiner Steuerknüppel bzw. die verbleibende Reststeuerreserve. Die Rotordrehzahl, die Aufschluss über die Kraftverteilung zwischen Tragflügel und Rotor gibt, konnte während des Fluges nicht verfolgt werden.

## 5.6. Analyse der Geradeausflüge

### 5.6.1. Flugleistungsbetrachtung

Um die Flugleistungen des Tragschraubers im Geradeausflug zu vermessen, wurden insgesamt neun Versuchsflüge durchgeführt. Entsprechend der Beschreibungen in Kapitel 3.2 lässt sich die Fluglage des ACG2 durch Verwendung eines Höhenruders an der Hinterkante des Höhenleitwerks beeinflussen. Für die mit dem ACG2 durchgeführten Flugversuche wurde dieses Höhenruder als Trimmruder genutzt (Ausschlag  $\eta_{HR}$ ).

Der Einfluss auf flugmechanische Größen wie etwa Rotordrehzahl, Rumpfanstellwinkel, Rotoranstellwinkel und die verschiedenen Widerstandsanteile wurde anhand von Simulationen und analytischer Modelle bereits in Kapitel 4 beschrieben.

Während der Flugversuche wurden spezielle Messreihen durchgeführt, um den Einfluss des Trimmruderausschlags auf die verschiedenen Größen erkennbar zu machen. Dazu wurden Flugabschnitte mit konstanter Fluggeschwindigkeit und ohne wesentliche Höhenänderung erfliegen. Diese Flugabschnitte waren stets Vorbeiflüge an Versuchspilot und Versuchsleiter (Abbildung 5.6). Für diese Versuche wurden zwei Größen variiert. Dies waren die Fluggeschwindigkeit  $V$  und die Trimmruderstellung  $\eta_{HR}$ . Insgesamt konnten drei Trimmruderstellungen  $\eta_{HR} = [-0.4^\circ, 1^\circ, 4^\circ]$  angewandt werden, wobei mit der positivsten Trimmruderstellung  $\eta_{HR} = 4^\circ$  begonnen wurde. Dieser Ausschlag des Trimmruders verursacht ein ausgeprägtes abnickendes Moment, das dazu beiträgt, die Funktion der Nickmomentenbeiwerte  $c_{m,FR}(\alpha)$  des Flügelrumpfes in Richtung kleinerer bzw. negativerer Werte zu verschieben (Abb.4.5). Entsprechend des Momentengleichgewichts stellt sich dadurch im Horizontalflug ein geringerer Anstellwinkel des Rumpfes ein, der einen verhältnismäßig niedrigen Rotorentlastungsgrad  $x_E$  mit sich bringt. Daher wurden die ersten Versuche mit dieser Trimmruderstellung geflogen, um schrittweise Erfahrungen zu sammeln, wie sich der Kombinationstragschrauber bei stetig gesteigerter Fluggeschwindigkeiten verhält. Nach und nach wurde die Fluggeschwindigkeit erhöht und nach abgeschlossener Messreihe die Trimmruderstellung  $\eta_{HR}$  hin zu kleineren Werten verändert. Abbildung 5.7 zeigt Messwerte des Nasenmastes für den Anstellwinkel während der Versuchsflüge. Der Einfluss des Höhenruderausschlags ist ausgeprägt in der Messung des Anstellwinkels  $\alpha$  erkennbar. Für einen Trimmruderausschlag von  $\eta_{HR} = 4^\circ$  zeigt sich, dass sich der Anstellwinkel des Rumpfes bei einer Fluggeschwindigkeit unterhalb von ca. 90 km/h im positiven Bereich bewegt, während bei höheren Fluggeschwindigkeiten Werte im Bereich von etwa  $\alpha = 0^\circ$  oder im niedrigen negativen Bereich gemessen werden konnten.

Diese Charakteristik entspricht der theoretischen Vorhersage des Trimmelalgorithmus, dessen Ergebnisse für die gleiche Trimmruderstellung in Abbildung 4.10 in Kapitel 4.2.2 dargestellt sind. Desto geringer oder gar negativer die Einstellung des Trimmruders ausfällt, desto höher gestaltet sich der Rumpfanstellwinkel. Die Messwerte für  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  können wiederum mit den theoretisch ermittelten Werten aus Abbildung

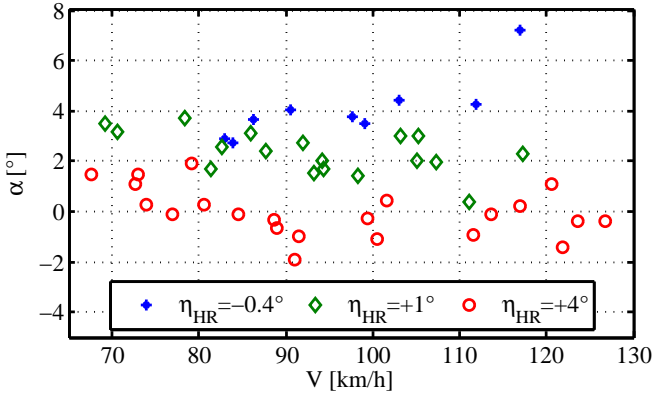


Abbildung 5.7.: Anstellwinkelmessung am ACG2 im stationären Horizontalflug

4.11 in Kapitel 4.2.2 verglichen werden. Auch sie zeigen gute Übereinstimmung. Wichtig ist die Erwähnung des Messwertes für  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  bei  $117 \text{ km/h}$ . Er stellt eine Besonderheit dar, weil für diesen Messwert kein stationärer Trimpunkt gefunden werden konnte. Die Autorotationstrimmgrenze, wie in Abschnitt 4.2.3 beschrieben, wurde bei der vorherrschenden Fluggeschwindigkeit bereits überschritten. Dadurch erfährt dieser Messpunkt eine Sonderstellung. In Abschnitt 5.8 wird im Speziellen auf das Ereignis der Überschreitung der Autorotationstrimmgrenze eingegangen bei dem dieser Messpunkt entstand.

Entsprechend des erfassten Anstellwinkels, der Motordrehzahl und der Kenntnisse über die Aerodynamik aus dem Windkanal lässt sich der Auftrieb des Flügelrumpfes ermitteln. Dieser ist in Abbildung 5.8 dargestellt. Hier zeigt sich, dass die Entlastung des Rotors durch den Tragflügel mit einem Trimmerausschlag von  $\eta_{HR} = 4^\circ$  bei steigender Fluggeschwindigkeit auf einem beherrschbaren Niveau verblieb. Behaftet durch Messungenauigkeiten lässt sich eine Entlastung von etwa nur  $120 \text{ N}$  auch bei sehr hoher Fluggeschwindigkeit von  $125 \text{ km/h}$  ausmachen. Für  $\eta_{HR} = 1^\circ$  ist klar die Tendenz zu erkennen, dass ein höherer Auftrieb bei allen Fluggeschwindigkeiten erzeugt wird als in der vorhergehenden Messreihe und für einen Trimmerausschlag von  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  zeichnet sich eine weitere Erhöhung des Flügelrumpf-Auftriebs ab. Die Zunahme des Auftriebs mit der Geschwindigkeitserhöhung steigt ebenfalls mit

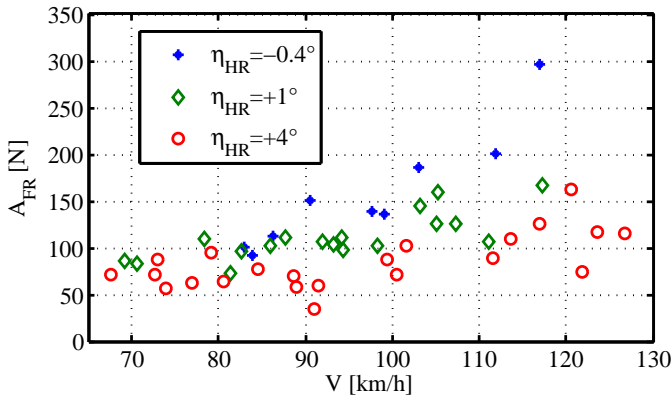


Abbildung 5.8.: Flügel-Rumpf-Auftrieb am ACG2 im stationären Horizontalflug

der Verringerung des Trimmruderausschlags. Der in Abbildung 5.7 hervorgehobene Messpunkt mit höchstem Anstellwinkel bei  $117 \text{ km/h}$  spiegelt sich auch im weitaus höchsten errechneten Flügel-Rumpf-Auftrieb in Abbildung 5.8 wieder.

Der Entlastungsgrad des Rotors  $x_E$  steigt im gleichen Maße wie die Auftriebslast des Flügel-Rumpfes zunimmt. Dies zeigt sich in Abbildung 5.9. Die positivste Trimmrudereinstellung  $\eta_{HR} = 4^\circ$  lässt Entlastungsgrade von  $x_E = 20\%$  bei geringen Fluggeschwindigkeiten bis  $90 \text{ km/h}$  zu und bei höheren Fluggeschwindigkeiten bis zu  $125 \text{ km/h}$  sind es ca.  $x_E = 35\%$  bis  $x_E = 40\%$ . Der Entlastungsgrad bei der nächstgeringeren Trimmrudereinstellung  $\eta_{HR} = 1^\circ$  ist gegenüber den Werten für  $\eta_{HR} = 4^\circ$  erhöht. Das gleiche gilt für die Entlastungsgrade und geringsten Trimmrudereinstellung  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ . Auch diese Werte für  $x_E$  liegen über denen der vorherigen Datenreihe. Besonders bei hohen Fluggeschwindigkeiten oberhalb von  $90 \text{ km/h}$  entfernen sich die Werte der Datenreihe weit von den anderen, wie in Kapitel 4 vorausgesagt. Leider ist die Datenlage für die negativste Trimmrudereinstellung eher gering, da der Versuchsträger während dieser Messreihe verunfallte. Auch hier sticht der Messpunkt des höchsten Entlastungsgrades ins Auge. Er entstand während die Autorotationstrimmgrenze bereits überschritten war, kurz bevor das Fluggerät verunfallte und steht in direktem Bezug zum speziell erwähnten Messpunkt aus Abbildung 5.7 für den höchsten gemessenen Anstellwinkel.

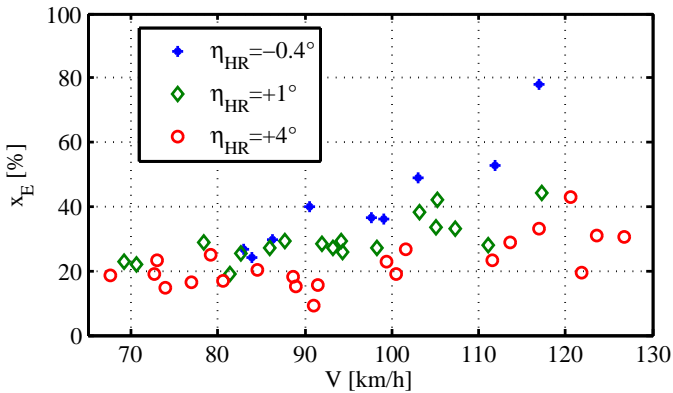


Abbildung 5.9.: Rotorentlastungsgrad am ACG2 im stationären Horizontalflug

Die gemessene und gemittelte Rotordrehzahl (Abbildung 5.10) spiegelt die bisherigen Beobachtungen insofern wider, dass sich für die negativste Trimmrudereinstellung die geringsten Rotordrehzahlen einstellen, die mit zunehmender Fluggeschwindigkeit weiter abnehmen. Höhere Rotordrehzahlen werden für die mittlere Trimmrudereinstellung erfasst und die positivste Trimmrudereinstellung führt zu den höchsten Rotordrehzahlen, die mit steigender Fluggeschwindigkeit weiter, bis zu einem Niveau von etwa  $500 \text{ U/min}$ , ansteigen. Einige Datenpunkte zeigen auch geringere Drehzahlen an. Da die Datenpunkte mit einem Freiflugmodell bei mittlerer bis hoher Fluggeschwindigkeit erflogen wurden, ist eine gewisse Streuung der Ergebnisse möglich. Höhen- Schräglage- und Fluggeschwindigkeitsabweichungen sind für den Fernsteuerungspiloten aus seiner Perspektive teilweise schwer auszumachen. Die Messtrecke am Ende eines möglichst gleichmäßigen Geradeausfluges ist je nach Fluggeschwindigkeit schnell durchflogen, so dass geringe Korrekturen der Fluglage in dieser Phase bereits Abweichungen der Messergebnisse verursachen können.

Abbildung 5.11 zeigt den Fortschrittsgrad, der sich in den jeweiligen Versuchsflügen eingestellt hat. Die ermittelten Datenpunkte für den Fortschrittsgrad wurden durch Trendlinien ergänzt, die über Interpolation bestimmt wurden. Im Bereich geringer Fluggeschwindigkeiten und geringer Staudrücke am Flügelrumpf treffen sich die Trendlinien. Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit separieren sie sich voneinander, wobei

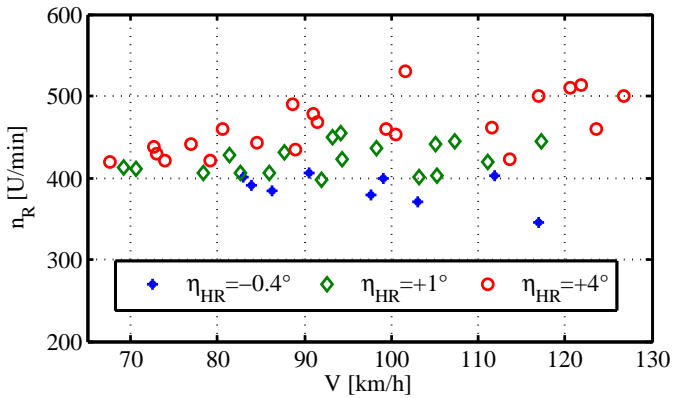


Abbildung 5.10.: Rotordrehzahl des ACG2 im stationären Horizontalflug

der Fortschrittsgrad mit zunehmender Fluggeschwindigkeit und auch mit negativerer Trimmruderstellung steigt.

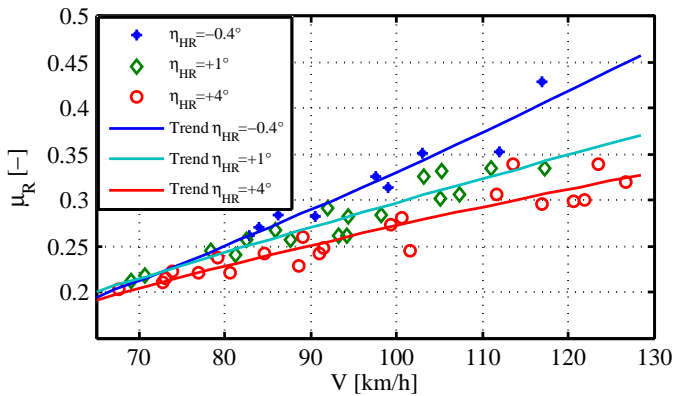


Abbildung 5.11.: Fortschrittsgrad des ACG2 im stationären Horizontalflug

### 5.6.2. Bestimmung des Rotorauftriebs und -widerstandes

Zu Beginn der Untersuchungen soll festgestellt werden, inwieweit der Tragflügel zum Auftriebs- und Widerstandsverhalten des Tragschraubers beiträgt. Interessant für die Flugleistungen ist vor allem das Potential des Einsatzes eines Tragflügels, bezogen auf eine Änderung des Gesamtwiderstandes. Es wird eine Methode benötigt, die sich dazu eignet, den Rotorwiderstand des Tragschraubers isoliert zu bestimmen. Für den Versuchstragschrauber ACG2 ist eine solche Bestimmung mit Hilfe der im Vorfeld im Windkanal gesammelten Daten möglich. Die Flügelrumpfkongfiguration (Index FR), die im Flugversuch genutzt wurde, wurde im Vorfeld bei verschiedenen Windkanalgeschwindigkeiten vermessen. Die dort gewonnenen Daten liefern das Auftriebs- und Widerstandsverhalten des Flügel-Rumpfes. Dabei beinhaltet der Ausdruck des Flügel-Rumpf-Körpers des Tragschraubers in der folgenden Betrachtung alle Anbauteile außer den Rotor selbst. Er setzt sich aus dem Flügel, dem Rumpf, den Leitwerken, dem Fahrwerk und auch dem Rotormast zusammen. Die Motoren und Propeller spielen eine gesonderte Rolle bezüglich des Einflusses auf die Aerodynamik durch induzierte Geschwindigkeiten an Tragflügel und Leitwerk sowie Dralleffekten (Kapitel 3.3.2). Mit Hilfe der aufgezeichneten Telemetriedaten der Modellfernsteuerung kann insbesondere die Propellerdrehzahl in Kombination mit der in der mFDAS (minimized Flight Data Acquisition System) aufgezeichneten Fluggeschwindigkeit dazu genutzt werden, den Wert für den Propellerschub zu bestimmen. Neben den Anströmungswerten wurden in der mFDAS auch die wirkenden Beschleunigungen und Drehraten aufgezeichnet, die weitere notwendige Parameter für die Ermittlung des reinen Rotorwiderstandes sind.

Ausgangspunkt der Betrachtungen sind Gleichungen aus [69]<sup>4</sup> zur Beschreibung der spezifischen Kraftkomponenten, die sich in den Beschleunigungsmessersignalen wiederfinden. In allgemeiner Form gilt für ein Fluggerät folgender Zusammenhang:

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \cdot \begin{bmatrix} -W + \alpha \cdot A + F_{Prop} \\ Y \\ -\alpha \cdot W - A - i_F \cdot F_{Prop} \end{bmatrix} \quad (5.13)$$

<sup>4</sup>Flugregelung, 2001

Überträgt man diesen Ansatz auf den Tragschrauber, ist zu beachten, dass die Auftriebs- und Widerstandskomponenten von Flügel-Rumpf und Rotor gesondert zu bestimmen und zu betrachten sind. Die Transformation in das flugzeugfeste System muss für die Kräfte am Flügel-Rumpf über den Anstellwinkel  $\alpha$  erfolgen. Für die Rotorkräfte bzw. Kraftkomponenten gelten andere Transformationsvorschriften unter Einbeziehung von  $\alpha_R$ .

Der gesamte aerodynamische Auftrieb bestimmt sich durch die Beziehung:

$$A_{ges} = A_R + A_{FR} = F_R \cdot \cos(\alpha_R) + A_{FR} \quad (5.14)$$

Beide Kräfte wirken senkrecht zur Anströmung. Um den vom Rotor produzierten Auftrieb zu erhalten, muss die Rotorkraft über den Anstellwinkel des Rotors in den Auftriebs- und den Widerstandsanteil transformiert werden. Im Fall des Tragschraubers mit Flügel ist der Widerstand dementsprechend:

$$W_{ges} = W_R + W_{FR} = F_R \cdot \sin(\alpha_R) + W_{FR} \quad (5.15)$$

Abbildung 5.12 verdeutlicht den Zusammenhang der Kräfte. Auftrieb und Widerstand des Flügel-Rumpfes wirken am jeweiligen Druckpunkt. Dieser ist in der Graphik zur Vereinfachung als gemeinsamer Druckpunkt dargestellt. Die Ablage des Druckpunktes zum Schwerpunkt sorgt für ein aerodynamisches Moment, welches in der vorliegenden Betrachtung für die reine Ermittlung der vorliegenden Kräfte keine Rolle spielt und kann damit an dieser Stelle vernachlässigt werden. Bei Betrachtungen zur Trimmung werden die Ablage dieses Druckpunktes zum Schwerpunkt und die resultierenden Auswirkungen auf den Momentenhaushalt gesondert hervorgehoben. Abbildung 5.12 stellt den Rotor darüber hinaus ohne Konuswinkel dar. Der dort gezeigte schematische Rotor repräsentiert die Blattspitzenebene, auf die sich analog zu [24] auch die Angabe des Schlagwinkels bezieht (hier longitudinaler Schlagwinkel  $\beta_{Blc}$  dargestellt). Für die Berechnung der globalen Anströmung des Rotors und für die Transformation der Gesamtkräfte ist der Konuswinkel nicht erheblich und daher nicht dargestellt. Dennoch verursacht der Konuswinkel eine Variation der Blattanströmung über den Umlauf des Rotorblattes. Da die Blattanströmung bei  $\psi_R = 0^\circ$  verringert und bei  $\psi_R = 180^\circ$  vergrößert wird, ist ein linksdrehender Rotor im Vorwärtsflug leicht nach rechts geneigt [2].



longitudinalen Schlagwinkel  $\beta_{Blc}$  und dem Nicksteuerwinkel des Rotorkopfes  $\eta_{RH}$ . Für die Messung der Beschleunigungsmesser ergibt sich nach Gleichung 5.13 unter Vernachlässigung des Triebwerkeinbauwinkels  $i_F$  erweitert durch die Zusammenhänge aus Gln. 5.14 bis Gln. 5.17 im flugzeugfesten System des Tragschraubers folgender Zusammenhang:

$$\begin{bmatrix} a_{x,f} \\ a_{y,f} \\ a_{z,f} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \cdot \begin{bmatrix} -W_{FR} \cdot \cos(\alpha) + A_{FR} \cdot \sin(\alpha) + F_{Prop} - F_R \cdot \sin(\alpha_R - \alpha) \\ Y \\ -W_{FR} \cdot \sin(\alpha) - A_{FR} \cdot \cos(\alpha) - F_R \cdot \cos(\alpha_R - \alpha) \end{bmatrix} \quad (5.18)$$

Für die Bestimmung des rotorbezogenen Auftriebs und Widerstands müssen die Rotorkraftkomponenten aus der ersten und der dritten Zeile der Gleichung 5.18 bestimmt werden.

$$F_{xR,f} = -F_R \cdot \sin(\alpha_R - \alpha) = a_{x,f} \cdot m + W_{FR} \cdot \cos(\alpha) - A_{FR} \cdot \sin(\alpha) - F_{Prop} \quad (5.19)$$

$$F_{zR,f} = -F_R \cdot \cos(\alpha_R - \alpha) = a_{z,f} \cdot m + W_{FR} \cdot \sin(\alpha) + A_{FR} \cdot \cos(\alpha) \quad (5.20)$$

Mit Hilfe der Windkanaldaten werden die aufgetretenen aerodynamischen Kräfte auf Basis der gemessenen Flugdaten berechnet und der Schub  $F_{Prop}$  über ein Schubmodell (Kapitel 3.3.2) bestimmt. Da die Beschleunigungsmesserdaten ebenfalls bekannt sind, verbleiben als unbekannte Größen der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  und die Rotorkraft  $F_R$ . Die Rotorkraft  $F_R$  ergibt sich über ihre Einzelanteile. Dabei berechnet sich die gesamte Rotorkraft zu:

$$F_R = \sqrt{F_{xR,f}^2 + F_{zR,f}^2} \quad (5.21)$$

Mit Hilfe der so bestimmten Rotorkraft und des ermittelten Rotoranstellwinkels lässt sich der Rotorwiderstand  $W_R$  aus den Messergebnissen berechnen. Dieser ist in Abbildung 5.13 dargestellt.

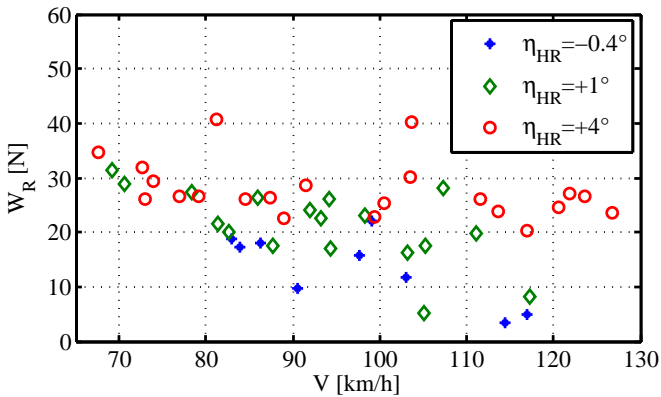


Abbildung 5.13.: Rotorwiderstand des ACG2 im stationären Horizontalflug, errechnet mit gemessenen Größen

Es fällt auf, dass die Werte eine gewisse Streuung aufweisen und besonders im hohen Geschwindigkeitsbereich stark variieren. Diese Streuung geht auf die Bestimmung des Rotoranstellwinkels zurück. Er setzt sich aus dem Anstellwinkel, dem Rotorkopfnicksteuerwinkel und dem Schlagwinkel zusammen. In der Näherung ist eine Bestimmung des Schlagwinkels gut möglich. Da die Abschnitte jedoch teilweise mit veränderlichen Steuereingaben geflogen wurden, ist die Bestimmung des Rotoranstellwinkels bei vielen Messabschnitten leicht verfälscht. Geringe Abweichungen im Rotoranstellwinkel haben bereits große Auswirkungen auf den Rotorwiderstand.

Daher bietet es sich an, den Rotoranstellwinkel mit den leicht messbaren und bekannten Größen Fluggeschwindigkeit, Rotorkraft, Rotordrehzahl neu zu berechnen. Dies geschieht über die Formel für den Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  aus [25]. Mit Hilfe des korrigierten Rotoranstellwinkels wird der Rotorwiderstand  $W_R$  erneut bestimmt und in Abbildung 5.14 dargestellt. In Abbildung 5.14 zeigt sich der Einfluss des Höhenruderausschlags recht klar. Der negativste Höhenruderausschlag  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  hat zur Folge, dass bedingt durch den geringen benötigten Rotorauftrieb auch die geringsten Werte für den Rotorwiderstand ermittelt werden konnten.

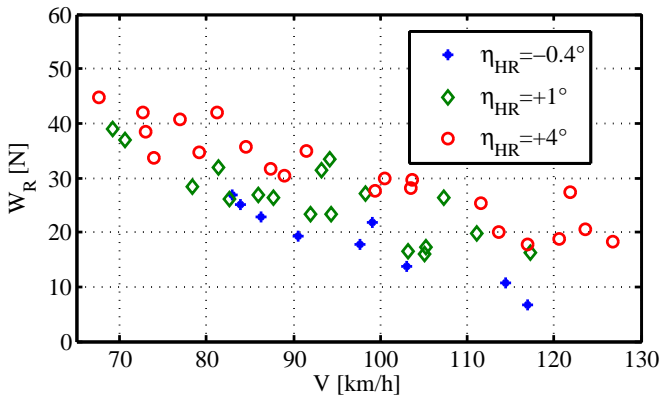


Abbildung 5.14.: Rotorwiderstand des ACG2 im stationären Horizontalflug, errechnet mit korrigiertem Rotoranstellwinkel

### 5.6.3. Vergleichende Widerstandsbestimmung

In Kapitel 2 wird beschrieben, welche Bedeutung der Tragflügel für die Flugleistungen des ACG2 hat und welchen Einfluss er auf diese ausübt. Die Analyse der Widerstandsentwicklung am Rotor und am gesamten Fluggerät bei den Messflügen zeigt sehr offensichtlich die Möglichkeit der Widerstandsverringerng am Rotor durch den Einsatz des Tragflügels (siehe Abbildung 5.14).

Um diese Ergebnisse besser einordnen zu können und den Einfluss des Tragflügels auf die Flugleistungen zu benennen, bedarf es einer Gegenüberstellung des Widerstandes des ACG2 mit seinem Pendant ohne Tragflügel in Anlehnung an die theoretischen Ergebnisse aus Abschnitt 3.4. Dieser Vergleichstragschrauber ohne Tragflügel wurde, gestützt auf die Windkanalergebnisse und die entwickelten Rotormodelle des ACG2, theoretisch berechnet.

Um vergleichbare Ergebnisse für den Vergleichstragschrauber zu erzielen, wurde aus den Flugversuchsaufzeichnungen der Gesamtauftrieb zu jedem Zeitpunkt der Aufzeichnung bestimmt und dieser, anstatt über eine Kombination von Rotor und Flügelrumpf, nur durch einen Rotor und das Höhenleitwerk gleich denen des ACG2 dargestellt. Durch die dadurch bekannte Anströmung von Rumpf, Leitwerk und Rotor sowie durch den bekannten Betriebszustand des Rotors konnten die einzelnen Widerstands-

anteile des Vergleichstragschraubers berechnet werden.

Durch den Vergleich dieser Berechnungen mit den Messdaten des ACG2 lässt sich die Änderung des Widerstandes durch die Verringerung des Rotoranstellwinkels und der Rotordrehzahl sowie durch den Zusatzwiderstand des Tragflügels bestimmen.

Die errechnete Differenz des Gesamtwiderstandes von ACG2 und Vergleichstragschrauber wird auf den Vergleichstragschrauber bezogen. Damit kann eine Aussage über die prozentuale Einsparung des Gesamtwiderstandes aufgrund des Tragflügels gemacht werden.

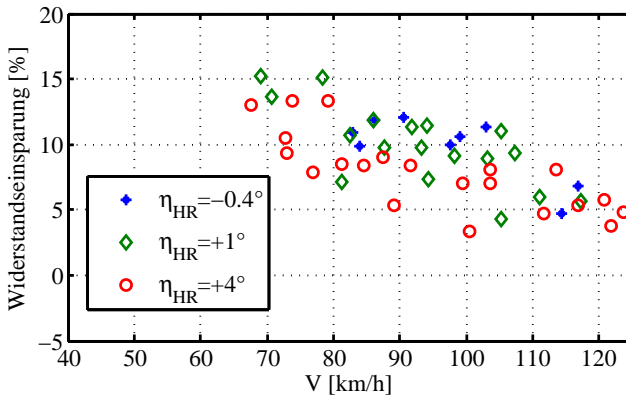


Abbildung 5.15.: Widerstandseinsparung durch Tragflügel am ACG2, Rechnung mit Messwerten für ACG2 gegenüber errechneten Werten für einen vergleichbaren Entwurf ohne Tragflügel

Abbildung 5.15 zeigt, welche Auswirkung der Tragflügel auf das Widerstandsverhalten des ACG2 hat. Bei Fluggeschwindigkeiten unterhalb von 80 km/h konnten bis zu 15% Widerstandsverringerng erfasst werden. Mit steigender Fluggeschwindigkeit sinkt der Effekt der Verringerung des Rotoranstellwinkels und daher die mögliche Widerstandsverringerng auf etwa fünf Prozentpunkte bei der höchsten erfolgten Fluggeschwindigkeit ab. Es zeigt sich weiterhin, dass die Widerstandseinsparung für die

Höhenruderstellungen  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  und  $\eta_{HR} = 1^\circ$  sichtbar etwas höher ausfallen als bei  $\eta_{HR} = 4^\circ$ . Die Werte für die Höhenruderstellungen  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  und  $\eta_{HR} = +1^\circ$  lassen sich nicht klar von einander trennen. Das ist auf die geringe Differenz der beiden Höhenruderwinkel, vor allem aber auf die Streuung der Messwerte durch atmosphärische Störungen zurückzuführen.

## 5.7. Analyse der Steigflüge

Während der Flugversuche wurden Versuchsreihen speziell für den Steigflug durchgeführt. Diese fanden mit den Höhenruderstellungen  $\eta_{HR} = 4^\circ$  und  $\eta_{HR} = 1^\circ$  statt. Abbildung 5.16 zeigt zusammenfassend eine Übersicht über die Messpunkte. Es wurden verschiedene Flugbahnwinkel  $\gamma$  demonstriert. Bei geringer Fluggeschwindigkeit und hoher Motorleistung waren Flugbahnwinkel von bis zu  $\gamma = 25^\circ$  im kontinuierlichen Steigflug ohne Fluggeschwindigkeitsverlust möglich. Aus den Messungen im Windkanal konnte ein Schub/Gewicht-Verhältnis von etwa 0.8 für eine Fluggeschwindigkeit von 72 km/h (20 m/s) ermittelt werden (Vergleich: Abbildung 3.8 in Kapitel 3.3.2), was die erreichten Steigwinkel plausibel macht. Entsprechend der verfügbaren Motorleistung wurden je höher die Fluggeschwindigkeiten gewählt wurden, umso geringere Steigwinkel demonstriert. Anhand der aufgezeichneten Motordrehzahlen  $n_M$  in Abbildung 5.16 ist zu erkennen, dass stets ein für den ACG2 hohes bis sehr hohes Schubniveau vorlag. Die höchste im fixierten Standlauf demonstrierbare Propellerdrehzahl betrug 5900 U/min. Die höchste in diesen Versuchen aufgezeichnete Drehzahl betrug 6600 U/min.

Die Flugaufgabe des Piloten war es, Steigflüge mit möglichst geringer Variation der Fluggeschwindigkeit durchzuführen. Die maximal demonstrierte Fluggeschwindigkeit im Steigflug betrug 115 km/h. Es zeigte sich, dass die gemessenen Anstellwinkel höher ausfielen als im horizontalen Geradeausflug. Das gilt sowohl in Bezug auf die gewählte Fluggeschwindigkeit  $V$  als auch in Bezug auf die gewählte Höhenruderstellung  $\eta_{HR}$  im jeweiligen Versuch. Es lässt sich eine ähnliche Abhängigkeit des Anstellwinkels von diesen Größen erkennen wie im horizontalen Geradeausflug, aber auf höherem Niveau.

Grund dafür ist vor allem die zusätzliche Überströmung des Tragflügels bei höherem Schubniveau. Der Abstrom der Propeller erhöht den Staudruck am Tragflügel direkt dahinter und verursacht einen Zusatzauftrieb. Der Flügel befindet sich vor dem Schwerpunkt, daher führt ein Zusatzauftrieb am Flügel zu einem positiven Nickmomentenanteil (Vergleich Abbildung 4.8). Zusätzlich verursacht der Propellerschub selbst einen weiteren aufnickenden Momentenanteil, da die Wirkungslinie des Schubes beim ACG2 unterhalb des Schwerpunktes verläuft. Da diese Effekte unabhängig des Anstellwinkels wirken, wird die Nickmomentenkurve bezüglich des Anstellwinkels (Vergleich Abbildung 4.5) nach oben verschoben. Der Flügel-Rumpf nickt derart

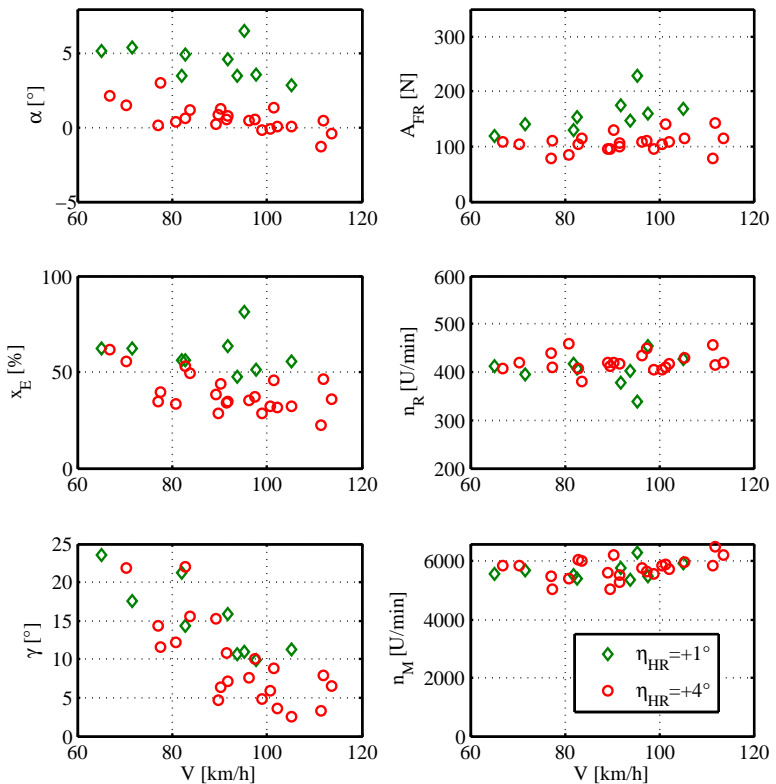


Abbildung 5.16.: Messwerte der Steigflugversuche

weit auf und der Rotorkopfnicksteuerwinkel  $\eta_{RH}$  wird so weit verringert, bis sich ein Gleichgewicht zwischen den Nickmomentenanteilen von Flügel-Rumpf, Rotor und Schub einstellt. Da das positive Nickmoment des Flügelrumpfes durch die Zusatzanströmung gestiegen ist, stellen sich höhere Anstellwinkel ein als im horizontalen Geradeausflug.

Für den Einfluss der Höhenruderstellung  $\eta_{HR}$  zeigt sich im Vergleich zu Abbildung 5.7 ein deutlicher Anstieg des Anstellwinkels. Die Anstellwinkel sind höher als im Geradeausflug, da der Nickmomentenbeiwert des Flügelrumpfes nicht nur über den Höhenruderausschlag erhöht wird, sondern auch durch das bereits erwähnte erhöhte Schubniveau im Steigflug zusätzlich steigt. Entsprechend des höheren Anstellwinkels ist auch der Auftrieb des Flügelrumpfes im Vergleich zu Abbildung 5.8 erhöht. Er ist aber nicht so weit erhöht, dass es Entlastungsgrade  $x_E$ , wie in Abbildung 5.16 dargestellt, erklären könnte. Die derart hohe Entlastung des Rotors wird vor allem durch den vom zusätzlichen Propellerschub verursachten Zusatzauftrieb erreicht. Bei ausreichend steilem Steigwinkel nimmt der Nickwinkel des Rumpfes  $\Theta$  ebenfalls hohe Werte an. So ist eine signifikante Komponente des Schubes vertikal gegenüber der Erde ausgerichtet. Der Auftrieb des Rotors kann daher gesenkt werden. Der Rotor wird bei großen Bahnwinkeln entlastet und verliert dementsprechend an Rotordrehzahl  $n_R$ . Dies zeigt sich ebenfalls in Abbildung 5.16. Die Rotordrehzahl ist entsprechend der Fluggeschwindigkeit und der Höhenruderstellung geringer als für den horizontalen Geradeausflug (Vergleich Abbildung 5.10).

Die Effekte, die im Steigflug beobachtet werden können, führen zu der Schlussfolgerung, dass für einen Kombinationstragschrauber nicht nur die Kombination von Flügelgröße zu Rotorgröße von Interesse für eine effiziente und sichere Auslegung ist. Dazu kommt ein Einfluss, der durch den verfügbaren Schub gegeben ist und nur im Steigflug eine Rolle spielt.

In den Steigflugversuchen fiel auf, dass die Rotordrehzahl teilweise auf sehr geringe Werte zurückging. Die Erklärung dafür ist durch die Komponente des Propellerschubes gegeben, die im Steigflug entsprechend der Nicklage entgegen der Erdanziehungskraft wirkt. Damit wird die Auftriebslast des Rotors nicht nur durch den Flügelantrieb, sondern auch durch eine Komponente des Schubes verringert. Desto steiler der Steigflug ausgeführt wird, umso stärker sinkt die Rotordrehzahl ab.

Wird der Tragschrauber nach dem Steigflug wieder annähernd horizontal für den Vorwärtsflug ausgerichtet, sind die Rotordrehzahl und -kraft abgesunken. Je nach im vorherigen Steigflug vorherrschendem Schubniveau, Steigwinkel und Nicklagewinkel muss der nun weggefallene Kraftanteil wieder durch den Auftrieb von Rotor und Flügel ersetzt werden.

Ist der Rotor beim Ausleiten des Steigfluges in einem Zustand zu geringer Drehzahl für die für den Horizontalflug notwendige Rotorkraft, kann es zu einem Höhenverlust kommen, bevor sich eine ausreichende Rotordrehzahl wieder eingestellt hat. In extremen Fällen kann der Konuswinkel durch das Missverhältnis von erhöhter Rotorkraft zu noch nicht ausgebildeter Rotordrehzahl erhöht werden und zu strukturellen Schäden im Rotor führen. Dieses Problem betrifft nicht nur Kombinationstragschrauber, sondern auch andere hoch motorisierte Tragschrauber.

Da beim Kombinationstragschrauber durch den Tragflügel allerdings stets eine Entlastung des Rotors durch den Tragflügel stattfindet, sind die Auswirkungen der zusätzlichen Entlastung des Rotors im steilen Steigflug nur umso offensichtlicher und ausgeprägter. Ein extremes Beispiel für dieses Verhalten konnte bei den Flugversuchen mit dem ACG2 in Flug 8 beobachtet werden, wie in Abbildung 5.17 gezeigt wird. Nach einem Kreisflug wird ein Steigflug mit etwa  $95\text{km/h}$  initiiert. Im Steigflug muss aufgrund der hohen Motorleistung die Nicklage des Tragschraubers über eine negative Nicksteuereingabe gehalten werden. Aufgrund des geringen Rotoranstellwinkels, der anfänglich sogar negativ ausfällt, ergibt sich ein vom Geradeausflug bekanntes Verhalten. Die Rotordrehzahl baut kontinuierlich ab, allerdings schneller und auf niedrigerem Niveau.

In der Messung des horizontalen Lastvielfachen  $n_x$  ist erkennbar, dass im unbeschleunigten Steigflug anfänglich 60%, dann ca. 40% der Gewichtskraft durch den Schub ausgeglichen wurden. Als der Pilot am beabsichtigten Scheitelpunkt bei  $t = 659\text{s}$  den Schub reduzierte und zeitgleich den Nicksteuerwinkel  $\eta_{RH}$  erhöhte, verlor der Tragschrauber trotzdem an Höhe. Gleichzeitig zeigt sich ein dramatischer Anstieg im Anstellwinkel  $\alpha$  sowie der Nickrate  $q$ . Der Tragschrauber war für einen Moment von zwei bis drei Sekunden in einem unkontrollierten Sackflug.

Durch stark ausgeprägte Eingaben in Schub und Nicksteuerwinkel gelang es die Kontrolle zurückzuerlangen. Der sprunghafte Anstieg der Rotordrehzahl  $n_R$  zeigt an, dass der Rotor nach dem Sackflug plötzlich sehr stark angestellt und durchströmt wurde. Der Verlust der Fahrt zeigt an, dass hier hauptsächlich kinetische Energie des Kombinationstragschraubers in Rotationsenergie des Rotors umgewandelt wurde. Die zurückgewonnene Rotordrehzahl machte einen Weiterflug mit anschließender Landung möglich.

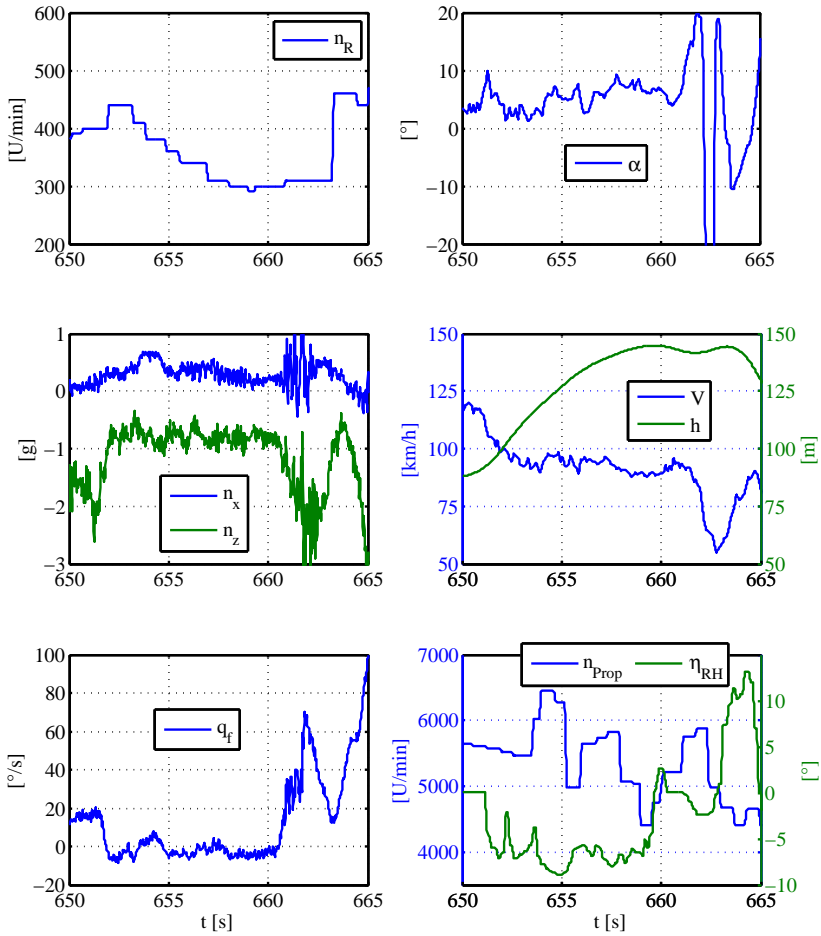


Abbildung 5.17.: extremer Steigflug des ACG2

Dieser Vorfall mit dem Demonstrationsmodell lässt folgende Schlussfolgerungen zu:

- Der Verlust der Steuerautorität muss vermieden werden, dazu muss entweder die Rotordrehzahl im Steigflug konstant gehalten werden oder der Tragschrauber muss mit weiteren Rudern ausgestattet werden um die notwendigen Steuermomente auch ohne den Rotor zu erzeugen.
- Der Tragschrauber muss auch direkt nach einem Steigflug noch in der Lage sein horizontal zu fliegen. Dazu muss bei der vorliegenden Konfiguration entweder das Manöver entsprechend langsam ausgeleitet werden, um den Rotor Drehzahl erlangen zu lassen oder der Steigwinkel muss entsprechend der Fluggeschwindigkeit beschränkt werden. Die beste Alternative ist, gezielt die Belastung des Rotors während des Steigflugs zu erhöhen bzw. die Drehzahl konstant zu halten.

## 5.8. Analyse der Überschreitung der Autorotationstrimmgrenze

In Testflug Nr. 10 wurde unabsichtlich die in Kapitel 4.2.3 beschriebene Autorotationstrimmgrenze überschritten. Dieses Kapitel dient zur Dokumentation und Analyse der Ereignisse. Die Beobachtungen und die aufgezeichneten Daten zeigen, welcher ungewöhnlicher Flugzustand mit einem Tragschrauber erreicht werden kann und wie gefährlich dies sein kann. Die Trimmflosse (Höhenruder) war in Testflug Nr. 10 auf  $\eta_{RH} = -0.4^\circ$  eingestellt, um den Anstellwinkel und damit den Auftrieb des Flügels gezielt zu erhöhen. Bei einer Fluggeschwindigkeit von 115 km/h führte dies dazu, dass der Flügel und das Höhenleitwerk einen Auftrieb  $A_{FR}$  in der Größenordnung von ca. 60 % der Gewichtskraft erzeugten. Die Rotordrehzahl  $n_R$  fiel auf einen Wert von 310 U/min ab, dies entspricht bei der vorherrschenden Fluggeschwindigkeit nach Ergebnissen von Simulationen einer Rotorkraft von etwa 40 % der Gewichtskraft. Die

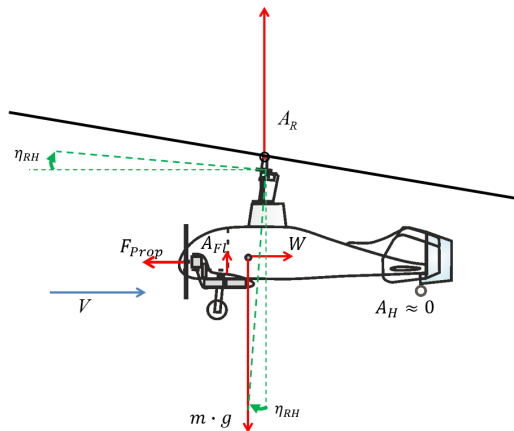


Abbildung 5.18.: kleiner Auftrieb des Flügels

Abbildungen 5.18 und 5.19 zeigen schematisch die Kräfte am Tragschrauber ACG2 für die Fälle mit kleinem und großem Auftrieb des Flügels. Der Auftrieb des Flügels greift vor dem Schwerpunkt an und erzeugt ein aufnickendes Moment. Je größer der Auftrieb des Flügels  $A_{F1}$ , desto stärker das von ihm ausgeübte aufnickende Moment

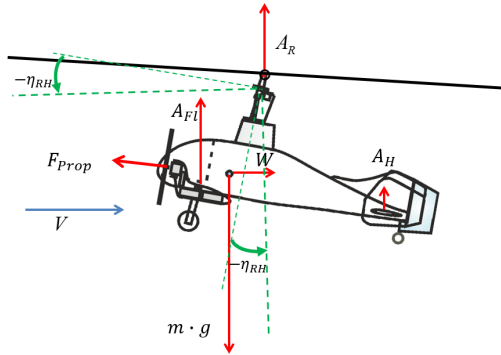


Abbildung 5.19.: großer Auftrieb des Flügels

und desto stärker wird der Rotor entlastet. Die Rotorkraft und –drehzahl sinken. Mit sinkender Rotorkraft sinken auch die Steuerautoritäten in der Nick- und Rollachse. Tabelle 5.2 zeigt Messdaten für entsprechende Flugzustände, die im Flugtest ermittelt wurden. Im Messschrieb in Abbildung 5.20 ist zu sehen, wie ab  $t = 790$  s aus

	Kleiner Auftrieb des Flügels	Großer Auftrieb des Flügels
Fluggeschwindigkeit $V$ [km/h]	117	115
Trimmflosse $\eta_{HR}$ [°]	4.0 (gedrückt)	-0.4 (leicht gezogen)
Anstellwinkel $\alpha$ [°]	0.3	8.0
Nicksteuerwinkel $\eta_{RH}$ [°]	1.0	-9.0
Anstellwinkel Rotorkopf $\alpha_{RH}$ [°]	1.3	-1.0
Rotordrehzahl $n_R$ [U/min]	430	310 (weiter fallend)

Tabelle 5.2.: Daten aus Messflügen

einer Kurve in den Geradeausflug übergegangen wurde. Der Tragschrauber beschleunigte und die Rotordrehzahl sank stark ab. Der Anstellwinkel stieg in ähnlicher Weise

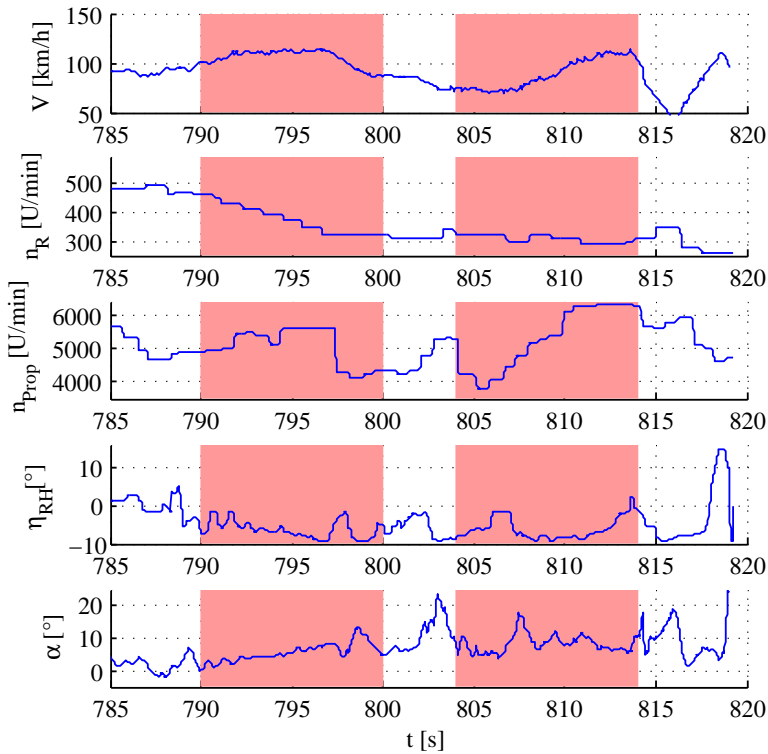


Abbildung 5.20.: Messdaten der letzten 35 Sekunden des Fluges

kontinuierlich an. Um dagegen anzugehen und die sichtbaren Bahnabweichungen zu korrigieren, verringerte der Pilot das Nicksteuer stetig. Bei etwa  $t = 797$  s wurde der vordere Steueranschlag erreicht ( $\eta_{RH} = -9.2^\circ$ ). Der Pilot realisierte ein Problem, verringerte den Schub radikal und der Anstellwinkel nahm kurzfristig ab, stieg dann aber wieder, da das Nicksteuer wieder positiver wurde. Die rot markierten Flugabschnitte ( $t = 790$  s –  $800$  s) und ( $t = 804$  s –  $814$  s) werden im Folgenden genauer betrachtet.

**Zeitabschnitt 1 - (790 s-800 s) - Rotordrehzahlabbau**

Eine vergleichbare Situation für den ersten betrachteten Zeitabschnitt wird in der Simulation nachgestellt und in Abbildung 5.21 zusammen mit den originalen Messergebnissen (Abb. 5.20, 790 s – 800 s) abgebildet. Der Tragschrauber wird mit einer Rotordrehzahl 500 U/min im Geradeausflug getrimmt und dann mit dem Nicksteuer so lange wie möglich auf gleicher Höhe gehalten. (So wie es auch der Pilot im Flugversuch beabsichtigte.) Die Simulation wurde mit einem Modell der Längsbewegung

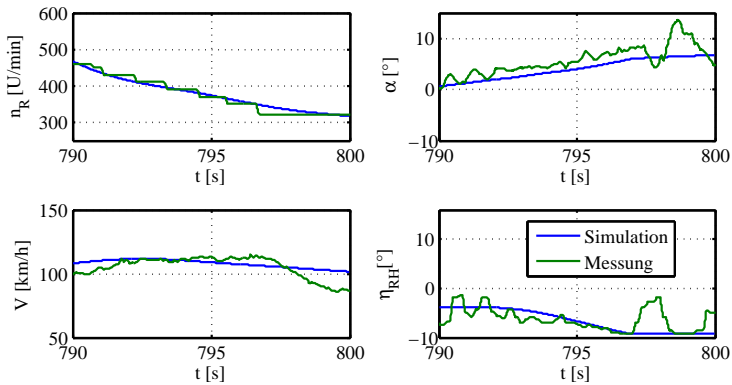


Abbildung 5.21.: Absinken der Rotordrehzahl im Horizontalflug ( $t = 790$  s – 800 s).  
Vergleich zwischen Simulation und Messung

des Tragschraubers mit einem Rotormodell basierend auf analytischen Gleichungen durchgeführt. Ausgehend von den Verhältnissen bei  $t = 790$  s mit einer Begrenzung des Nicksteuerwinkels auf  $\eta_{RH} = -9.2^\circ$  lässt sich die Flugsituation in der Simulation nachstellen. Die Simulation bestätigt die relativ kleine Rotordrehzahl von etwa 300 – 310 U/min nach 10s bei einer vergleichbaren Fluggeschwindigkeit. Die Simulation zeigt das Problem. Um die Höhe zu halten, wird der Nicksteuerwinkel verringert. Und die Rotordrehzahl sinkt. Trotzdem steigt der Rumpfanstellwinkel langsam an. Die Nickbewegung ist in negativer Richtung nicht mehr steuerbar, sobald der Pilot

den vorderen Steueranschlag erreicht ( $t > 796s$ ). Hinweis: Ohne den Flügel und bei einem Auftrieb des Rotors gleich der Gewichtskraft beträgt die simulierte Rotordrehzahl bei 110 km/h mit der vorliegenden Höhenruderstellung 432 U/min. Die folgende Tabelle zeigt die gemessenen und die simulierten Werte für den hier beobachteten Fall „großer Auftrieb des Flügels (Rotor entlastet)“.

Größe	Messung 115 km/h	Simulation 110 km/h
Anstellwinkel $\alpha$ [°]	8.0	7.2
Nicksteuerwinkel $\eta_{RH}$ [°]	-9.2	-9.2
Rotordrehzahl $n_R$ [U/min]	310 (weiter fallend)	301(weiter fallend)
Auftrieb des Rotors $A_R$ [N]	-	145
Auftrieb des Flügelrumpfes $A_{FR}$ [N]	-	220
Propellerschub $F_{Prop}$ [N]	-	90

Tabelle 5.3.: Messwerte und Simulation für den Moment des Steuerungsverlustes

Tabelle 5.3 zeigt, dass der Flügel und das Leitwerk den größten Teil des Auftriebs bereitstellen. Der Rotorkopf ist maximal nach vorn geneigt, um das durch den Flügel verursachte Nickmoment auszugleichen. Der ACG2 befand sich bei 115 km/h in einem instabilen Zustand, mit stark beschränkter Steuerautorität. Die Folge war weiterer Drehzahlverlust und Kontrollverlust.

## Zeitabschnitt 2 - (t= 804 s-814 s) – stagnierende Rotordrehzahl trotz

### Nicksteuereingabe

Neben dem Rotordrehzahlverlust war vor allem der Weiterflug durch eine sehr geringe Rotordrehzahl gekennzeichnet. Der Tragschrauber flog mehrere Sekunden mit erhöhtem Anstellwinkel an dem Versuchsteam vorbei, ohne dass sich seine Fluglage und Flugbahn zu ändern schienen. Der Pilot ließ das Nicksteuer für eine Sekunde bis zur Neutralstellung nach und drückte dann wieder, ohne dass es den gewünschten Einfluss auf die Flugbahn hatte. In der Analyse der Daten ist allerdings zu sehen, dass etwas verspätet eine Erhöhung des Anstellwinkels stattfand, die durch das nachfolgende

Drücken aber wieder verringert wurde. Als der Pilot darauf folgend den Schub erhöhte, ging der Tragschrauber bei nahezu voll gedrücktem Nicksteuer in einen Steigflug über. Die gegensätzlichen Eindrücke des Verlustes der Steuerautorität und der ruhig anmutende Flugzustand herrschten gleichzeitig vor und sind in der Rückschau erklärbar. In Abbildung 5.22 sind einige Messdaten dieses Ereignisses dargestellt. Da der Rotorschub  $F_R$ , der Auftrieb des Flügelrumpfes  $A_{FR}$  oder der Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  nicht gemessen werden konnten, wurde eine Simulation durchgeführt, mit deren Ergebnissen Abbildung 5.22 vervollständigt wurde. Die Testeingabe des Piloten zeigte nicht den gewünschten Effekt, denn die Fluggeschwindigkeit, bei der diese durchgeführt wurde, war sehr gering (ca. 70 km/h). Außerdem war die Eingabe mit einer Dauer von einer Sekunde zu kurz, als dass sich die Rotordrehzahl wieder aufbauen und die Rotorkraft signifikant erhöhen konnte. Weiterhin war der Rotorkopf weit nach vorn getrimmt, sodass die Neutralstellung des Knüppels eine Rotorkopfstellung von lediglich  $\eta_{RH} = -1.7^\circ$  bedeutete. Damit wurde ein Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  von nur etwa  $5^\circ$  erreicht (Simulationsergebnis), welcher sich durch das verspätete Aufnicken auf  $8^\circ$  erhöhte. Diese positive Tendenz wurde allerdings durch das folgende erneute Drücken des Steuerknüppels wieder beendet. Die Beobachtung ist von Bedeutung für Kombinationstragschrauber, wenn sie wie der ACG2 in diesem Versuch, einen sehr positiven Nickmomentenbeiwert des Flügelrumpfes aufweisen.

Bedingt durch das positive Nickmoment des Flügelrumpfes ist der Pilot gezwungen einen negativen Rotorkopfnicksteuerwinkel einzusteuern, um die Flugbahn zu halten. Wird bedingt durch die Entlastung des Rotors durch den Tragflügel bei hoher Fluggeschwindigkeit die Autorotationstrimmgrenze überschritten, ist der Rotoranstellwinkel zu gering, um die Rotorkraft aufrecht zu erhalten. Dadurch wird der Rotorkopf kontinuierlich stärker negativ gesteuert, bis der Steuerweg ausgeschöpft ist. Der Anstellwinkel des Kombinationstragschraubers erhöht sich derweil allmählich. Nachdem der vordere Steueranschlag erreicht wird, kann kein zusätzliches negatives Nickmoment vom Piloten eingesteuert werden. Der Kombinationstragschrauber nickt weiter auf. Bei einem ausreichend hohen Anstellwinkel  $\alpha$  wird der Rotor zwangsweise wieder genügend durchströmt, sodass das aufnickende Moment des Flügelrumpfes ausgeglichen werden kann. Der Tragschrauber fliegt mit diesem Anstellwinkel weiter. Eine Änderung des Nicksteuers in Richtung Neutral birgt in dieser Situation die Gefahr ei-

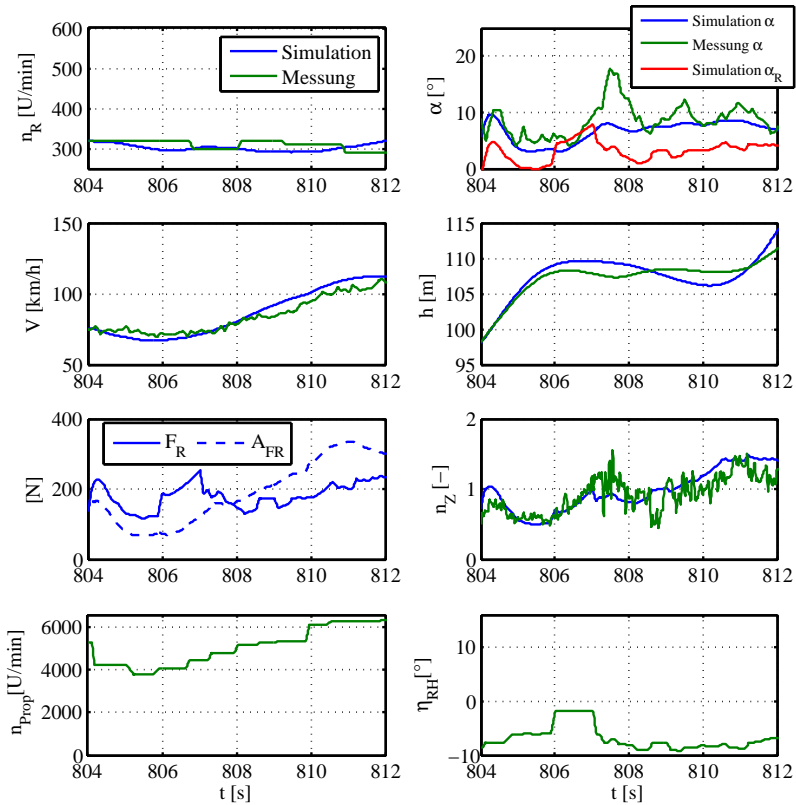


Abbildung 5.22.: Verhalten des Tragschraubers bei Testeingabe ( $t=806$  s – 807 s)

ner starken Nickreaktion. Da der Steuerknüppel am vorderen Anschlag gehalten wird, um ein weiteres Aufnicken zu verhindern, wird der Flugpfad allein durch den Schub bestimmt.

Im Flugexperiment zeigte sich dies, als der Pilot den Schub erhöhte und der Bahnwinkel zunahm. Entsprechend den Ausführungen in Abschnitt 5.7 ist bekannt, dass auch im Steigflug eine weitere Entlastung des Rotors stattfinden kann. Dies erklärt, dass der

ACG2 derart lange weiterflog, ohne dass sich die Drehzahl erhöhen konnte. Bei Einleiten eines Kurvenflugmanövers bei  $t = 814s$  sorgte der erhöhte Schiebewinkel für eine Ablösung der Strömung am Höhenleitwerk. Am Tragflügel fand keine Ablösung statt, da dieser durch den hohen Propellerschub zusätzlich angeströmt wurde. In der Folge bäumte sich der Kombinationstragschrauber auf und der Rotoranstellwinkel erhöhte sich schnell. Durch die hohen aerodynamischen Belastungen löste sich ein Blatt des Rotors ab, was den folgenden Absturz unausweichlich machte.



## 6. Designüberlegungen

### 6.1. Generelle Auslegungsprinzipien

Der Entwurf eines Kombinationstragschraubers soll derart gestaltet sein, dass durch den Tragflügel die Flugleistungen des Kombinationstragschraubers gegenüber denen eines konventionellen Tragschraubers erhöht werden, möglichst ohne die Flugenveloppe in negativer Form zu beeinflussen.

In jedem Fall soll ein Kombinationstragschrauber ähnlich sicher zu betreiben sein wie jeder Tragschrauber konventioneller Bauart. Die in den vorherigen Kapiteln vorgestellten Erkenntnisse in Bezug auf den Momentenhaushalt, die Fluglage, die Rotordynamik, die statische Stabilität und die Steuerbarkeit eines Kombinationstragschraubers sind Hilfen für eine Vorauslegung.

Eine wirklich optimale Auslegung kann nur für einen Flugpunkt im Reiseflug geschehen, dennoch sollte die gesamte Enveloppe im Blick behalten werden und Bereiche, in denen sich der Flügel nachteilig auf die Flugleistungen auswirken könnte, gesondert betrachtet werden. Dies gilt insbesondere im Bereich der Mindestgeschwindigkeit, wenn der zusätzliche Tragflügel eine nicht erwünschte Erhöhung der Mindestfahrt verursacht oder bei sehr hohen Fluggeschwindigkeiten, wenn eine Fehlauselegung zu zusätzlichem Widerstand führt.

Die in Kapitel 4.3 genannten Grenzen des Flugbereichs dürfen erst bei möglichst hohen Fluggeschwindigkeiten erreicht werden, die klar außerhalb des normalen Betriebsbereiches liegen. Im Geradeausflug soll das Erreichen der höchsten möglichen Fluggeschwindigkeit im Idealfall durch die maximal zur Verfügung stehende Leistung begrenzt sein und nicht durch eine der anderen eher kritischen Begrenzungen bezüglich der Steuerbarkeit oder des maximalen Schlagwinkels. Der versehentliche Einflug in einen potentiell kritischen Bereich der Enveloppe kann auf diese Art im horizontalen Geradeausflug vermieden werden.

Für den Kombinationstragschrauber lassen sich einige Grundannahmen herausstellen, die bei einer Auslegung eines neuen Fluggerätes von Vorteil sind:

Die maximale aerodynamische Effizienz (maximale Gleitzahl) des Tragflügels, wird bei einem spezifischen Auftriebsbeiwert erreicht. Dementsprechend gibt es auch nur einen Anstellwinkel, der nach aerodynamischen Gesichtspunkten für den Flügel und damit den Flügel-Rumpf optimal ist. Der Betrieb des Tragflügels nahe seiner maximalen Gleitzahl ist nur innerhalb eines engen Anstellwinkelbereiches möglich. Bei einem gewöhnlichen Flächenflugzeug muss der Anstellwinkel des Tragflügels im stationären Horizontalflug entsprechend der Fluggeschwindigkeit angepasst werden, um stets einen gleichbleibenden Auftrieb zu gewährleisten. Daher kann auch nur bei einer Fluggeschwindigkeit das beste Gleiten des Tragflügels ausgenutzt werden. Beim Kombinationstragschrauber kann im Gegensatz dazu das Potential des Tragflügels stets voll genutzt werden, wenn es gelingt, den Anstellwinkel nahezu im gesamten Flugbereich konstant im optimalen Bereich zu halten.

Die Lage des Neutralpunktes des Tragflügels sollte möglichst nah am Schwerpunkt sein. Dadurch lässt sich vom Auftrieb des Tragflügels profitieren, während das durch die Auftriebskraft eingebrachte Nickmoment möglichst gering ist. Außerdem bietet der Tragflügel ausreichend Volumen, um den Tank des Fluggerätes darin unterzubringen und den Stauraum im Rumpf zu erweitern, bzw. den Rumpf schlanker zu gestalten. Der Einfluss der Variation des Treibstoffgewichtes auf die Schwerpunktposition ist dementsprechend geringer, je näher ein solcher Flügeltank am Schwerpunkt des restlichen Fluggerätes positioniert ist.

Die Steuerbarkeit eines Kombinationstragschraubers um die Längs- und die Querachse, ohne zusätzliche Quer- und Höhenruder, ist dann am effektivsten, wenn die verbleibende Marge des Steuerwegs von Roll- und Nicksteuer bei allen Flugzuständen möglichst groß ist. Daher besteht für die Rotorkraftachse die Forderung, dass sie für jeden stationären Flugzustand des Kombinationstragschraubers möglichst nah am Schwerpunkt vorbeigeführt werden sollte, der in Kapitel 4 beschriebene Abstand  $d$  der Rotorkraftachse zum Schwerpunkt also möglichst minimal sein sollte.

Gleichzeitig muss ausreichend statische Stabilität gegeben sein. Entsprechend der Ausführungen in Kapitel 2 wird ein für den Reiseflug eines Kombinationstragschraubers ausgelegter Tragflügel ein Flächenverhältnis von  $S_{FI}/S_R$  von weniger als 0.15 aufweisen. Die Auftriebsverteilung zwischen Tragflügel und Rotor verändert sich über den möglichen Fluggeschwindigkeitsbereich. Ebenso ändern sich die Rotordrehzahl und der Fortschrittsgrad des Rotors. Wie statische Stabilität von Kombinationstragschraubern unter diesen veränderlichen Randbedingungen bestimmt werden kann, ist in Kapitel 4.4 beschrieben. Soll die Rotorschubachse im Normalflug hinter dem Schwerpunkt verlaufen, sodass der Rotor einzeln betrachtet statisch stabil wirkt, so kann das über einen negativen Einstellwinkel des Höhenleitwerks erreicht werden oder über eine Lage des Flügelneutralpunktes vor dem Schwerpunkt des Fluggerätes. Prinzipiell kann jedoch auch bei einer Lage der Rotorschubachse vor dem Schwerpunkt durch die Wirkung von Höhenleitwerk und Tragflügel statische Stabilität hergestellt werden. Im Gegensatz zu einer angesprochenen Positionierung des Flügelneutralpunktes vor dem Schwerpunkt hat eine Lage des Neutralpunktes des Tragflügels hinter dem Schwerpunkt den Vorteil, auch im Fall eines eventuellen Strömungsabrisses am Höhenleitwerk einen abnickenden Effekt bewirken zu können, so die Strömung am Tragflügel noch anliegt.

Verläuft die Rotorkraftachse im Auslegungspunkt vor dem Schwerpunkt entlang, so wirkt die Rotorkraft aufnickend. Der Flügel-Rumpf wirkt dementsprechend abnickend. Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit und Rotorentlastung werden sowohl die Rotorkraft als auch der Abstand  $d$  abnehmen. Daher wird das Fluggerät eher weiter abnicken, was den Übergang der Auftriebslast auf den Flügel etwas verringert. Verläuft die Rotorkraftachse im Auslegungspunkt hinter dem Schwerpunkt, wirkt die Rotorkraft abnickend. Bei gesteigerter Fluggeschwindigkeit sinkt zwar die Rotorkraft  $F_R$ , der Abstand  $d$  wird dagegen geringfügig steigen. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten überwiegt der Einfluss auf  $F_R$ , daher wird die abnickende Tendenz des Rotors verringert. Bei solchen Entwürfen besteht die Gefahr, dass der Kombinationstragschrauber mit zunehmender Fluggeschwindigkeit etwas weiter aufnickt und der Rumpf-/Flügelanstellwinkel steigt.

Ein Anwachsen des Schlagwinkels mit steigendem Fortschrittsgrad des Rotors ist nachteilig für die Steuerbarkeit des Rotors, da der Schlagwinkel, z.B. im horizontalen Geradeausflug durch die Neigung des Rotorkopfes nach vorn kompensiert werden muss und damit der verfügbare Steuerweg verringert wird. Außerdem birgt ein anwachsender Schlagwinkel die Gefahr, dass im Extremfall die Anschläge des Schlaggelenkes am Rotorkopf durch die Rotorblattanschlüsse berührt werden. Es ist also ratsam, die Steigerung des Fortschrittsgrades des Rotors auch mit zunehmender Fluggeschwindigkeit zu beschränken. Gelingt es beispielsweise die Rotordrehzahl auch mit sinkender Rotorkraft auf einem stabilen Niveau zu halten, ist die Steigerung des Fortschrittsgrades lediglich linear von der Fluggeschwindigkeit abhängig. Eine weitere Möglichkeit, den Schlagwinkel auch bei hohem Fortschrittsgrad des Rotors zu begrenzen, ist die Kopplung der Schlag- und Steuerbewegung des Rotorblattes über eine  $\Delta 3$ -Anordnung des Schlaggelenkes [70]<sup>1</sup>. Diese Möglichkeit wurde auch für den bereits in Kapitel 1 erwähnten Carter Copter Technology Demonstrator genutzt [11].

Für besondere Flugzustände, wie den extremen Steigflug mit maximalem Schub (vgl. Abschnitt 5.7) und den extremen Seitengleitflug [37], bei denen eine zusätzliche Entlastung des Rotors zu erwarten ist, muss betrachtet werden, wie weit die Rotordrehzahl sinken kann und welche Effekte dadurch verursacht werden. Insbesondere ein abrupter Auftriebsverlust und ein spürbares „Durchsacken“ beim Ausleiten eines der genannten Manöver ist zu vermeiden, da dies mit einem Kontrollverlust einhergehen kann.

## 6.2. Neuentwurf

Für den Entwurf eines neuen Kombinationstragschraubers wird ein schritthaftes Vorgehen beispielhaft vorgestellt. Es basiert auf den Erfahrungen, die mit dem ACG2 gemacht wurden. Es soll ein Kombinationstragschrauber entstehen, dessen Rotor entlastet wird, dessen Drehzahl jedoch nur geringer Variation unterliegt, um den Anstieg des Fortschrittsgrades mit Zunahme der Fluggeschwindigkeit zu begrenzen. Der Anstellwinkel des Rumpfes soll für den Auslegungspunkt so gewählt sein, dass eine hohe Gleitzahl des Tragflügels erreicht wird. Außerdem soll die Variation des Anstellwinkels nur gering ausfallen. Dennoch soll der Anstellwinkel des Fluggerätes über den ge-

---

<sup>1</sup>Grundlagen der Dynamik von Hubschrauber-Rotoren, 2018

samen Flugbereich die Tendenz zeigen, mit Zunahme der Geschwindigkeit abzunehmen. Für das ausgeführte Beispiel entsprechen, zum Zweck der Vergleichbarkeit, die Flügelfläche, die Rotorgeometrie und die Höhenleitwerksgeometrie denen des ACG2. Die Anordnung der Baugruppen wird im Sinne der Auslegung neu angepasst. Die Anpassung weniger Parameter unter Beibehaltung der genannten anderen Parameter soll zeigen, welche Verbesserungen bereits mit wenigen Änderungen erzielt werden können.

### **Initiale Geometrie**

Sind zu Beginn einer Gesamtauslegung nur das anvisierte Abfluggewicht und die Rumpfmaße bekannt, aber die Geometrie für Rotor, Flügel und Leitwerke nicht vorgegeben, empfiehlt es sich mit der Auslegung des Rotors zu beginnen. Soll die Fähigkeit des Tragschraubers erhalten bleiben, besonders langsam horizontal zu fliegen, so kann dies nur über eine Dimensionierung des Rotors entsprechend der anvisierten minimalen Horizontalfluggeschwindigkeit, bzw. der minimalen Start- und Landegeschwindigkeit geschehen. Ein Tragflügel, der auch im Reiseflug effizienten Auftrieb erzeugen soll, trägt bei derart kleinen Fluggeschwindigkeiten, wie sie mit Kombinationstragschraubern realisierbar sind, kaum bis gar nicht zum Auftrieb bei.

Je geringer die Rotorflächenbelastung ausfällt, desto geringer ist der notwendige Anstellwinkel des Rotors und damit ebenso die widerstandsverursachende entgegen der Flugrichtung gerichtete Komponente der Rotorkraft. Dieser widerstandsverursachende Anteil der Rotorkraft ist besonders im Langsamflug stark ausgeprägt. Die parasitären Widerstandsanteile sind dagegen bei geringen Fluggeschwindigkeiten von untergeordneter Bedeutung. Hauptsächlichste Einflussfaktoren für die realisierbare minimale Horizontalfluggeschwindigkeit sind die Rotorfläche und der verfügbare Propellerschub bzw. die verfügbare Motorleistung.

Allerdings weist ein für den Start ausgelegter Rotor mit geringer Flächenbelastung auch einen vergleichbar hohen Fortschrittsgrad im Vorwärtsflug auf, was sich direkt auf die Entwicklung des Schlagwinkels auswirkt und im Schnellflug hohe Schlagwinkel mit sich bringt. Dies gilt es bei der weiteren Auslegung zu berücksichtigen und gegebenenfalls die initiale Rotorauslegung zu ändern und damit eine höhere Minimalfluggeschwindigkeit für den Horizontalflug in Kauf zu nehmen.

Die Rolle des Tragflügels ist für den Bereich geringer Fluggeschwindigkeiten aufgrund des geringen Staudrucks eher eine untergeordnete. Eine Ausnahme entsteht dann, wenn sich aufgrund der Konstruktion Teile des Tragflügels im Popellerabstrom befinden. Dann können Auftrieb und Widerstand des Tragflügels auch bei geringer Fluggeschwindigkeit bedeutend werden, da im Langsamflugbereich bei hohem Propellerschub hohe induzierte Geschwindigkeiten hinter den Propellern auftreten (Vgl. [71]<sup>2</sup>). Auch dieser Einfluss ist bei der initialen Dimensionierung der Rotorfläche zu beachten.

Für die folgende beispielhafte Auslegung wird jedoch aus Gründen der Anschaulichkeit die Rotorgröße des ACG2 nicht verändert.

Nachdem die Rotorgröße grob festgelegt ist, wird bestimmt, welchen Auftriebsanteil der Flügel im Reiseflug leisten soll und der Flügel entsprechend dimensioniert. Es empfiehlt sich einen Flügel großer Streckung zu verwenden, um den induzierten Widerstand möglichst gering zu halten (siehe Kapitel 2). Allerdings können auch Tragflügel geringer Streckung dazu beitragen den Gesamtwiderstand durch eine Entlastung des Rotors zu senken, wie es in Kapitel 2.2.1 beispielhaft erläutert wird.

Ideal für den Arbeitspunkt des Tragflügels wäre es, die Rumpflage für den gesamten Flugbereich so einzustellen, dass der Auftriebsbeiwert des Flügels konstant bleibt und immer im besten Verhältnis von Auftrieb und Widerstand betrieben werden könnte. Um den Rotor aus Sicherheitsgründen aber nicht entsprechend des so bedingten quadratisch ansteigenden Auftriebszuwachses am Flügel bei zunehmender Fluggeschwindigkeit zu entlasten, wird gerade bei sehr hohen Fluggeschwindigkeiten eine moderate Verringerung des Rumpfanstellwinkels in Kauf genommen.

Für die folgende beispielhafte Auslegung wird zu Vergleichszwecken und zur Vereinfachung die Flügelfläche des ACG2 als gegeben angenommen. Die Streckung jedoch wird entsprechend der Erkenntnisse aus Kapitel 2 auf einen Wert von  $\Lambda_{Fl} = 15$  erhöht, wodurch die Spannweite beträchtlich von 1.86 m auf 2.52 m steigt.

### **Auslegung und Positionierung von Flügel und Leitwerk**

Kombinationstragschrauber können wie normale Tragschrauber innerhalb eines sehr großen Anstellwinkelbereiches betrieben werden. In der senkrechten Autorotation wer-

<sup>2</sup>Patent, DE 10 2020 134 686 A1, Tragschrauber, 2022

den Anstellwinkel von  $\alpha = 90^\circ$  erreicht. Unweigerlich werden dabei die Anstellwinkel durchschritten, bei denen die Strömung am Höhenleitwerk und am Tragflügel ablöst. Es ist daher wichtig sicherzustellen, dass der Flügelrumpf jederzeit statische Stabilität aufweist und auch der Übergang in den Zustand einer Strömungsablösung keine unaussteuerbaren Momente auf das Fluggerät bewirkt. Ungeachtet der Relativposition des Tragflügels zum Schwerpunkt des Fluggerätes sollte sichergestellt sein, dass die Strömungsablösung zuerst am Tragflügel und dann am Höhenleitwerk (Drachenanordnung) stattfindet. Dadurch ist es auch möglich, den Tragflügel (Neutralpunkt) vor dem Schwerpunkt zu positionieren. Ist es konstruktionsbedingt so, dass die Strömung am Tragflügel später ablösen kann als am Höhenleitwerk (vgl. ACG2), so sollte zumindest der Druckpunkt des Tragflügels (für diesen Strömungszustand) hinter dem Schwerpunkt oder im Schwerpunkt positioniert werden, um in dem Fall, wenn am Höhenleitwerk keine Kraft mehr wirkt, noch ein abnickendes oder neutrales Nickmoment durch den Flügelauftrieb zu liefern. Der Fall des ACG2 hat gezeigt, dass eine deutliche Vorlage des Tragflügels vor dem Schwerpunkt sich dann katastrophal auswirkt, wenn das Höhenleitwerk seine aerodynamische Funktion verliert, während der Tragflügel noch eine Auftriebskraft produziert. Der Vorteil eines leicht vor dem Schwerpunkt befindlichen Tragflügelneutralpunktes ist es, dass am Höhenleitwerk ein positiver Einstellwinkel verwendet werden kann, um eine Trimmlage nahe  $0^\circ$  einzustellen. Dadurch, dass am Höhenleitwerk ein kleiner Auftrieb anstatt eines Abtriebs erzeugt wird, lassen sich die Flugleistungen geringfügig verbessern. Allerdings sinkt das  $c_{m\alpha,FR}$  entsprechend der Vorlage des Tragflügelneutralpunktes. Es muss sichergestellt werden, dass  $c_{m\alpha,FR}$  negativ ist, also dass der Flügelrumpf an sich bereits statisch stabil ist. Dies wirkt sich vor allem auch dann aus, wenn der Rotor aufgrund zunehmender Fluggeschwindigkeit zunehmend entlastet wird.

Für die beispielhafte Auslegung wird die Position des Tragflügels und der Höhenleitwerkseinstellwinkel im Gegensatz zum ACG2 verändert werden.

### **Reiseflug - Flugzustand**

Es können verschiedene Kriterien gewählt werden, nach denen eine Auslegung initial durchgeführt werden soll. Hier wird vorgeschlagen, einen gewünschten Rotorfortschrittsgrad für den Reiseflug zu bestimmen und davon ausgehend, die Auslegung für

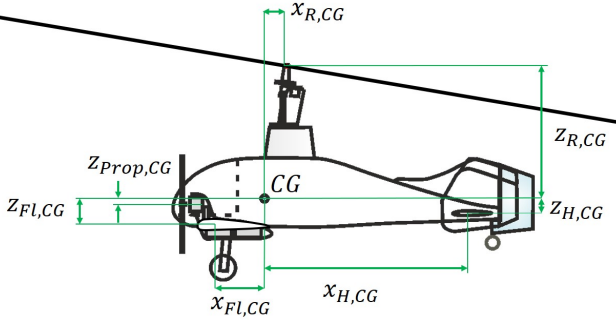


Abbildung 6.1.: Koordinaten für die Längsbewegung wichtiger Komponenten am Kombinationstragschrauber

den Reiseflug zu beginnen. Für die Beispielauslegung soll eine Reisefluggeschwindigkeit von 120 km/h vorgegeben werden. Fortschrittsgrade für heutige Tragschrauber mit Ultraleicht-Zulassung liegen im Bereich von etwa 0.2. Ein Beispiel ist in [33] gegeben. Für den zu entwerfenden Kombinationstragschrauber hingegen wird ein Fortschrittsgrad von 0.4 im Reiseflug anvisiert, der durch eine Entlastung des Rotors erreicht werden kann. Mit Kenntnis des Fortschrittsgrades ist beispielsweise der maximale Schlagwinkel bereits errechenbar. Auch die Rotordrehzahl am Designpunkt  $\Omega_{R,des}$  kann bestimmt werden.

$$\Omega_{R,des} = \frac{V_{des}}{\mu_{R,des} \cdot r_R} \quad (6.1)$$

Mit der Rotordrehzahl  $\Omega_{R,des}$  und dem vorgegebenen Fortschrittsgrad ist die Rotorkraft nach [24] zu berechnen:

$$F_{R,des} = \rho \cdot t_{Bl} \cdot t_R^3 \cdot \Omega_{R,des}^2 \cdot \left( K_{Z0} + K_{Z1} \cdot \mu_{R,des} + K_{Z2} \cdot \mu_{R,des}^2 \right). \quad (6.2)$$

Der Anstellwinkel des Rotors ergibt entsprechend des Fortschrittsgrades und mit Kenntnis der Faktoren  $K_{\alpha0}$ ,  $K_{\alpha1}$  und  $K_{\alpha2}$  nach [24]:

$$\alpha_{R,des} = \frac{t_{Bl}}{r_R} \cdot \left[ K_{\alpha0} + \frac{K_{\alpha2}}{\mu_{R,des}^2} \right] + \frac{K_{\alpha1}}{\mu_{R,des}}. \quad (6.3)$$

Dadurch lässt sich berechnen, welcher Auftrieb von Seiten des Flügelrumpfes benötigt wird, um den erzielten Flugzustand zu erreichen.

$$A_{FR,des} = m_{ges} \cdot g - F_{R,des} \cdot \cos(\alpha_{R,des}) \quad (6.4)$$

Der Auftrieb des Flügelrumpfes  $A_{FR,des}$  ist in erster Näherung und unter Vernachlässigung von Schub-/ Propellereffekten hauptsächlich abhängig von der Geometrie des Flügel-Rumpfes, der Fluggeschwindigkeit und dem Anstellwinkel. Die Fluggeschwindigkeit  $V_{des}$  ist bereits festgelegt. Die initiale Geometrie bezüglich Flügelposition, Leitwerksposition und Rotorposition gegenüber dem Schwerpunkt ist noch variabel. Der Designanstellwinkel ergibt sich zu:

$$\alpha_{des} = \frac{A_{FR,des} - [(C_{A0,Fl} + \epsilon_{Fl} \cdot C_{A\alpha,Fl}) \cdot S_{Fl} + \epsilon_H \cdot C_{A\alpha,H} \cdot S_H] \cdot \rho / 2 \cdot V_{des}^2}{[C_{A\alpha,Fl} \cdot S_{Fl} + C_{A\alpha,H} \cdot S_H] \cdot \rho / 2 \cdot V_{des}^2} \quad (6.5)$$

Hebelarme spielen an dieser Stelle der Überlegung noch keine Rolle, lediglich die zu erwartenden Auftriebskräfte wirken sich auf Gleichung 6.5 aus. Der Designanstellwinkel des Flügel-Rumpfes kann aber über den Einstellwinkel des Tragflügels und dessen Fläche hauptsächlich beeinflusst werden. Ideal ist es, den Anstellwinkel entsprechend der Charakteristiken des Flügelprofils zu wählen und die Flügelfläche entsprechend anzupassen, sodass der Rumpfanstellwinkel nahe  $\alpha = 0^\circ$  ist. Für den vorliegenden Fall ist die Flügelfläche analog zum ACG2 vorgegeben, weswegen nur der Flügeleinstellwinkel angepasst werden kann.

Mit der Wahl der Flügelposition und der Leitwerksposition und der entsprechenden Einstellwinkel kann der Verlauf des Nickmomentenbeiwertes des Flügel-Rumpfes festgelegt werden. In Abbildung 6.2 ist der Verlauf des Nickmomentenbeiwertes  $c_{m,FR}$  des Flügelrumpfes bezüglich des Anstellwinkels  $\alpha$  dargestellt. Außerdem zeigt Abbildung 6.2 die Lage des Designpunktes  $c_{m,FR,des}$  für den Reiseflug.  $c_{m,FR,des}$  ist aus der Forderung für den benötigten Flügel-Rumpfauftrieb bzw. entsprechend des dazugehörigen Anstellwinkels abgeleitet.

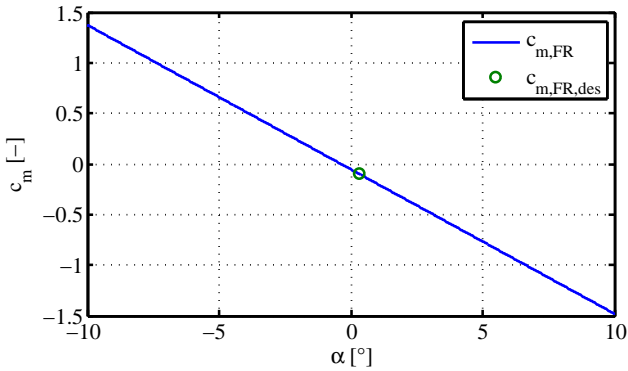


Abbildung 6.2.: Nickmomentenverlauf des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR}$  und Designpunkt für den Reiseflug

Der  $c_{m,FR}$ -Verlauf kann folgendermaßen beeinflusst werden:

- Die Steigung  $c_{m\alpha,FR}$  der Gerade  $c_{m,FR}$  wird durch eine Flügelvorlage vor dem Schwerpunkt und einen kleineren Leitwerkshebelarm (Drachenkonfiguration) flacher. Durch Flügelrücklage und größeren Leitwerkshebelarm (Drachenkonfiguration) wird sie hingegen steiler.
- Eine vertikale Verschiebung wird durch veränderte Einstellwinkel an Flügel  $\varepsilon_{Fl}$  und Höhenleitwerk  $\varepsilon_H$  erreicht. Ein positiverer Höhenleitwerkseinstellwinkel  $\varepsilon_H$  bringt eine Parallelverschiebung der Gerade nach unten. Die Änderung des Flügelseinstellwinkels wirkt sich entsprechend der Flügellage bezüglich des Schwerpunktes aus (Vor- oder Rücklage).

Abbildung 6.2 zeigt, dass der Designanstellwinkel  $\alpha_{des}$  des abgeänderten ACG2 dank einer Modifikation von Flügellage und Höhenleitwerkseinstellwinkel bei nahezu  $0^\circ$  liegt ( $\alpha_{des} = 0.3^\circ$ ). Der Designanstellwinkel für den Reiseflug sollte ein sehr geringer positiver oder negativer Anstellwinkel sein, um den Rumpf möglichst widerstandsoptimal zur Anströmung zu positionieren und für Piloten und Passagiere eine angenehme Fluglage zu schaffen.

Ziel der Auslegung muss sein, dass der Rumpfanstellwinkel bei steigender Flugeschwindigkeit in einem gewissen Maße sinkt, um das Anwachsen der Auftriebskraft des Flügel-Rumpfes etwas zu verringern. Bei gleichbleibender Rumpflage würde sie quadratisch bezüglich der Flugeschwindigkeit wachsen und sogar stärker, wenn der Rumpfanstellwinkel mit steigender Flugeschwindigkeit zunähme. Die entstehende starke Entlastung des Rotors würde dann ein Problem bezüglich der Steuerbarkeit darstellen, welches auch im sehr hohen Geschwindigkeitsbereich vermieden werden muss. Wie beim ACG2 beobachtet, ist bei derartigem Verhalten das Erreichen des kritischen Rotorentlastungsgrades schwer einzuschätzen und lässt, so einmal überschritten, keine angemessenen Korrekturen zu.

Die Auslegung muss keine unrealistisch hohen Flugeschwindigkeiten berücksichtigen, aber eine gewisse Überschreitung der im Horizontalflug mit maximaler Leistung erreichbaren Flugeschwindigkeit sollte zulässig sein. Grund für eine solche Überschreitung könnte ein Notabstieg mit hoher Flugeschwindigkeit oder eine Unachtsamkeit des Piloten sein.

Ein ausreichend ausgeprägt negativer Nickmomentenanstieg  $c_{m\alpha,FR}$  in Kombination mit einem geringfügig negativen  $c_{m,FR}$ -Wert am Designanstellwinkel wirkt sich vor allem beim Überschreiten der Auslegungs-/Reiseflugeschwindigkeit positiv aus. Durch das negative  $c_{m,FR}$  am Auslegungspunkt, muss die Wirklinie der Rotorkraft vor dem Schwerpunkt verlaufen. Bei Geschwindigkeitssteigerungen kommt es dann zu dem in Abschnitt 6.1 beschriebenen erwünschten abnickenden Verhalten des Kombinationstragschraubers.

Das Produkt aus Rotorkraft und Rotorkrafthebelarm  $F_R \cdot d$  wird bei einer weiteren Beschleunigung sinken, denn die Rotorkraft  $F_R$  schwindet aufgrund des zunehmenden Flügel-Rumpf-Auftriebs  $A_{FR}$ . Auch der Rotorkrafthebelarm  $d$  wird kleiner, da der Rotoranstellwinkel entsprechend der sinkenden Rotorkraft verringert wird. Resultat ist ein geringeres aufnickendes Moment des Rotors. Dadurch wird der Kombinationstragschrauber durch den Einfluss des verbleibenden abnickenden Nickmoment des Flügel-Rumpfes etwas abnicken, bis sich ein neues Gleichgewicht mit neuer Rotorkraft einstellt. Damit ist sichergestellt, dass die Auftriebszunahme am Flügel-Rumpf geringer ausfällt als die Staudruckzunahme.

Mit Kenntnis des Designwertes für das Nickmoment des Flügel-Rumpfes  $c_{m,FR,des}$  und Kenntnis des Rotorzustandes ( $F_{R,des}, \alpha_{R,des}, \mu_{R,des}, \Omega_{R,des}$ ) kann der Rotor be-

züglich des Schwerpunktes derart positioniert werden, dass der gewünschte Reise-  
flugzustand hergestellt werden kann. Variierbar sind die Rotorhöhe  $z_R$  und die longi-  
tudinale Position des Rotors  $x_R$ , wodurch die Hebelarme  $x_{R,CG}$  und  $z_{R,CG}$  verändert  
werden (siehe Abbildung 6.1). Die Rotorhöhe ist durch die notwendige Bewegungs-  
freiheit der Rotorblätter im Startfall (Rotorkopfnickwinkel und Schlagwinkel) oder  
bezüglich des maximalen Rollsteuerausschlags bzw. einer Kombination dieser Bedin-  
gungen grob gegeben. Bei der Wahl von  $x_R$  ist ebenfalls die Freiheit der Rotorblätter  
zu berücksichtigen. Vor allem die Seitenleitwerksfläche darf bei maximal gezogenem  
Nicksteuer und jedweder Rollsteuerstellung nicht berührt werden.

Der Rotorkrafthebelarm  $d$  ist der Schlüssel zur Positionierung des Rotors. Er muss  
zwei Bedingungen erfüllen, um für den angestrebten Trimpunkt passend zu sein. Eine  
geometrische Beziehung und eine Kraft-/Momentenbeziehung müssen aufeinander  
abgestimmt werden. Aus der Kraft-/Momentenbeziehung in Gleichung 6.6 lässt sich  
der Design-Rotorkrafthebelarm  $d_{des}$  ableiten.

$$d_{des} = \frac{-C_{m,FR,des}}{F_{R,des}} \cdot \rho / 2 \cdot V_{des}^2 \cdot S_{Ref} \cdot l_{\mu} \quad (6.6)$$

Mit der geometrischen Beziehung aus Gleichung 6.7 lässt sich der sich ergebende  
geometrische Rotorkrafthebelarm  $d_{geom}$  durch Variation von  $x_{R,CG}$  und  $z_{R,CG}$  derart  
anpassen, dass  $d_{des}$  und  $d_{geom}$  einander entsprechen.

$$d_{geom} = x_{R,CG} \cdot \cos(\alpha_{R,des} - \alpha_{des}) + z_{R,CG} \cdot (-\sin(\alpha_{R,des} - \alpha_{des})) \quad (6.7)$$

Damit sind alle geometrischen Größen des Kombinationstragschraubers festgelegt und  
es kann überprüft werden, welche Flugzustände sich für alle weiteren Fluggeschwin-  
digkeiten ergeben. Besonderes Augenmerk liegt auf der Entwicklung des Anstellwin-  
kels des Flügel-Rumpfes und der Entwicklung des Rotorentlastungsgrades  $x_E$  bei ho-  
hen Fluggeschwindigkeiten.

Tabelle 6.1 fasst die wichtigsten Konfigurationsänderungen des neuen Entwurfes ge-  
genüber dem ACG2 zusammen. Die Flügelfläche und die Rotorgeometrie sind gleich  
geblieben. Die Schubachse wurde so verschoben, dass kein Hebelarm zum Schwer-  
punkt besteht. Eine Kopplung von Schub und Auftrieb sowie Schub und Nickmoment  
soll für den Beispielentwurf ausgeschlossen sein.

Merkmal	ACG2	Beispielentwurf
Hebelarm Tragflügel $x_{FI,CG}$	0.274 m	-0.010 m
Hebelarm Tragflügel $z_{FI,CG}$	0.178 m	0.000 m
Hebelarm Höhenleitwerk $x_{H,CG}$	-1.272 m	-1.272 m
Hebelarm Höhenleitwerk $z_{H,CG}$	0.109 m	0.000 m
Hebelarm Triebwerk $z_{Prop,CG}$	0.051 m	0.000 m
Hebelarm Rotorkopf $x_{R,CG}$	-0.089 m	-0.010 m
Hebelarm Rotorkopf $z_{R,CG}$	-0.853 m	-0.853 m
Flügelfläche $A_{FI}$	0.423 m <sup>2</sup>	0.423 m <sup>2</sup>
Spannweite $b_{FI}$	1.860 m	2.520 m
Höhenleitwerksfläche $A_H$	0.200 m <sup>2</sup>	0.200 m <sup>2</sup>
Einstellwinkel Flügel $\varepsilon_{FI}$	2°	3.5°
Einstellwinkel Höhenleitwerk $\varepsilon_H$	-0.5°	0.2°

Tabelle 6.1.: Konfigurationsänderungen des ACG2 für einen neu entworfenen Tragschrauber mit verbesserten Schnellflugeigenschaften

### Ergebnis der Neuauslegung

Abbildung 6.3 zeigt was mit der neuen Auslegung auf Basis des ACG2 erreicht werden konnte. Insgesamt konnte eine Verbesserung der Flugeleistungen herbeigeführt werden. Die Fluglage und das damit verbundene Nicksteuerverhalten wurde derart verändert, dass sie sich der Nicksteuerwinkel anähernd linear und vorhersagbar in Bezug auf die Fluggeschwindigkeit verhält.

Wie in Abbildung 6.3 gesehen werden kann, sinkt der Rumpfanstellwinkel des neuen Entwurfs im gesamten dargestellten Geschwindigkeitsbereich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit. Die Kombination aus Flügelage und Höhenleitwerkslage sowie deren Einstellwinkel sorgt für ein ausreichend abnickendes Moment seitens des Flügel-Rumpfes im Trimmzustand. Bei mit zunehmender Fluggeschwindigkeit sinkender Rotorkraft und damit kleiner werdendem aufnickenden Moment des Rotors ist eine leichte Abnahme des Flügelanstellwinkels garantiert.

Der Übergang der Auftriebskraft vom Rotor auf den Tragflügel findet wesentlich gleichmäßiger statt als bei den dargestellten Varianten des ACG2. Deren Verhalten gestaltet sich folgendermaßen: Durch den bei erhöhter Fluggeschwindigkeit aufnickenden Flügelrumpf des ACG2 bei beiden betrachteten Höhenruderstellungen, zeigt

sich mit erhöhter Fluggeschwindigkeit eine stark anwachsende Zunahme des Flügelrumpfauftriebs. Durch die zunehmende Steigung der Kurve ist es für einen Piloten nahezu nicht abschätzbar, wann eine weitere Geschwindigkeitssteigerung das Erreichen der Autorotationstrimmgrenze herbeiführt. Dieses Verhalten zeigt der ACG2 auch für  $\eta_{HR} = +4^\circ$  nur bei wesentlich höherer Fluggeschwindigkeit als bei  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ .

Für den neuen Entwurf ist im Bereich von 100 - 140 km/h die Entlastung des Rotors wesentlich höher als beim ACG2 mit  $\eta_{HR} = +4^\circ$  und in ihrer weiteren Entwicklung besser vorhersagbar. Insbesondere ist diese Entwicklung besser vorhersagbar als beim ACG2 mit  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$ .

Dadurch, dass sich der Rotoranstellwinkel und der Rumpfanstellwinkel des Neuentwurfes für die vorliegende Auftriebsentwicklung von Flügelrumpf und Rotor im gesamten Flugbereich für den neuen Entwurf sehr ähneln, liegt stets ein geringer Steuerwinkel vor. Im Bereich von 50 - 170 km/h, also in einem Intervall von 120 km/h ändert sich der Steuerwinkel des Rotorkopfes lediglich um  $\delta\eta_{HR} = 5.5^\circ$ . Beim ACG2 sind dies bei negativer Höhenruderstellung  $\eta_{HR} = -0.4^\circ$  etwa  $\delta\eta_{HR} = 8^\circ$  in einem Intervall von nur 65 km/h (55-115km/h).

Für den Neuentwurf ist es dank des stetig leicht abnehmenden Rumpfanstellwinkels und der somit beschränkten Auftriebszunahme des Flügelrumpfes auch gelungen, die Rotordrehzahl zu verringern, ohne einen zu steilen Abfall bei Fluggeschwindigkeitssteigerung zu riskieren. Die Variation ist wesentlich geringer, als es beim ACG2 beobachtet werden konnte. Es ist durch geschickte Auslegung auch möglich, die Rotordrehzahl nahezu im ganzen Flugbereich konstant zu halten. Eine entsprechende Auslegung ist im Anhang A.8 gezeigt. Bei dieser musste allerdings der Kompromiss eingegangen werden, dass der Neutralpunkt des Tragflügels vor den Schwerpunkt liegt (mögliches Risiko bei Strömungsabriss am Leitwerk) und die Rotorkraftachse weit vor dem Schwerpunkt verläuft (mögliche Einschränkung der Steuerbarkeit).

Die Verringerung des Gesamtwiderstandes wurde über Verringerung des induzierten Widerstands durch die nahezu verdoppelte Streckung des Tragflügels und die Verringerung des Rotorwiderstandes durch die Reduzierung von Rotorkraft und Rotoranstellwinkel gegenüber dem ACG2 erreicht.

Die Auslegung des in diesem Kapitel vorgestellten neuen Kombinationstragschraubers orientierte sich an bekannten Größen des ACG2 und ist für den Reiseflug durchgeführt worden. Für den Reiseflug sind die Schwächen des ACG2, welche die vorherigen Ana-

lysen dieser Arbeit offenbart haben, für einen weiten Geschwindigkeitsbereich ausgeschlossen worden.

Der hier vorgeschlagene neue Entwurf weist aber auch Eigenheiten auf, die für bisherige Tragschrauber untypisch sind und für eine weitere Auslegung eingehend untersucht werden müssen. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten steigt der Rotorentlastungsgrad annähernd linear mit Zunahme der Fluggeschwindigkeit an. Die Entwicklung des Fortschrittsgrades kann durch geringfügige Änderungen in der Auslegung mit Auswirkungen auf die Aufteilung des Auftriebs zwischen Rotor und Flügel anders gestaltet werden, wenn eine konservativere Auslegung mit weniger progressiver Entwicklung des Fortschrittsgrades gewünscht wird. Erwägungen, dass Sicherheitsmargen beim weiteren Überschreiten des Flugbereiches zu höheren Fluggeschwindigkeiten hin eingehalten werden sollen, sind im vorgestellten Beispiel nicht enthalten. Der hier vorgestellte Entwurf dient der Verdeutlichung, welche Beeinflussungen der Flugleistungen und der Entwicklung der Fluglage bereits mit kleinen Anpassungen der Konfiguration erreicht werden können, ohne dem Anspruch eines abgeschlossenen Neuentwurfes gerecht zu werden.

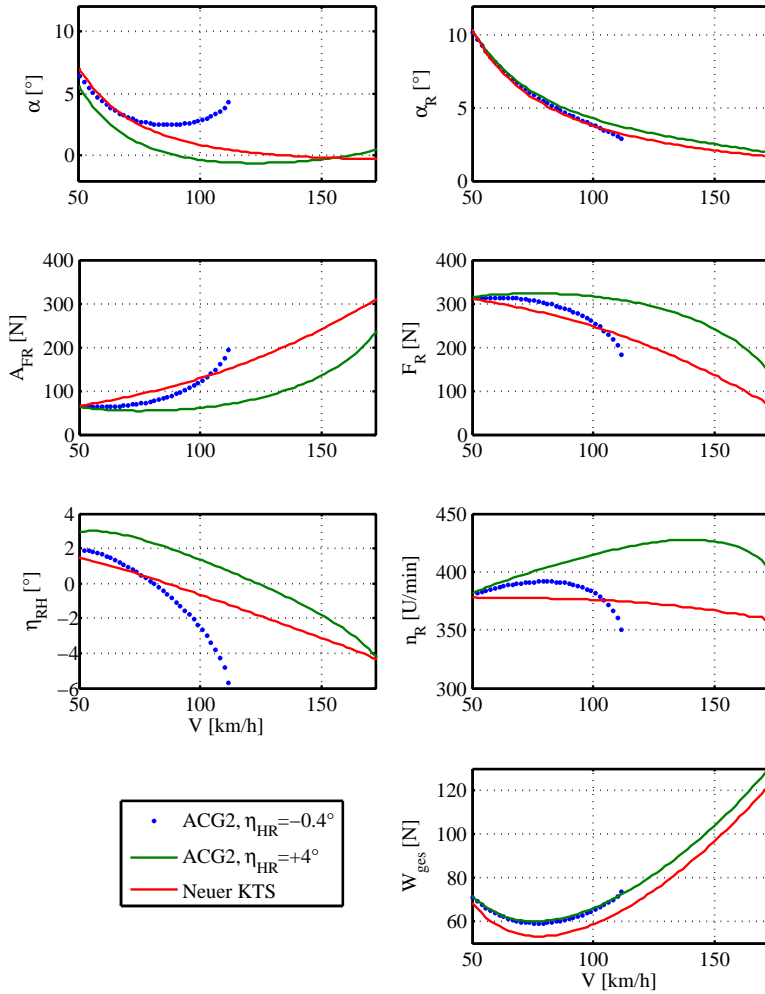


Abbildung 6.3.: Verlauf flugmechanischer Kenngrößen der Längsbewegung für die neu entworfene Kombinationstragschrauber und den ACG2 bei verschiedenen Höhenruderstellungen

## 7. Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Arbeit werden die Einflüsse von Starrflügeln auf die Flugleistungen und die Flugdynamik von Tragschraubern untersucht. Das Ziel einer Kombination von Tragflügel und autorotierendem Rotor ist es, ihre jeweiligen Stärken miteinander zu verbinden und für das entstehende Fluggerät, den Kombinationstragschrauber, nutzbar zu machen. Inwieweit das möglich ist und welche weiteren Implikationen dadurch entstehen, wird im Rahmen dieser Arbeit behandelt. Es wurden theoretische Betrachtungen, basierend auf den gesammelten Erkenntnissen zu Tragschraubern am Institut für Flugsystemtechnik, für den Kombinationstragschrauber durchgeführt. Die theoretischen Arbeiten wurden dabei von Versuchen im Windkanal und im Freiflugmodellversuch begleitet und gestützt. Wichtigstes Werkzeug für die Erforschung der flugdynamischen Effekte ist der Versuchsträger ACG2. Dieser wurde eigens aufgebaut und im Windkanal sowie im Flugversuch getestet. Durch die verschiedenen Tests wurde eine breite Datenbasis generiert, welche für die theoretischen Untersuchungen anhand von analytischen Gleichungen oder Simulationsmodellen genutzt werden konnte.

### Flugleistungen

Die erste Kernfrage dieser Arbeit bezieht sich auf die möglichen Leistungersparnisse durch die Verwendung von Tragflügeln. Zu ihrer Beantwortung wird anhand generalisierter Betrachtungen und anhand konkreter Beispiele das Potential einer solchen Rotor-Starrflügel-Kombination (Kombinationstragschrauber) gegenüber dem reinen Tragschrauber aufgezeigt. Dazu wird das hauptsächliche Augenmerk auf eine mögliche Verringerung des Gesamtwiderstandes gelegt, die durch eine Entlastung des Rotors erreicht werden kann. In direkter Beziehung dazu steht die Ermittlung einer möglichen Leistungersparnis. Unter Nutzung eines standardisierten Satzes von Rotorparametern wird skalierbar, entsprechend der Abflugmasse des Kombinationstragschraubers, dargestellt, welcher Effekt durch die Verwendung eines Tragflügels er-

reicht werden kann.

Zur Untersuchung des Potentials zur Leistungseinsparung werden zwei Betrachtungsansätze zugrunde gelegt. Diese Ansätze sind: Die Betrachtung der Verwendung von Tragflügeln, deren Anstellwinkel im gesamten Flugbereich konstant gehalten werden kann und die Verwendung von Tragflügeln, deren Anstellwinkel stets so gewählt ist, dass ein optimaler Rotorentlastungsgrad zur Widerstandsreduktion vorliegt. Die zweite Betrachtungsweise hilft entsprechend einer anvisierten Reisefluggeschwindigkeit und baulichen Randbedingungen den optimalen Tragflügel für einen Kombinationsstragschrauberentwurf zu bestimmen. Die erste Betrachtungsweise hilft darüber hinaus, in erster Näherung abzuschätzen, welche Rotorentlastungsgrade abseits von der anvisierten Reisefluggeschwindigkeit zu erwarten sind.

Es wird herausgestellt, dass durch die Verwendung eines geeigneten Tragflügels die Reduzierung der benötigten Motorleistung im Reiseflug möglich ist. Es wird in generalisierter Form als auch anhand von Beispielen gezeigt, welche Leistungseinsparungen erzielbar sind.

## **Flugdynamik**

Gleichzeitig muss die Auslegung eines Kombinationstragschrauber dem Umstand Rechnung tragen, dass während des Fluges der Auftrieb vom Rotor auf den Flügel übergeht. Mit dieser Übertragung der Auftriebslast, ändern sich auch die Einflüsse auf den Momentenhaushalt. Zur Klärung der zweiten Kernfrage nach den Einflüssen auf das Flugverhalten und der dritten Kernfrage nach den sich ergebenden Begrenzungen des Flugbereiches mussten diese Zusammenhänge erforscht, physikalisch erklärt und mathematisch ausgedrückt werden.

Dazu wurde eine neue auf analytischen Formeln basierende Trimmvorschrift hergeleitet, die auf Kombinationstragschrauber anwendbar ist. Sie wurde anhand von Simulationsmodellen validiert und wird für zahlreiche der hier vorgestellten Rechnungen des Trimmzustandes verwendet. Außerdem wird aufgezeigt, welche Einflüsse die Trimmlage des Kombinationstragschraubers im Vorwärtsflug ursächlich beeinflussen. Es wird anhand generalisierter Darstellungen erklärt, wie ein Trimmzustand für einen Kombinationstragschrauber erreicht werden kann und wo sich Grenzen des Flugbereiches abzeichnen.

Eine dieser Flugbereichsgrenzen ist die hier eingeführte Autorotationstrimmgrenze. Sie wird dann erreicht, wenn der Rotor im ausgetrimmten Flugzustand zur Aufrechterhaltung der bestehenden Fluglage so gesteuert/ausgerichtet ist, dass er dauerhaft Anströmungsbedingungen ausgesetzt ist, die zu einem Abbau der Rotordrehzahl führen. Da der Rotor neben der Auftriebserzeugung auch zur Steuerung dient, erfordert eine sinkende Rotorkraft gegebenenfalls eine Anpassung des Steuerausschlags, um den Momentenhaushalt auszugleichen. Nach Überschreiten der Fluggeschwindigkeit der Autorotationstrimmgrenze führt die Anpassung des Steuerausschlags zu einer weiteren Verringerung der Rotordurchströmung und zum weiteren Drehzahlabbau bis zum Verlust der Fähigkeit die Nicklage des Fluggerätes aktiv zu steuern. Der Verlust der Rotordrehzahl geht mit einem stark erhöhten Fortschrittsgrad und einem dementsprechend erhöhten Schlagwinkel einher. Die Verbindung von autorotativ erzeugtem Auftrieb mit Starrflügelauftrieb birgt daher die Gefahr, dass der Rotor in einen Anströmungsbereich gebracht wird, in dem die Rotordrehzahl kontinuierlich sinkt. Dabei ist ein Einfluss auf den Flugweg oder die Trimmelage des Fluggerätes unter Umständen während des Drehzahlverlustes gar nicht zu erkennen. Bei einem konventionellen Tragschrauber wäre ein Verlust der Rotordrehzahl dagegen mit einem massiven Einfluss auf Nicklage und Flugweg verbunden.

Der Grund für die Entstehung der Autorotationstrimmgrenze ist, dass die geänderte Auftriebsverteilung von Flügel-Rumpf und Rotor ein neues Momentengleichgewicht und damit eine geänderte Fluglage erfordern, die nicht zu den Erfordernissen der Rotoranströmung für eine stabile Aufrechterhaltung der Rotordrehzahl passen. Diese Vorgänge wurden untersucht und sind im Detail dargestellt. Beobachtungen während der Flugversuche wiesen klar auf Phänomene hin, die nur durch eine solche Flugbereichsgrenze erklärbar sind.

Weiterhin wird auf die statische Stabilität von Kombinationstragschraubern eingegangen und ein Ansatz vorgestellt, mit dem sich die statische Stabilität des Kombinationstragschraubers an verschiedenen Flugpunkten erklären und berechnen lässt. Dadurch, dass sich die Rotordrehzahl, die Rotorkraft und die Ausrichtung der Rotorkraftachse zum Schwerpunkt von Trimpunkt zu Trimpunkt unterscheiden, spielen diese Einflüsse eine wichtige Rolle. Sie sind in der neu entwickelten Methodik zur Beschreibung der statischen Stabilität für Kombinationstragschrauber genauso enthalten, wie die von Starrflügelfluggeräten bekannten Einflüsse.

### Skalierte Flugversuche

Zur praktischen Erforschung des Flügeinflusses auf den Widerstand und das Flugverhalten wurde eine Flugversuchskampagne durchgeführt, deren Ergebnisse vorgestellt werden. Am Versuchsträger ACG2 wurde eine Höhenrudersflosse installiert, welche als Trimmruder genutzt wird. Das aerodynamisch verursachte Nickmoment des Flügel-Rumpfes lässt sich mit Hilfe dieses Trimmruders beeinflussen. Die Auswertung der Flugversuchsergebnisse zeigt, welche Einflüsse nach Veränderungen der Stellung des Trimmruders beobachtet werden konnten.

Zur Bestimmung des Rotorwiderstandes wird für den Kombinationstragschrauber eine Methode entwickelt, die eine Bestimmung des Widerstandes durch Messung von Inertialdaten und Zustandsdaten des Rotors und des Fluggerätes, aber ohne Messung des Schlagwinkels, möglich macht. Der Schlagwinkel konnte im Experiment nicht gemessen werden und wird daher nachträglich analytisch berechnet und mit einbezogen. Die Flugversuchsergebnisse des ACG2 werden analysiert und mit den theoretischen Vorbetrachtungen verglichen. Es zeigt sich, dass dank der großen Datenbasis aus den Windkanalmessungen eine gute Modellrepräsentation des ACG2 geschaffen werden konnte. Und es zeigt sich auch, dass die Ergebnisse aus den Flugversuchen die theoretischen Erkenntnisse widerspiegeln. Dies gilt für die Entwicklung der Längslage, als auch für die Entwicklung der auftriebs- und widerstandsverursachenden Kräfte.

Für den Geradeausflug als auch für den Steigflug werden Grenzen des Flugbereichs gezeigt, deren Überschreiten den sicheren Betrieb des Kombinationstragschraubers gefährden kann. Auf das Auftreten der Autorotationstrimmgrenze wird im Besonderen eingegangen, da der Fall des Überschreitens dieser Flugbereichsgrenze während der Flugversuche beobachtet und dokumentiert werden konnte. Die Analyse der entsprechenden Daten zeigt die Ursachen für das Verhalten auf.

Mit den gesammelten Erkenntnissen wird zum Abschluss der Arbeit anhand weniger Prinzipien dargestellt, wie ein Neudesign eines Kombinationstragschraubers gestaltet werden kann. Grundlage ist der ACG2, dessen im Verlauf der Untersuchungen zu Tage getretene Schwächen bezüglich der Steigerung der Flugleistung, als auch bezüglich der Längsstabilität und Steuerbarkeit bei gewissen Höhenruderstellungen, korrigiert werden sollte. Es wird ein Vorgehen präsentiert, dass Ausgangspunkt für die Entwick-

lung zukünftiger Kombinationstragschrauberentwürfe nach bekannten Aspekten hinsichtlich der Flugleistung und Flugsicherheit sein kann.

## Ausblick

Für zukünftige Aktivitäten wurden einige Aufgabenfelder identifiziert. So ist die Entwicklung eines Mechanismus sinnvoll, der stets eine Rumpflage garantiert, bei der der Tragflügel optimal betrieben werden kann und weiterhin garantiert, dass der Rotorentlastungsgrad auch bei hohen Fluggeschwindigkeiten nicht über ein beherrschbares Maß hinaus steigt. Dafür ist die Untersuchung eines den Piloten unterstützenden Regelmechanismus für das Höhenruder, der als Eingänge die Rotordrehzahl, die Fluglage, die Fluggeschwindigkeit, den Anstellwinkel und den Nicklagewinkel berücksichtigt, ein möglicher Ansatz.

Auch für die Vermeidung des Rotordrehzahlverlustes während längerer starker Steigflüge ist diese Variante eines Pilotenunterstützungssystems denkbar und sinnvoll. Bei zweimotorigen Konfigurationen kann jedoch noch ein anderes Mittel zur Anwendung kommen. Der Vorrationsmotor kann genutzt werden, um den Rotor anzutreiben. Die Vortriebsmotoren werden dann so geregelt, dass das entstehende Drehmoment um die Hochachse ausgeglichen wird. Im DLR-Projekt *S<sup>2</sup>TOL* wird dies getan, um den Rotorwiderstand im Reiseflug zu verringern([72]<sup>1</sup>,[73]<sup>2</sup>). In Bezug auf einen Kombinationstragschrauber könnte die Rotordrehzahl bei Manövern wie dem schnellen Steigflug oder nahe der Autorotationstrimmgrenze auf diese Art konstant gehalten werden. Auch der Einsatz einer Blattwinkelsteuerung im Sinne eines Kollektivsteuers im Tragschrauber ist denkbar, wie es schon in Pilotenversuchen in [74]<sup>3</sup> erprobt wurde.

Da bei jeder Rotorentlastung auch die Steuerautorität des Rotors sinkt, ist die Verwendung von aerodynamisch wirksamen Steuerflächen für weitere Entwürfe zu prüfen. Zur Reduktion der Komplexität des Fluggerätes wurden diese beim Versuchsträger ACG2 nicht verwendet. Gerade bei hohen Fluggeschwindigkeiten und hohen Fortschrittsgraden des Rotors empfiehlt sich jedoch die Steuerung mit Rudern durchzuführen, um den notwendigen Steuerweg und den benötigten Schlagwinkelbereich

<sup>1</sup>Aufbau einer elektrisch angetriebenen Tragschrauberkonfiguration für den urbanen Luftverkehr, DLRK, 2023

<sup>2</sup>*S<sup>2</sup>TOL* – Silent Short Takeoff and Landing, URL: [www.dlr.de](http://www.dlr.de)

<sup>3</sup>Simulator Study on Gyrocopter Pilot Performance in Different Takeoff Procedure Scenarios, DLRK, 2015

möglichst klein gestalten zu können. Dazu muss entweder ein geeignetes Verhältnis der Steuerausschläge zwischen Rotor und Rudern bestimmt werden oder geeignete Regelgesetze entwickelt werden, um die Steuerausschläge für Langsam- und Schnellflug jeweils sinnvoll aufzuteilen.

Ein weiterer Anknüpfungspunkt ist die Erforschung eines frei gelagerten Tragflügels (vgl.[75]<sup>4</sup>), der durch seine Auslegung und seinen Auflagerpunkt stets eine angemessene Entlastung des Rotors im Schnellflug garantiert, ohne zu riskieren den Rotor zu sehr zu entlasten. Ein störender Einfluss auf den Momentenhaushalt kann durch die Wahl des Auflagerpunktes und dank der drehbaren Lagerung eines solchen Flügels nahezu ausgeschlossen werden. Natürlich geht eine solche Konstruktion mit Effizienzverlusten seitens des Flügels durch die notwendige Gestaltung der Auftriebsverteilung verloren und die bewegliche Lagerung des Flügels ist vergleichsweise schwer und stellt hohe Ansprüche an die Minimierung der Lagerreibung. Außerdem kann das Zusatzvolumen des Tragflügels bei diesem Ansatz kaum zur Unterbringung von Treibstoff genutzt werden, welches ein immenser Vorteil eines Tragschraubers mit Zusatzflügel ist.

---

<sup>4</sup>U.S. Patent 5395073, STOL/VTOL FREE WING AIRCRAFT WITH ARTICULATED TAIL BOOM,1995

## Literaturverzeichnis

- [1] F. D. HARRIS. *Introduction to Autogyros, Helicopters and other V/STOL Aircraft*. National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, 2011. ISBN: 978-0-615-71562-9.
- [2] J. G. LEISHMAN. The Development of the Autogiro: A Technical Perspective. *Journal of Aircraft*, 41(4), August 2004. DOI: [10.2514/1.1205](https://doi.org/10.2514/1.1205).
- [3] J. P. HARRISON. The Cierva Autodynamic Rotor. Technical report 2015-218714, NASA, Ames Research Center, 2015.
- [4] A. W. J. G. ORD-HUME. *Autogyro, Rotary Wings Before the Helicopter*. Mushroom Model Publications, Hampshire, UK, 2009. ISBN: 978-83-89450-83-8.
- [5] H. A. TAYLOR. *Fairey Aircraft since 1915*. Putnam, London, 1974. ISBN: 978-0870212086.
- [6] D. GIBBINGS. *Fairey Rotodyne, Reprint Edition*. The History Press, 2009. ISBN: 978-0752449166.
- [7] J. Jr. CARTER and J. R. LEWIS. Beyond Clean Sky: Cartercopter Slowed Rotor/Compound Exceeds Efficiency and Emission Goals. In *41st European Rotorcraft Forum*, München, Deutschland, Apr. 2015.
- [8] J. C. DAUER. Automated Low Altitude Air Delivery. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Braunschweig, Deutschland, 2016.
- [9] HASAN, Y. J., SACHS, F., DAUER, J.C. Preliminary design study for a future unmanned cargo aircraft configuration. *CEAS Aeronautical Journal*, 9(4), Dec 2018. DOI: [10.1007/s13272-018-0309-0](https://doi.org/10.1007/s13272-018-0309-0).

- [10] SACHS, F., DUDA, H., SEEWALD, J. Leistungssteigerung von Tragschraubern durch Starrflügel. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg, Deutschland, 2014.
- [11] J. Jr. CARTER. ROTOR HEAD FOR ROTARY WING AIRCRAFT. U.S. Patent 5853145, Cartercopters, LLC, Wichita Falls, Texas, Dec. 1998.
- [12] J. Jr. CARTER. TILTING MAST IN A ROTORCRAFT. U.S. Patent 7137591 B2, Cartercopters, LLC, Wichita Falls, Texas, Nov. 2006.
- [13] LEWIS, J. R., CARTER, J. Jr., PERYEA, M., PICHON, E. Carter Personal Air Vehicle. In *American Helicopter Society, Specialists Meeting*, Dallas, Texas, Oct. 2008.
- [14] LEWIS, J. R., CARTER, J. Jr., PICHON, E., SCHRAGE, D. P. Carter Heavy Lift Transport. In *American Helicopter Society, Specialists Meeting*, Dallas, Texas, Oct. 2008.
- [15] JAUNT AIR MOBILITY LLC. Aircraft, 2020. <http://www.jauntairmobility.com/aircraft>.
- [16] WENTRUP, M., YIN, J., KUNZE, P., STREIT, T., WENDISCH, J., SCHWARZ, T., PINACHO, J., KICKER, K., FUKARI, R. An overview of DLR compound rotorcraft aerodynamics and aeroacoustics activities within the CleanSky2 NACOR Project. In *AHS International 74th Annual Forum & Technology Display*, Phoenix, Arizona, May 2018.
- [17] AIRBUS HELICOPTERS. Foto archive, 2013. <http://www.airbus.com/search.html?q=x3&newsroom=true#searchresult-image-all-1>.
- [18] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT-UND RAUMFAHRT e.V. Foto archive, 2017. [www.dlr.de/content/en/articles/news/2017/20170620\\_dlr-develops-key-components-for-the-racer-flying-demonstrator\\_22874](http://www.dlr.de/content/en/articles/news/2017/20170620_dlr-develops-key-components-for-the-racer-flying-demonstrator_22874).

- [19] J. HARLFINGER. UL-Pilot-Report: Arrowcopter AC20: Der Edel-Schrauber. *Fliegermagazin*, Juli 2013. ISSN: 0170-5504.
- [20] T. GANZMANN. Arrowcopter ac20, der luxus-tragschrauber, 2013. [www.aerokurier.de/ultraleicht/arrowcopter-ac20-der-luxus-tragschrauber](http://www.aerokurier.de/ultraleicht/arrowcopter-ac20-der-luxus-tragschrauber).
- [21] FRAUNDORFER AERONAUTICS AG. Tensor, 2020. <https://www.fraundorfer.aero/>.
- [22] I. ZEILNHOFER. Erster Durchbruch: Lufttaxi aus dem Donau-Ries besteht Testflug, 2020. [https://www.b4bschwaben.de/b4b-nachrichten/donau-ries\\_artikel,-erster-durchbruch-lufttaxi-aus-dem-donauries-besteht-testflug-\\_arid,260298.html](https://www.b4bschwaben.de/b4b-nachrichten/donau-ries_artikel,-erster-durchbruch-lufttaxi-aus-dem-donauries-besteht-testflug-_arid,260298.html).
- [23] FAUNDORFER, C., ZÖRBISCH, A., BERGMEIER, W. AUTOGYRO ROTOR BLADE. Patent, Internationale Veröffentlichungsnummer WO2017097669A1, Juni 2017.
- [24] DUDA, H., SEEWALD, J. *Flugphysik der Tragschrauber - Verstehen und Berechnen*. Springer-Verlag GmbH Deutschland, 2016. ISBN: 978-3-662-52833-4.
- [25] DUDA, H., PRUTER, I., DEILER, C., OERTEL, H., ZACH, A. Gyroplane Longitudinal Flight Dynamics. In *3rd CEAS Air and Space Conference*, Venedig, Italien, 2011.
- [26] J. G. LEISHMAN. *Principles of Helicopter Aerodynamics, 2nd Edition*. Cambridge University Press, 32 Av. of the Americas, New York, 2006. ISBN: 978-1-107-01335-3.
- [27] F. THOMAS. *Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen*. Motorbuch Verlag, 1979. ISBN: 3879436827.
- [28] SCHLICHTING, H., TRUCKENBRODT, E. *Aerodynamik des Flugzeugs, Erster Band, Aerodynamik des Tragflügels Teil 1, Zweite Auflage*. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1967.

- [29] D.P. RAYMER. *Aircraft Design: A Conceptual Approach, Second Edition*. AIAA Education Series, Air Force Inst. of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1992. ISBN: 0-930403-51-7.
- [30] W. HEINZE. *Entwerfen von Verkehrsflugzeugen II*. TU-Braunschweig, Braunschweig, 2009.
- [31] R. F. SCHAEFER. AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE NACA 8-H-12 AIRFOIL AT SIX REYNOLDS NUMBERS FROM  $1.8 \times 10^6$  to  $11.0 \times 10^6$ . Naca technical note 1998, Langley Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, Washington, USA, 1949. ISO 1151-2:1985.
- [32] AutoGyro GmbH. *Pilot Operating Handbook for Gyroplane MTOsport, Revision 6.1*. AutoGyro GmbH, Hildesheim, 2016.
- [33] SACHS, F., DUDA, H., SEEWALD, J. Flugerprobung zukünftiger Tragschrauber anhand skalierter Versuchsmodelle. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Braunschweig, Deutschland, 2016.
- [34] T. OSBORNE. Low-Altitude Cargo Flights Could Be Autogyro's Renaissance. *AviationWeek*, Mai 2018. ISSN: 0005-2175.
- [35] R. SCHOTT. Flugmodell-Drehflügler, Registriernummer D-17-03-355-DAEC. Prüfungsakte+Flughandbuch, Deutscher Aeroclub, Luftsportgerätebüro (LS-GB), Braunschweig, Deutschland, Sept. 2019.
- [36] YIN, J., STÜRMER, A. Aerodynamic and acoustic analysis of installed pusher-propeller aircraft configurations. *Journal of Aircraft*, 49(5), Okt 2012. DOI: [10.2514/1.C031704](https://doi.org/10.2514/1.C031704).
- [37] F. SACHS. *Untersuchung der Flugdynamik eines Tragschraubers im Seitengleitflug*. DLR, Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig, 2013.
- [38] DUDA, H., SACHS, F., SEEWALD, J., Lorenz, S. Dynamic rollover of gyroplanes during landing - cause and prevention. *CEAS Aeronautical Journal*, 13(2), März 2022. DOI: [10.1007/s13272-022-00575-5](https://doi.org/10.1007/s13272-022-00575-5).

- [39] BERGMANN, A. . The Aeroacoustic Wind Tunnel DNW-NWB. In *18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference)*, Colorado Springs, Colorado, 2012.
- [40] MOREAU, A. et al. The new NWB ventilator: a practical case of design-to-noise. In *18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference)*, Colorado Springs, Colorado, 2012.
- [41] ANGERMANN, A., BEUSCHEL M., RAU, M., WOHLFAHRT, U. *MATLAB-Simulink-Stateflow*, 6. Auflage. Oldenbourg Verlag, München, 2009. ISBN: 9783486589856.
- [42] PRUTER, I., DUDA, H. Modellierung und Simulation der Flugdynamik eines Tragschraubers. In *DGLR-Kongress 2009*, Aachen, Deutschland, 2009.
- [43] DIEKMANN, J. H. *Flugmechanische Charakteristika von propellergetriebenen Flugzeugen mit aktiven Hochauftriebssystemen*. TU Braunschweig, 2017. Dissertation.
- [44] B. W. MCCORMICK. *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*. Wiley and Sons, Inc., UK, 1995. ISBN: 978-0-471-57506-1.
- [45] ROSKAM, J., LAN, C.T. *Airplane Aerodynamics and Performance*. Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), 2016. ISBN: 978-1-884885-44-0.
- [46] P. MATHARAN. *Propulsion par Helices*. Grand École Supaero, Toulouse, 2010. Vorlesungsmanuskript.
- [47] R. SOWARKA. *Entwicklung von Flugsteuerungsfunktionen für die automatische Landung eines Tragschraubers*. Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2017. Masterarbeit.
- [48] I. PRUTER. *Untersuchung der Trainingseffizienz von Simulatoren für Tragschrauber*. TU Braunschweig, 2016. Dissertation.
- [49] BRAMWELL, A. R. S., DONE, G., Balmford, D. *Bramwell's Helicopter Dynamics, 2nd Edition*. Butterworth-Heinemann, 25 Wildwood Avenue, Woburn, Massachusetts, 2001. ISBN: 978-1563475009.

- [50] M. S. SELIG. Airfoil coordinates database, 2017. <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads.html>.
- [51] M. DRELA. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. In Thomas J. Mueller, editor, *Low Reynolds Number Aerodynamics*, pages 1–12, Berlin, Heidelberg, 1989. Springer Berlin Heidelberg. ISBN: 978-3-642-84010-4.
- [52] VAN DER WALL, B. *Grundlagen der Hubschrauber Aerodynamik*. Springer Verlag GmbH, Berlin Heidelberg, 2015. ISBN: 978-3-662-44400-9.
- [53] DUBS, F. *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung*. Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Stuttgart, 1979. ISBN: 978-3-0348-5295-1.
- [54] C.N.H. Lock. Further Development of Autogyro Theory, Part I and II. ARC Reports and Memoranda 1127, März 1927.
- [55] DUDA, H., SACHS, F., SEEWALD, J, ROHARD, C. H. Effects of Rotor Contamination on Gyroplane Flight Performance. In *41st European Rotorcraft Forum*, München, Deutschland, 2015.
- [56] CIERVA, J., ROSE, D. *Wings of Tomorrow*. Brewer, Warren and Putnam, 1931. ISBN: 978-0282849467.
- [57] C. DEILER. *Flugdynamische Analyse eines Tragschraubers im Grenzbereich*. Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2012. Diplomarbeit.
- [58] M. MÖBNER. *Entwicklung und Validierung eines Simulationsmodells für das Triebwerks und Schubverhalten des Tragschraubers MTOsport*. Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2012. Diplomarbeit.
- [59] ROSSOW, C. C., Wolf, K., Horst, P. *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. Carl Hanser Verlag, München, 2014. ISBN: 978-3-446-42341-1.
- [60] PROUTY R. W. *Helicopter Aerodynamics*. Mojave Books LLC, 2004. ISBN: 978-0972636865.
- [61] AVERSO, X., FOURCADE, J. *L'Autogire et sa Technique*. Éditions Rétine, Ivry-sur-Seine, 2008. ISBN: 978-2950864444.

- [62] REZGUI, D., LOWENBERG, M. On the nonlinear dynamics of a rotor in autorotation: A combined experimental and numerical approach. *Philosophical transactions. Series A, Mathematical, physical, and engineering sciences*, 373, 09 2015. DOI: [10.1098/rsta.2014.0411](https://doi.org/10.1098/rsta.2014.0411).
- [63] PRUTER, I., BENDERS, S., DUDA, H., LORENZ, S., SACHS, F. Simulatorunterstützte Erprobung und Training automatischer Flüge mit einem unbemannten Tragschrauber. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Darmstadt, Deutschland, 2019.
- [64] COOK, M. *Flight Dynamics Principles, 3rd Edition*. Butterworth-Heinemann, 2008. ISBN: 978-0-08-098242-7.
- [65] JETI MODEL S.R.O. radio-dc-16-2, 2020. <http://www.jetimodel.com/de/katalog/Sender/\spacefactor\@m\}produkt/DC-16/>.
- [66] BOOS, A. Kontrollierter Fall - Simulationstool sagt Absetzverhalten von Fallschirm Lasten voraus. *DLR-magazin*, April 2017. ISSN: 2190-0094.
- [67] PADFIELD, G. D. *Helicopter Flight Dynamics, 2nd Edition*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington DC, 2007. ISBN: 978-8126530120.
- [68] Google Earth Pro Version 7.3.6.9796. Flugplatz Hillerse,  $52,419609^\circ$  N,  $10,434687^\circ$  E, 526m, 2024. aufgerufen 18.04.2024. <https://earth.google.com/web/>.
- [69] BROCKHAUS, R. *Flugregelung, 2. Auflage*. Springer Verlag, Berlin, 2001. ISBN: 978-3540418900.
- [70] v.d.WALL, B. *Grundlagen der Dynamik von Hubschrauber-Rotoren*. Springer Verlag, Berlin, 2018. ISBN: 978-3-662-57641-0.
- [71] DUDA, H., SEEWALD, J., SACHS, F., LORENZ, S. Tragschrauber. Patent Veröffentlichungsnummer DE 10 2020 134 686 A1, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., Linder Höhe, Köln, Juni 2022.

- [72] PRUTER, I., HOFMANN, J.-P., DUDA, H., HELBRECHT, J., NEUMANN, F. Aufbau einer elektrisch angetriebenen Tragschrauberkonfiguration für den urbanen Luftverkehr. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Stuttgart, Deutschland, 2023.
- [73] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT e.V. *S<sup>2</sup>TOL* Silent Short Takeoff and Landing, 2024. <https://www.dlr.de/en/kf/research-and-transfer/projects/s2tol>.
- [74] SACHS, F., Pruter, I., Walter, H., Friedrich, M., Mielke, O. Simulator Study on Gyrocopter Pilot Performance in Different Takeoff Procedure Scenarios. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, München, Deutschland, 2015.
- [75] RUTAN, E., L. et al. STOL/VTOL FREE WING AIRCRAFT WITH ARTICULATED TAIL BOOM. U.S. Patent 5395073, Freewing Aerial Robotics Corporation, Maryland, USA, März 1995.
- [76] PROUTY R. W., G. *Helicopter Performance, Stability and Control*. Krieger Publishing Company, Inc., Malabar, Florida, 2001. ISBN: 978-1575242095.

## A. Anhang

### A.1. Bilder



Abbildung A.1.: Air Cargo Gyro (ACG)

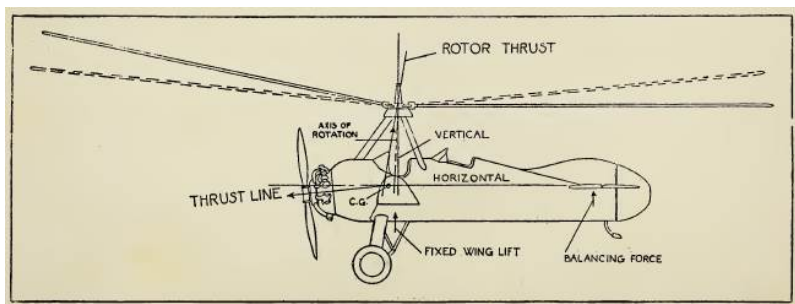


Abbildung A.2.: Prinzipzeichnung Tragschrauber Seitenansicht, [56]

## A.2. Signallisten

Formelzeichen	Beschreibung	Signalname
$\eta_{stick}$	Nicksteuer Hebelposition	<i>ACG2.rc.control.eta_stick</i>
$\xi_{stick}$	Rollsteuer Hebelposition	<i>ACG2.rc.control.xsi_stick</i>
$\Delta F_{stick}$	Schubsteuer Hebelposition	<i>ACG2.rc.control.delta_F_stick</i>
$\zeta_{stick}$	Seitenrudersteuer Hebelposition	<i>ACG2.rc.control.zeta_stick</i>
$n_{mot}$	Motordrehzahl/Propellerdrehzahl	<i>ACG2.rc.motor.rpm_mot</i>
$P_{mot}$	Motorleistung	<i>ACG2.rc.motor.power_mot</i>
$V_{mot}$	Spannung am Antriebsakkumulator	<i>ACG2.rc.motor.voltage_mot</i>
$A_{mot}$	Stromstärke am Antriebsakkumulator	<i>ACG2.rc.motor.current_mot</i>
$C_{mot}$	Kapazität der Antriebsakkumulatoren	<i>ACG2.rc.motor.capacity_mot</i>
$V$	Luftgeschwindigkeit am Nasenmast	<i>ACG2.rc.aero.v_aero</i>
$n_R$	Rotordrehzahl	<i>ACG2.rc.rotor.rpm_rot</i>
–	Zeitstempel nach GPS	<i>ACG2.rc.gps.timestamp</i>
$\lambda$	geographische Breite	<i>ACG2.rc.gps.lat</i>
$\Psi$	geographische Länge	<i>ACG2.rc.gps.lon</i>
–	GPS Signalqualität	<i>ACG2.rc.gps.qual</i>
–	GPS Anzahl erkannter Satelliten	<i>ACG2.rc.gps.sat_count</i>
$h$	GPS Höhe	<i>ACG2.rc.gps.alt</i>
–	zurückgelegte Entfernung vom Start	<i>ACG2.rc.gps.dist</i>
$V_{gps}$	GPS Geschwindigkeit	<i>ACG2.rc.gps.v</i>
$h_{rel}$	GPS Bezugshöhe	<i>ACG2.rc.gps.alt_rel</i>
$\psi$	Steuerkurs	<i>ACG2.rc.gps.course</i>
$\chi$	Bahnazimuth	<i>ACG2.rc.gps.azimuth</i>

Tabelle A.1.: Telemetriesignale

Formelzeichen	Beschreibung	Signalname
$t$	Zeit seit Aktivierung der mFDAS	<i>ACG2.time</i>
$a_x$	Beschleunigung in x-Richtung	<i>ACG2.mFDAS.acc.a_x_b</i>
$a_y$	Beschleunigung in y-Richtung	<i>ACG2.mFDAS.acc.a_y_b</i>
$a_z$	Beschleunigung in z-Richtung	<i>ACG2.mFDAS.acc.a_z_b</i>
$\alpha$	Anstellwinkel	<i>ACG2.mFDAS.aero.alpha</i>
$\beta$	Schiebewinkel	<i>ACG2.mFDAS.aero.beta</i>
$p_{stat}$	statischer Druck	<i>ACG2.mFDAS.aero.pstat</i>
$p_{stat,korr}$	statischer Druck korrigiert	<i>ACG2.mFDAS.aero.pstat_korr</i>
$p_{stau,korr}$	korrigierter Staudruck	<i>ACG2.mFDAS.aero.pstau_korr</i>
$\rho$	Luftdichte	<i>ACG2.mFDAS.aero.rho</i>
$V$	Luftgeschwindigkeit	<i>ACG2.mFDAS.aero.v</i>
$h$	Höhe	<i>ACG2.mFDAS.aero.h</i>
$t_{GPS}$	Zeit in UTC	<i>ACG2.mFDAS.gps.utc_time</i>
$V_{GPS}$	GPS Geschwindigkeit	<i>ACG2.mFDAS.gps.v_kph</i>
$\lambda$	geographische Breite	<i>ACG2.mFDAS.gps.lat</i>
$\Psi$	geographische Länge	<i>ACG2.mFDAS.gps.lon</i>
$h_{GPS}$	GPS Höhe	<i>ACG2.mFDAS.gps.alt</i>
$h_{ref,mFDAS}$	GPS Referenzhöhe	<i>ACG2.mFDAS.gps.alt_ref</i>
$p$	Rollrate	<i>ACG2.mFDAS.rates.p</i>
$q$	Nickrate	<i>ACG2.mFDAS.rates.q</i>
$r$	Gierrate	<i>ACG2.mFDAS.rates.r</i>
$b_x$	magn. Flussdichte in x-Richtung	<i>ACG2.mFDAS.mag.x_comp</i>
$b_y$	magn. Flussdichte in y-Richtung	<i>ACG2.mFDAS.mag.y_comp</i>
$b_z$	magn. Flussdichte in z-Richtung	<i>ACG2.mFDAS.mag.z_comp</i>

Tabelle A.2.: mFDAS-Signale

### A.3. Messungen im Windkanal

Tn 2687 AC Gyro

Datum	RUN	POL	DPN	V <sub>u</sub> [m/s]	ω <sub>u</sub> [°]	β <sub>u</sub> [°]	ΔF [1/min]	HLW η [°]	SLW ζ [°]	ε HLW [°]	Konfiguration	Bemerkungen	
06.02.2018	1	8000		10, 15, ..., 40, ..., 90							Sonde Pr-100/1		
		8001		10, 20, ..., 90							Sonde Pr-100/1		
		8002		10, 20, ..., 90							Sonde Pr-100/1		
		8003		10, 20, ..., 90							Sonde Pr-100/1		
06.02.2018		9000		0,0								Wagnetest (10 kg + Vorzeichen)	
		9001		0,0								Gewichtsspiere	
		9002		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	0	Gewichtsspiere Start 14:25	
		9003		20,0	-10, -8, ..., 20, 18, ..., 0	0	0	0	0	0	0	Original	
		9004		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	0	Original	
		9005		20,0	5	0	0	0	0	0	0	Original	
		9006		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	0	Original	
		9007		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	0	Original	
		9008		20,0	0, 1, ..., 20, 19, ..., 0	0	0	0	0	0	0	Original	
		9009		20,0	0, 1, ..., 20	0	0	0	0	0	0	Original	
		9010		20,0	0, 1, ..., 20, 19, ..., 0	0	0	0	0	0	0	Original	
		9011		20,0	0, 1, ..., 20, 19, ..., 0	0	0	0	0	0	0	Original	
07.02.2018		1004		0,0								Gewichtsspiere	
		1005		20,0	0, 1, ..., 20, 19, ..., 0	0	0	0	0	0	Original ohne Turm		
		1006		20,0	-5, ..., 20, 18, ..., 0	0	0	0	0	0	Original ohne Turm		
		1007		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
		1008		20,0	-5, -4, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
		1009		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
		1010		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
		1011		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
		1012		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
		1013		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
		1014		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
		1015		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs		
1016		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs				
1017		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs				
1018		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	Original ohne Turm mit Progs neuer Mast				
1019		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	3 SLW ohne Turm mit Progs neuer Mast				
1020		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	3 SLW ohne Turm mit Progs neuer Mast				
1021		20,0	5,0	0	0	0	0	0	3 SLW ohne Turm mit Progs neuer Mast				
1022		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	3 SLW ohne Turm mit Progs neuer Mast				
1023		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	3 SLW ohne Turm mit Progs neuer Mast				
1024		20,0	0,0	0,0	0, 10, 0, -10	0	0	0	0	3 SLW ohne Turm mit Progs neuer Mast			
08.02.2018		3005		0,0								Gewichtsspiere, Beginn 8:10	
		1025		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps	
		1026		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps	
		1027		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps	
		3006		0,0									Ende 9:15
		1028		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps + Extensions
		1029		20,0	-10, -9, ..., 20	0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps + Extensions
		1030		20,0	5,0	0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps + Extensions
		1031		20,0	0,0	0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps + Extensions
		1032		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps + Extensions
		1033		20,0	0, 14, -14, 0	0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm + Progs, neuer Mast, 30° Tps + Extensions
		1034		20,0	0,0	0,0	0, 10, 0, 2000	0	0	0	0	Reihe	Start 10:05, Ende 11:00
1035		20,0	0,0	0,0	0,0	0	0	0	0	Reihe	Start 10:05, Ende 11:00		
1036		20,0	0,0	0,0	0,0	0	0	0	0	Reihe	Start 11:30		
1037		20,0	0,0	0,0	0,0	0	0	0	0	Reihe	Aktwechsel, Start 11:50		
1038		20,0	0,0	0,0	0,0	0	0	0	0	Reihe	Aktwechsel, Start 12:00		
1039		20,0	0,0	0,0	0,0	0	0	0	0	Reihe	SR-Ausstrahlzeit Kompensation von asymm. Schub		



Tn 2687 AC Gyro

Datum	RUN	POL	DPN	V <sub>z</sub> (m/s)	ω <sub>z</sub>	β <sub>z</sub>	ΔF (1/min)	HLW η	SLW ζ	ε HLW	Konfiguration	Bemerkungen
09.02.2018	1040	0	-10	0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	Messaufnahmen, Bereich Gewächshaus, Beginn 14:30
	1041	0	-10,9...20	0	0	0	0	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
	1042	20,0	-10,9...20	0	0	0	2100	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
	1043	20,0	5,0	0	0	0	2100	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
	1044	20,0	0,14,-14,0	0	0	0	3750	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
	3008	0,0	-10,-9...20	0	0	0	0	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
	1045	20,0	-10,9...20	0	0	0	0	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
	1046	20,0	0,14,-14,0	0	0	0	0	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
	1047	20,0	5,0	0	0	0	0	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
	3009	0,0	-10,-9...20	0	0	0	0	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions	
1048	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1049	20,0	0,14,-14,0	0	0	0	-	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1050	20,0	5,0	0	0	0	-	0	0	0	2 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1051	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	Reihe	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
3010	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1052	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1053	20,0	5,0	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1054	20,0	0,14,-14,0	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1055	20,0	0,0	0	0	0	-	Reihe	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1056	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
3011	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1057	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1058	20,0	5,0	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1059	20,0	0,14,-14,0	0	0	0	-	0	0	0	3 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
3012	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	1 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1060	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	1 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
1061	20,0	0,0	0	0	0	-	0	0	0	1 SLW - Turm - Progs. neuer Mast, 30° Tps + Extensions		
12.02.2018	3013	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast, 30° Tps	Start 8:10
	1062	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast, 30° Tps	
	1063	20,0	0,14,-14,0	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast, 30° Tps	
	1064	20,0	5,0	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast, 30° Tps	
	3014	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast, 30° Tps	
	1065	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast, 30° Tps	
	1066	20,0	0,14,-14,0	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast, 30° Tps	
	1067	20,0	5,0	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast, 30° Tps	
	3015	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast	
	1068	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast	
1069	20,0	0,14,-14,0	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast		
09.02.2018	3016	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, - Mast	Start 11:30 Abbruch, das Zugsatzgür geöffnet wurde
	1070	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, - Mast	
	1071	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, - Mast	
	3017	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast + Rotorkopfverkl.	
	1072	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast + Rotorkopfverkl.	
	3018	0,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast + Rotorkopfverkl.	
	1073	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast + Rotorkopfverkl.	
	1074	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast + Rotorkopfverkl.	
	1075	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast + Rotorkopfverkl.	
	1076	20,0	-10,-9...20	0	0	0	-	0	0	0	0 SLW - Turm - Progs. - HLW - Fluger, neuer Mast + Rotorkopfverkl.	



## A.4. Flugversuchsprogramm

## Erster Abschnitt

Nummer	Anzahl	
1		1 Gewöhnungsflug + CG Einstellung / Trimmung
2		1 Kalibrierungsmanöver
3		3 Vorbeiflug 20 m/s
4		3 Vorbeiflug 25 m/s
5		3 Vorbeiflug 30 m/s
6		3 Vorbeiflug 15 m/s
7		2 Steigflug moderates Steigen Anfangsgeschwindigkeit 20 m/s, dann Sinken mit ca. 20 m/s
8		2 Steigflug moderates Steigen Anfangsgeschwindigkeit 30 m/s, dann Sinken mit ca. 30 m/s
9		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 20 m/s, dann Sinken mit ca. 20 m/s
10		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 30 m/s, dann Sinken mit ca. 30 m/s
11		2 Steigflug starkes Steigen Anfangsgeschwindigkeit 20 m/s, dann Sinken mit ca. 30 m/s
12		2 Steigflug starkes Steigen Anfangsgeschwindigkeit 30 m/s, dann Sinken mit ca. 30 m/s
13		2 Kurvenflug 20 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
14		2 Kurvenflug 30 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
15		3 Vorbeiflug aus geringer Geschwindigkeit mit gleichmäßiger Beschleunigung in gleichbleibender Höhe
16		1 Steigflug mit ca. 4500 U/min, 20m/s halten
17		1 Steigflug mit ca. 5000 U/min, 20m/s
18		1 Steigflug mit ca. 5200 U/min, 20m/s
19		1 Steigflug mit ca. 5400 U/min, 20m/s
20		1 Steigflug mit ca. 5600 U/min, 20m/s
21		1 Steigflug mit ca. 5800 U/min, 20m/s
22		1 Steigflug mit ca. 6000 U/min, 20m/s

## Zweiter Abschnitt

ETA_positiv_Stellung_1		
23		3 Vorbeiflug 20 m/s
24		3 Vorbeiflug 25 m/s
25		3 Vorbeiflug 30 m/s
26		3 Vorbeiflug 15 m/s
27		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 20 m/s, dann Sinken mit ca. 20 m/s
28		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 30 m/s, dann Sinken mit ca. 30 m/s
29		2 Kurvenflug 20 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
30		2 Kurvenflug 30 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
ETA_positiv_Stellung_2		
31		3 Vorbeiflug 20 m/s
32		3 Vorbeiflug 25 m/s
33		3 Vorbeiflug 30 m/s
34		3 Vorbeiflug 15 m/s
35		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 20 m/s, dann Sinken mit ca. 20 m/s
36		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 30 m/s, dann Sinken mit ca. 30 m/s
37		2 Kurvenflug 20 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
38		2 Kurvenflug 30 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
ETA_negativ_Stellung_1		
23		3 Vorbeiflug 20 m/s
24		3 Vorbeiflug 25 m/s
25		3 Vorbeiflug 30 m/s
26		3 Vorbeiflug 15 m/s
27		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 20 m/s, dann Sinken mit ca. 20 m/s
28		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 30 m/s, dann Sinken mit ca. 30 m/s
29		2 Kurvenflug 20 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
30		2 Kurvenflug 30 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
ETA_negativ_Stellung_2		
31		3 Vorbeiflug 20 m/s
32		3 Vorbeiflug 25 m/s
33		3 Vorbeiflug 30 m/s
34		3 Vorbeiflug 15 m/s
35		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 20 m/s, dann Sinken mit ca. 20 m/s
36		2 Steigflug mittleres Steigen Anfangsgeschwindigkeit 30 m/s, dann Sinken mit ca. 30 m/s
37		2 Kurvenflug 20 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis
38		2 Kurvenflug 30 m/s flacher Kreis, moderater Kreis, steilerer Kreis

Abbildung A.3.: Flugversuchsprogramm ACG2

## A.5. Analytische Trimmrechnung

Der folgende Abschnitt stellt einen Weg zur Berechnung eines Trimpunktes im Geradeausflug für ein Fluggerät mit einem autorotierenden Rotor und einem Starrflügel (Kombinationstragschrauber) vor. Grundlegende Annahmen für die Berechnung basieren auf analytischen Näherungsformeln zur Autorotation aus [25]. Die hier vorgestellte Rechnung gilt nur für eine Fluggeschwindigkeit und muss für jeden gesuchten Trimpunkt bei weiteren Geschwindigkeiten wiederholt werden.

Für das Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt des Kombinationstragschraubers gilt exakt und mit Kleinwinkelnäherung:

$$\begin{aligned} \sum M^{CG} = 0 &= A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + A_H \cdot x_{H,CG} + F_R \cdot \cos(\alpha_R - \alpha) \cdot x_{R,CG} \\ &\quad - F_R \cdot \sin(\alpha_R - \alpha) \cdot z_{R,CG} + F_{Prop} \cdot z_{Prop,CG} \\ \sum M^{CG} = 0 &\approx A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + A_H \cdot x_{H,CG} + F_R \cdot x_{R,CG} - F_R \cdot (\alpha_R - \alpha) \cdot z_{R,CG} \\ &\quad + F_{Prop} \cdot z_{Prop,CG}. \end{aligned} \quad (A.1)$$

Die Rotorkraft ergibt sich in der Näherung zu:

$$F_R(\alpha) \approx -A_{Fl} - A_H + F_G. \quad (A.2)$$

Für den Propellerschub gilt näherungsweise:

$$F_{Prop} \approx F_R \cdot (\alpha_R - \alpha) + W_P + F_G \cdot \alpha + W_{Fl}. \quad (A.3)$$

Die Rotorkraft  $F_R$  kann in A.1 ersetzt werden.

$$\begin{aligned} 0 &= A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + (F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot x_{R,CG} - (F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (\alpha_R - \alpha) \cdot z_{R,CG} \\ &\quad + F_{Prop} \cdot z_{Prop,CG} + A_H \cdot x_{H,CG} \end{aligned} \quad (A.4)$$

Ebenso kann  $F_{Prop}$  in A.4 ersetzt werden und das Gleichungssystem weiter zusammengefasst werden.

$$\begin{aligned} 0 &= A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + (F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot x_{R,CG} - (F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (\alpha_R - \alpha) \cdot z_{R,CG} \\ &\quad + [(F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (\alpha_R - \alpha) + W_P + F_G \cdot \alpha + W_{Fl}] \cdot z_{Prop,CG} + A_H \cdot x_{H,CG} \end{aligned} \quad (A.5)$$

Von  $\alpha_R$  abhängige Terme werden isoliert.

$$\begin{aligned}
 0 = & -\alpha_R \cdot z_{R,CG} \cdot (F_G - A_{Fl} - A_H) + \alpha_R \cdot z_{Prop,CG} \cdot (F_G - A_{Fl} - A_H) \\
 & + A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + (F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot x_{R,CG} - (F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (-\alpha) \cdot z_{R,CG} \\
 & + [(F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (-\alpha) + W_P + F_G \cdot \alpha + W_{Fl}] \cdot z_{Prop,CG} + A_H \cdot x_{H,CG}
 \end{aligned} \tag{A.6}$$

$$\begin{aligned}
 0 = & -\alpha_R \cdot [(F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (+z_{R,CG} - z_{Prop,CG})] \\
 & + A_{Fl} \cdot (x_{Fl,CG} - x_{R,CG} - \alpha \cdot z_{R,CG} + \alpha \cdot z_{Prop,CG}) \\
 & + A_H \cdot (-x_{R,CG} - \alpha \cdot z_{R,CG} + \alpha \cdot z_{Prop,CG} + x_{H,CG}) \\
 & + F_G \cdot (x_{R,CG} + \alpha \cdot z_{R,CG} - \alpha \cdot z_{Prop,CG} + \alpha \cdot z_{Prop,CG}) \\
 & + W_P \cdot z_{Prop,CG} + W_{Fl} \cdot z_{Prop,CG}
 \end{aligned} \tag{A.7}$$

Nun kann eine Funktion der Form  $\alpha_R = f(\alpha)$  aufgestellt werden.

$$\alpha_R = \frac{A_{Fl} \cdot (x_{Fl,CG} - x_{R,CG} - \alpha \cdot z_{R,CG} + \alpha \cdot z_{Prop,CG}) + A_H \cdot (x_{R,CG} - \alpha \cdot z_{R,CG} + \alpha \cdot z_{Prop,CG} + x_{H,CG}) + F_G \cdot (x_{R,CG} + \alpha \cdot z_{R,CG}) + W_P \cdot z_{Prop,CG} + W_{Fl} \cdot z_{Prop,CG}}{(F_G - A_{Fl} - A_H) \cdot (+z_{R,CG} - z_{Prop,CG})} \tag{A.8}$$

Damit ist eine Abhängigkeit des Rotoranstellwinkels  $\alpha_R$  vom Rumpfanstellwinkel  $\alpha$  ausgedrückt. Auftrieb und Widerstand am Flügel/Rumpf ( $A_{Fl}$ ,  $W_{Fl}$ ,  $W_P$ ) und am Leitwerk ( $A_H$ ) sind Funktionen der Fluggeschwindigkeit  $V$  und des Anstellwinkels  $\alpha$ . Für jede Fluggeschwindigkeit existieren unendlich viele Lösungen entlang dieser Gleichung. Für jeden Anstellwinkel des Rumpfes existiert ein dazugehöriges Paar von Rotorschub (Gln. A.2) und Rotoranstellwinkel (Gln. A.8). Jedoch ist nur eines dieser Paare physikalisch sinnvoll. Nur bei einer Kombination kann entsprechend des Rotoranstellwinkels eine genügend große Rotordrehzahl aufgebaut werden, sodass die Rotorkraft  $F_R$  Gleichung A.2 genügt.

Daher wird über die Abhängigkeit des Rotoranstellwinkels zum Fortschrittsgrad des Rotors die Rotordrehzahl ermittelt. Der Zusammenhang von Fortschrittsgrad  $\mu_R$  und Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  für die stationäre Autorotation ist in [25] bereits beschrieben worden.

$$\alpha_R = \frac{t_{Bl}}{r_R} \cdot \left[ K_{\alpha 0} + \frac{K_{\alpha 2}}{\mu_R^2} \right] + \frac{K_{\alpha 1}}{\mu_R} \quad (\text{A.9})$$

Gleichung A.9 wird nach dem dazugehörigen Fortschrittsgrad aufgelöst.

$$\mu_{1,2} = -\frac{K_{\alpha 1}}{2 \cdot \left( K_{\alpha 0} \cdot \frac{t_{Bl}}{r_R} - \alpha_R \right)} \pm \sqrt{\left( \frac{K_{\alpha 1}}{2 \cdot \left( K_{\alpha 0} \cdot \frac{t_{Bl}}{r_R} - \alpha_R \right)} \right)^2 - \frac{t_{Bl}}{r_R} \cdot \frac{K_{\alpha 2}}{\left( K_{\alpha 0} \cdot \frac{t_{Bl}}{r_R} - \alpha_R \right)}} \quad (\text{A.10})$$

Nur die positive Lösung der quadratischen Formel ergibt einen physikalisch sinnvollen Fortschrittsgrad. Mit diesem Fortschrittsgrad kann die Drehzahl des Rotors ermittelt werden. Somit kann eine zum Rotoranstellwinkel zugehörige Rotorkraft berechnet werden. Aus [25] stammt eine Formel für die Rotorkraft, die nur von Konstanten, der Rotordrehzahl und dem Rotorfortschrittsgrad abhängt.

$$F_R(\Omega, \mu) = \rho \cdot t_{Bl} \cdot \Omega_R \cdot r_R^3 \cdot [K_{Z0} + K_{Z1} \cdot \mu + K_{Z2} \cdot \mu^2] \quad (\text{A.11})$$

Entspricht die Rotorkraft aus Gleichung A.11  $F_R(\Omega, \mu)$  der Rotorkraft aus A.2  $F_R(\alpha)$  ist ein physikalisch möglicher Rotorzustand zu einem möglichen Trimmzustand aus der Momentengleichung A.1 gefunden und das Trimmproblem gelöst.

Mit Kenntnis der gesuchten Rotorkraft  $F_R$  und des Rotoranstellwinkels  $\alpha_R$  ist auch der dazugehörige Anstellwinkel  $\alpha$  und die verbleibenden Größen  $A_{Fl}, W_{Fl}, A_H, W_P$  und  $F_{Prop}$  bekannt.

Gleichung A.10 liefert einen Hinweis auf die unterste Grenze eines Anstellwinkels, bei der die Autorotation für den jeweils vorliegenden Rotor nicht mehr funktioniert. Die Gleichung hat eine Polstelle für:

$$\alpha_R = K_{\alpha 0} \cdot \frac{t_{Bl}}{r_R} \quad (\text{A.12})$$

Gemäß der Formel wird die Autorotation also erst bei einem sehr kleinen Rotoranstellwinkel nahe Null tatsächlich instabil. Bei höheren Rotoranstellwinkeln kann beispielsweise abgebaute Rotordrehzahl wiedererlangt werden. Da das wirkende beschleunigende Moment auch vom Fortschrittsgrad und der Drehzahl selbst abhängt, kann ein Wiederaufbau der Drehzahl jedoch einige Zeit in Anspruch nehmen.

## A.6. Berechnungsvorschrift zu Ermittlung der statischen Stabilität

Gesucht ist ein Beiwert für den Nickmomentenanstieg bei Tragschraubern mit zusätzlichen Starrflügeln. Diese Berechnung ist allgemein gültig und lässt sich direkt auf konventionelle Tragschrauber übertragen. Für die Momentenbeziehung bei einer Anstellwinkeländerung gilt:

$$\Delta M_{ges} = \Delta A_{Fl} \cdot x_{Fl,CG} + \Delta A_H \cdot x_{H,CG} + \Delta M_R \quad (\text{A.13})$$

Dabei gilt für das vom Rotor verursachte Teilnickmoment  $\Delta M_R$ :

$$\Delta M_R = \Delta F_R \cdot d \quad (\text{A.14})$$

Die Strecke  $d$  stellt den geringsten Abstand der Rotorkraftlinie zum Schwerpunkt dar. Um die Strecke  $d$  zu berechnen, werden die Flugzeugquerachse und die Rotorkraftlinie vektoriell beschrieben. Für die Rotorkraftlinie gilt:

$$h : x = \begin{pmatrix} x_R \\ y_R \\ z_R \end{pmatrix} + s \cdot \begin{pmatrix} \sin(\nu) \\ 0 \\ \cos(\nu) \end{pmatrix} = \vec{q} + s \cdot \vec{v} \quad (\text{A.15})$$

und für die Flugzeugquerachse durch den Schwerpunkt

$$g : x = \begin{pmatrix} x_{CG} \\ y_{CG} \\ z_{CG} \end{pmatrix} + r \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} = \vec{p} + r \cdot \vec{u} \quad (\text{A.16})$$

Der Abstand der Vektoren  $g$  und  $h$  ist dann

$$d(g, h) = (\vec{q} - \vec{p}) \cdot \vec{n}_0 \quad (\text{A.17})$$

Dabei gilt für den Normalenvektor

$$\vec{n} = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \sin(\nu) \\ 0 \\ \cos(\nu) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\nu) \\ 0 \\ -\sin(\nu) \end{pmatrix} \quad (\text{A.18})$$

$$\vec{n}_0 = \frac{1}{\sqrt{\sin^2(\nu) + \cos^2(\nu)}} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\nu) \\ 0 \\ -\sin(\nu) \end{pmatrix} = 1 \cdot \begin{pmatrix} \cos(\nu) \\ 0 \\ -\sin(\nu) \end{pmatrix} \quad (\text{A.19})$$

$$d(g, h) = \begin{pmatrix} x_R - x_{CG} \\ y_R - y_{CG} \\ z_R - z_{CG} \end{pmatrix} \cdot \vec{n}_0 = (x_R - x_{CG}) \cdot (\cos(\nu)) + (z_R - z_{CG}) \cdot (-\sin(\nu)) \quad (\text{A.20})$$

Neben dem Hebelarm der Rotorschublinie ist die Anfangsreaktion des Tragschrauberrotors auf die Anstellwinkeländerung  $\Delta\alpha$  zu beschreiben. Aus [25] ist eine analytische Lösung für die Rotorkraft im Geradeausflug bekannt.

$$F_R = \rho \cdot t_{Bl} \cdot \Omega_R^2 \cdot r_R^3 \cdot \left( K_{Z0} - \pi \cdot \beta_{Blc} \cdot \mu_R + \frac{C_{A0E}}{2} \mu_R^2 \right) \quad (\text{A.21})$$

Dabei gilt

$$K_{Z0} = \left[ \pi \cdot K_{wBl} + \frac{1}{3} \cdot (2 \cdot \pi \cdot \varepsilon_{Bl} + C_{ABl0}) \right] \quad (\text{A.22})$$

Die Drehzahl wird während der Anfangsreaktion als quasistationär betrachtet. Alle stationären Größen und Konstanten in den Gleichungen A.21 und A.22 spielen in der Betrachtung keine Rolle, weil sie nicht zu  $\Delta F_R$  beitragen. Es verbleibt:

$$\Delta F_R = \rho \cdot t_{Bl} \cdot \Omega_R^2 \cdot r_R^3 \cdot (\pi \cdot \Delta K_{wBl}) \quad (\text{A.23})$$

Die Einflussgröße  $K_{wBl}$ , die in [25] als Konstante angenommen wird, wird hier ersetzt. Die Annahme eines konstanten  $K_{wBl}$  gilt nur, wenn sich der Rotor im Gleichgewichtszustand der Autorotation befindet und sich antreibende und bremsende Kräfte am Rotor über einen Umlauf aufheben, sodass die Drehzahl stabil bleibt. Durch Ersetzen von  $\Delta K_{wBl}$  kann der Einfluss einer Vertikalböe betrachtet werden.

$$\Delta F_R = \rho \cdot t_{Bl} \cdot \Omega_R^2 \cdot r_R^3 \cdot \left( \pi \cdot \frac{\Delta w_{Bl}}{\Omega_R \cdot r_R} \right) \quad (\text{A.24})$$

Dabei wird die Vertikalböe über  $\Delta w_{Bl}$  ausgedrückt.

$$\Delta w_{Bl} = \Delta\alpha_R \cdot V \quad (\text{A.25})$$

Mit Gleichung A.24 erhält man:

$$\Delta F_R = \rho \cdot t_{Bl} \cdot \Omega_R^2 \cdot r_R^3 \cdot (\pi \cdot \Delta \alpha_R \cdot \mu_R) \quad (\text{A.26})$$

Für die Drehzahl  $\Omega_R$  wird der Stationärwert am Flugpunkt genutzt

$$\Omega_R = \Omega_{R0} = \sqrt{\frac{F_{R0}}{\rho \cdot t_{Bl} \cdot r_R^3 \cdot (K_{Z0} + K_{Z1} \cdot \mu_R + K_{Z2} \cdot \mu_R^2)}} \quad (\text{A.27})$$

Durch Ersetzen der Drehzahl  $\Omega_{R0}$  entsteht die einfache Formel

$$\Delta F_R = \frac{F_{R0} \cdot \pi \cdot \mu_R}{K_{Z0} + K_{Z1} \cdot \mu_R + K_{Z2} \cdot \mu_R^2} \cdot \Delta \alpha_R \quad (\text{A.28})$$

Damit ist der Gradient  $F_{R\alpha_R}$  für den Rotorkraftanstieg bei einem Anstellwinkelanstieg bekannt.

$$F_{R\alpha_R} = \frac{F_{R0} \cdot \pi \cdot \mu_R}{K_{Z0} + K_{Z1} \cdot \mu_R + K_{Z2} \cdot \mu_R^2} \quad (\text{A.29})$$

Für den Nickmomentenanstieg am Tragschrauber wird davon ausgegangen, dass für eine kurzfristige Störung  $\Delta \alpha$  genauso groß ist wie  $\Delta \alpha_R$ . Nach der Normierung auf die Bezugsflügeliefe  $l_\mu$  und die Bezugsflügelfläche  $S_{Ref}$  gilt:

$$c_{m\alpha} = \frac{C_{A\alpha,Fl} \cdot x_{Fl,CG} \cdot S_{Fl} + C_{A\alpha,H} \cdot x_{H,CG} \cdot S_H + F_{R\alpha_R} \cdot d \cdot \frac{1}{q_{Stau}}}{l_\mu \cdot S_{Ref}} \quad (\text{A.30})$$

$F_{R\alpha_R}$  und  $d$  sind Funktionen der Fluggeschwindigkeit und des Anstellwinkels. Werden nur getrimmte Flugzustände betrachtet, lässt sich der Verlauf von  $c_{m\alpha}$  über der Fluggeschwindigkeit oder über dem Anstellwinkel ausdrücken. Eine Allgemeingültigkeit des Wertes für alle Flugzustände, wie sie beim Flächenflugzeug besteht, kann nicht ausgedrückt werden.

## A.7. Vermessung des ACG2 Flügel-Rumpfes im Windkanal

Um die erdachten Änderungen auf ihre Wirksamkeit zu überprüfen, wurden im Februar 2018 74 Schiebe- und Anstellwinkel-Messreihen im Windkanal in Braunschweig bei verschiedenen Konfigurationen und Kanalgeschwindigkeiten aufgezeichnet.

Zu Beginn der Untersuchung wurde der ACG2 mit einer dreiachsigen Waage A.4 aus-

gestattet und mit dem Stiel verbunden. Aus konstruktiven Gründen und Gründen der Handhabbarkeit wurde das Fluggerät in normaler Fluglage aufrecht auf dem Stiel angebracht. Durch einen Knickwinkel im Stiel von  $7^\circ$ , konnte ein Anstellwinkel von  $-10^\circ$ , bis  $+20^\circ$ , vermessen werden, ohne dass die Maximalwerte des  $\alpha$ -Supports erreicht worden wären. Im Schiebewinkel wurde ein Bereich von  $\pm 15^\circ$ , vermessen.

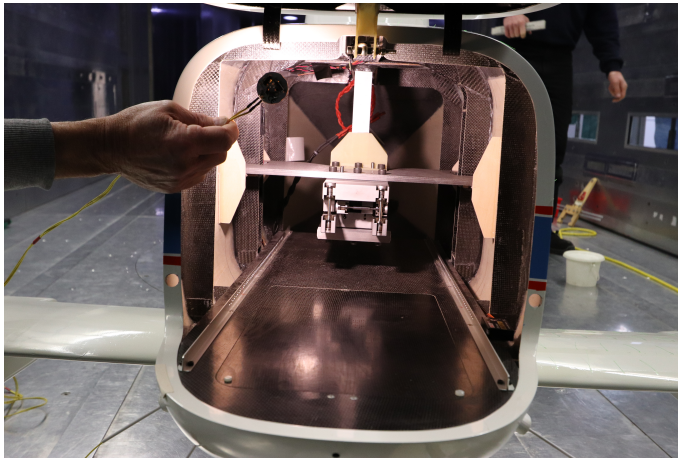


Abbildung A.4.: Installation der Windkanalwaage

Die ersten Messreihen wurden mit dem Aufbau durchgeführt, der bereit im ersten Flugversuch geflogen wurde. Im Windkanal fiel vor allem eine Kraft auf, die sich über den Anstell- und Schiebewinkelbereich sehr unregelmäßig verhielt. Die hauptsächliche Ausprägung war in  $y_f$ -Richtung auszumachen. Dazu war auch das Moment um die  $x_f$ -Achse proportional zur auftretenden Kraft gestört. Eine Analyse der Kameraaufnahmen der angebrachten fluoreszierenden Fäden zeigte, dass sich im Bereich der Rotormastverkleidung große Turbulenzen in der Grenzschichtströmung zeigten. Teilweise konnten auch Rückströmungsbereiche identifiziert werden. Das Vorhandensein von Ablöseblasen im Bereich der Rotorverkleidung ist angesichts der gemachten Beobachtungen ebenso sehr wahrscheinlich, wurde aber nicht genauer untersucht. Die pragmatischste Lösung für dieses erste identifizierte schwerwiegende Problem war die

schlichte Demontage der Rotormastverkleidung. Bezogen auf den Rumpf mit Flügel, Leitwerken und Mast brachte dies eine Widerstandseinsparung von 17% bei  $\alpha = 0^\circ$  und vermied die schädliche unstete Seitenkraft, die über dem Schwerpunkt angriff und somit ungewollte Schiebe und Rollwinkel verursachte.

Nach der Demontage der Rotorverkleidung wurden mit dem Fluggerät verschiedene Anstell- und Schiebewinkelmessreihen durchgeführt und auch Versuchsreihen mit unterschiedlichen Schüben, um im Nachgang ein Schubmodell erstellen zu können. Außerdem wurde bei 20 m/s und bei 30 m/s diejenige Motordrehzahl ermittelt, die für einen ausgetrimmten Geradeausflug bei einem angenommenen Fluggewicht von ursprünglich geplanten 33 kg theoretisch benötigt worden wäre. Mit dieser Drehzahl wurden dann weitere Polaren bei den Kanalgeschwindigkeiten von 20 m/s und 30 m/s erzeugt. Auch die Höhenleitwerkseinstellung wurde mehrfach geändert und vermessen, um die Wirksamkeit des Höhenleitwerks bei verschiedenen Einstellungen bestimmen und voraussagen zu können.

Dann begannen die Messungen, in denen alle vorher erdachten Änderungen am Fluggerät umgebaut wurden. Ein drittes Seitenleitwerk mit zusätzlichem Ruder wurde angebracht, der Rotormast wurde verlängert, die Knickflügel installiert und die Streckung der Seitenleitwerksflossen durch aufsteckbare Vergrößerungen erhöht. Mit dieser Konfiguration, die die zukünftige Flugkonfiguration darstellen sollte, wurden die meisten Messreihen gemacht, denn dies war die geplante neue Konfiguration des ACG2. Variiert wurden: Aerodynamische Winkel, Kanalgeschwindigkeiten, Schub, Seitenruderwinkel und Höhenruderwinkel.

Nach Abschluss dieser Messungen wurden Messungen ohne Propeller durchgeführt, um die Einflüsse der ungestörten Strömung vermessen zu können und durch Differenzbildung klar die Einflüsse des Antriebssystems auf Kraft- und Momentenhaushalt ausmachen zu können. Nur ohne den Einfluss der Propeller sind die Auftriebs- und Widerstandspolaren der Einzelkomponenten zu bestimmen.

Um die Einflüsse der Einzelkomponenten und deren Einfluss auf die Gesamtkonfiguration verstehen zu können, wurden diese nun schrittweise demontiert. Die Differenzbildung der auf diese Art vermessenen Polaren gibt die Einzeleinflüsse preis. Über die normale Konfiguration hinaus wurde auch eine experimentelle Rotorkopfverkleidung vermessen. Entgegen vielversprechender Beschreibungen aus der Literatur [76]<sup>1</sup>

---

<sup>1</sup>Helicopter Performance, Stability and Control, 2001

wurde durch die Rotorkopfverkleidung lediglich eine Widerstandseinsparung von weniger als 1% bezogen auf das Gesamtfluggerät erreicht. Die Verkleidung konnte bei den Flugversuchen auch nicht zum Einsatz kommen, da durch sie der optische Rotordrehzahlsensor gestört wurde.

Eine Übersicht über die Windkanalmessungen ist im Anhang A.3 gegeben.

Exemplarisch wird im Folgenden die Vermessung und Einstellung der wichtigsten Bauteile des ACG2 vorgestellt.

### A.7.1. Höhenleitwerk

Die Einstellung des Höhenleitwerkes bedurfte einer Analyse vieler verschiedener vorherrschender Effekte, die erst im Windkanal in ihrem Zusammenspiel erforscht werden konnten. In den Simulationsmodellen müssen diese Effekte korrekt abgebildet werden, daher wird an dieser Stelle detaillierter auf die einzelnen Einflüsse und ihren jeweiligen Ursprung eingegangen.

Für den ACG2 zeigte die Vermessung im Windkanal ein durchaus unerwartetes Nickmomentenverhalten bei Betrieb, mit und ohne Schub. Während des ersten Fluges war zwar aufgefallen, dass der ACG2 schwer steuerbar war, doch dass das Nickmoment des Flügel-Rumpfes über einen Anstellwinkelbereich von 30° mehrfach die Steigung über dem Anstellwinkel ändert, war nicht erwartet. Während der Gradient  $c_{m\alpha}$  für den Betrieb ohne Propeller im relevanten Anstellwinkelbereich durchgehend negativ ist, ändert sich dieses Verhalten mit Propellern im Leerlauf derart, dass der Gradient gerade im Anstellwinkelbereich von 0° bis 10° auf einen Wert von Null steigt. Statische Stabilität des Rumpfes mit Flügel und Leitwerken ist somit nicht gegeben.

Grundstein der Modellbildung ist die Identifizierung der Auftriebscharakteristika von Flügel und Höhenleitwerk. Dazu wurden im Windkanal die einzelnen Anbauteile Messung für Messung, nach und nach, demontiert, um ihre Einzeleinflüsse herausrechnen zu können. Für das Höhenleitwerk beispielsweise entstand die in Abbildung A.6 gezeigte Polare. Aus dieser konnte der Auftriebsanstieg

$$C_{A\alpha,H} = C_{A\alpha,H,mess} \cdot \frac{S_{ref}}{S_H} \quad (A.31)$$

und das Abrissverhalten ermittelt werden. Es ergibt sich ein Auftriebsanstieg am Höhenleitwerk von  $C_{A\alpha H} = 3.24$ . Um den Wert der Staudruckverringering am Höhen-

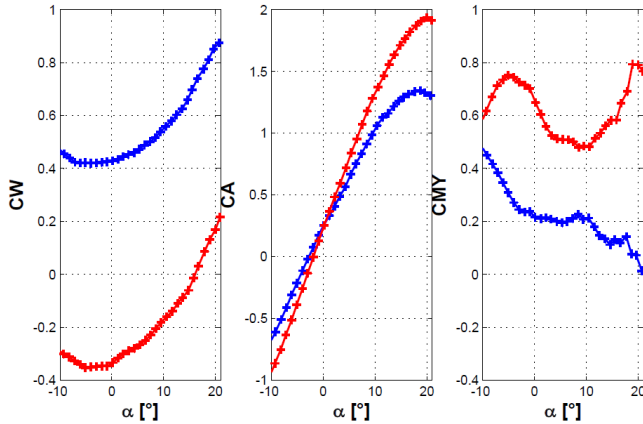


Abbildung A.5.: Vergleich der Messreihen mit Reiseschub und Propellerleerlauf

leitwerk durch autorotierende Propeller im Fall des Betriebs ohne Propellerschub zu ermitteln, konnten Messungen bei verschiedenen Höhenleitwerkseinstellwinkeln genutzt werden. Es wurden vier verschiedene Höhenleitwerkseinstellwinkel vermessen. Diese sind  $-5^\circ$ ,  $-2^\circ$ ,  $0^\circ$  und  $2^\circ$ . Der Staudruckunterschied lässt sich durch den Unterschied der Nickmomentenkurven bei gleichem Anstellwinkel und verschiedenen Einstellwinkeln ermitteln. Bei  $\alpha = 0^\circ$  wird der Nickmomentenunterschied gehörig zum Einstellwinkelunterschied bestimmt. Dabei wurden die Kurven bei verschiedenen Einstellwinkeln mit Propellern im Leerlauf ermittelt und die Polare des Höhenleitwerks bei Messungen mit nahezu ungestörter Anströmung durchgeführt. Es kann aus Abbildung A.7 der Nickmomentenanstieg, verursacht durch den Höhenleitwerkseinstellwinkel  $\varepsilon_H$ , bestimmt werden. Dieser wird zu  $C_{m\varepsilon_H,H}$  definiert.

$$C_{m\varepsilon_H,H} = \frac{0.72 - (-0.2)}{(-5^\circ - (2^\circ)) \cdot (\pi/180)} = -6.06 \quad (\text{A.32})$$

Die physikalische Erklärung der verbleibenden Differenz der Nickmomentenanstiege ist hauptsächlich durch den Staudruckunterschied gegeben.

$$\frac{q_H}{q_{ref}} = -\frac{C_{m\varepsilon_H,H} \cdot l_\mu \cdot S_{ref}}{C_{A\alpha,H} \cdot l_H \cdot S_H} = -\frac{-6.06 \cdot 0.244m \cdot 0.423}{3.24 \cdot 1.25m \cdot 0.19} = 0.81 \quad (\text{A.33})$$

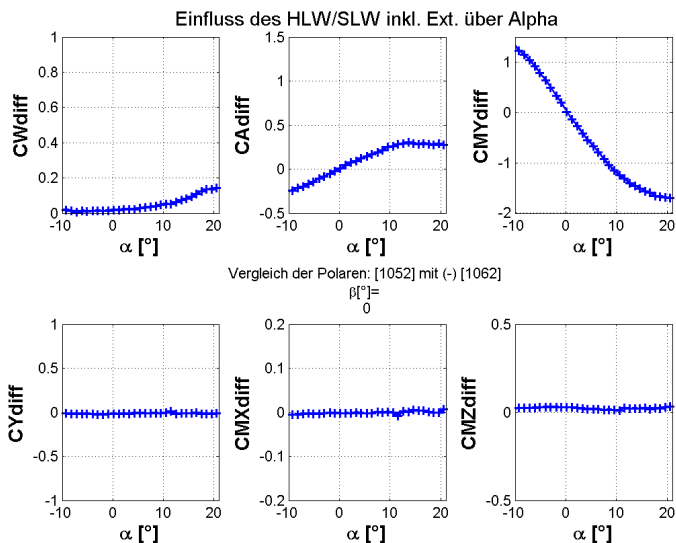


Abbildung A.6.: Vermessene Polare des Höhenleitwerks

Der Staudruck wurde demnach auf 81% reduziert. Gemäß der Definition des Staudrucks

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot V^2, \quad (\text{A.34})$$

entspricht eine Reduktion des Staudrucks auf 81% einer Verringerung der Anströmgeschwindigkeit um 10%. Durch die Lage von Propeller zu Höhenleitwerk kommt eine Staudruckverringerng am Höhenleitwerk in den Anstellwinkelbereichen von  $-7^\circ$  bis  $10^\circ$  vor. Bereinigt man die Nickmomentenmessung um den Staudruckverlust am Höhenleitwerk und das zusätzliche abnickende Moment durch die bremsenden Propeller, erhält man näherungsweise das Nickmomentenverhalten ohne Propellereinfluss. Außerdem wirken sich zwei weitere Effekte stark auf die Messungen aus. Dies ist zum einen die Erhöhung der Strahlgeschwindigkeit hinter den Propellern und zum anderen der Drall der Strömung, der das Höhenleitwerk als symmetrischer Abwind erreicht. Die Strahlgeschwindigkeit der Propeller kann nach allgemeiner Strahltheorie [44] be-

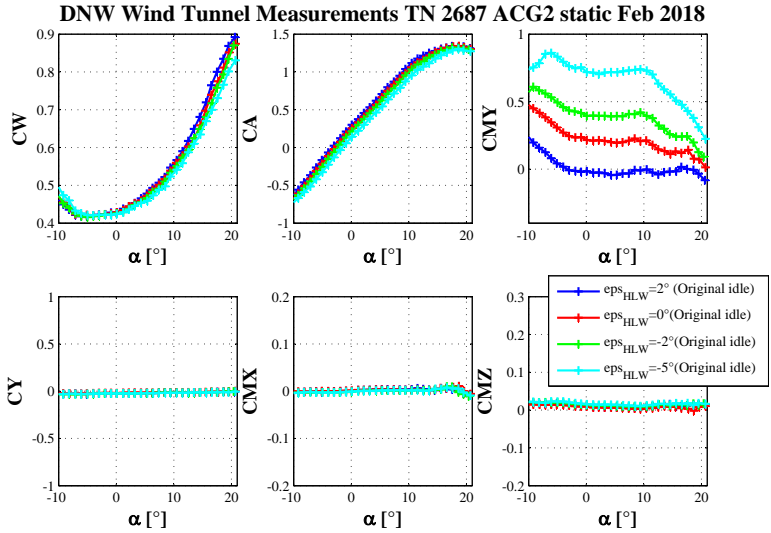


Abbildung A.7.: Einfluss des Höhenleitwerkseinstellwinkels bei verschiedenen Anstellwinkeln

rechnet werden zu:

$$v_{ind} = \frac{1}{2} \cdot \left( -V_0 + \sqrt{V_0^2 + \frac{2 \cdot F_{Prop}}{\rho \cdot S}} \right) \quad (A.35)$$

Der Abwindeffekt durch den Drall wurde gesondert vermessen. Die Ergebnisse sind in Abschnitt 3.3.2 dargestellt.

### A.7.2. Flügel

Ebenso wie das Höhenleitwerk wurde auch die Polare des Flügels des ACG2 erstellt. Bedingt durch die mit dem Flügel verbundenen die Motorgondeln und die Akkualteilungen, ist die Aerodynamik mit Handbuchformeln nicht einfach abzuschätzen. Durch die bauliche Nähe der Propeller zum Flügel wird dieser nahezu vollständig vom Pro-

pellerstrahl überströmt, wodurch der auf den Staudruck der Anströmung bezogene Auftriebsbeiwert erheblich vergrößert wird. Den Effekt der Zusatzüberströmung auf das Gesamtgerät, der hauptsächlich durch den Zusatzauftrieb am Flügel verursacht wird, sieht man eindrucksvoll in Abbildung A.5. Die vermessene Polare des Flügels ist in A.8 dargestellt.

Da der Tragflügel baulich mit den Abauteilen Motorgondeln und Batterieondeln verbunden ist, konnte der Nullwiderstand des Tragflügels nicht im Windkanal vermessen werden. Ebenso konnte nicht bestimmt werden, welchen anstellwinkelabhängigen Anteil Propeller und Batterieondeln verursachen. Um Aussagen darüber zu treffen, welche Leistungs- bzw. Widerstandseinsparungen mit dem Tragflügel erbracht werden können, ist es notwendig diese Widerstandsanteile zu kennen oder zumindest berechnen zu können. Die berechnete Referenz, also ein Tragschrauber ohne Zusatzflügel, muss diese Widerstandsanteile der Flügelanbauteile berücksichtigen, da Propeller- und Batterieondeln auch am Referenztragschrauber vorhanden wären.

Der Nullwiderstand des Tragflügels wird nach Vorgaben von [29] berechnet. Dazu wird die Reynoldszahl für eine Fluggeschwindigkeit von 100 km/h (27.8 m/s) bestimmt. Die Angabe für die kinematische Viskosität  $\nu$  bei einer Temperatur von 20 Grad Celsius wurde [28] entnommen.

$$Re = \frac{V \cdot l_{\mu}}{\nu} = \frac{27.7 \text{ m/s} \cdot 0.244 \text{ m}}{14.9 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}} = 454880 \quad (\text{A.36})$$

Im Sinne einer konservativen Berechnung des Flügelwiderstandes wird von einer turbulenten Umströmung entlang der gesamten Profillänge ausgegangen.

$$\begin{aligned} C_F &= \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot Ma^2)^{0.65}} \\ &= \frac{0.455}{(\log_{10} 454880)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot 0.082^2)^{0.65}} \end{aligned} \quad (\text{A.37})$$

$$C_F = 0.0052$$

Die Dickenrücklage des verwendeten NACA 3413 beträgt 40 % ( $(x/c)_m = 0.4$ ) und die Dicke ist 13% ( $\delta_F = 0.13$ ). Damit errechnet sich der von [29] für die Nullwiderstandsberechnung genutzte Formfaktor  $FF$  zu:

$$FF = \left[ 1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} + 100 \cdot (\delta_F)^4 \right] \cdot \left[ 1.34 \cdot Ma^{0.18} \cdot \cos(\Lambda_m)^{0.28} \right] \quad (\text{A.38})$$

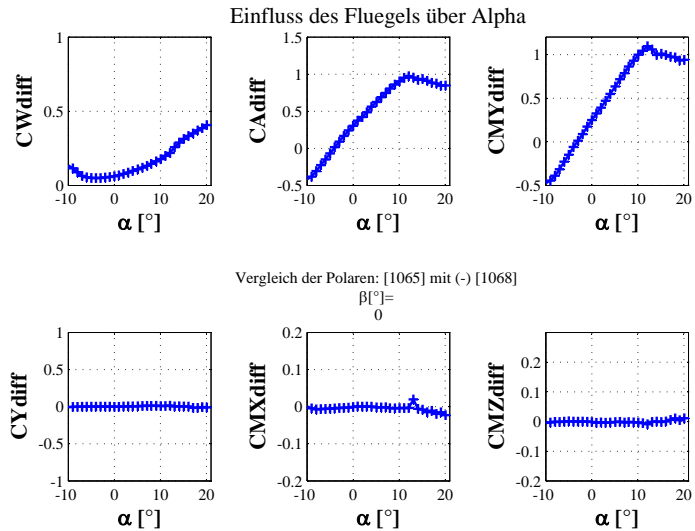


Abbildung A.8.: Aerodynamische Charakteristik des Flügels über dem Anstellwinkel

$$FF = \left[ 1 + \frac{0.6}{0.4} + 100 \cdot (0.13)^4 \right] \cdot \left[ 1.34 \cdot 0.082^{0.18} \cdot 1 \right] = 1.0335 \quad (\text{A.39})$$

Als umströmte Oberfläche des Tragflügels wird die gesamte Flügelfläche außer den vom Rumpf verdeckten Teil gezählt. Sie beträgt näherungsweise:

$$S_O = 2 \cdot S_{Ref} - 0.44m \cdot 0.244m = 0.316m^2 \quad (\text{A.40})$$

Um mit diesen Angaben den Widerstandsbeiwert berechnen zu können, sieht Raymer [29] weiterhin einen Interferenzfaktor  $Q_c$  vor, der die aerodynamische Interaktion mit anderen Baugruppen widerspiegelt. Dieser wird aufgrund der vielen Anbauteile am Flügel und der Anbauposition des Flügels an der Rumpfunterseite sehr konservativ zu  $Q_c = 1.4$  abgeschätzt.

Damit lässt sich der Nullwiderstand des reinen Tragflügels rechnerisch bestimmen:

$$C_{w0,FI} = \frac{\Sigma(C_f \cdot FF \cdot Q_c \cdot S_O)}{S_{Ref}} = \frac{0.0052 \cdot 1.0335 \cdot 1.4 \cdot 0.316 m^2}{0.423 m^2} = 0.0057. \quad (A.41)$$

## A.8. Auslegungsbeispiel II

Merkmal	ACG2	Beispielentwurf 2
Hebelarm Tragflügel $x_{FI,CG}$	0.274 m	0.040 m
Hebelarm Tragflügel $z_{FI,CG}$	0.178 m	0.000 m
Hebelarm Höhenleitwerk $x_{H,CG}$	-1.272 m	-1.272 m
Hebelarm Höhenleitwerk $z_{H,CG}$	0.109 m	0.000 m
Hebelarm Triebwerk $z_{prop,CG}$	0.051 m	0.000 m
Hebelarm Rotorkopf $x_{R,CG}$	-0.089 m	0.034 m
Hebelarm Rotorkopf $z_{R,CG}$	-0.853 m	-0.853 m
Flügelfläche $A_{FI}$	0.423 m <sup>2</sup>	0.423 m <sup>2</sup>
Spannweite $b_{FI}$	1.860 m	2.520 m
Höhenleitwerksfläche $A_H$	0.200 m <sup>2</sup>	0.200 m <sup>2</sup>
Einstellwinkel Flügel $\epsilon_{FI}$	2°	4.0°
Einstellwinkel Höhenleitwerk $\epsilon_H$	-0.5°	2.0°

Tabelle A.3.: Konfigurationsänderungen des ACG2 für einen neu entworfenen Tragschrauber mit verbesserten Schnellflugeigenschaften und einer sehr geringen Rotordrehzahlvariation

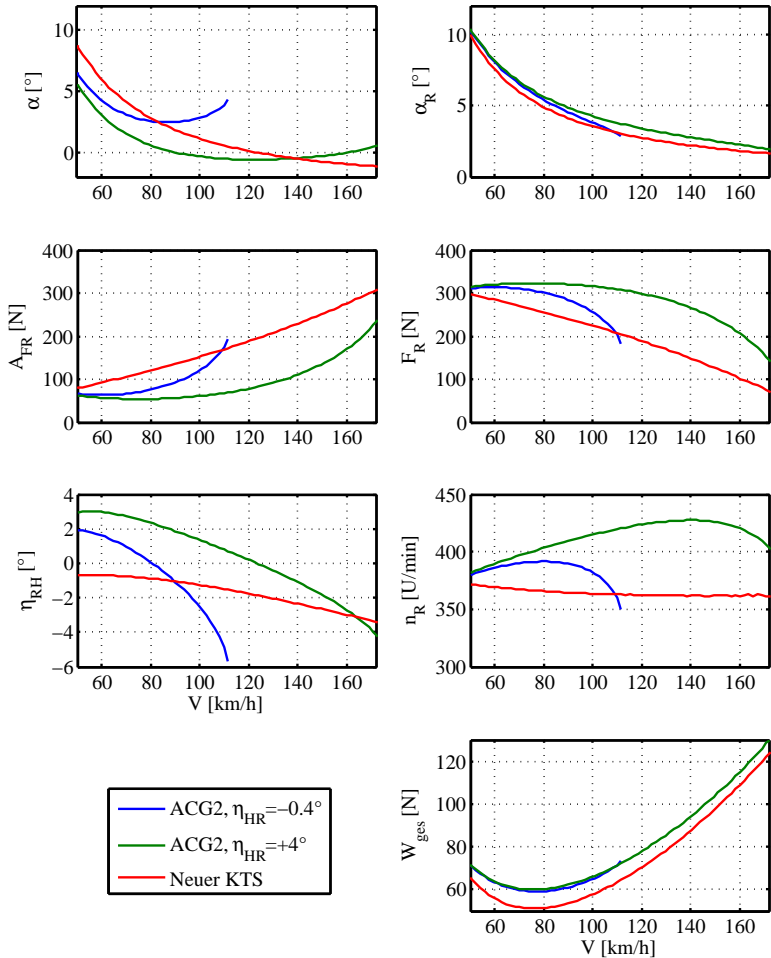


Abbildung A.9.: Verlauf flugmechanischer Kenngrößen der Längsbewegung für den ACG2 bei verschiedenen Höhenruderstellungen und einen neu entworfenen Kombinationstragschrauber mit Fokus auf nahezu gleichbleibende Rotordrehzahl